



ГОСУДАРСТВЕННЫЙ НАУЧНЫЙ ЦЕНТР РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
АО «КОНЦЕРН «ЦЕНТРАЛЬНЫЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ
«ЭЛЕКТРОПРИБОР»



МЕЖДУНАРОДНАЯ ОБЩЕСТВЕННАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ
«АКАДЕМИЯ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ»

ИТМО

УНИВЕРСИТЕТ ИТМО



САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ «ЛЭТИ»



САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКАЯ ГРУППА РОССИЙСКОГО НАЦИОНАЛЬНОГО КОМИТЕТА
ПО АВТОМАТИЧЕСКОМУ УПРАВЛЕНИЮ

НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ

МАТЕРИАЛЫ
XXVI КОНФЕРЕНЦИИ МОЛОДЫХ УЧЕНЫХ

Научный редактор
член-корреспондент Российской академии наук, доктор технических наук, профессор
О. А. Степанов

Под общей редакцией
академика Российской академии наук
В. Г. Пешехонова

Санкт-Петербург
2024

Навигация и управление движением. Материалы XXVI конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» / Науч. ред. – чл.-кор. РАН, д.т.н. проф. О.А.Степанов / Под общ. ред. академика РАН В.Г.Пешехонова. – СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2024. – 367 с. ISBN 978-5-91995-107-0.

Настоящий сборник содержит материалы XXVI конференции молодых ученых «Навигация и управление движением», организованной ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» при поддержке Международной общественной организации «Академия навигации и управления движением» (МОО «АНУД»), Санкт-Петербургского национального исследовательского университета информационных технологий, механики и оптики (Университет ИТМО), Санкт-Петербургского государственного электротехнического университета «ЛЭТИ» и Санкт-Петербургской группы Российского национального комитета по автоматическому управлению. Конференция проходила 19–22 марта 2024 г. в ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». В сборник включены доклады, рекомендованные к опубликованию программным комитетом. Материалы конференции включены в базу Российского индекса научного цитирования (РИНЦ).

ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТ

- | | |
|--|---|
| чл.-кор. РАН, д.т.н., проф. О.А. Степанов | – председатель , АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, С.-Петербург |
| к.т.н. Ю.А. Литвиненко | – заместитель председателя , АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, С.-Петербург |
| к.т.н. Ю.С. Андреев | – Университет ИТМО |
| д.ф.-м.н. М.А. Барулина | – Пермский государственный национальный исследовательский университет, Пермь |
| д.т.н. проф. А.А. Бобцов | – Университет ИТМО |
| д.т.н. проф. А.М.Боронахин | – Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» |
| к.т.н. Е.А. Депутатова | – Филиал ФГУП «НПЦАП» - «ПО «Корпус», Саратов |
| к.т.н. А.В. Крамлих | – Самарский университет им. академика С.П. Королева, Самара |
| чл.-кор. РАН, д.ф.-м.н., проф. Н.В. Кузнецов | – Санкт-Петербургский государственный университет |
| к.т.н. А.В. Лопарев | – АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО |
| к.т.н. А.В. Моторин | – АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО |
| д.т.н., проф. А.А. Пыркин | – Университет ИТМО |
| д.т.н. проф. В.Я. Распопов | – Тульский государственный университет, Тула |
| к.т.н. Д.О. Тарановский | – АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» |
| д.т.н. проф. Ю.В. Филатов | – Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» |
| д.т.н., проф. И.Б. Фуртат | – Институт проблем машиноведения РАН, Университет ИТМО |
| к.т.н. С.Ю. Шевченко | – Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» |
| к.т.н. Е.В. Шевцова | – Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, Москва |

ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

- | | |
|-----------------------------|--|
| О.М. Яшникова | – председатель , АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург |
| Е.Д. Юхта, К.Г. Соколовская | – заместители председателя , АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» |
| | АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» |
| | —“— |
| В.В. Богомолов | – —“— |
| М.А. Власова | – —“— |
| Н.Л. Гора | – —“— |
| А.А. Зуева | – —“— |
| Е.Н. Климова | – —“— |
| Е.Г. Литуненко | – —“— |
| С.М. Тарасов | – —“— |
| М.А. Тит | – —“— |

ISBN 978-5-91995-107-0

© ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2024

© Международная общественная организация «Академия навигации и управления движением», 2024

**XXVI КОНФЕРЕНЦИЯ МОЛОДЫХ УЧЕНЫХ
«НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ»
с международным участием**

От программного и организационного комитетов XXVI конференции молодых ученых
"Навигация и управление движением»13

Секция 1.

ОБРАБОТКА ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ

1. **Д.А. Гонтарь, Е.В. Драницына, А.В. Моторин**
Сравнительный анализ методов идентификации параметров стохастических составляющих
модели погрешностей инерциальных датчиков15
2. **Е.А. Жирков**
Исследование методов обнаружения манёвра в задачах лазерной гироскопии.....19
3. **А.В. Рыбалко, А.Р. Сагатдинов**
Моделирование вызванных потенциалов, связанных с движением, с помощью
идентификации модели Фитцхью-Нагумо21
4. **Н.В. Михальков**
Особенности практического применения метода динамического расширения регрессора и
смешивания в задачах оценивания параметров24
5. **И.Р. Гогорев, Д.В. Антонов, М.Д. Кузнецова**
Синтез алгоритма оценивания состояний асинхронного электропривода в форме фильтра
Калмана27
6. **О.В. Оськина**
Адаптивная оценка вектора состояния линейной нестационарной системы
с мультисинусоидальным возмущением и запаздыванием по выходу31
7. **А.М. Исаев**
Коррентропийный обобщённый фильтр Калмана при решении задачи навигации группы
АНПА в случае наличия аномальных выбросов в измерениях34
8. **В.В. Богомолов**
Определение координат автономного необитаемого подводного аппарата с одновременной
обработкой гидроакустических дальномерных измерений в прямом и обратном времени
и разрешением неоднозначности при использовании двух маяков40
9. **В.А. Смирнов, Г.А. Максимов, А.Г. Григорьев, З.А. Корольков**
Акустическая система навигации судов в акватории порта.....45
10. **О.О. Юферева**
Построение непрерывных фильтров взаимодействующих частиц при дискретных
наблюдениях, распределенных по Пуассону48
11. **А.В. Копосов, А.А. Катричева**
Сравнение точности определения местоположения воздушного судна дальномерным и
разностно-дальномерным методами на маршруте зональной навигации51
12. **И.А. Лень**
Метод знако-возмущенных сумм, модифицированный для решения задачи фильтрации
нерегулярных (почти произвольных) шумов54

13. И.А. Бехлер	
Метод коррекции искажения перспективы изображений подстилающей поверхности, полученных с летательного аппарата	57
14. Е.А. Афанасьева, И.А. Бехлер	
Метод слежения за небесными телами на основе пороговой обработки изображений и дифференциального алгоритма Лукаса-Канаде	60
15. М.С. Иванов	
Анализ предельно достижимой точности нерекуррентного алгоритма в задаче траекторного слежения по измерениям пеленга	63
16. О.Ю. Триполец	
Оптимизация маневров расхождения двух безэкипажных судов в компьютерной среде Matlab	66
17. В.Г. Караулов	
Оценка нижней границы Крамера-Рао для задачи позиционирования и определения углов ориентации АНПА относительно стационарной посадочной платформы	69
18. М.А. Пономарева	
Сравнение детерминированных и статистических алгоритмов определения ориентации космического аппарата	74
19. Р.Д. Щенин, Д.С. Абакшин	
Применение комплементарного фильтра для оценивания углов наклона беспилотного летательного аппарата	76
20. Д.С. Стрельцов	
Сравнительный анализ фильтра Маджвика с классическим комплементарным фильтром	79
21. М.Д. Кузнецова, Д.В. Антонов, И.Р. Гогорев	
Применение фильтра Калмана в задаче стабилизации оси оптической глиссады	82
22. А.М. Исаев, Ю.А. Литвиненко	
Анализ эффективности обобщённого фильтра Калмана при решении задачи автономной начальной выставки БИНС	85

Секция 2.

ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

23. С.А. Волобуев, Е.А. Якушина	
Исследование погрешностей макета наклономера на базе маятникового компенсационного акселерометра	91
24. М.А. Сорвина, А.С. Кукаев	
Методы подключения концентрического чувствительного элемента микроакселерометра на поверхностных акустических волнах	95
25. В.Д. Костенко, М.А. Барулина	
Конструктивная схема комбинированного «стекло-эластомер» микромеханического акселерометра	99

26. А.О. Солдатова, А.В. Полянский, Ф.В. Денисов, Р.С. Пальков Метод измерения резонансной частоты пьезоэлектрического акселерометра с использованием логического измерителя моментов определения нуля	102
27. Е.А. Алатырев, К.Д. Диновецкий Анализ динамических характеристик поплавкового датчика угловой скорости средней точности и прецизионного кварцевого маятникового акселерометра как систем автоматического управления	106
28. Л.Е. Кочегизова, А.С. Малюгин, Д.И. Мартыненко, С.В. Фетисов Оптимизация алгоритма разгона твердотельного волнового гироскопа	110
29. А.П. Чапурский, Е.Д. Усков, М.И. Евстифеев Проблемы миниатюризации волоконно-оптического гироскопа	113
30. Д.А. Гонтарь, Е.Н. Климова Анализ чувствительности катушки волоконно-оптического гироскопа к воздействию осевого магнитного поля	116
31. А.Е. Морозов Методика автоматического расчета погрешности волоконно-оптического гироскопа типа «зона нечувствительности»	119
32. А.Р. Покровская, Е.А. Полукеев, Ю.Ю. Брославец, Е.И. Хисматулина Магнитная чувствительность четырехчастотного зеемановского лазерного гироскопа	123
33. А.С. Завитаев, М.И. Евстифеев Влияние смещений оптических элементов на характеристики квантового датчика вращения	127
34. А.Н. Шевченко, В.В. Чалков Метод настройки параметрической модуляции магнитометрической системы квантового датчика вращения	131
35. И.И. Столяров Метод автоматической регулировки мощности сигнала возбуждения с периодической калибровкой в квантовых стандартах частоты	136

Секция 3.

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ КОМПЛЕКСЫ И СИСТЕМЫ

36. В.В. Антипов, А.Е. Панарин, А.М. Грузликов Алгоритмы назначения для задач траекторного сопровождения морских объектов	139
37. В.В. Антипов, А.П. Павлов, В.С. Тюльников Судовая система обмена данными – АИС/АСОД	142
38. С.Д. Виленский, И.Р. Петрыкина, Г.А. Закирова, Д.П. Посевин Мобильное приложение сбора и обработки данных программно определяемой радиосистемы	146
39. В.С. Тюльников, А.М. Грузликов Фреймворк для планирования заданий в распределенных системах реального времени типа flow-shop	149

40. Е.Г. Литуненко	
Результаты апробации субоптимальных алгоритмов информационных обменов в гидроакустической сети на имитационной модели	153
41. Е.С. Земляной, М.В. Тектов	
Технология разработки кворум-элемента для дважды резервируемых систем и датчиков	156
42. Е.В. Лукоянов, Е.В. Драницына	
Сравнение методов обнаружения отказов БИНС при использовании тройного резервирования	159
43. В.С. Быкова	
Описание автоматизированной системы информационной поддержки оператора автономного необитаемого подводного аппарата	162
44. Н.С. Агеева, С.А. Агеев, А.В. Сагитов	
Метод и алгоритмы системы оперативной поддержки принятия решений для управления техническим состоянием судового комплекса связи	165
45. И.А. Смирнов	
Методы машинного обучения как перспективный способ решения навигационных задач автономных необитаемых подводных аппаратов	169
46. Ю.Л. Сиек, А.Н. Борисов, М.А. Борисова	
Анализ точности нейросетевого эмулятора динамики автономного необитаемого подводного аппарата	172
47. Е.В. Лукоянов, О.В. Зайцев, Д.В. Антонов	
Классификация отказов инерциальной навигационной системы с помощью графовых нейронных сетей	175
48. Р.Л. Крючков, О.В. Зайцев	
Диагностика инерциальных навигационных систем с использованием методов машинного обучения	180
49. И.Б. Ободков, С.В. Козик	
Применение нейросетей для создания математических моделей оценки работоспособности членов экипажей морских судов	182
50. С.А. Герасимов, С.В. Козик	
Редукция нейронной сети без вмешательства в ее структуру и методику обучения	184
51. Т.С. Хорев	
Методика фотомониторинга дефектов наружной поверхности воздушного судна на его стоянке гетерогенной группой роботов с использованием нейросети классификатора	187
52. С.В. Окуньков	
Влияние синтетических данных на результат классификации цветных изображений	190
53. И.В. Улитин, В.И. Колпак	
Проблемы классификации мультивариативного временного ряда на примере задачи детекции аврорального километрового излучения	192

54. **К.О. Костиков, А.Н. Исмаилов, Е.В. Зайковская, М.А. Пехова, И.П. Иванов, Д.П. Посевин**
 Применение жестовых интерфейсов для управления объектами виртуальной реальности195

Секция 4. ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПРИБОРОВ НАВИГАЦИИ

55. **М.А. Власова**
 Разработка магнитного экрана установки для определения параметров газовых ячеек198
56. **П.В. Шептухин, А.Н. Шевченко**
 Сравнение методов определения постоянной релаксации поперечной намагниченности в системе M_x -магнитометра201
57. **Т.В. Басова, Ю.С. Андреев**
 Метод операционного контроля режущего инструмента и обрабатываемых заготовок в условиях гибких производственных систем205
58. **А.А. Рыжая**
 Формирование структурированного света с использованием ретрорефлекторов208
59. **Д.В. Глита**
 Метод измерения длины биений ортогональных мод в световодах, сохраняющих поляризацию излучения211
60. **Д.Д. Шурмелев**
 Результаты моделирования детали бесплатформенной инерциальной навигационной системы на волоконно-оптических гироскопах для изготовления аддитивным способом214

Секция 5. ТЕОРИЯ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

61. **А.С. Томилова**
 Синтез закона управления колёсным роботом с использованием метода оптимального демпфирования217
62. **Б.Х. Нгуен, С.К. Нгуен**
 Управление на базе наблюдателя нелинейными системами с гарантией заданного качества регулирования220
63. **Т.Д. Данг**
 Алгоритм управления нелинейными объектами с запаздыванием в канале управления223
64. **А. Чуйко**
 Анализ хаотических режимов возмущенного движения твердых тел при действии кусочно-непрерывных возмущений226
65. **В.Г. Положай, А.Н. Никонов**
 Адаптивное управление по выходу процессом торможения в условиях нестационарной силы сцепления228
66. **В.А. Дмитриев, М.Я. Марусина**
 Оптимизация процесса построения модели бонд-графа систем с множеством тел230

**Секция 6.
ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ**

67. С.М. Тарасов, В.В. Цодокова Сравнительный анализ способов определения азимута наземного ориентира автоматизированным астрономическим прибором	233
68. Е.Д. Иванова Оценка влияния динамических воздействий на характеристики оптического прибора сопровождения	236
69. Л.В. Водичева, Я.С. Савельева Автономная прецизионная начальная выставка платформенной инерциальной навигационной системы	239
70. Л.В. Водичева, А.Д. Крайнова Особенности начальной выставки платформенной инерциальной навигационной системы на базе гироскопических интеграторов линейного ускорения	242
71. М.Д. Жилинский Сравнение эффективности фильтров обеления сигналов бортовой инерциальной навигационной системы при воздействии мультigarмонической коррелированной помехи	245
72. С.П. Аблясова Моделирование пролета через полюс: использование квазиординат и квазиуглов ориентации	248
73. А.А. Белаш, И.Ю. Волошин Опыт разработки магнитного курсоуказателя.....	251
74. А.Н. Пушкин, Р.М. Антонов, А.В. Некрасов Одометр на основе микромеханических датчиков	254
75. А.Р. Хаустова Анализ требований к бесплатформенным инерциальным системам для радиолокационных систем наблюдения беспилотных летательных аппаратов	257
76. А.А. Назаров Моделирование инерциальной измерительной системы беспилотной сельскохозяйственной платформы с использованием программного пакета MATLAB	259
77. Н.Д. Богданов, А.Е. Морозов Компенсация смещения центров чувствительных масс акселерометров друг относительно друга в инерциальной навигационной системе	262

**Секция 7.
НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ В ШКОЛЬНЫХ ПРОЕКТАХ**

78. А.А. Короткина Создание геометрической модели оптоволоконной системы с использованием программного обеспечения FreeCAD	265
79. Г.В. Пластинин Построение трехмерной физической модели оптического волокна	266

80. Ф.Ю. Шаповалов, К.А. Жихарев	
Создание сетки на трехмерной модели волокна световода из кварцевого стекла методом конечных элементов.....	267
81. М.А. Фёдоров	
Анализ расчета напряженно-деформированного оптоволокна на основе кварцевого стекла.....	268
82. Л.А. Рогозов	
Анализ остывания преформы и расчет напряженно-деформированного состояния оптоволокна	269
83. Е.П. Нечаев	
Создание программы для расчета оптических характеристик оптоволокна	270
84. Е.А. Макарова	
Обработка результатов расчета характеристик оптоволокна в ходе моделирования	271
85. А.С. Салтыков	
Разработка интерфейса приложения «Мобильный секстант»	272
86. М.А. Олейников	
Разработка алгоритма определения координат места с помощью датчиков мобильного телефона	273
87. С.А. Канунникова	
Техническое зрение и методика съемки светил для разработки мобильного секстанта.....	274
88. И.Ю. Аврамец	
Алгоритм определения местоположения Солнца по снимку камеры смартфона.....	275
89. А.О. Петрова	
Разработка алгоритма определения местоположения по снимку Луны с помощью камеры мобильного телефона	276
90. А.П. Остапенко	
Прототип пользовательского интерфейса приложения «Мобильный секстант»	277
91. С.Е. Зуева	
Расчет изобарно-изотермического потенциала реакций образования оксидов компонентов сплава при лазерном маркировании	278
92. И.В. Скепко	
Разработка программы для создания рисунка методом лазерного маркирования и планирование эксперимента методом Бокса-Уилсона	279
93. Ф.А. Щетинин	
Разработка программы для осуществления регрессионного анализа полученных экспериментальных данных	280
94. А.Д. Шаповалов	
Описание алгоритма проектирования нейросети для подбора параметров при лазерном маркировании	281

95. К.В.Гриценко, В.А. Абикенова	
Создание планетохода для исследований космических тел	282
96. К.В.Гриценко, Г.И. Сафин	
Управление движением радиуправляемого автомобиля на базе радиомодуля NRF24LO1 ...	283
97. С.Е. Пугин	
Расчет времени прохождения автомобилем гоночной трассы. Визуализация прохождения её участков	284
98. Т.С. Нагорская, М.Г. Еремихина, А.П. Быков	
Разработка децентрализованной сети автономных гидрофизических профилирующих зондов для системы оперативной океанологии	285
99. М.А. Чудакова, А.Н. Кузнецов	
Разработка и исследование необитаемого подводного аппарата как перспективного средства для автономного выполнения поисковых, осмотровых и исследовательских миссий	286
100. И.А. Хачатуров, К.С. Галочкин, А.Г. Кудрявцев, Г.М. Шабанов	
Разработка гибридной системы управления на примере двухсредного надводно-подводного дрона	287
101. М.С. Шелаева, В.Е. Зирко	
Прототип бионического робота-сколопендры	288

Секция 8.

ПРИКЛАДНЫЕ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

102. Д.Д. Тришина, Е.А. Цыганок	
Исследование и расчет панорамного объектива для машинного зрения	289
103. А.А. Прутько	
Внедрение оптимальных по расходу топлива разворотов международной космической станции в штатную эксплуатацию	291
104. Е.С. Земляной, К.А. Кравцов	
Решение задачи навигации с минимальным набором датчиков	294
105. А.В. Дроздова, И.А. Сакун, М.Д. Самароков, Т.В. Тюлькина, Д.Б. Попов, А.Ю. Аксенов	
Влияние различных факторов на анализ кинетических данных стабилотрии	297
106. Ляо Дучжэшэн	
A Psychological Comfort Based Robot Behavior Modeling Approach and Its Application in Social Navigation	300
107. Е.Д. Федорова, Е.А. Депутатова	
Прецизионный поворотный стенд с инерциальными чувствительными элементами, находящимися в режиме «самоконтроля», для поверки измерителей угловой скорости навигационного класса точности	303

108. В.А. Лазарев, П.А. Иванов, А.Д. Усков Способ оценки внутриоборотной неустойчивости скорости вращения осей моделирующего поворотного стенда	307
---	-----

109. О.Н. Мальцева Анализ физической активности спортсменов с применением систем захвата движения при выполнении приседаний с частичной и полной амплитудой	310
---	-----

Секция 9.

БЕСПИЛОТНЫЙ ТРАНСПОРТ И РОБОТОТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

110. Б.А. Серкин Модернизация беспилотного летательного аппарата самолётного типа с целью выполнения вертикального взлёта и посадки	313
---	-----

111. К.С. Лельков Система траекторного управления движением гексакоптера	317
--	-----

112. Д.Ю. Лившиц, И.К. Кузьменко, М.В. Прошутинский Компенсация погрешностей измерений положения беспилотного летательного аппарата методом математической коррекции при заходе на посадку с помощью оптической системы автоматической посадки	320
--	-----

113. Р.Р. Ряхимов Сравнительный анализ результатов моделирования процесса управления квадрокоптером в зависимости от уровня детализации математической модели динамики его полета	323
---	-----

114. К.Д. Чеховская Определение перечня типовых программ полета беспилотного вертолётного средства в зоне целевого применения	326
---	-----

115. А.А. Буцанец, Н.М. Ксенофонтов, С.С. Кузнецов, Г.П. Декельман Вопросы построения автоматизированной системы управления швартовными устройствами для безэкипажных судов в судоводных шлюзах	329
---	-----

116. Е.М. Логачев Детектирование точек в задаче 3D реконструкции объектов по видеопотоку в динамических сценах при навигации автономного робота	332
---	-----

117. К.Х. Нгуен, Ч.И. Нгуен Оценка инфракрасной системы позиционирования беспилотных летательных аппаратов с использованием одной базовой станции	335
---	-----

Секция 10.

ИНТЕГРИРОВАННЫЕ ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ И СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ

118. А.А. Иванова Система контроля и управления дифференциальной подсистемой глобальной навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС/GPS	338
---	-----

119. П.Ю. Жабин, И.С. Клемешов, В.Б. Ильин Летные исследования авиационных антенн спутниковых навигационных систем в условиях помех	341
---	-----

120. А.С. Антонов, В.А. Савельев	
Подавление имитационных помех с помощью адаптивных антенных решеток в аппаратуре потребителя спутниковой навигации	343
121. А.А. Черкасова	
Многоканальная адаптивная система слежения за фазой сигналов глобальных навигационных спутниковых систем	346
122. С.В. Долин	
Методика коллаборативного высокоточного позиционирования по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем	349
123. П.А. Хмарский, А.О. Наумов	
Алгоритмы трехмерной реконструкции полей концентрации электронов в ионосфере по данным глобальной навигационной спутниковой системы	352
124. У.В. Акимченко	
Алгоритм определения ориентации продольной оси космического аппарата по анализу геометрической видимости навигационных спутников	356
125. В.В. Андреева	
Формирование номинальной программы управления угловым движением малоразмерного космического аппарата, функционирующего в долунном пространстве	359
126. Е.А. Лапшова, Е.В. Барина	
Моделирование движения наноспутника формата Cubesat 6U при отделении от транспортно-пускового контейнера	362
127. А. А. Назарова	
Управление при формировании вращающейся тросовой группировки космических аппаратов конфигурации «Квадрат»	364

ОТ ПРОГРАММНОГО И ОРГАНИЗАЦИОННОГО КОМИТЕТОВ XXVI КОНФЕРЕНЦИИ МОЛОДЫХ УЧЕНЫХ «НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ»

С 19 по 22 марта 2024 г. в ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» состоялась XXVI конференция молодых ученых «Навигация и управление движением» с международным участием. Конференция проводится при активном участии Международной общественной организации «Академия навигации и управления движением» (МОО «АНУД»), Университета ИТМО, Санкт-Петербургского государственного электротехнического университета «ЛЭТИ», Санкт-Петербургской группы Российского национального комитета по автоматическому управлению. Информационная поддержка конференции осуществлялась журналами «Гироскопия и навигация», «Мехатроника, автоматизация, управление», «Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики».

Конференция прошла преимущественно в очном формате. На платформе МТС-Линк были организованы трансляции только ключевых событий – круглого стола АНУД и церемонии закрытия конференции. Докладчики, за редким исключением, принимали участие очно.

В работе XXVI конференции приняли участие 291 человек. В программу конференции было включено 136 докладов, из которых заслушано 134. Россию представляли 52 организации из 16 городов: Санкт-Петербурга, Москвы, Владивостока, Долгопрудного, Екатеринбурга, Жуковского, Королёва, Новосибирска, Перми, Раменского, Реутова, Ростова-на-Дону, Рязани, Самары, Саратова, Тулы. Всего в конференции приняли участие молодые ученые из 6 стран (Россия, Вьетнам, Китай, Казахстан, Узбекистан, Белоруссия).

В рамках конференции были заслушаны обзорные лекции известных в своей области ученых:

1. «Слуховой интерфейс в управлении техникой», представленная главным научным сотрудником Института психологии РАН д.п.н. В.Н. Носуленко;
2. «Современное состояние лазерной гироскопии», представленная заведующим кафедрой лазерных измерительных и навигационных систем СПбГЭТУ «ЛЭТИ», действительным членом МОО «АНУД» д.т.н., проф. Ю.В. Филатовым;
3. «История адаптивного управления и машинного обучения», представленная заведующим лабораторией Института проблем машиноведения РАН д.т.н., проф. А.Л. Фрадковым.

Доклады на XXVI конференции были распределены по 10 секциям:

- Секция 1 Обработка измерительной информации (24 доклада);
- Секция 2 Инерциальные чувствительные элементы (16 докладов);
- Секция 3 Вычислительные комплексы и системы (20 докладов);
- Секция 4 Технологии изготовления приборов навигации (6 докладов);
- Секция 5 Теория и системы управления (7 докладов);
- Секция 6 Приборы и системы навигации (11 докладов);
- Секция 7 Навигация и управление движением в школьных проектах (24 доклада);
- Секция 8 Прикладные задачи навигации и управления движением (8 докладов);
- Секция 9 Беспилотный транспорт и робототехнические системы (8 докладов);
- Секция 10 Интегрированные инерциальные и спутниковые системы (10 докладов).

Ежегодно в рамках конференции организуется секция «Навигация и управление движением в школьных проектах», неизменно вызывающая значительный интерес у всех участников.

Во второй день конференции состоялся ежегодный круглый стол при поддержке секции молодых ученых МОО «АНУД». Круглый стол «К 300-летию РАН. Будущее автономной навигации. Беседа с академиком» прошел в формате беседы с научным руководителем АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», президентом МОО «АНУД» академиком РАН В.Г. Пешехоновым. На встречу пришли участники конференции, а часть слушателей подключилась дистанционно. В дискуссии активное участие приняли академик РАН И.А. Каляев и члены-корреспонденты РАН О.А. Степанов и Н.В. Кузнецов.

В последний день работы конференции состоялся мастер-класс на тему «Фильтр Калмана на практике». Член секции молодых ученых МОО «АНУД», к.т.н. А.В. Моторин (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО) рассказал об основах и особенностях использования фильтра Калмана при решении практических задач, в том числе нелинейных, и продемонстрировал возможности их моделирования.

По итогам конференции проведено традиционное награждение лучших докладчиков премиями памяти выдающихся ученых, работавших в ЦНИИ «Электроприбор»:

- премия имени д.т.н., проф. С.Ф. Фармаковского – **А.А. Прутько** (ПАО «РКК «Энергия», г. Королёв) за доклад «Внедрение оптимальных по расходу топлива разворотов Международной космической станции в штатную эксплуатацию»;
- премия имени д.т.н., проф. Л.П. Несенюка – **В.В. Богомолу** (АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, С.-Петербург) за доклад «Определение координат автономного необитаемого подводного аппарата с одновременной обработкой гидроакустических дальномерных измерений в прямом и обратном времени и разрешением неоднозначности при использовании двух маяков».

В каждой секции авторы лучших докладов награждены дипломами и памятным подарками:

- дипломами I степени – 9 участников;
- дипломами II степени – 11;
- дипломами III степени – 10;
- дипломами за лучший студенческий доклад – 7;
- дипломами I степени за школьный доклад – 4;
- дипломами II степени за школьный доклад – 5.

Лучшие доклады, рефераты которых опубликованы в настоящем сборнике, рекомендованы для участия в Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам или для публикации в журналах, входящих в перечень ВАК и оказывающих информационную поддержку конференции. В настоящий сборник включено 127 докладов молодых ученых.

*Заместитель председателя программного комитета
к.т.н. Ю.А. Литвиненко*

Секция 1. ОБРАБОТКА ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ

УДК 520.8, 528.061

Д.А.ГОНТАРЬ

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

Е.В.ДРАНИЦЫНА, А.В.МОТОРИН

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДОВ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ СТОХАСТИЧЕСКИХ СОСТАВЛЯЮЩИХ МОДЕЛИ ПОГРЕШНОСТЕЙ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ

Приводится сравнительный анализ методов идентификации неизвестных параметров случайной погрешности инерциальных датчиков, описываемой марковскими процессами. Рассматриваются нерекуррентные методы, основанные на спектральном и корреляционном анализе, вариации Алана, вейвлет-вариации и рекуррентные байесовские методы многоальтернативной фильтрации. Проверка результатов идентификации проводится на примере решения задачи начальной выставки бесплатформенной инерциальной навигационной системы.

Введение. Структура и характер шумовых составляющих погрешностей инерциальных датчиков, в частности гироскопов, оказывают существенное влияние на работу бесплатформенных инерциальных систем навигации (БИНС). В частности, для корректной оценки погрешностей и калибровки таких систем необходимо представление шумовых составляющих в виде марковских или винеровских случайных процессов. Классические нерекуррентные методы исследования случайных процессов, такие как анализ автокорреляционной функции [1–3] и спектральной плотности мощности [1, 2, 4], не всегда позволяют полностью идентифицировать структуру погрешностей и количественный вклад отдельных составляющих [2, 5]. В настоящее время для исследования шумовых составляющих широко используются методы, основанные на вариации Аллана и ее модификациях [6–9]. Отдельно следует выделить рекуррентные алгоритмы, основанные на использовании байесовского подхода и методах нелинейной фильтрации [2, 10]. Кроме того, появляются публикации, в которых обсуждается применение методов, основанных на вейвлет-вариации, которые, как утверждается, способны уменьшить ошибку оценивания параметров стохастических составляющих погрешностей датчиков [11, 12].

Целью работы является сравнительный анализ методов идентификации параметров шумовых составляющих погрешностей гироскопов, описываемых марковскими процессами. На конкретных примерах реализации погрешностей сравниваются оценки параметров составляющих погрешностей, полученных различными методами. Проводится верификация оценок параметров составляющих погрешностей путем оценки состоятельности оценок углов ориентации БИНС, то есть сравнения погрешностей углов ориентации, вырабатываемых в фильтре Калмана (ФК), настроенного на эти параметры, в режиме начальной выставки БИНС.

Постановка задачи оценивания. Для получения оценок параметров случайных составляющих модели погрешностей гироскопа необходимо задаться ее структурой. В настоящей работе рассматривается структура содержащая белозумную и флуктуационную составляющие. Для последней на основании анализов вариации Аллана и спектральной плотности реальных данных была выбрана модель винеровского процесса. Таким образом постановку задачи оценивания можно записать в виде:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= w(t), \\ y(t) &= x(t) + v(t), \end{aligned} \quad (1)$$

где $y(t)$ – измеряемая погрешность гироскопа, $x(t)$ – винеровский процесс, описывающий флуктуационную составляющую, $w(t)$, $v(t)$ – нормальные центрированные белые шумы с неиз-

вестными интенсивностями q^2, r^2 соответственно. Задача состоит в оценке неизвестных параметров составляющих, а именно интенсивностей q^2, r^2 , по полученной в ходе испытаний на неподвижном основании реализации погрешностей $y(t)$.

При решении задачи использовались следующие методы идентификации:

1. Идентификация с использованием вариаций Аллана [6–9].
2. Идентификация с использованием оценки спектральной плотности (СП) [1, 2, 4].
3. Идентификация с использованием вейвлет-вариаций [11, 12].
4. Идентификация с использованием методов многоальтернативной фильтрации [2, 10].

Следует заметить, что сформулированная таким образом задача представляет собой частный случай нелинейной задачи оценивания при наличии неопределенностей моделей, определяющих свойства сигналов и погрешностей их измерений. В данном случае эти неопределенности связаны с неизвестным уровнем порождающего и измерительного шумов.

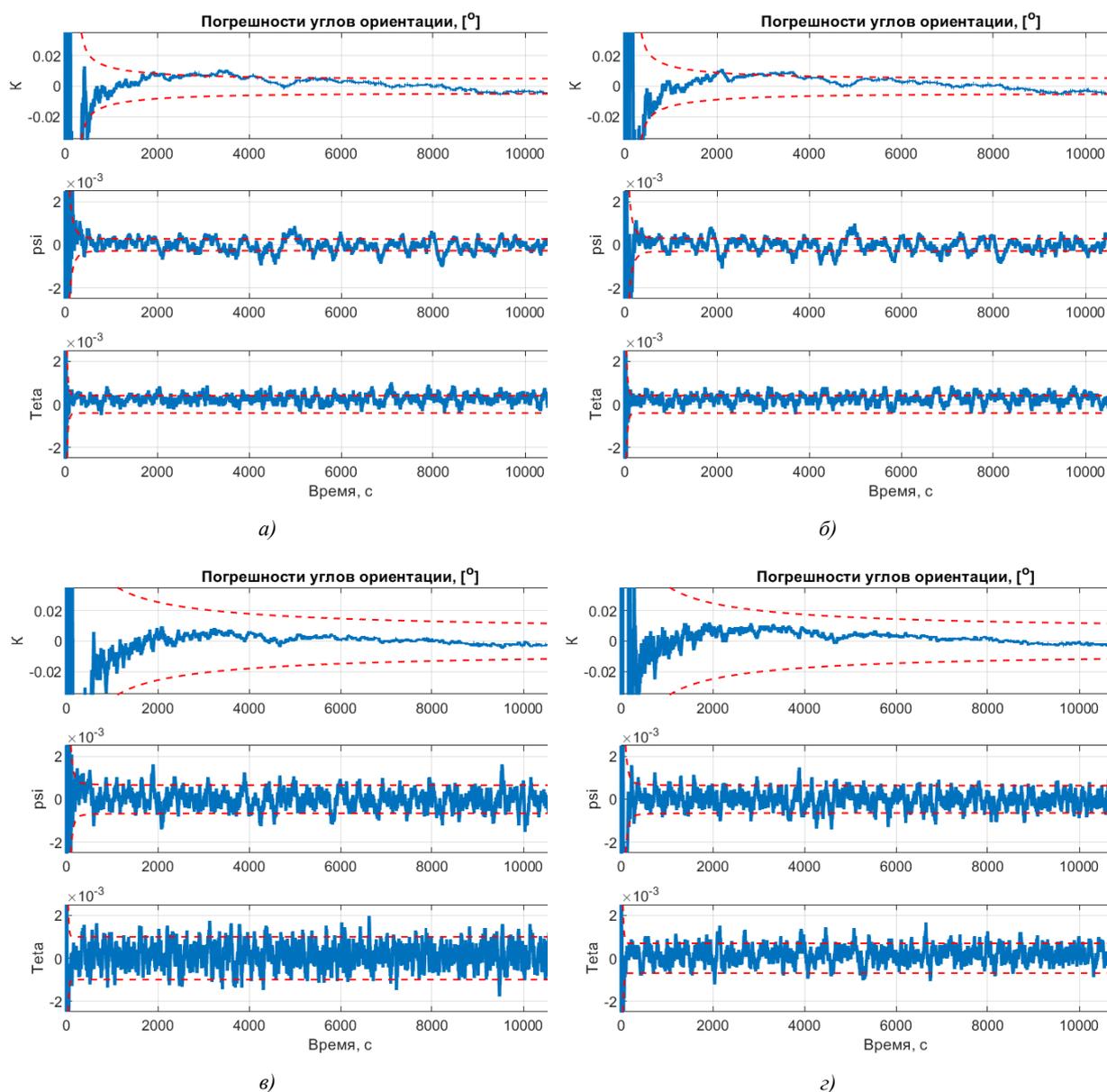
Результаты идентификации. Для идентификации и последующего сравнительного анализа были записаны реализации погрешностей гироскопов БИНС, установленной на неподвижное основание, для каждой из приборных осей X, Y, Z. Длительность реализаций составила 48 ч, а частота дискретизации 100 Гц. По этим данным оценивались параметры шумовых составляющих каждым из рассмотренных методов. Результаты идентификации приведены в таблице 1. Из таблицы видно, что результаты в основном согласованы при оценивании интенсивности белого шума. Однако в случае гироскопов Y и Z методы вариации Аллана и СП дали существенно отличные от вейвлет-вариации и многоальтернативной фильтрации оценки интенсивности белого шума. При оценивании интенсивности порождающего шума винеровского процесса, использованные методы дают результаты одного порядка, однако различие между оценками существенно. Для понимания влияния различия оценок параметров на работу интегрированной БИНС была проведена проверка полученных результатов.

Таблица 1.

Корень из интенсивности БШ (°/ч/√Гц)			
Ось БИНС	X	Y	Z
Вариации Аллана	0,082	0,029	0,051
Спектральная плотность	0,086	0,032	0,051
Вейвлет-вариации	0,088	0,096	0,169
Многоальтернативная фильтрация	0,090	0,080	0,070
Корень из интенсивности порождающего шума винеровского процесса (°/ч*√Гц)			
Ось БИНС	X	Y	Z
Вариации Аллана	$10,2 \cdot 10^{-6}$	$5,3 \cdot 10^{-6}$	$8,8 \cdot 10^{-6}$
Спектральная плотность	$2,9 \cdot 10^{-6}$	$3,4 \cdot 10^{-6}$	$0,5 \cdot 10^{-6}$
Вейвлет-вариации	$1,5 \cdot 10^{-6}$	$0,9 \cdot 10^{-6}$	$1,4 \cdot 10^{-6}$
Многоальтернативная фильтрация	$3,0 \cdot 10^{-6}$	$9,0 \cdot 10^{-6}$	$3,0 \cdot 10^{-6}$

Проверка результатов. Проверка результатов проводилась на примере решения задачи начальной выставки интегрированной БИНС на неподвижном основании по данным скоростных и позиционных измерений. Идентифицированные параметры шумовых составляющих погрешностей гироскопов задавались в качестве настройки матрицы порождающих шумов ФК интегрированной БИНС. Полученные реализации погрешностей углов ориентации БИНС сравнивались с их расчетными среднеквадратическими погрешностями (СКП) из ковариационного канала ФК, в результате чего оценивалась состоятельность ФК. Результаты оценки погрешности углов ориентации БИНС с помощью ФК представлены на рисунке 2. Графики показывают, что ФК функционирует при настройке на параметры каждого из перечисленных методов. Так-

же заметно, что ФК, настроенный на параметры, полученные с помощью вариации Аллана и СП, несколько занижает расчетные СКП, т.к. оценки, полученные с такими настройками, регулярно выходят за уровень утроенного расчетного СКП показанного на графиках (см. рисунок) красной линией, что, скорее всего, является результатом неточности идентификации с их помощью интенсивности белого шума Y и Z гироскопов. Различия в оценках интенсивности порождающего шума винеровского процесса мало заметны вследствие ее малых абсолютных значений.



Результаты оценки погрешности углов ориентации БИНС с помощью ФК, настроенного на параметры модели погрешностей гироскопов, полученные при идентификации с использованием: а) вариации Аллана; б) спектральной плотности; в) вейвлет-анализа; г) многоальтернативной фильтрации.

Заключение. Проведена идентификация параметров случайных составляющих модели погрешностей гироскопов, описываемых марковскими процессами, с использованием нерекуррентных алгоритмов на основе вариации Аллана, вейвлет анализа, спектрального анализа и рекуррентных байесовских алгоритмов многоальтернативной фильтрации. В ходе проверки полученных результатов идентификации на состоятельность, показано, что настройка ФК интегрированной БИНС на параметры, полученные с использованием вейвлет-вариаций и многоаль-

тернативной фильтрации, приводит к согласованной с реальной погрешностью расчетной СКП БИНС по углам качки и курсу, в отличие от использования вариации Аллана и СП.

Отмечается, что рассмотренная задача представляет собой частный случай нелинейной задачи оценивания при наличии неопределенностей моделей, связанных с неизвестным уровнем порождающего и измерительного шумов и определяющих свойства сигналов и погрешностей их измерений. Таким образом описанный подход можно без труда обобщить на более общий случай, оценивания сигналов, представляющих собой сумму винеровского и марковских последовательностей.

*Исследование выполнено за счет гранта РФФИ № 23-19-00626,
<https://rscf.ru/project/23-19-00626/>*

ЛИТЕРАТУРА

1. **Челпанов, И.Б.** Оптимальная обработка сигналов в навигационных системах / Москва: Наука, 1967. 392 с.
2. **Моторин А.В.** Идентификация моделей погрешностей навигационных датчиков и средств коррекции методами нелинейной фильтрации. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук, 05.13.01, Университет ИТМО, 2017, 134 С.
3. **Гостева Н.Д., Литвиненко Ю.А.** Исследование математической модели ухода двухстепенного поплавкового гироскопа // Материалы XV конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2013. С.117–125.
4. **Драницына Е.В., Моторин А.В.** Методические указания по выполнению лабораторных работ “Исследование выходных сигналов волоконно-оптических гироскопов.” Санкт-Петербург: Редакционно-издательский отдел Университета ИТМО, 2021. 53 с.
5. **Драницына Е.В., Алиева Н.Г., Павлов А.А.** Модель погрешностей волоконно-оптического гироскопа. // Материалы XVII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» 2015, С. 85–90.
6. **Allan D.W.** Historicity, strengths, and weaknesses of Allan variances and their general applications. Gyroscopy Navig. 2016. Vol. 7, № 1. P. 1–17.
7. **Howe D.A., Percival D.B.** Wavelet Variance, Allan Variance, and Leakage. IEEE Trans. Instrum. Meas. 1995. Vol. 44, № 2. P. 94–97.
8. **Кробка Н.И.** О топологии графиков вариации Аллана и типовых заблуждений в интерпретации структуры шумов гироскопов // Материалы XXII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2015, С. 457–481.
9. **Степанов О.А., Челпанов И.Б., Моторин А.В.** Точность оценивания постоянной составляющей погрешности датчиков и ее связь с вариацией Аллана // Гироскопия и навигация - 2016 -№3 - С. 63-74.
10. **Степанов О.А., Моторин А.В.** Проблемно-ориентированный подход к решению задачи идентификации моделей погрешностей навигационных датчиков и оцениваемых сигналов. Материалы пленарных заседаний 9-й Российской мультikonференции по проблемам управления (Санкт-Петербург 4-6 октября 2016г.), 2016, С. 49-60
11. **Gurrier S., Molinari R., Victoria-Feser M.** Estimation of Time Series Models via Robust Wavelet Variance. Australian Journal of Statistics, 2014, Vol. 43/3-4, P.267-277
12. **Mondal D., Percival B.D.** Wavelet Analysis of Variance for Time Series with Missing Values. Technical report no. 535. Department of Statistics, University of Washington, 2008, 40 p.
13. **Алюнов Д.Ю.** О методах оценивания параметров сигнала // Современные проблемы науки и образования, 2014, №6; URL: <https://science-education.ru/ru/article/view?id=16608> (дата обращения: 16.01.2025).

D.A.Gontar, E.V.Dranitsyna, A.V.Motorin (ITMO university, CSRI Elektropribor, JSC Saint-Petersburg).
Comparative Analysis of Identification Methods for Inertial Sensors Error Model Parameters

Abstract. The paper provides a comparative analysis of methods for identification unknown parameters of random error of inertial sensors described by random processes. Nonrecursive methods based on spectral density and correlation analysis, Allan variance, wavelet variance and recursive Bayesian multi-alternative filtering method are considered. The verification of the identification results is carried out using the example of solving the problem of initial alignment of a strapdown inertial navigation system.

В АВТОРСКОЙ РЕДАКЦИИ

УДК 519.6, 621.37, 629.7.05

Е. А. ЖИРКОВ

(Рязанский государственный радиотехнический университет имени В. Ф. Уткина, Рязань)

**ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДОВ ОБНАРУЖЕНИЯ МАНЁВРА
В ЗАДАЧАХ ЛАЗЕРНОЙ ГИРОСКОПИИ**

Предложен метод обработки сигнала гироскопа, основанный на анализе спектра собственных значений корреляционной матрицы, позволяющий обнаруживать маневр объекта. Предлагаемый метод в компьютерном моделировании показал более быстрое обнаружение маневра по сравнению с известным методом на основе анализа Фурье-спектра.

Введение. Последние несколько лет использование беспилотных летательных аппаратов кратно возросло. Современные волоконно-оптические гироскопы не слишком дороги в производстве и неприхотливы в обслуживании [1], что делает возможным их установку на дроны. При этом не обязательно усложнять конструкцию гироскопа, чтобы повысить его точность: это можно сделать программным путём [2]. Наряду с методами цифровой обработки, использующими дискретное преобразование Фурье, весьма перспективны методы на базе иных ортогональных преобразований.

Предлагаемый доклад посвящён сравнению различных методов обработки сигналов навигационной системы с целью выявления начала манёвра летательного аппарата. Задача обнаружения начала манёвра важна потому, что при его отсутствии шумовые сигналы с гироскопических систем, обладающих невысокой точностью, поступают на органы управления. На практике используют адаптивную систему борьбы с шумами, подразумевающую резкое расширение полосы пропускания низкочастотного фильтра при начале манёвра и сужение полосы при его отсутствии. Подобный гибкий подход к параметрам фильтрации сигналов с выхода гироскопических систем даёт возможность снизить излишние нагрузки на систему управления летательного аппарата, сохраняя её достаточную оперативность.

Задача обнаружения маневра. Исследуемый сигнал на выходе волоконно-оптического гироскопа представляет собой коррелированный процесс, причём манёвр (изменение угла ориентации) порождает монотонный тренд в сигнале гироскопа, являющийся признаком начала манёвра, параметры которого необходимы автопилоту для адекватного управления летательным аппаратом. Вместе с тем, при отсутствии манёвра случайные флуктуации сигнала на выходе гироскопической системы порождают ложные реакции автопилота, которые осложняют задачу управления. Поиск момента начала манёвра сводится к анализу случайного процесса $x(t)$ на наличие в нём разладки, т.е. потере стационарности наблюдаемого процесса.

Существуют различные методы поиска разладки [3, 4], большинство из них основано на обработке данных в скользящем окне размера q . В настоящей работе рассматриваются и сравниваются два метода. Первый основан на прямом преобразовании Фурье исходной выборки и последующих манипуляциях со спектральными отсчётами. Второй, предлагаемый, основан на работе со спектром собственных значений оценки корреляционной матрицы наблюдаемого процесса $x(t)$. Динамика такого спектра зависит от коррелированности наблюдаемого процесса $x(t)$ определённым образом [5].

Формализация задачи. Суть цифровой обработки сигналов с выхода гироскопа сводится к решению следующей задачи. Имеется скользящее окно размера q , которое не охватывает манёвр целиком. Статистика \mathbf{x}_{cut} , охватываемая окном и имеющая объём q отсчётов, подвергается обработке в соответствии с одним из методов $A\{\cdot\}$, являющихся заданными функциональными преобразованиями. Результат сравнивается с порогом, определяемым заданной вероятностью ложного обнаружения. Требуется как можно раньше обнаружить начало маневра по имеющимся данным $\mathbf{x}_{\text{cut}}^{(k)}$, т.е. обнаружить маневр когда в выборке q ,

содержится полезный сигнал минимальной длительности. Формально, процедура обработки может быть сформулирована следующим образом:

$$y_k = A\{\mathbf{x}_{\text{cut}}^{(k)}\} \leq y_{\text{tr}},$$

где: y_k , $k = 0, 1, 2, \dots, N-q-1$ — результат применения оператора $A\{\cdot\}$ к текущему вектору $\mathbf{x}_{\text{cut}}^{(k)}$ входных данных; $\mathbf{x}_{\text{cut}}^{(k)}$ — текущий вектор (ограниченная окном размера q последовательность) входных данных на k -ом шаге; y_{tr} (от англ. threshold) — порог обнаружения манёвра, выбираемый в соответствии с заданной вероятностью F ложного обнаружения.

Компьютерный эксперимент. В качестве математической модели исследуемого процесса $x(t)$ взята аддитивная смесь сигнала и шума вида:

$$x(t) = g(t) + s(t) + n(t), \quad (1)$$

где $x(t)$ — наблюдаемый процесс (угловая скорость); $g(t)$ — высокочастотная гармоническая компонента (вибрации фюзеляжа); $s(t)$ — сигнал, представляющий собой смоделированный манёвр с неизвестным временем начала; $n(t)$ — в общем случае нестационарный шум, связанный с отклонением показаний датчика с течением времени [6].

Массив данных, подлежащий обработке по каждому из двух рассмотренных методов, содержит $N=4900$ отсчётов наблюдаемого процесса $x(t)$, соответствующего (1). При этом момент разладки, соответствующий началу манёвра, наступал на 2250 шаге. Вероятность F ложного обнаружения фиксировалась на величине $F=10^{-3}$. Показатели эффективности, а именно, времена обнаружения момента разладки для каждого из методов сведены в таблицу 1.

Таблица 1

Достоверность обнаружения разладки различными методами

Метод	Оценка момента разладки
Анализ Фурье-спектра наблюдаемого процесса $x(t)$	2400
Анализ собственных чисел корреляционной матрицы наблюдаемого процесса $x(t)$	2350

Как видно из таблицы 1, метод, основанный на анализе собственных чисел корреляционной матрицы позволит обнаружить разладку раньше чем при использовании обычного метода с Фурье-преобразованием.

Заключение. Предлагаемый метод поиска разладки по спектру собственных чисел корреляционной матрицы имеет потенциально более высокую чувствительность к разладке по сравнению с методами Фурье анализа, однако использует более сложный с вычислительной точки зрения математический аппарат, что накладывает ограничение на область применения такого метода. В задачах поиска манёвра недостаток, связанный с быстродействием, компенсируется медленным (до несколько секунд) протеканием анализируемых процессов, что позволяет использовать такие более точные программные решения.

ЛИТЕРАТУРА

1. 50 лет лазерному гироскопу / Д.П. Лукьянов и др. // *Фотоника*. 2014. Том 44. № 2. С. 20–37.
2. **Брич А.И.** Сравнительный анализ алгоритмов фильтрации данных инерциальных датчиков. *Политехнический молодежный журнал*. 2023, № 03. С. 1–15.
3. **Колмогоров А.Н., Прохоров Ю.В., Ширяев А.Н.** Вероятностно-статистические методы обнаружения спонтанно возникающих эффектов. *Тр. МИАН СССР*. 1988. Том 182. С. 4–23.
4. **Ширяев А.Н.** Вероятностно-статистические методы в теории принятия решений. М.: МЦНМО, 2014.
5. **Беллман Р.** Введение в теорию матриц. М.: Мир, 368 с.
6. **Сирая Т.Н.** Статистическая интерпретация вариации Аллана как характеристики измерительных и навигационных устройств. *Гироскопия и навигация*. 2020. Том 28. № 1 (108). С. 3–18

E.A. Jirckow (RSREU, Ryazan). **Requirements to formatting the papers of the Conference of Young Scientists “Navigation and Motion Control”**

Abstract. Airoscole signal processing method based on the analysis of correlation matrix eigenvalues is described in this paper. The proposed method is compared with known processing method in performance and reliability of disorder (maneuver) detecting. Conclusion contains proposed methodology efficiency.

УДК 517.977.12

А. В. РЫБАЛКО

(Институт проблем машиноведения РАН, Санкт-Петербургский государственный университет,
Санкт-Петербург)

А. Р. САГАТДИНОВ

(Санкт-Петербургский государственный университет, Санкт-Петербург)

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЫЗВАННЫХ ПОТЕНЦИАЛОВ, СВЯЗАННЫХ С ДВИЖЕНИЕМ,
С ПОМОЩЬЮ ИДЕНТИФИКАЦИИ МОДЕЛИ ФИТЦХЬЮ-НАГУМО**

Рассматривается важная для разработки интерфейсов мозг-компьютер задача моделирования вызванных потенциалов, связанных с движением. Предлагается моделировать вызванные потенциалы с помощью модели нейронной активности ФитцХью-Нагумо, параметры которой определяются с использованием алгоритма идентификации на основе метода скоростного градиента по данным электроэнцефалографа. Показана эффективность такого алгоритма в рассматриваемой задаче.

Введение. Одним из основных направлений развития нейронаук на сегодняшний день является разработка интерфейсов мозг-компьютер [1], позволяющих человеческому мозгу взаимодействовать с внешним устройством (компьютер, робот) напрямую, например, через электрическую активность мозга, получаемую с помощью электроэнцефалографа (ЭЭГ). Однако, за счёт зашумленности и неоднозначности сигнала ЭЭГ, а также огромной сложности головного мозга, задача выявления паттернов, свидетельствующих о намерениях человека, является крайне непростой. Значительная часть существующих решений основаны на применении методов машинного обучения для распознавания вызванных потенциалов (ВП) – колебаний определённого вида в сигналах ЭЭГ, которые возникают, когда испытуемый, например, собирается совершить движение или даже просто думает о нём.

В настоящей работе исследуются возможности математической модели нейронной активности ФитцХью-Нагумо (ФХН) [2,3] для воспроизведения и дальнейшего моделирования ВП. Для этого осуществляется идентификация параметров модели ФХН с помощью адаптивного алгоритма [4,5] на основе метода скоростного градиента [6] по данным фрагментов сигнала ЭЭГ, содержащим ВП перед движением правой или левой рукой. Проводимое исследование позволяет надеяться, что выявление закономерностей между значениями параметров модели ФХН и различными ВП позволит использовать алгоритм [4] для улучшения точности интерфейсов мозг-компьютер.

Идентификация параметров модели ФХН. Модель ФХН может быть представлена в виде [4]:

$$y'' = \theta_1 y' + \theta_2 (y^3)' + \theta_3 y + \theta_4 y^3 + \theta_5, \quad (1)$$

где $y(t)$ – измеряемый с использованием ЭЭГ электрический потенциал нейрона или группы нейронов, $\theta_i, i \in 1:5$ – неизвестные параметры. Задача ставится следующим образом: по измеренным сигналам ЭЭГ $y(t)$, содержащим ВП и представляющим из себя разность между показаниями с двух электродов, расположенных на поверхности головы испытуемого, найти такие оценки параметров $\hat{\theta}_i(t)$, чтобы выполнялась цель идентификации: $y(t) - \hat{y}(t) \rightarrow 0$ при $t \rightarrow \infty$, где $\hat{y}(t)$ – решение уравнения (1) с параметрами $\hat{\theta}_i(t)$. Для этого использован алгоритм оценивания параметров из [4].

В качестве $y(t)$ рассматривался фрагмент сигнала ЭЭГ за 1,5 секунды до начала движения, когда в записи наблюдается информационно значимый ВП [1]. Сильная зашумленность сигнала ЭЭГ, наличие артефактов, связанных, например, с морганием глазами, требует серьезной предварительной обработки, которая подробно описана в [7].

На рисунках 1, 2 представлены результаты применения алгоритма из [4] к сигналу ЭЭГ С1-С2 перед движением левой рукой. Графики рис. 2 показывают, что цель идентификации достигается достаточно быстро и с хорошей точностью. В то же время графики рис. 1 показывают стабильность (постоянство) оцениваемых параметров.

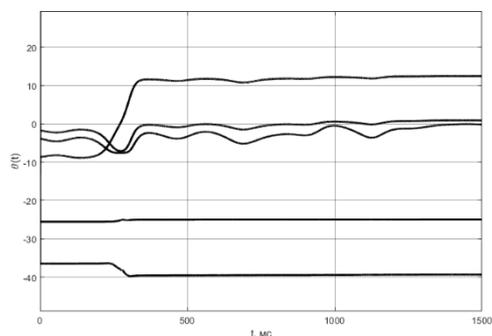


Рис. 1. Адаптивные оценки параметров модели (1), полученные с помощью алгоритма [4] при настройке (1) под ЭЭГ сигнал С1-С2, соответствующий ВП, возникающему перед движением левой рукой.

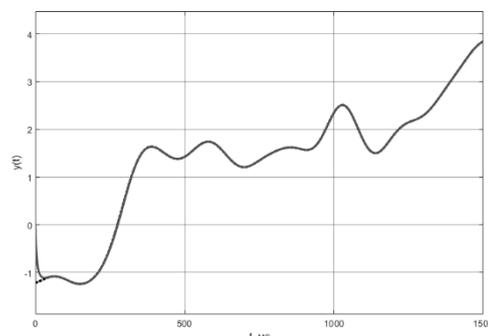


Рис. 2. Фрагмент ЭЭГ сигнала С1-С2, соответствующий ВП, возникающему перед движением левой рукой, (пунктирная линия) и результат его моделирования с помощью (1) и адаптивных параметров (Рис. 1) (сплошная линия).

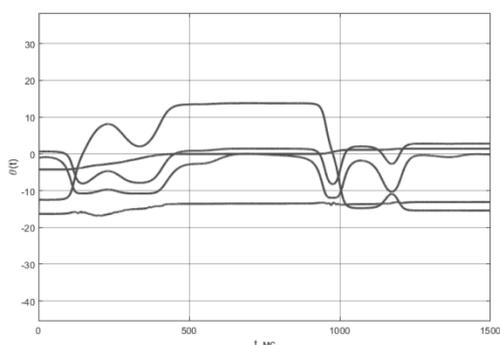


Рис. 3. Адаптивные оценки параметров модели (1), полученные с помощью алгоритма [4] при настройке (1) под ЭЭГ сигнал С4-Сz, соответствующий ВП, возникающему перед движением правой рукой.

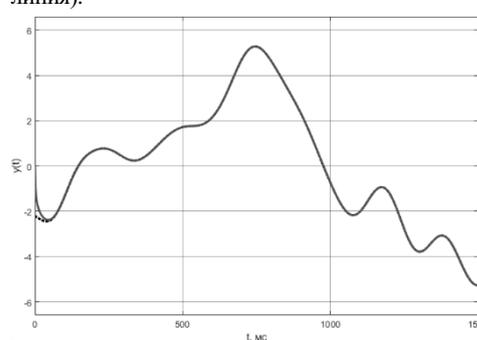


Рис. 4. Фрагмент ЭЭГ сигнала С4-Сz, соответствующий ВП, возникающему перед движением левой рукой, (пунктирная линия) и результат его моделирования с помощью (1) и адаптивных параметров (Рис. 3) (сплошная линия).

На рисунках 3, 4 изображены аналогичные графики, но для сигнала С4-Сz и для ВП, соответствующего движению правой рукой. Графики на рис. 4 также показывают, что цель идентификации достигается быстро, однако графики на рис. 3, показывают существенное изменение параметров во времени. Тем не менее, рисунки 1–4 показывают возможность применения модели ФХН для моделирования ВП. Вопрос связи моделируемых процессов и полученных оценок параметров $\hat{\theta}_i(t)$ требует дальнейшего изучения.

Заключение. Полученные результаты показывают, что применение алгоритма идентификации, основанного на методе скоростного градиента, [4,5] к модели ФХН является адекватным подходом для моделирования ВП, связанных с движением, в ЭЭГ сигнале. Однако, нужно заметить, что рассматриваемый алгоритм не учитывает помехи в сигнале, то есть для его корректной работы требуется качественная предварительная обработка, что может затруднить использование данного подхода в режиме реального времени. Также большой интерес представляет поиск зависимости между получаемыми оценками параметров модели ФХН и моделируемыми процессами. Существование такого рода зависимости позволит использовать предлагаемый подход в крайне важной для разработки интерфейсов мозг-компьютер задаче распознавания намерения человека совершить определённое действие.

Благодарности. За сбор и предоставление базы данных с записями ЭЭГ авторы выражают благодарность кафедре высшей нервной деятельности и психофизиологии СПбГУ.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Nicolas-Alonso L. F., Gomez-Gil J.** Brain computer interfaces, a review. *Sensors*. 2012. Vol. 12. №. 2. P. 1211-1279.
2. **FitzHugh R.** Impulses and physiological states in theoretical models of nerve membrane. *Biophysical Journal*. 1961. Vol. 1. P. 445–466.
3. **Nagumo J., Arimoto S., Yoshizawa S.** An Active Pulse Transmission Line Simulating Nerve Axon. *Proceedings of the IRE*. 1962. Vol. 50. № 10. P. 2061–2070.
4. **A. Fradkov, A. Shepeljavyi, and A. Rybalko.** Identification of the FitzHugh-Nagumo neuron model based on the speed-gradient and filtering. 2022 Fourth International Conference Neurotechnologies and Neurointerfaces (CNN), IEEE. 2022. P. 29–31.
5. **Rybalko A., Fradkov A.** Identification of two-neuron FitzHugh–Nagumo model based on the speed-gradient and filtering. *Chaos: An Interdisciplinary Journal of Nonlinear Science*. 2023. Vol. 33. №. 8. P. 083126.
6. **Фрадков А. Л.** Адаптивное управление в сложных системах: беспоисковые методы. СПб.: Наука, 1990. 296 с.
7. **Lipkovich M. et al.** Evoked Potentials Detection During Self-Initiated Movements Using Machine Learning Approach. 2023 Fifth International Conference Neurotechnologies and Neurointerfaces (CNN), IEEE. 2023. P. 47-50.

A.V.Rybalko (Institute for Problems in Mechanical Engineering RAS, Saint Petersburg State University, Saint Petersburg),
A.R.Sagatdinov (Saint Petersburg State University, Saint Petersburg). **Modeling of evoked potentials associated with motion by identification of the FitzHugh-Nagumo model**

Abstract. The paper considers the very important in terms of development of brain-computer interfaces problem of modeling of evoked potentials associated with motion. The evoked potentials are modeled using the Fitzhugh-Nagumo mathematical model of neural activity and the algorithm of its identification based on the speed gradient method.

УДК 681.51

Н. В. МИХАЛЬКОВ
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

ОСОБЕННОСТИ ПРАКТИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДА ДИНАМИЧЕСКОГО РАСШИРЕНИЯ РЕГРЕССОРА И СМЕШИВАНИЯ В ЗАДАЧАХ ОЦЕНИВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ

В докладе описывается подход к решению задачи оценивания параметров в линейных регрессионных уравнениях методом динамического расширения регрессора и смешивания, описываются его недостатки при практическом применении и варианты их устранения.

Введение. Для задач оценивания постоянных параметров линейных регрессионных уравнений метод динамического расширения регрессора (DREM) [1] получил широкое распространение, в том числе и в практических применениях, однако базовый вариант метода имеет недостатки, которые ограничивают его применимость в определенных сценариях. Данный доклад посвящен анализу применимости метода, а также демонстрации возможных стратегий, позволяющих преодолеть эти ограничения.

Описание проблемы. Кратко опишем метод DREM для решения задачи оценки параметров в уравнении линейной регрессии

$$y(t) = \varphi^T(t)\theta + \nu(t), \quad (1)$$

где $y(t) \in \mathbb{R}^l$ – выходной сигнал, $\varphi(t) \in \mathbb{R}^{n \times l}$ – регрессор, $\theta \in \mathbb{R}^n$ – неизвестные параметры, $\nu(t)$ – аддитивное возмущение.

Первым шагом метода является построение расширенного регрессора $\Phi(t) \in \mathbb{R}^{l \times l}$ с помощью поочередного применения к регрессионному уравнению устойчивых операторов $H_m[\cdot]: \mathcal{L}_\infty \rightarrow \mathcal{L}_\infty$, $m = 2, \dots, l$, в качестве которых можно использовать операторы задержки или линейно-инвариантный фильтры. В результате формируются l уравнений регрессии, объединив которые в матричное уравнение:

$$Y_f = \Phi_f \theta, \quad (2)$$

где $Y_f := [y(t), H_2[y(t)], \dots, H_l[y(t)]]$, $\Phi_f := [\varphi(t), H_2[\varphi(t)], \dots, H_l[\varphi(t)]]$ – расширенный регрессор, и, используя свойство $\text{adj}(\Phi_f)\Phi_f = |\Phi_f|I$, получается новое регрессионное уравнение:

$$Y_e = \Delta \theta, \quad (3)$$

где $\Delta = |\Phi_f|$, $Y_e := \text{adj}(\Phi_f) \cdot Y_f = [y_{e1}, \dots, y_{el}]$. Для оценивания каждого элемента $\hat{\theta}_i$ вектора параметров исходной регрессии из полученных l скалярных регрессионных уравнений в базовом варианте DREM применяется метод градиентного спуска:

$$\dot{\hat{\theta}}_i = -\gamma_i \Delta (\Delta \hat{\theta}_i - y_{ei}), \quad \text{где } \gamma_i \in \mathbb{R}^+ \text{ – настроечный коэффициент.} \quad (4)$$

Проблемные места данного метода можно разделить на три типа: реакция на отсутствие или слабость возбуждения регрессора, недостатки градиентного спуска для получения финальных значений параметров, и проблемы сходимости относительно нестационарных параметров.

Проблемы слабого возбуждения регрессора. Условием реализуемости алгоритма является конечное возбуждение регрессора [2] на интервале $[t_r; t_e]$: $\exists t_r, t_e, \alpha \in \mathbb{R}^+ : t_e > t_r \geq 0$ и $\int_{t_r}^{t_e} \varphi(\tau)\varphi(\tau)^T d\tau \geq \alpha I$, α – степень возбуждения, τ – время, I – единичная матрица. В случае

нарушения данного требования возможным решением может быть регуляризация расширенного регрессора путем его модификации вида [3]:

$$\bar{\Phi}_f = \Phi_f + \Xi(t), \quad (5)$$

где $\Xi(t) := \zeta \zeta^T$, $\zeta := [\zeta_1 \dots \zeta_n]$, $\zeta_i \in \mathbb{R}^+$ выбираются в соответствии с уровнем шумов $\nu(t)$ [3].

Альтернативным вариантом решения проблемы является редуцирование линейно зависимых частей регрессора модифицированным методом ортогонализации Грамма-Шмидта [4]. Результатом его применения становится новое регрессионное уравнение:

$$Y = \Phi_r K \theta, \quad (6)$$

где $K \in \mathbb{R}^{(n-g) \times n}$ – матрица преобразования, $\Phi_r \in \mathbb{R}^{n \times (n-g)}$ – редуцированный регрессор. Далее из этого уравнения можно получить оценку параметров стандартными методами.

Если регрессор имеет направленное возбуждение, то исходному методу также необходима модификация для обеспечения асимптотической сходимости. В работе [5] предложена методика динамической регуляризации расширенного регрессора. В ней авторы используют спектральное разложение регрессора, в котором заменяют собственные числа регрессора по принципу:

$$\lambda_i(t) = \begin{cases} \varepsilon_0, & \lambda_i(t) < \bar{\varepsilon} \\ \lambda_i(t), & \text{иначе} \end{cases}, \quad (7)$$

где $\lambda_i(t)$ – собственные числа регрессора, $\varepsilon_0 > 0$ – произвольная положительная постоянная, $\bar{\varepsilon} \geq 0$ – критерий эквивалентности нулю собственных чисел.

Аспекты применения градиентного спуска. Естественным недостатком градиентного спуска, используемого в базовой версии DREM, является необходимость подбора настроечных коэффициентов γ_i , для чего необходима априорная информация о свойствах системы. В качестве альтернативы возможно использовать рекурсивный метод наименьших квадратов [6]:

$$\dot{\hat{\theta}}(t) = \gamma_i \Delta(t) p_i(t) (y_{ei}(t) - \Delta(t) \hat{\theta}_i(t)), \quad \dot{p}_i(t) = \gamma_i (\lambda_i p_i(t) - p_i(t)^2 \Delta(t)), \quad (8)$$

где $\gamma_i, \lambda_i \in \mathbb{R}^+$ – настраиваемые параметры, $p_i(t)$ – коэффициент усиления.

Другим недостатком применения градиентного спуска является зависимость скорости сходимости по каждому параметру от произведения степени возбуждения регрессора и настроечного коэффициента $\alpha \lambda_i$ [7]. Прямолинейное решение проблемы – одновременная оценка с помощью градиентных спусков с разными настроечными коэффициентами. Более продуманный подход подразумевает изменение настроечного коэффициента за счет оценки степени возбуждения регрессора, например, неявными методами [8]. С другой стороны, можно провести нормализацию возбуждения регрессора. Так, в работе [9] используется преобразование регрессионного уравнения:

$$y_{ei} = \Delta \theta_i \Rightarrow z_i = \phi_i \theta_i, \quad (9)$$

где $z_i = \frac{y_{ei}}{f(\Delta)}$, $\phi_i = \frac{\Delta}{f(\Delta)}$, $f(\Delta) = \begin{cases} \text{sign}(\Delta) \Delta, & |\Delta| < \Delta_{\min} \\ \Delta, & \text{иначе} \end{cases}$, Δ_{\min} – подбираемый параметр.

Сложная структура параметров. Несмотря на то, что метод DREM применим для уравнений с медленно изменяющимися параметрами, в случае кусочно-постоянных параметров могут возникать выбросы в оценке [10]. В качестве решения авторы предлагают использовать интервальный интегральный фильтр для расширения регрессора:

$$\Phi_f(t) = \int_{t_k}^t \exp\left(-\int_0^\tau \beta d\tau_1\right) \phi_f(\tau) \phi_f(\tau)^T d\tau, \quad Y_f^T(t) = \int_{t_k}^t \exp\left(-\int_0^\tau \beta d\tau_1\right) y(\tau) \phi^T(\tau) d\tau, \quad (9)$$

где $t_k = t \cdot \text{floor}(t/T)$ – момент времени начала нового интервала фильтрации, $\text{floor}(\cdot)$ – функция целочисленного округления, $T > 0$ – ширина окна фильтрации, $\beta > 0$ – фактор памяти.

Заключение. Проведенный анализ недостатков DREM для оценки параметров линейной регрессии совместно с предложенными модификациями для их устранения позволяет более осознанно делать выбор в его пользу при выборе метода оценивания, в том числе для сложных случаев регрессии.

ЛИТЕРАТУРА

1. Aranovskiy, S., Bobtsov, A., Ortega, R., & Pyrkin, A. (2016, July). Parameters estimation via dynamic regressor extension and mixing. In 2016 American Control Conference (ACC) (pp. 6971-6976). IEEE.
2. Wang, J., Efimov, D., Aranovskiy, S., & Bobtsov, A.A. (2020). Fixed-time estimation of parameters for non-persistent excitation. *European Journal of Control*, 55, 24-32.
3. Aranovskiy, S., Ushirobira, R., & Efimov, D. (2023). On DREM regularization and unexcited linear regression estimation.
4. Ovcharov, A., Vedyakov, A., Kazak, S., & Pyrkin, A. (2022). Overparameterized model parameter recovering with finite-time convergence. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 36(6), 1305-1325.
5. Глущенко А. И., Ласточкин К. А. (2023). Ослабление условия реализуемости процедуры динамического расширения и смешивания. *Автоматика и телемеханика*, (1), 23-62. [Автоматика и телемеханика / Autom. Remote Control, 84:1 (2023), 16-47].
6. Palmisano, M., & Reichhartinger, M. (2020). A Finite Time Convergent Least-Squares Modification of the Dynamic Regressor Extension and Mixing Algorithm. *IFAC-PapersOnLine*, 53(2), 5105-5110.
7. Chowdhary, G., Mühlegg, M., & Johnson, E. (2014). Exponential parameter and tracking error convergence guarantees for adaptive controllers without persistency of excitation. *International Journal of Control*, 87(8), 1583-1603.
8. Schatz, S.P., Yucelen, T., Gruenwald, B.C., & Holzapfel, F. (2015). Application of a novel scalability notion in adaptive control to various adaptive control frameworks. In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference* (p. 0608).
9. Glushchenko, A.I., Lastochkin, K.A., & Petrov, V.A. (2022). Normalization of Regressor Excitation in the Dynamic Extension and Mixing Procedure. *Automatic Remote Control*, 83, 17-31.
10. Глущенко А.И., Петров В.А., Ласточкин К.А. (2021). Проблема применения процедуры DREM в задаче идентификации интервально заданных параметров. *Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики*, 21(4), 449-456.

N.V.Mikhalkov (ITMO University, Saint-Petersburg). **Practical Aspects of the Dynamic Regressor Extension and Mixing Approach in Parameter Estimation Tasks**

Abstract. The report presents an analysis of parameter estimation task using dynamic regressor extension and mixing algorithm in its original form, highlights the problem areas in practical applications, and suggests options for their resolution.

УДК 681.51

И. Р. ГОГОРЕВ, Д. В. АНТОНОВ, М. Д. КУЗНЕЦОВА
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)**СИНТЕЗ АЛГОРИТМА ОЦЕНИВАНИЯ СОСТОЯНИЙ АСИНХРОННОГО
ЭЛЕКТРОПРИВОДА В ФОРМЕ ФИЛЬТРА КАЛМАНА**

Для асинхронного электропривода, описанного моделью в виде уравнений состояния, синтезируется наблюдатель вектора состояния в форме обобщенного фильтра Калмана. На его основе демонстрируется возможность алгоритмов калмановского типа по идентификации состояния и параметров нелинейных электромеханических систем в условиях шумов измерений.

Введение. Одно из современных направлений в области увеличения эффективности электроприводов заключается во включение в их алгоритмы работы и управления современных методов оценки всех переменных, описывающих работу приводов. Популярным классом методов являются нестационарные наблюдатели, которые сейчас активно внедряются в область управления электроприводами [1]. Связана эта популярность с тем, что такие алгоритмы позволяют работать в условиях изменяющихся параметров или режимов привода и внешних условий. Однако во многих работах упускается наличие шумов в измерениях при реальной эксплуатации электродвигателей.

В настоящей работе проведен синтез наблюдателя на основе обобщенного фильтра Калмана (ОФК) для модели асинхронного электропривода с учётом её нелинейности и наличия шумов измеряемых величин, который учитывает заданные параметры этих шумов.

Постановка задачи. Рассмотрим модель асинхронного электропривода [1]:

$$\begin{aligned} \frac{d\lambda_1}{dt} &= -\frac{R_r}{L_r} \lambda_1 - n_p \omega \lambda_2 + R_r \beta i_1, \\ \frac{d\lambda_2}{dt} &= n_p \omega \lambda_1 - \frac{R_r}{L_r} \lambda_2 + R_r \beta i_2, \\ \frac{di_1}{dt} &= -\frac{R_s + R_r \beta^2}{L_s \sigma} i_1 + \frac{\beta}{L_s \sigma} \frac{R_r}{L_r} \lambda_1 + \frac{\beta n_p}{L_s \sigma} \omega \lambda_2 + \frac{1}{L_s \sigma} u_1, \\ \frac{di_2}{dt} &= -\frac{R_s + R_r \beta^2}{L_s \sigma} i_2 - \frac{\beta n_p}{L_s \sigma} \omega \lambda_1 + \frac{\beta}{L_s \sigma} \frac{R_r}{L_r} \lambda_2 + \frac{1}{L_s \sigma} u_2, \\ \frac{d\omega}{dt} &= \frac{\beta n_p}{J} \lambda_1 i_2 - \frac{\beta n_p}{J} \lambda_2 i_1 - \frac{L}{J} - \frac{k_v}{J} \omega, \end{aligned} \quad (1)$$

где λ_1, λ_2 – составляющие магнитного потока ротора, i_1, i_2 – составляющие тока статора, ω – скорость ротора, u_1, u_2 – составляющие управляющего напряжения, L – момент нагрузки. Параметры электропривода включают в себя: n_p – количество пар полюсов, L_s, L_r – индуктивности статора и ротора, M – взаимную индуктивность статора и ротора, исходя из которой рассчитываются $\beta = M / L_r$ – параметр рассеивания и $\sigma = \frac{1 - M^2}{L_s L_r}$, R_s, R_r – сопротивления статора и ротора, J – момент инерции ротора, k_v – коэффициент вязкого трения.

Требуется оценить составляющие магнитного потока λ_1, λ_2 и угловую скорость ротора ω , предполагая параметры электропривода известными, составляющие силы тока i_1, i_2 и составляющие напряжения u_1, u_2 измеряемыми. Момент нагрузки L в задаче считается постоянным и известным. Предполагается, что внешние сигналы u_1, u_2 таковы, что в системе (1) все сигналы ограничены.

Опираясь на (1) и условия поставленной задачи введем вектор состояния $X = [\lambda_1 \ \lambda_2 \ i_1 \ i_2 \ \omega]^T$, вектор управляющих воздействий $U = [u_1 \ u_2]^T$. Таким образом, система (1) может быть записана в виде:

$$\dot{X} = F(X) + GU \quad (2)$$

где функция $F(X)$ описывает нелинейную правую часть системы (1), а

$$G^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & (L_s \sigma)^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & (L_s \sigma)^{-1} & 0 \end{bmatrix}.$$

Введем вектор измерений $Y = [y_1 \quad y_2]^T$:

$$\begin{aligned} y_1 &= i_2 + v_1, \\ y_2 &= i_2 + v_2. \end{aligned} \quad (3)$$

где v_1, v_2 – белозумные погрешности измерений тока. Таким образом задача сводится к оцениванию вектора (2) по измерениям (3) и является в силу выражения (1) нелинейной. Для ее решения был использован обобщённый фильтр Калмана (ОФК) [2].

Формирование наблюдателя на основе ОФК. Так как ОФК – дискретный алгоритм, для его применения необходимо провести дискретизацию модели (2). Для этого используем метод первого приближения с коррекцией (модифицированный метод Эйлера) [3] и представим систему (2) в виде рекуррентного соотношения:

$$X_{k+1} = X_k + 0,5[F(X_k) + F(X_k + F(X_k)\Delta t + GU_k\Delta t)]\Delta t + GU_k\Delta t, \quad (4)$$

где Δt – интервал дискретизации, X_k, U_k – вектор состояния и вектор управляющего воздействия в момент $k\Delta t$. Такая схема более точная чем обычный метод Эйлера и позволяет не добиться адекватной аппроксимации системы при незначительном повышении вычислительной сложности. Сравнение переходных процессов дискретизованной обычным и модифицированным методами Эйлера системы (2) приведено на рис. 1.

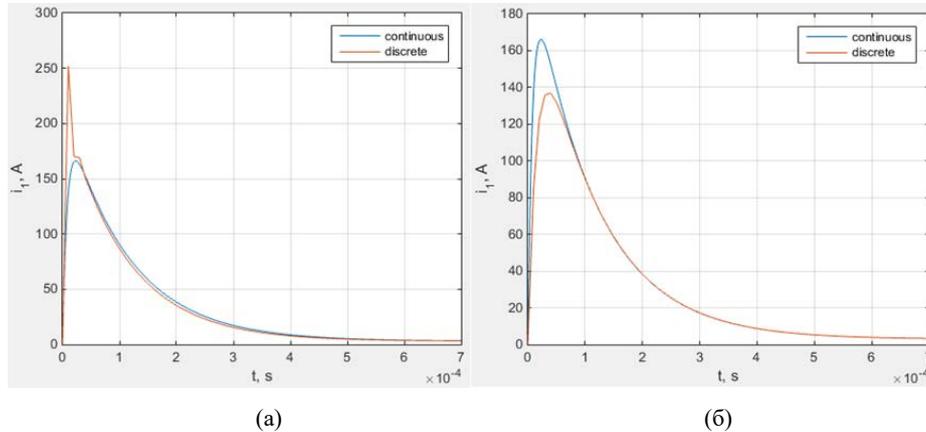


Рис. 1 Переходные процессы компоненты тока статора непрерывной модели (continuous) и дискретизованной (discrete) обычным (а) и модифицированным(б) методами Эйлера.

В качестве эталона непрерывной модели показана реализация, полученная с использованием алгоритмов дискретизации MatLab методами более высокого порядка. Моделирование проводилось для электропривода с одной парой полюсов при параметрах: $L_s = 0,14$ Гн, $L_r = 0,14$ Гн, $M = 0,117$ Гн, $R_s = 1,7$ Ом, $R_r = 3,9$ Ом, $J = 0,00011$ кг*м², $L = 1$ Н*м, $k_v = 0,001$ Н*с, $u_1 = u_2 = 1$ В и $\Delta t = 0,0001$ с, аналогичных используемым в работе [4].

Для построения ОФК далее проведем линеаризацию полученной дискретной системы (4) путем разложения нелинейной функции $F(X)$ в ряд Тейлора. При этом (4) может быть представлена в виде

$$X_{k+1} = [I + D]0,5\Delta t X_k + [F(X_k^*) + F(X_k^* + F(X_k^*)\Delta t + GU_k\Delta t) - DX_k^*]0,5\Delta t + GU_k\Delta t \quad (5)$$

где X_k^* – точка линеаризации, I – единичная матрица соответствующей размерности, а

$$D(X_k^*) = \frac{dF}{dX} \Big|_{X_k^*} + \frac{dF}{dX} \Big|_{X_k^* + F(X_k^*)\Delta t + GU_k\Delta t} \left(I + \frac{dF}{dX} \Big|_{X_k^*} \right) \quad (6)$$

матрица, составленная из матриц Якоби функции $F(X)$, рассчитанных в точках линеаризации X_k^* и $X_k^{**} = X_k^* + F(X_k^*)\Delta t + GU_k\Delta t$. Запишем соотношения для наблюдателя вектора состояния в виде ОФК. Прогноз вектора состояния строится согласно уравнений (4)–(6) в виде:

$$\hat{X}_{k+1|k} = \hat{X}_k + 0,5 \left[F(\hat{X}_k) + F(\hat{X}_k + F(\hat{X}_k)\Delta t + GU_k\Delta t) \right] \Delta t + GU_k\Delta t, \quad (7)$$

$$P_{k+1|k} = \Phi_k P_k \Phi_k^T + GQG^T, \quad (8)$$

где $\Phi_k = \left[I + D(\hat{X}_{k+1|k}) \right] 0,5\Delta t$, т.е. в качестве точки линеаризации используется прогноз вектора состояния, а Q – диагональная 2x2 матрица ковариаций погрешностей измерений напряжений U . Соотношения для вычисления оценок запишутся в виде:

$$K_{k+1} = P_{k+1|k} H^T (HP_{k+1|k}H^T + R)^{-1}, \quad (9)$$

$$\hat{X}_{k+1} = \hat{X}_{k+1|k} + K_{k+1} (Y_k - H\hat{X}_{k+1|k}), \quad (10)$$

$$P_{k+1} = (I - K_{k+1}H) P_{k+1|k}, \quad (11)$$

где H соответствует связи измерений (3) с вектором состояния (2)

$$H = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

а R – диагональная 2x2 матрица ковариаций погрешностей измерений токов (3).

Проведено моделирование работы такого обобщённого Филтра Калмана, при этом утроенные СКП погрешностей измерений напряжений составляли $3\sigma_u=0,05$ В, а утроенные СКП погрешностей измерений токов – $3\sigma_v=1$ А. Остальные параметры задавались аналогично работе [4], как в моделировании на рис. 1. Результаты моделирования представлены на рис. 2.

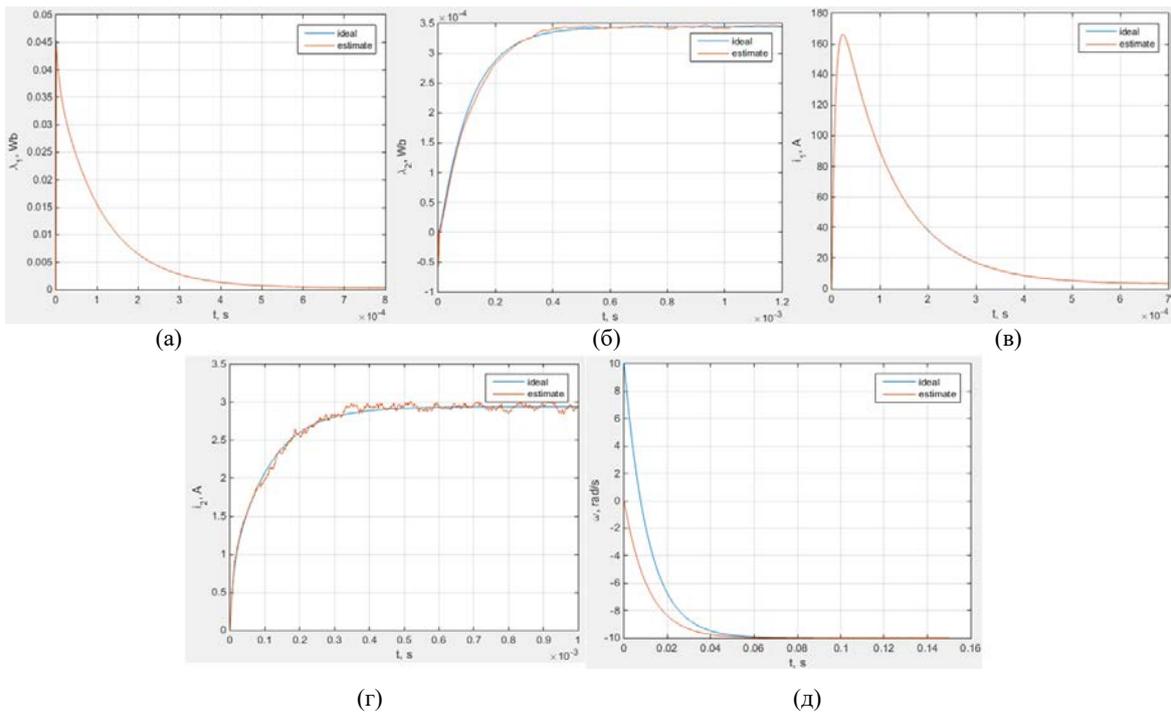


Рис. 2 Переходные процессы переменных состояния и их оценок.

По результатам моделирования видно, что оценки сходятся к истинным значениям за малое время, а погрешность не превышает 5% оцениваемой величины в установившемся режиме. Это говорит о возможности применения ОФК в качестве наблюдателя состояния асинхронного электропривода. В дальнейшем планируется сопоставить точность и быстродействие полученного наблюдателя с другими нелинейными наблюдателями, а также исследовать работу реального привода при замыкании управления по оценкам вектора состояния, полученным с помощью ОФК.

Заключение. Рассмотрена модель асинхронного электропривода и получены её приближенное дискретное и линеаризованное представления. Предложен наблюдатель вектора состояния такой модели по измерениям токов и напряжений в форме ОФК. Приведены результаты моделирования работы наблюдателя в условиях порождающих шумов и шумов измерений, показавшие его удовлетворительную работу, и, как следствие, возможность использования алгоритмов калмановского типа при оценивании состояния и идентификации параметров нелинейных электромеханических систем. Дальнейшая работа будет направлена на построение и сопоставление других нелинейных наблюдателей, а также практической их апробации в замкнутой системе управления электроприводом.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Букреев В.Г., Шандарова Е.Б., Перовощиков Ф.В.** Анализ точности оценивания состояний асинхронного электропривода алгоритмами Люенбергера и Калмана // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2023. Т. 23, № 1. С 35-43. doi: 10.17586/2226-1494-2023-23-1-35-43.
2. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1. Введение в теорию оценивания. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. С. 348–353.
3. **Демидович Б.П., Марон И.А., Шувалова Э.З.** Численные методы анализа. Приближение функций, дифференциальные и интегральные уравнения - 3 изд-ие. М: Наука, 1967. С. 144–151.
4. **Pyrkin A., Bobtsov A., Vedyakov A., Ortega R., Vediakova A., Sinetova M.M.** DREM-Based Adaptive Observer for Induction Motors // Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control (CDC), 2019, pp. 648-653.

I.R.Gogorev, D.V.Antonov, M.D.Kuznetsova (CSRI Electropribor, Saint-Petersburg). **Synthesis of an algorithm for estimating the states of an induction electric drive in the form of a Kalman filter.**

Abstract. The paper present a model of an induction drive in the form of an equation of state and synthesizes an observer for it in the form of a Kalman filter. Based on it, the capabilities of Kalman-type algorithms for identifying the state and parameters of nonlinear systems under noise conditions are demonstrated.

УДК 681.51

О.В. ОСЬКИНА
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

АДАПТИВНАЯ ОЦЕНКА ВЕКТОРА СОСТОЯНИЯ ЛИНЕЙНОЙ НЕСТАЦИОНАРНОЙ СИСТЕМЫ С МУЛЬТИСИНУСОИДАЛЬНЫМ ВОЗМУЩЕНИЕМ И ЗАПАЗДЫВАНИЕМ ПО ВЫХОДУ

Ставится и решается задача синтеза алгоритма оценивания вектора состояния динамической системы, функционирующей в условиях возмущающего мультисинусоидального воздействия с неизвестными параметрами. При этом предполагается, что вектор состояния системы измеряется с задержкой. Алгоритм решения получен с использованием метода построения обобщенных наблюдателей, основанного на оценке параметров. Приводятся результаты моделирования, подтверждающие сходимость оценки к истинным значениям.

Введение. В работе рассматривается задача оценивания переменных состояния линейной нестационарной системы при наличии запаздывания в канале измерений, на которую воздействует гармоническое возмущение. Построение наблюдателей для линейных нестационарных систем является актуальной и нетривиальной задачей. Решение проблемы оценивания переменных состояния при наличии гармонических возмущающих воздействий представляет дополнительный интерес, поскольку возмущения подобного типа присутствуют во многих инженерных задачах [1,2]. В связи с этим были предложены различные методы для оценивания параметров мультigarмонических сигналов в непрерывном времени [3,4], однако интерес к задаче остается актуальным до сих пор.

Целью настоящей работы является синтез адаптивных наблюдателей для оценивания переменных состояния нестационарных систем, находящихся под воздействием гармонического возмущения с неизвестными частотами по измерениям с запаздыванием.

Постановка и решение задачи. В работе рассматривается линейная нестационарная система вида:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(\delta(t) + u(t)) \\ y(t) = x(t - \tau) \end{cases}, \quad (1)$$

где $x(t)$ – неизвестный вектор переменных состояния размерности n ; $y(t)$ – измеряемый выходной вектор размерности n ; $u(t)$ – одномерный известный входной сигнал; $A(t)$ – известная нестационарная матрица размерности $n \times n$; B – известный вектор размерности $n \times 1$; τ – известная временная задержка; $\delta(t)$ – неизмеряемое мультigarмоническое возмущение вида:

$$\delta(t) = \sum_{i=1}^m A_i \sin(\omega_i t + \varphi_i), \quad (2)$$

где A_i , φ_i , ω_i – неизвестные амплитуда, фаза и частота i -й гармоники, m – известное число гармоник.

Ставится задача оценки вектора состояния $x(t)$ системы (1) в текущий момент времени. Для получения оценки вектора состояния системы (1) требуется оценка не измеряемого напрямую возмущения $\delta(t)$.

Алгоритм решения задачи разбивается на два шага. Первым шагом является оценка возмущающего воздействия $\delta(t)$ в момент времени $t - \tau$. Для построения наблюдателя для сигнала возмущения $\delta(t - \tau)$ применяется метод синтеза наблюдателей, основанный на оценке

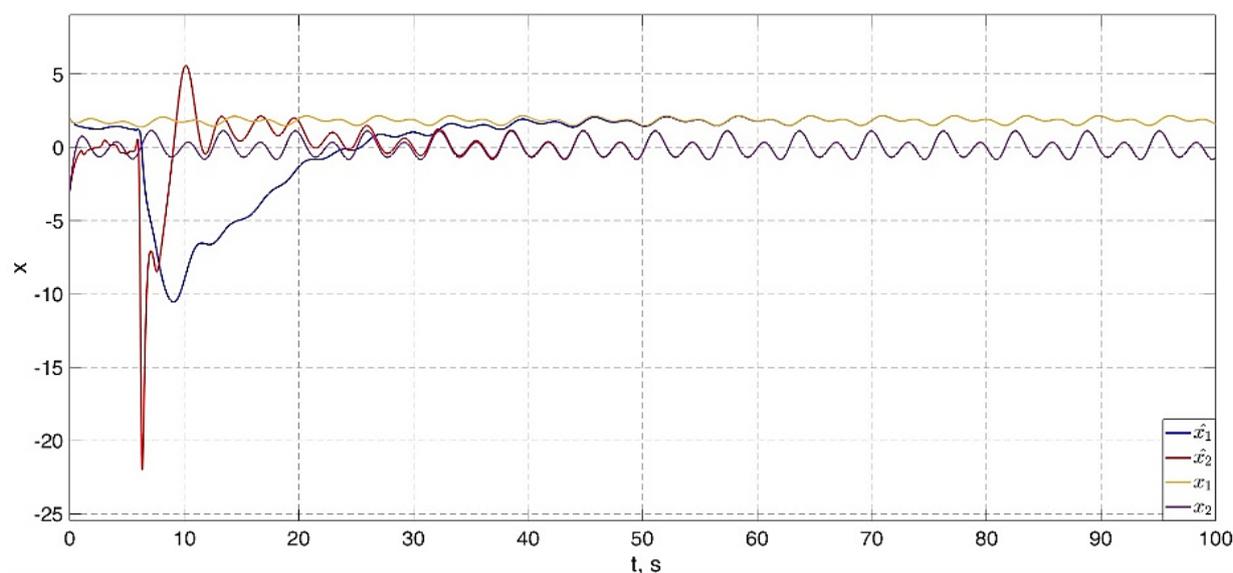
¹ Научный руководитель Н.А. Николаев к.т.н, доцент

параметров (GPEBO – Generalized parameter estimation-based observers) [5]. Метод предусматривает предварительную параметризацию исходной системы и преобразование ее к линейной регрессионной модели с дальнейшей идентификацией неизвестных параметров. Вторым шагом после получения оценки сигнала возмущения в момент времени $t - \tau$ строится прогноз для оценки сигнала возмущения на текущий момент времени t . После получения оценки возмущения $\hat{\delta}(t)$ в текущий момент времени t , строится линейный наблюдатель вектора состояния $x(t)$ в текущий момент времени t .

Для демонстрации работы алгоритма проведено моделирование. При моделировании использованы следующие параметры:

$$A(t) = \begin{bmatrix} 0 & 0.5 \\ -0.5 & -2 - 0.5 \sin(t) \end{bmatrix}, B = [0 \ 1]^T, \tau = 1, u = 1, \\ \delta = \sum_{i=1}^2 A_i \sin(w_i t + \varphi_i), A = [1 \ 2], w = [1 \ 2], \varphi = \left[\frac{\pi}{3} \ \frac{\pi}{6} \right].$$

Результаты моделирования представлены на рисунке 1, где приведены графики истинных значений переменных состояния системы (1) и соответствующие оценки. Из графиков видно, что оценки сходятся к истинным значениям за 50 с моделирования.



Результат оценивания вектора состояния системы (1)

Заключение. В работе предложен адаптивный алгоритм оценивания вектора состояния линейной нестационарной системы, на которую воздействует мультисинусоидальное возмущение, при наличии запаздывания в канале измерений. Предложенный алгоритм основывается на подходе GPEBO – предварительной параметризации исходной системы и сведении исходной задачи к задаче оценки неизвестных постоянных параметров. Работоспособность алгоритма проиллюстрирована математическим моделированием в программной среде MATLAB (Simulink).

ЛИТЕРАТУРА

1. Alcorta-Garcia E., Zolghadri A., Goupil P. A nonlinear observer-based strategy for aircraft oscillatory failure detection: A380 case study //IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. – 2011. – Т. 47. – №. 4. – С. 2792-2806.
2. Belleter D. J. W., Galeazzi R., Fossen T. I. Experimental verification of a global exponential stable nonlinear wave encounter frequency estimator //Ocean Engineering. – 2015. – Т. 97. – С. 48-56.
3. Пыркин А. А., Бобцов А. А., Ведяков А. А., Колобин С. А. Оценивание параметров полигармонического сигнала //Автоматика и телемеханика. – 2015. – №. 8. – С. 94-114.

4. Pin G. et al. Identification of multi-sinusoidal signals with direct frequency estimation: An adaptive observer approach //Automatica. – 2019. – Т. 99. – С. 338-345.
5. Ortega R., Bobtsov A., Nikolaev N., Schiffer J., Dochain D. Generalized Parameter Estimation-based Observers: Application to Power Systems and Chemical-Biological Reactors // Automatica. 2021. V. 129. P. 109635.

O.V. Oskina, N. A. Nikolaev (ITMO University, Saint-Petersburg). *Adaptive state observer for linear non-stationary plant with multi-sinusoidal disturbances and delayed measurements.*

Abstract. Linear non-stationary plant with multi sinusoidal disturbances with unknown parameters is considered in the work. The output of the system is measurable with known time-delay. The problem is to design an algorithm that can provide the estimation of the state vector of the plant using the output measurements. The results involve the analysis of the proposed method using computer simulation in the MATLAB(Simulink). The obtained results confirm the convergence of the estimated parameters.

УДК 681.51

А.М. ИСАЕВ

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

КОРРЭНТРОПИЙНЫЙ ОБОБЩЁННЫЙ ФИЛЬТР КАЛМАНА ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ ГРУППЫ АНПА В СЛУЧАЕ НАЛИЧИЯ АНОМАЛЬНЫХ ВЫБРОСОВ В ИЗМЕРЕНИЯХ

Для решения задачи навигации группы автономных необитаемых подводных аппаратов (АНПА) построен обобщённый и коррэнтропийный обобщённый фильтры Калмана. Проведено их сопоставление с точки зрения точности, состоятельности и вычислительной сложности в условиях как гауссовских, так и шумов измерений, содержащих аномальные выбросы.

Введение. Автономные необитаемые подводные аппараты (АНПА) получили широкое распространение при решении ряда задач, связанных с подводными исследованиями [1, 2]. В последнее время для выполнения масштабных и трудоёмких задач, таких как патрулирование, охрана морских акваторий, поиск и обследование объектов, съёмка физических полей океана всё чаще получают применение группы АНПА [3]. Один из подходов решения задачи групповой навигации АНПА заключается в следующем: в составе группы используют два типа АНПА - лидеры и ведомых [4, 5]. Лидеры имеют высокоточное навигационное оборудование, позволяющее определять их местоположение с высокой точностью, а ведомые определяют своё местоположение на основе счисления пути с использованием навигационных датчиков и уточняют его на основе данных о дальностях до лидеров. При этом для оценивания местоположения ведомых АНПА в большинстве случаев используют алгоритм обобщённого фильтра Калмана (ОФК) [6–8]. Однако погрешности измерения дальностей между АНПА могут содержать аномальные выбросы, появление которых, в основном, обусловлено влиянием многолучевого пространства, а также отражением и рассеянием звуковых волн при столкновении с морской поверхностью, морским дном и препятствиями. Наличие таких помех может существенно снизить эффективность применения ОФК [9]. К настоящему времени разработаны многочисленные робастные модификации ОФК [10], среди которых можно выделить и появившиеся в последнее время коррэнтропийные фильтры [11–16], которые, как утверждается, например, в [16], эффективны как раз в случае наличия аномальных выбросов в измерениях.

Цель настоящей работы – на примере решения задачи навигации группы из трёх АНПА (два лидера и один ведомый) построить коррэнтропийный обобщённый фильтр Калмана (КОФК) и сопоставить его эффективность с ОФК в случае как как гауссовых, так и негауссовых шумов измерений, содержащих аномальные выбросы.

Постановка задачи навигации группы АНПА. В настоящей работе в методическом плане рассматривается упрощённая постановка задачи для случая группы из трёх АНПА, два из которых являются лидерами, а один – ведомым. Счисление пути ведомого АНПА осуществляется по показаниям компаса (измерителя курса) и двухкомпонентного гидроакустического лага (измерителя скорости в продольном и поперечном направлении). В дискретные моменты времени ведомым АНПА проводятся измерения дальностей до двух лидеров и при этом требуется определить его координаты. Для простоты, считается, что вся измерительная аппаратура лидеров и ведомого АНПА синхронизирована в соответствии с единой шкалой времени, погрешностями определения координат лидеров можно пренебречь, а глубины всех АНПА за время решения задачи известны и не меняются. В таком случае можно рассмотреть их движение в прямоугольной декартовой системе координат Ox_1x_2 (рис. 1), расположенной в плоскости горизонта, оси x_1 и x_2 которой направлены направо и вверх соответственно.

Научный руководитель: д.т.н., проф., член-корреспондент РАН, замдиректора, начальник отдела Степанов О.А.

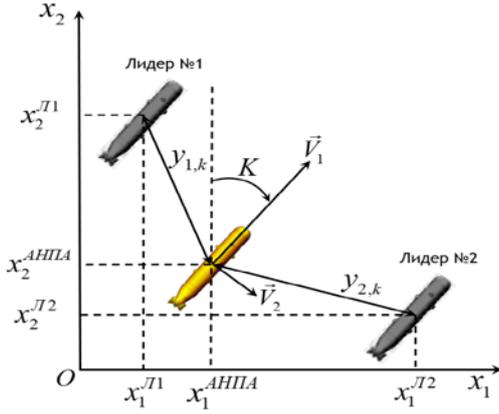


Рис. 1. Взаимное расположение АНПА

Движение ведомого АНПА можно описать как:

$$\begin{aligned} x_{1,k}^{АНПА} &= x_{1,k-1}^{АНПА} + V_{1,k-1} \sin(K_{k-1}) \Delta t + V_{2,k-1} \cos(K_{k-1}) \Delta t, \\ x_{2,k}^{АНПА} &= x_{2,k-1}^{АНПА} + V_{1,k-1} \cos(K_{k-1}) \Delta t - V_{2,k-1} \sin(K_{k-1}) \Delta t, \end{aligned} \quad (1)$$

где $x_{1,k}^{АНПА}, x_{2,k}^{АНПА}$ - истинные координаты; $V_{1,k}, V_{2,k}$ - продольная и поперечная составляющие скорости; K_k - курс. Представим истинные значения величин $V_{1,k}, V_{2,k}$ и K_k как разность между измеренными значениями $\tilde{V}_{1,k}, \tilde{V}_{2,k}, \tilde{K}_k$ и погрешностями измерений $\Delta V_{1,k}, \Delta V_{2,k}, \Delta K_k$

$$V_{1,k} = \tilde{V}_{1,k} - \Delta V_{1,k}, V_{2,k} = \tilde{V}_{2,k} - \Delta V_{2,k}, K_k = \tilde{K}_k - \Delta K_k. \quad (2)$$

Предполагается, что $\Delta V_1, \Delta V_2$ являются независимыми между собой дискретными центрированными гауссовскими белыми шумами с дисперсиями $\sigma_{V_1}^2 = \sigma_{V_2}^2 = \sigma_V^2$, а ΔK - медленноменяющийся случайный процесс, интервал корреляции которого много больше времени решения задачи оценивания. В таком случае ΔK_k можно описать случайной гауссовской центрированной константой с дисперсией σ_K^2 . Считая ΔK малым углом, сделаем допущения, что $\sin(\Delta K_k) \cong \Delta K_k$, а $\cos(\Delta K_k) \cong 1$ и таким образом уравнение (1) можно приближённо привести к виду:

$$\begin{aligned} x_{1,k}^{АНПА} &= x_{1,k-1}^{АНПА} + \tilde{V}_{1,k-1} \sin(\tilde{K}_{k-1}) \Delta t + \tilde{V}_{2,k-1} \cos(\tilde{K}_{k-1}) \Delta t + (\tilde{V}_{2,k-1} \sin(\tilde{K}_{k-1}) - \tilde{V}_{1,k-1} \cos(\tilde{K}_{k-1})) \Delta t \Delta K + w_{1,k}, \\ x_{2,k}^{АНПА} &= x_{2,k-1}^{АНПА} + \tilde{V}_{1,k-1} \cos(\tilde{K}_{k-1}) \Delta t - \tilde{V}_{2,k-1} \sin(\tilde{K}_{k-1}) \Delta t + (\tilde{V}_{1,k-1} \sin(\tilde{K}_{k-1}) + \tilde{V}_{2,k-1} \cos(\tilde{K}_{k-1})) \Delta t \Delta K + w_{2,k}, \end{aligned} \quad (3)$$

где w_1, w_2 - независимые между собой дискретные центрированные гауссовские белые шумы с дисперсиями $(\sigma_V \Delta t)^2$.

Введём вектор состояния $x_k = [x_{1,k}^{АНПА} \ x_{2,k}^{АНПА} \ \Delta K]^T$. В этом случае исходную модель (1) несложно свести к виду

$$x_k = F_k x_{k-1} + w_k + u_k, \quad (4)$$

где матрицы F_k , u_k и вектор w_k определяются как

$$F_k = \begin{vmatrix} 1 & 0 & (\tilde{V}_{2,k-1} \sin(\tilde{K}_{k-1}) - \tilde{V}_{1,k-1} \cos(\tilde{K}_{k-1})) \Delta t \\ 0 & 1 & (\tilde{V}_{1,k-1} \sin(\tilde{K}_{k-1}) + \tilde{V}_{2,k-1} \cos(\tilde{K}_{k-1})) \Delta t \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}, u_k = \begin{vmatrix} \tilde{V}_{1,k-1} \sin(\tilde{K}_{k-1}) \Delta t + \tilde{V}_{2,k-1} \cos(\tilde{K}_{k-1}) \Delta t \\ \tilde{V}_{1,k-1} \cos(\tilde{K}_{k-1}) \Delta t - \tilde{V}_{2,k-1} \sin(\tilde{K}_{k-1}) \Delta t \\ 0 \end{vmatrix}, w_k = \begin{vmatrix} w_{1,k} \\ w_{2,k} \\ 0 \end{vmatrix}.$$

Измерения дальности до лидеров можно представить в виде

$$y_{i,k} = h(x_{i,k}) + v_{i,k} = \sqrt{(x_{1,k} - x_1^{Л_i})^2 + (x_{2,k} - x_2^{Л_i})^2 + (x_{3,k} - x_3^{Л_i})^2} + v_{i,k}, \quad i = \overline{1..2}, \quad (5)$$

где $x_1^{Л_i}, x_2^{Л_i}, x_3^{Л_i}$ $i = \overline{1..2}$ - известные координаты лидеров, а $v_{i,k}$ - погрешности измерений.

Вводя векторы $y_k = [y_{1,k} \ y_{2,k}]^T$, $v_k = [v_{1,k} \ v_{2,k}]^T$, запишем

$$y_k = h(x_k) + v_k, \quad (6)$$

где нелинейная функция $h(x_k)$ определяется согласно (5).

Тогда рассматриваемая задача сведётся к оценке вектора x_k , описываемого при помощи формирующего фильтра (4) по нелинейным измерениям (6).

Сопоставляемые алгоритмы. ОФК и КОФК имеют структуру, соответствующую алгоритмам калмановского типа и включающую блок прогноза, и блок коррекции. Оба алгоритма основаны на гауссовской аппроксимации апостериорной плотности на каждом шаге, а оценка, вырабатываемая в них, представляет собой сумму двух слагаемых: первого - прогноза и второго - произведения матрицы коэффициентов усиления на вычисленную тем или иным способом невязку измерения [8].

$$\hat{x}_k^\mu = \hat{x}_{k/k-1}^\mu + K_k^\mu (y_k - \hat{y}_k^\mu), \quad \mu = \text{ОФК}, \text{КОФК}. \quad (7)$$

В ОФК коэффициент усиления $K_k^{\text{ОФК}}$ находится исходя из условия минимизации среднеквадратического критерия [6, 7], а в КОФК коэффициент усиления $K_k^{\text{КОФК}}$ отыскивается исходя из максимизации критерия [12, 15, 16]:

$$J^{KK} = G_\sigma \left(\left\| \hat{x}_k - \hat{x}_{k/k-1} \right\|_{R_{k/k-1}^{-1}} \right) + G_\sigma \left(\left\| y_k - \hat{y}_k \right\|_{R_k^{-1}} \right), \quad (8)$$

в котором обозначение $\|A\|_B$ - взвешенная по B Евклидова норма вектора A ; $\hat{x}_{k/k-1}$, \hat{y}_k - прогноз для вектора-состояния и измерений; \hat{x}_k - оценка на шаге k ; $G_\sigma(\|a-b\|_B)$ - функция ядра Гаусса для двух величин a и b

$$G_\sigma(\|a-b\|_c) = \exp\left(-\frac{(a-b)B^{-1}(a-b)^T}{2\sigma^2}\right), \quad (9)$$

где σ - известный параметр, называемый размером ядра.

Таким образом, коэффициент усиления $K_k^{\text{КОФК}}$ выбирается из соображений близости между собой $\hat{x}_k^{\text{КОФК}}$, $\hat{x}_{k/k-1}^{\text{КОФК}}$ и y_k , $\hat{y}_k^{\text{КОФК}}$. Подробно процедура получения выражений для КОФК описана, например, в работах [12, 15].

Методика сопоставления. Сопоставление алгоритмов проведём с точки зрения точности, состоятельности и вычислительной сложности, для чего в соответствии с методикой, описанной в работе [18], рассчитаем соответствующие коэффициенты ξ_{ik}^μ , ζ_{ik}^μ , $i = \overline{1, n}$ и ΔT^μ . При этом вслед за [19] под состоятельными будем понимать алгоритмы, расчетная матрица ковариаций в которых согласована с действительной.

Задача решалась для двух случаев погрешностей измерений дальностей. В первом случае $v_{i,k}$, $i = \overline{1, 2}$ задавались как дискретные гауссовские центрированные белые шумы с среднеквадратическим отклонением σ_y . Во втором - аналогично, однако 3% их реализаций (выбираемых случайным образом на интервале наблюдения) формировались с увеличенным в десять раз σ_y , имитируя аномальные выбросы. Для случая отсутствия выбросов в погрешностях измерений, помимо анализируемых алгоритмов, в качестве базового был реализован фильтр частиц, направленный на получение оптимальной в среднеквадратическом смысле оценки и построенный на основе метода Монте-Карло [21] с количеством частиц $N = 2000$.

Результаты моделирования. При моделировании использовались следующие параметры: начальные координаты лидеров: $x_{1,0}^{L1} = 1000$ м, $x_{2,0}^{L1} = 3000$ м, $x_{3,0}^{L1} = -10$ м, $x_{1,0}^{L2} = 0$ м, $x_{2,0}^{L2} = 1000$ м, $x_{3,0}^{L2} = -10$ м; ведомого: $x_{1,0}^B = 1000$ м, $x_{2,0}^B = 250$ м; углы курса лидеров и ведомого: $K = 45^\circ$; продольные и поперечные составляющие скорости для всех АНПА

$V_1 = 2 м/с, V_2 = 0 м/с$; время моделирования $t = 50 с$; шаг дискретизации $\Delta t = 1 с$, $\sigma_{x_{1,0}^{АНПА}} = \sigma_{x_{2,0}^{АНПА}} = 30 м$, $\sigma_K = 0,5^\circ$, $\sigma_V = 0,15 м/с$, $\sigma_y = 20 м$, где σ_η - среднеквадратические отклонения с нижним индексом $\eta = x_{1,0}^{АНПА}, x_{2,0}^{АНПА}, K, V$, поясняющим, какому параметру оно соответствует. Параметр σ в алгоритме КОФК был выбран как $\sigma = 5$. Вычисление действительной и расчётной матриц ковариаций при помощи моделирования проводилось согласно методике, описанной в [18], с использованием $L = 2000$ реализаций.

На рис. 2 представлены результаты расчёта коэффициентов точности $\xi_{1,k}^\mu$ и состоятельности $\zeta_{1,k}^\mu$ для первой компоненты вектора состояния. Графики для остальных компонент вектора состояния аналогичны представленным, ввиду чего они не приводятся. Фиолетовой пунктирной линией обозначены границы $\pm 0,1$, пересечение которых означает снижение точности анализируемого алгоритма по отношению к базовому или отличие действительных и вырабатываемых в алгоритме расчётных среднеквадратических погрешностей (СКП) на величину более 10%. Вслед за [18] под эффективностью алгоритма будем понимать возможность обеспечения 10% уровня по коэффициентам состоятельности и точности.

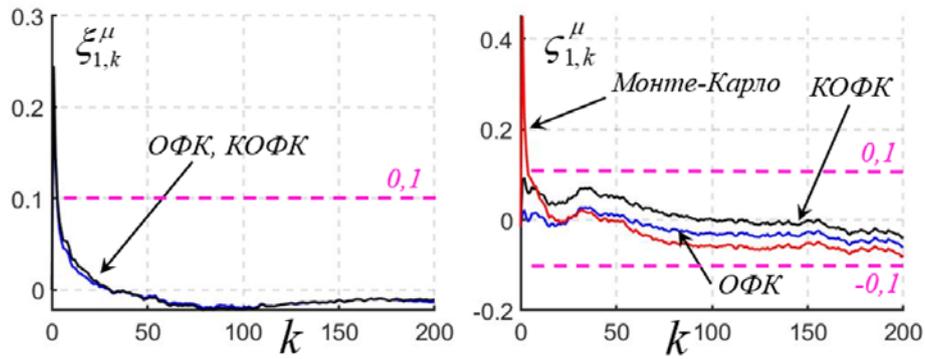


Рис. 2. Результаты расчёта $\xi_{1,k}^\mu$ и $\zeta_{1,k}^\mu$ для случая отсутствия аномальных выбросов в погрешностях измерений

При $k \geq 3$ эффективными являются и ОФК и КОФК. Следует отметить, что для алгоритма, направленного на получение оптимальной оценки при $k < 3$ также характерно снижение уровня коэффициента состоятельности на величину более 10%, однако этот недостаток легко устраняется изменением соответствующих настроек фильтра, а именно - увеличением количества частиц.

Ниже, на рис. 3, приведены результаты моделирования для случая наличия аномальных выбросов в погрешностях измерений. При расчёте коэффициентов эффективности в качестве СКП, соответствующего базовому алгоритму, относительно которого проводилось сопоставление по точности, использовалось СКП, полученное при решении рассматриваемой задачи с использованием алгоритма Монте-Карло в случае отсутствия аномальных выбросов.

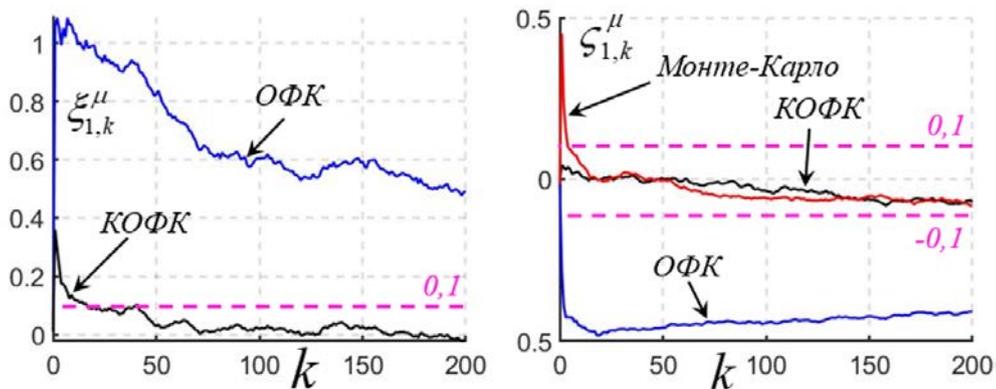


Рис. 3. Результаты расчёта $\xi_{1,k}^\mu$ и $\zeta_{1,k}^\mu$ для случая наличия аномальных выбросов в погрешностях измерений

Результаты моделирование показывают, что КОФК на всём интервале решения задачи является эффективным. ОФК же существенно проигрывает КОФК в точности и при этом не обладает свойством состоятельности.

Результаты расчёта коэффициента вычислительной сложности показали, что КОФК затратнее в вычислительном плане, чем ОФК на $\approx 35\%$, тогда как алгоритм, построенный с использованием метода Монте-Карло \approx в 10 раз.

Заключение. В результате проделанной работы были получены следующие результаты:

1. Для решения задачи навигации группы из трёх АНПА построен коррентропийный обобщённый фильтр Калмана.

2. Проведено сопоставление обобщённого фильтра Калмана и коррентропийного обобщённого фильтра Калмана в случае гауссовых шумов измерений и шумов, содержащих аномальные выбросы.

3. Показано, что при отсутствии аномальных выбросов, ОФК и КОФК близки по точности к алгоритму, направленному на получение оптимальной в среднеквадратическом смысле оценки. При этом как ОФК, так и КОФК состоятельны.

4. При наличии аномальных выбросов в погрешностях измерений точность и состоятельность классического обобщённого фильтра Калмана заметно снижается, тогда как коррентропийный фильтр на всём интервале решения задачи фильтрации остаётся эффективным

*Работа проводилась при поддержке гранта РНФ № 23-19-00626,
<https://rscf.ru/project/23-19-00626/>*

ЛИТЕРАТУРА

1. **L. Paull, S. Saeedi, M. Seto and H. Li** AUV Navigation and Localization: A Review, in IEEE Journal of Oceanic Engineering, vol. 39, no. 1, pp. 131-149, Jan. 2014
2. **Щербатюк Д.А.** Алгоритм навигационного обеспечения работы группы АНПА на основе фильтра частиц и разностно-дальномерной гидроакустической системы // Подводные исследования и робототехника, 2021. № 4 (38). С. 50–57. DOI: 10.37102/1992-4429_2021_38_04_05
3. **В. Ваулин, Ф.С. Дубровин, Д.А. Щербатюк, А.Ф. Щербатюк.** О методах обеспечения навигации групп АНПА. Краткий обзор. Подводные исследования и робототехника. 2019. № 4 (30). С. 27-36.
4. **Vaccou P., Jouvencel B., Creuze V., Rabaud C.** Cooperative Positioning and Navigation for Multiple AUV Operations // Proc. of the MTS/ IEEE Int. Conf. and Exhibition OCEANS. 2001. Vol. 3. P. 1816–1821.
5. **Y. Zhao et al.** A collaborative control framework with multi-leaders for AUVs based on unscented particle filter J. Frankl. Inst., 2016
6. **Simon, D.** Optimal State Estimation. Kalman, H ∞ , and Nonlinear approaches/ D. Simon. A John Wiley & Song Inc. 2006. 550 p
7. **Степанов О.А.** Методы обработки навигационной измерительной информации. СПб., 2017. 196 с.
8. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации / изд. 3-е, исправленное и дополненное. Ч. 1. Введение в теорию оценивания, СПб.:ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2017. 509 с.
9. **Матасов А.И.** Основы теории фильтр Калмана. Издательский дом МГУ (Москва), ISBN 978-5-19-011607-6, 87 с.
10. **Чубич В.М., Филиппова Е.В.** Исследование эффективности некоторых робастных фильтров для нестационарных линейных непрерывно-дискретных систем. Современные наукоемкие технологии. 2018. № 12 (часть 1). С. 153-161
11. **G. T. Cinar and J. C. Principe,** Hidden state estimation using the Correntropy Filter with fixed point update and adaptive kernel size, The 2012 International Joint Conference on Neural Networks (IJCNN), Brisbane, QLD, Australia, 2012, pp. 1-6
12. **R. Izanloo, S. A. Fakoorian, H. S. Yazdi and D. Simon,** Kalman filtering based on the maximum correntropy criterion in the presence of non-Gaussian noise, 2016 Annual Conference on Information Science and Systems (CISS), Princeton, NJ, USA, 2016, pp. 500-505
13. **Чубич В.М., Прокофьева А.Э.** Сравнительный анализ некоторых робастных фильтров для нестационарных линейных дискретных систем. Вестник Иркутского государственного технического университета. 2017. Т. 21. № 12. С. 123–137.
14. **Chen B., Liu X., Zhao H., Principe J.** Maximum correntropy Kalman filter. Automatica. 2017. Vol. 76. P. 70–77.
15. **Kulikova M.V.** Square-root Algorithms for Maximum Correntropy Estimation of Linear Discrete-Time Systems in Presence of Non-Gaussian Noise. Systems & Control Letters. 2017, vol. 108, pp. 8–15.
16. **Jwo D-J, Chen Y-L, Cho T-S, Biswal A.** A Robust GPS Navigation Filter Based on Maximum Correntropy Criterion with Adaptive Kernel Bandwidth. Sensors. 2023; 23(23):9386.
17. **Степанов О.А., Литвиненко Ю.А., Васильев В.А., Торопов А.Б., Басин М.В.** Алгоритм полиномиальной фильтрации в задачах обработки навигационной информации при квадратичных нелинейностях в уравнениях динамики и

- измерений. Часть I. Описание и сопоставление с алгоритмами калмановского типа // Гироскопия и навигация. 2021. Т. 29. №3 (114). С. 3-33. <https://doi.org/10.17285/0869-7035.0068>
18. **О.А. Степанов, А.М. Исаев.** Методика сравнительного анализа рекуррентных алгоритмов нелинейных фильтрации в задачах обработки навигационной информации на основе предсказательного моделирования. // Гироскопия и навигация. Том 31. №3 (122), 2023. С. 48-65. EDN: MVWKGC
 19. **Bar-Shalom, Y., Li, X., Kirubarajan, T.,** Estimation with applications to tracking and navigation, New York, Wiley-Interscience, 2001, 581 p.
 20. **Болотин Ю.В., Брагин А.В., Гулевский Д.В.** Исследование состоятельности расширенного фильтра Калмана в задаче навигации пешехода с БИНС, закрепленными на стопах // Гироскопия и навигация. 2021. Т. 29. № 2 (113). С. 59–77.
 21. **Doucet, A., Freitas, N., Gordon, N.,** Sequential Monte Carlo Methods in Practice, New York, NY, Springer New York, 2001, 590 p.

A.M. Isaev (Concern CSRI Elektropribor, JSC, ITMO University, Saint Petersburg, Russia). **The maximum correntropy extended Kalman filter for AUV collaborative navigation problem in the case of abnormal outliers in measurements**

Abstract. When solving the autonomous uninhabited underwater vehicles collaborative navigation problem, the following algorithms were compared in terms of accuracy, consistency and computational complexity: the classically constructed extended Kalman filter, the extended Kalman filter, additionally using the procedure for rejecting abnormal emissions in measurement errors and the maximum correntropy Kalman filter. The comparison was carried out under conditions of measurement noise, both Gaussian and non-Gaussian, containing pulse-type interference.

УДК 527.62

В. В. БОГОМОЛОВ

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КООРДИНАТ АВТОНОМНОГО НЕОБИТАЕМОГО ПОДВОДНОГО АППАРАТА С ОДНОВРЕМЕННОЙ ОБРАБОТКОЙ ГИДРОАКУСТИЧЕСКИХ ДАЛЬНОМЕРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ В ПРЯМОМ И ОБРАТНОМ ВРЕМЕНИ И РАЗРЕШЕНИЕМ НЕОДНОЗНАЧНОСТИ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ДВУХ МАЯКОВ

Разработан рекуррентный алгоритм определения координат автономного необитаемого подводного аппарата (АНПА) с использованием измерений дальностей до гидроакустических маяков, показаний относительного лага и курсоуказателя без априорных координат АНПА. При первом получении одномоментных измерений от двух маяков происходит запуск алгоритма. Предусматривается разрешение неоднозначности местоположения АНПА. Текущие и сохраненные до запуска алгоритма измерения обрабатываются с помощью единого обобщенного фильтра Калмана. Представлены результаты моделирования и обработки натуральных данных.

Введение. Для систем счисления пути на основе автономных датчиков, являющимися основными средствами навигации автономных необитаемых подводных аппаратов, свойственно накопление ошибок во времени. Для списания этих ошибок может использоваться коррекция таких систем по измерениям дальностей до гидроакустических маяков [1-6]. На результаты уточнения показаний системы счисления влияют различные факторы, начиная от количества приемников и гидроакустических маяков до математических подходов, используемых при обработке измерений. В настоящей работе применяется метод длинной базы, когда априорные координаты АНПА отсутствуют либо их погрешности сопоставимы с дальностями до маяков, вследствие чего возникают трудности с применением алгоритмов калмановского типа на основе линеаризации измерений. Для решения задачи длиннбазовой навигации может использоваться метод крьюйс-дальности и его разновидности [7], где предполагается применение выборочных разномоментных измерений. Более эффективное решение можно получить, используя полную реализацию регулярно поступающих измерений и учитывая свойства их погрешностей на основе стохастического подхода. В самом простом случае можно получить приемлемую точку линеаризации измеряемых дальностей по одномоментным измерениям от трех или более благоприятно расположенных маяков и запустить стохастическое решение, как это сделано в [8, 9]. В настоящей работе речь идет об алгоритме определения координат АНПА, для запуска которого достаточно одномоментных измерений от двух маяков. Возникающая при этом неоднозначность местоположения АНПА устраняется по мере учета все большего числа измерений, исходя из отношения апостериорных вероятностей конкурирующих гипотез. Обработка измерений, полученных до и после момента запуска алгоритма выполняется с помощью единого фильтра, что отличается от подходов, используемых в [9, 10], где текущие и сохраненные до начала решения измерения обрабатываются раздельно, а результаты их обработки комплексуются с помощью специальных процедур.

Постановка задачи. В дискретные моменты времени $t_i, i = -N, \dots, 0, 1, 2, \dots$ имеются измерения дальности до маяков [9], формирующиеся как произведение измеренного времени прохождения сигнала на приближенную оценку скорости распространения звука в воде. Далее под номерами i дискретных моментов времени будем понимать сами моменты t_i . Предполагается, что шкалы времени маяков синхронизированы. Измерения содержат общую для всех маяков и некоррелированные для разных маяков беложумные помехи. Первая из них передает неточность синхронизации шкал времени АНПА и маяков, вторая – инструментальные ошибки гидроакустических измерений. Ошибка знания скорости звука в воде Δc – постоянная случайная величина. В момент $i=0$ впервые появляются единовременные измерения от двух маяков. На момен-

ты $i < 0$ имеются измерения не более чем от одного маяка. На борту АНПА используется система счисления по измерениям продольной и поперечной составляющих скорости относительного лага с инструментальными белозумными ошибками и показаниям курсоуказателя с ошибкой ΔK . Также используются значения географических составляющих скорости течения с ошибками $\Delta U^x, \Delta U^y$. Ошибки $\Delta K, \Delta U^x$ и ΔU^y – стационарные марковские процессы первого порядка. Все случайные величины участвующие в задаче имеют центрированное гауссовское распределение вероятностей.

Необходимо определить горизонтальные координаты АНПА x_i, y_i для моментов $i \geq 0$ по всем доступным измерениям. Задача сводится к байесовскому оцениванию вектора состояния $X_i = [x_i \ y_i \ \Delta c \ \Delta K_i \ \Delta U_i^x \ \Delta U_i^y]^T$ по измерениям до гидроакустических маяков Y_{-N}, \dots, Y_i , где $Y_i = (Y_i^1, \dots, Y_i^{n_i})^T$.

Алгоритм обработки измерений. Запуск алгоритма выполняется в момент $i=0$, когда впервые появляются единовременные измерения от двух маяков. При этом с применением итерационного алгоритма [8] формируются две оценки вектора состояния $\hat{X}_0^{[l]}$ ($l=1,2$) и ковариационные матрицы их ошибок $P_0^{[l]}$, с которыми начинают работать два обобщенных фильтра Калмана (ФК). Каждый из них для $1 \leq i \leq N$ оценивает расширенный вектор состояния $\tilde{X}_i = (X_i^T, x_{-i}, y_{-i}, \Delta K_{-i}, \Delta U_{-i}^x, \Delta U_{-i}^y)^T$ с учетом измерений Y_1, \dots, Y_i , полученных после запуска решения, и $Y_{-\min(N,i)}, \dots, Y_{-1}$ – после запуска.

На рис. 1 представлена схема преобразований гауссовских аппроксимаций апостериорных плотностей $f(\text{вектор состояния} \mid \text{обработанные измерения})$ во время работы алгоритма. Эта схема отражает работу ФК для одной из гипотез l .



Рис. 1. Схема преобразований гауссовских аппроксимаций апостериорных плотностей при работе алгоритма с измерениями, полученными до и после запуска решения.

После завершения обработки всех сохраненных измерений, расширенный вектор состояния заменяется на исходный X_i . Далее ФК для данного l прогнозирует и оценивает X_i по текущим измерениям Y_i .

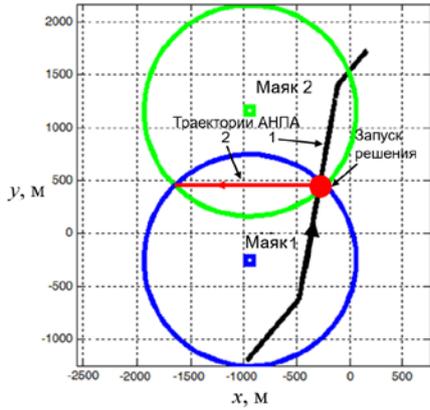
Представленный алгоритм можно обобщить на случай, когда между моментами поступления текущих измерений обрабатываются сохраненные измерения для нескольких моментов $i < 0$.

Выбор однозначного решения. Из двух гипотез $l=1, 2$ о возможном местоположении АНПА истинной считается та l^* , апостериорная вероятность которой превышает вероятность альтернативной гипотезы в заданное число раз $\delta p \triangleq \max_{l=1,2} \mathbf{p}(l / \bar{Y}_i) / \min_{l=1,2} \mathbf{p}(l / \bar{Y}_i) \geq \delta \bar{p}$, где вектор \bar{Y}_i

включает измерения $Y_{-\min(N,i)}, \dots, Y_i$. Таким образом, в предположении об априорной равновесности рассматриваемых гипотез $\mathbf{p}(l=1) = \mathbf{p}(l=2)$ и с учетом гауссовости случайных величин получаем соотношения $\mathbf{p}(l / \bar{Y}_i) \propto f(\bar{Y}_i / l) \propto \exp(-\frac{1}{2} S_i^l)$, где S_i^l рассчитываются по невязкам измерений, которые обрабатываются ФК, и ковариационным матрицам невязок. $\exp(-\frac{1}{2} S_i^l)$

можно преобразовать к виду $S_i^{\max} - S_i^{\min} \geq 2\ln(\delta\bar{p})$, где $S_i^{\max} = \max_{l=1,2} S_i^l$, $S_i^{\min} = \min_{l=1,2} S_i^l$. Если l^* определена, ФК для этой гипотезы продолжает работу, а ФК для альтернативной гипотезы больше не используется.

а)



б)

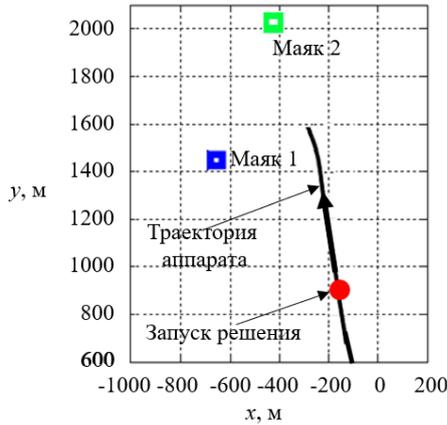


Рис. 2 Условия проведения а) моделирования и б) натурального эксперимента

торой от маяков поступают измерения, принята равной 1 км. На интервалах между поступлением текущих измерений обрабатывалось 10 сохраненных измерений, $\delta\bar{p} = 10^4$. На траектории 1 (черная линия на рис. 2 а) до запуска решения ($i=0$) измерения сохранялись на интервале $N=350$ секунд. На траектории 2 (красная линия на рис. 2 а) измерения до начала решения не сохранялись.

На рис. 3 приведены результаты моделирования алгоритма. На первых двух графиках показаны действительные (полученные по реализациям погрешностей оценок) и расчетные (вычисленные из вырабатываемых ФК ковариационных матриц) СКП [11] оценок координат, выработанных предложенным алгоритмом с учетом и без учета сохраненных до запуска решения измерений. Эти СКП только для однозначных решений, когда из двух гипотез $l=1, 2$ выбрана одна. В начале решения, когда число однозначных решений мало, графики СКП не показаны. На третьем графике показана доля однозначных решений. Видно, что расчетная СКП адекватно передает реальный уровень

Результаты моделирования. Моделирование проведено с использованием 1000 реализаций случайных погрешностей гидроакустических измерений дальности до двух маяков, показаний курса и лага, а также погрешностей знания скорости течения. Параметры погрешностей: среднеквадратические отклонения некоррелированных для разных маяков шумов дальномерных измерений – 10 м, общих для маяков шумов – 5 м, шумов лага – 0,1 м/с среднеквадратическая погрешность (СКП) Δc – 3 м/с, лага 0,1 с, СКП ΔK – 5 град, $\Delta U^x, \Delta U^y$ – 0,25 м/с, интервалы корреляции $\Delta K, \Delta U^x, \Delta U^y$ – 1 ч.

Решение проводилось при движении АНПА по двум траекториям со скоростью 5 м/с при фиксированном местоположении маяков (рис. 2 а) Дискретность поступления измерений 1 с. Предельная дальность, на ко-

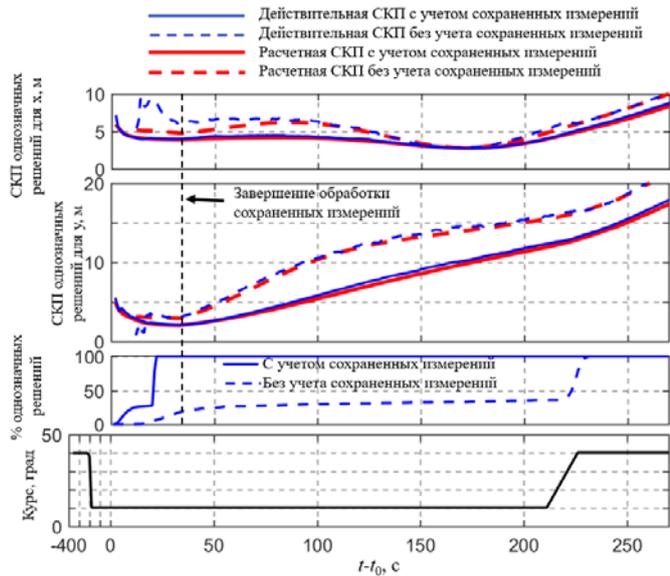


Рис. 3. Результаты апробации алгоритма на основе моделирования для траектории 1

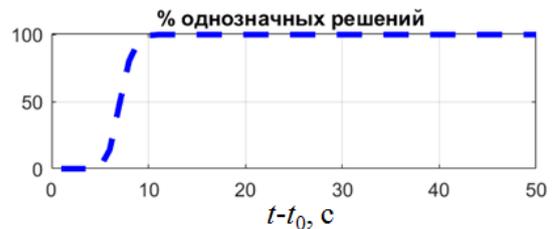


Рис. 3 % однозначных решений для траектории 2

погрешности. При этом алгоритм с учетом сохраненных измерений имеет заметное преимущество по СКП координат среди однозначных решений. Важно отметить, что доля однозначных решений резко увеличивается, когда обрабатываются измерения, полученные при изменении курса. В частности, это происходит, когда обрабатываются сохраненные измерения, полученные за 200с до запуска решения (они обрабатываются на 20-й с от начала запуска).

В качестве результатов для траектории 2 приведен только график доли однозначных решений (рис. 3), так как именно он представляет наибольший интерес и показывает быстроту определения однозначного решения в благоприятном случае. Здесь, несмотря на отсутствие поворотов, через 10 с все решения оказывались однозначными.

Все однозначные решения при проведении моделирования были правильными, т.е. из гипотез $l=1,2$ выбиралась та, которая соответствует действительной траектории.

Результаты обработки натуральных данных. Натурные данные были получены с использованием катера, оборудованного приемником сигналов спутниковых навигационных систем (СНС), и буксируемого подводного аппарата с гидроакустической системой, имитирующей АНПА. Для примера рассмотрена ситуация (рис. 2 б) с участием измерений от двух маяков, когда сначала в течение 97 с имеются измерения только от маяка 1. Путевая скорость аппарата составляла около 4 м/с. Эталонные координаты буксируемого аппарата рассчитаны на основе координат от СНС-приемника и известной длины кабель-троса. Для счисления использованы скорости от СНС-приемника, поэтому погрешности курса и течений отсутствуют и в задаче не оцениваются. В остальном эксперимент проводился при тех же параметрах алгоритма, которые использовались при моделировании. Данные обрабатывались в камеральном режиме.

Из графиков погрешностей оценок координат, представленных на рис. 4, видно, что при учете сохраненных измерений неоднозначность устраняется через 4 с после запуска решения, а без учета сохраненных измерений – через 16 с. Это объясняется тем, что после запуска решения аппарат двигался практически прямолинейно, тогда как непосредственно перед запуском он двигался с рысканьем, особенно на 10 с до запуска (см. график курса). Расчетная СКП предложенного алгоритма, как и при моделировании, адекватно передает реальный уровень погрешности.

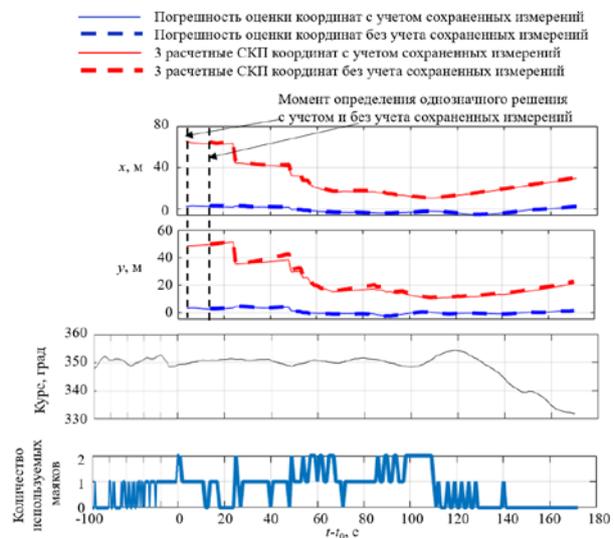


Рис. 4 Результаты апробации алгоритма на основе натуральных данных

Заключение. Разработан рекуррентный алгоритм решения задачи определения координат движущегося АНПА с использованием измерений дальностей до гидроакустических маяков, показаний относительного лага и курсоуказателя, который не требует знания априорных координат АНПА. Для запуска алгоритма достаточно одномоментных измерений от двух маяков. Текущие и сохраненные до запуска алгоритма измерения обрабатываются с помощью единого обобщенного ФК. Предусматривается разрешение неоднозначности между двумя гипотезами о местоположении АНПА с применением для каждой из них своего ФК и вычислением отношения апостериорных вероятностей гипотез. Предложенный алгоритм апробирован при моделировании и при камеральной обработке натуральных данных. Показано преимущество предложенного алгоритма с точки зрения времени получения однозначного решения и точности определения координат по сравнению с алгоритмом, не использующим сохраненные измерения.

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
№ 23-19-00626, <https://rscf.ru/project/23-19-00626/>*

ЛИТЕРАТУРА

1. Кебкал К.Г., Машошин А.И. Гидроакустические методы позиционирования автономных необитаемых подводных аппаратов // Гирроскопия и навигация. 2016. №3. С. 115–130.
2. Wang L., Pang S. AUV Navigation Based on Inertial Navigation and Acoustic Positioning Systems, OCEANS 2018 MTS/IEEE Charleston, Charleston, SC, USA, 2018, P. 1-8. DOI: 10.1109/OCEANS.2018.8604773.
3. Key K., Constable S. Inverted long-baseline acoustic navigation of deep-towed CSEM transmitters and receivers. Marine Geophysical Research, 2021, Vol. 42, No. 6. DOI: 10.1007/s11001-021-09427-z.
4. Щербатюк Д.А. Алгоритм навигационного обеспечения работы группы АНПА на основе фильтра частиц и разностно-дальномерной гидроакустической системы // Подводные исследования и робототехника, 2021. №4 (38), 2021. С. 50-57.
5. Кошаев Д.А. Относительное позиционирование и определение ориентации автономного необитаемого подводного аппарата по данным от гидроакустических маяков. // Гирроскопия и навигация. 2022. №4. С. 122-141.
6. Грузликов А.М., Караулов В.Г., Мухин Д.А., Шалаев Н.А. Результаты апробации алгоритма позиционирования и определения ориентации подводного аппарата по данным от гидроакустических маяков // Известия Южного федерального университета. Технические науки. Раздел 4. Связь, навигация и наведение, 2023. С. 265-274.
7. Дмитриев В.И., Рассукованый Л.С. Навигация и лоция, навигационная гидрометеорология, электронная картография. - М.: МОРКНИГА, 2016.
8. Богомолов В.В. Анализ эффективности нелинейных решений задачи навигации подводных аппаратов. // Материалы XXIII конференции молодых ученых с международным участием. Санкт-Петербург, 2021. С. 223-227.
9. Богомолов В.В., Кошаев Д.А. Алгоритм позиционирования подводного аппарата по измерениям дальности до маяков при их недостаточном для одномоментного навигационного решения количестве. // Материалы XXXIII конференции памяти выдающегося конструктора гирроскопических приборов Н.Н. Острякова. Санкт-Петербург, 2022. С. 66-69.
10. Богомолов В.В. Позиционирование автономного необитаемого подводного аппарата с одновременной обработкой текущих и сохраненных измерений дальностей от менее чем трех гидроакустических маяков // Подводные исследования и робототехника. 2024. №. 2 (48). С. 58–67. DOI: 10.37102/1992-4429_2024_48_02_07. EDN: TGEOGR.
11. Степанов О.А., Исаев А.М. Методика сравнительного анализа рекуррентных алгоритмов нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации на основе предсказательного моделирования // Гирроскопия и навигация. 2023. Том 31. №3 (122). С. 48-65.

V.V. Bogomolov (Concern CSRI Elektropribor, JSC, ITMO University, St. Petersburg). **Determining the coordinates of autonomous underwater vehicle with simultaneous processing of hydroacoustic range measurements in forward and reverse time and ambiguity resolution when using two beacons**

Abstract. A recursive algorithm for determining the coordinates of an autonomous unmanned underwater vehicle (AUV) has been developed using measurements of ranges to hydroacoustic beacons, readings of a relative log and a heading indicator without a priori AUV coordinates. The algorithm is run upon the first reception of one-shot measurements from two beacons. Resolution of the AUV location ambiguity is provided. Current measurements and those saved before the algorithm launch are processed using a common extended Kalman filter. The results of simulation and processing of full-scale data are presented.

УДК 534.6, 51.73, 629.05

В.А. СМИРНОВ, Г.А. МАКСИМОВ, А.Г. ГРИГОРЬЕВ, З.А. КОРОЛЬКОВ
(АО «АКИН», Москва)**АКУСТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА НАВИГАЦИИ СУДОВ В АКВАТОРИИ ПОРТА**

Рассматривается разработанная в АО «АКИН» дублирующая система гидроакустического позиционирования судов в акватории порта, состоящая из маяков-ответчиков, устанавливаемых на дне акватории, двух судовых антенн, а также судового блока с системой сбора, обработки данных и позиционирования. Приводятся результаты тестирования системы на испытаниях в июне 2023г и в ходе опытной эксплуатации оборудования в период с июня по декабрь 2023г.

Введение. Определение текущего положения судна является важной задачей навигации. Особенно необходимы качественные навигационные данные при прохождении судна вблизи потенциальных препятствий или при маневрировании в акватории порта. В таких условиях особенно актуально является безотказность в работе навигационной системы, в связи с чем на суда устанавливаются различные дублирующие навигационные системы, функционирующие на разных физических принципах. В АО «АКИН» в 2023г была разработана гидроакустическая система позиционирования (ГСП) в дополнение к системам спутниковой, радио- и видео-навигации. Задача разработки ГСП заключалась в создании автономных маяков-ответчиков, устанавливаемых на дне в акватории порта, а также бортовой системы сбора данных, устанавливаемой на судно. Система сбора данных осуществляет непрерывный опрос (1 раз в секунду) маяков-ответчиков, установленных на дне, с целью определения совокупности расстояний до них на основе измерения задержек времен распространения акустических сигналов с учетом скорости их пробега в среде [1]. Бортовая система сбора данных ГСП осуществляет сбор данных измерений акустических дистанций, решение задачи непрерывного позиционирования судна и передачу этой информации в судовую навигационную систему.

В настоящей работе приводятся результаты разработки и краткое описание испытаний ГСП.

Маяк-ответчик. В АО «АКИН» с 2017 г. разрабатываются автономные многоканальные акустические маяки-ответчики (транспондеры) для позиционирования буксируемых сейсмоков в морской сейсморазведке [2]. Данная разработка была использована для решения задачи гидроакустического позиционирования в акватории порта. При этом были доработаны электроника и программное обеспечение транспондера для использования в данной задаче.

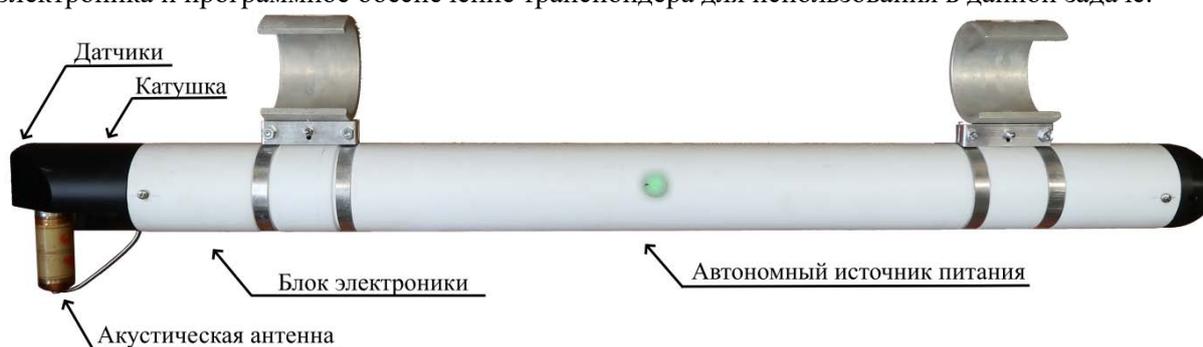


Рис 1. Акустический транспондер

Характеристики акустического транспондера следующие. Запас автономного источника питания рассчитан на 3 месяца автономной непрерывной работы в морских условиях. Включение и выключение автономного источника питания осуществляется с помощью геркона. В задней части транспондера расположена акустическая антенна, работающая в диапазоне частот 40 – 60 кГц. Данный частотный диапазон был выбран т.к. на нем наименьшее количество естественных шумов [3]. Излучаемый код представляет собой частотно-манипулированную последовательность из 3 или более коротких тональных импульсов. Транспондер имеет 18 приемных каналов. Транспондер оснащен датчиками давления,

температуры и акселерометром. Внешний вид акустического транспондера, разработанного в качестве навесного оборудования на сейсмическую косу, приведен на рисунке 1.

В отличие от позиционирования буксируемых сейсмокос, для которых излучение и измерение задержки осуществляются синхронизировано, в условиях работы ГСП схема измерений следующая: судно, находясь вблизи акватории порта, включает режим акустического позиционирования. Бортовая система сбора данных ГСП начинает 1 раз в секунду излучать широкополосную кодовую последовательность, услышав которую, маяк-ответчик спустя фиксированную задержку по времени осуществляет ответное излучение кодовой последовательностью, соответствующей своему номеру. Таким образом, результирующая задержка времени распространения сигнала на приеме судовой антенны ГСП равняется удвоенному времени распространения сигнала в среде плюс фиксированная задержка. Эффективная дальность измерения акустических дистанций при такой схеме с использованием данных маяков-ответчиков составляет 500-600 м, что вполне приемлемо в условиях порта.

Установка маяков-ответчиков. В июне 2023 г. на дне Новороссийской бухты были установлены две линии по 5 маяков-ответчиков с расстоянием порядка 300 м между ними. После установки была проведена серия тестовых измерений акустических дистанций с маломерного судна (катамарана), оснащенным приемником спутниковых навигационных сигналов для вычисления уточненных местоположений маяков-ответчиков после их установки на морском дне [4]. Глубина маяков-ответчиков независимо определялась по показаниям давления, передаваемому по акустическому каналу связи после специализированного запроса. В свою очередь независимые данные о глубине позволяют минимизировать ошибку позиционирования маяков-ответчиков.

Позиционирование судна. На судно устанавливается 2 антенных блока, оснащенных гидроакустическими антеннами, заглубляемых по бортам судна на глубину не менее 2 м. Оба антенных блока подключаются к судовому блоку, содержащему электронику для обработки измерений [5] и дальнейшего решения задачи позиционирования. Судовой блок осуществляет выдачу результата позиционирования (позиция каждой антенны, курс, скорость и остаточная невязка решения задачи позиционирования судна) в судовую навигационную систему. На рисунке 2 представлен результат позиционирования маломерного судна при совершении поворота, радиусом менее 10 м.

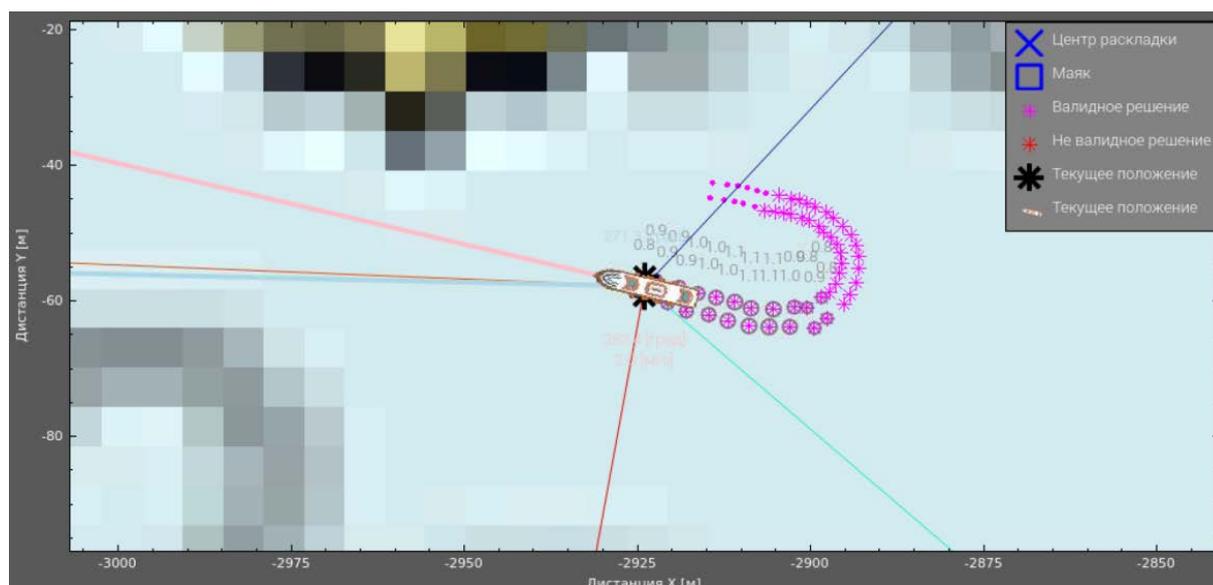


Рис 2. Позиционирование маломерного судна при совершении поворота (фрагмент скриншота рабочего окна оператора).

Заключение. Результаты испытаний при опытной эксплуатации гидроакустической системы позиционирования в акватории Новороссийской бухты на Черном море показали, что

точность измерения отдельных дистанций в среднем не хуже 0.5 м, а остаточная невязка решения задачи позиционирования судна не превышает в среднем 1 м. Полученная точность позиционирования является достаточной для дублирующей системы гидроакустического позиционирования судов в акватории порта.

ЛИТЕРАТУРА

1. Роберт Дж Урик, Основы гидроакустики / Пер. с англ. - Л.: Судостроение, 1978. 132с.
2. Максимов Г.А., Ларичев В.А., Коновалов В.Н., Способ акустической локализации узлов сети транспондеров для определения положения гибкой протяженной буксируемой антенны. // Патент РФ 279156.
3. Бреховских Л.М., Андреева И. Б., Акустика океана. Современное состояние. М.: Наука, 1982, с164
4. Смирнов В.А., Скворцова Н.Н., Кончиков Е.М., Ларичев В.А., Максимов Г.А., Программный комплекс для позиционирования акустических донных систем. // Системы и средства информатики, 2020, №4, Москва, С. 38-52.
5. Смирнов В.А., Скворцова Н.Н., Максимов Г.А., Ларичев В.А., Смагин Д.А., Лекомцев В.М., Алгоритмы обработки радиофизических сигналов для систем дистанционного мониторинга в гидросфере. // Прикладная физика, 2019, № 5, Москва, С. 85 – 92.

V.A. Smirnov., G.A. Maximov, A.G. Grigoriev, Z.A. Korolkov (Andreev Acoustic Institute, Moscow). **Acoustic navigation system for ships in port waters**

Abstract. Andreev Acoustic Institute has developed a backup hydroacoustic system for ship positioning in port waters. The positioning system consists of transponder beacons, installed on the sea bottom, two ship antennas, as well as a ship data collection unit, installed on a vessel, for collecting, processing data and solution of the positioning task. The operation of this system was tested during trials in June 2023 and during trial operation of the equipment from June to December 2023. Vessel positioning data (position, course, speed, error ellipse, etc.) are transmitted to the ship's navigation system.

УДК 51.74

О. О. ЮФЕРЕВА

(Институт математики и механики им. Н.Н. Красовского РАН, Екатеринбург)

ПОСТРОЕНИЕ НЕПРЕРЫВНЫХ ФИЛЬТРОВ ВЗАИМОДЕЙСТВУЮЩИХ ЧАСТИЦ ПРИ ДИСКРЕТНЫХ НАБЛЮДЕНИЯХ, РАСПРЕДЕЛЕННЫХ ПО ПУАССОНУ

Рассматривается задача фильтрации непрерывного сигнала по дискретным случайным во времени наблюдениям. Предлагается модификация метода построения субоптимального фильтра с использованием взаимодействующих частиц. Основным инструментом является введение процесса типа среднего поля, условное распределение которого совпадает с распределением оптимального фильтра. В сравнении с классической непрерывной постановкой выявлено, что некоторые постоянные коэффициенты зависят от эмпирической ковариации. В отличие от метода фильтрации сигнала с использованием частиц с обратной связью (feedback particle filter), предлагаемый метод не требует решения дифференциальных уравнений. Перевыборка частиц (sequential importance resampling) не требуется в силу взаимодействия частиц через эмпирические моменты. На текущем этапе анализ проводится для линейной системы.

Введение. Фильтрация сигнала представляет собой задачу восстановления фазового состояния по зашумленным наблюдениям. Один из субоптимальных методов для решения этой задачи включает в себя построение динамики для ансамбля взаимодействующих частиц. Как отмечается в работе [1], для линейных систем с гауссовыми шумами такой подход демонстрирует сходимость распределения ансамбля частиц к распределению оптимального фильтра при стремлении количества частиц к бесконечности. В случае нелинейности или негауссовости такой сходимости может не быть [2]. Анализ применимости методов, использующих взаимодействующие частицы, представляет интерес даже для линейного случая: в работе [2] предложен обзор соответствующих результатов.

Фактически предельное поведение взаимодействующих частиц описывается уравнением МакКина-Власова, которое также называют процессом среднего поля. Частицы обеспечивают аппроксимацию процесса среднего поля и, одновременно, оптимального фильтра. Взаимодействие частиц происходит в виду того, что их динамики связаны друг с другом через эмпирические моменты.

В моделях, где получение информации происходит в случайные дискретные моменты времени (см. [3]), стандартным предположением является экспоненциальное распределение времени между наблюдениями, что означает пуассоновское распределение самих моментов наблюдений. В предлагаемой работе представлены фильтры взаимодействующих частиц для задачи фильтрации сигнала с дискретными наблюдениями, распределенными во времени по Пуассону.

В отличие от случая непрерывных наблюдений, оказывается, что некоторые коэффициенты в динамике частиц, ответственные за взаимодействие частиц, зависят от эмпирической ковариации, а не являются постоянными. Представленные результаты продолжают работу [4], где была предложена постановка задачи и исследована одна из нескольких возможных форм фильтра взаимодействующих частиц. Предлагаемый доклад дополняет этот результат сравнением структуры уравнений рассматриваемой модели и системы фильтрации с непрерывными наблюдениями.

Постановка задачи. Рассматривается сигнал x и его зашумленные наблюдения y :

$$dx_t = Ax_t dt + G d\omega_t, \quad (1)$$

$$y_{\tau k} = Cx_{\tau k} + v_{\tau k}, \quad (2)$$

$$\tau k = \inf\{t \mid N_t \geq k\}, \quad (3)$$

¹Научный руководитель: к.ф.-м.н., доцент Хлопин Д.В.

где k – целочисленный индекс, N_t – процесс Пуассона, ω_t – стандартный винеровский процесс, $v_{\tau k}$ – гауссовский вектор с нулевым математическим ожиданием и ковариационной матрицей V . Вместо определения последовательности $\{\tau k\}$ через процесс Пуассона N_t в (3), можно рассматривать процесс N_t как счётчик количества наблюдений: $N_t = \sum_i \delta(\tau_i \leq t)$. Таким образом, приращение dN_t равно нулю в отсутствие наблюдений и равно единице в момент наблюдения. Это позволяет использовать интеграл по dN_t , понимаемый в смысле Лебега-Стилтьеса, если траектория N_t задана, или в смысле интеграла по полумартингалу для случайного процесса [5, Ch. II].

Задача фильтрации заключается в поиске случайного процесса, восстанавливающего значение фазового состояния по наблюдениям. В оптимальном случае минимизируется среднеквадратичная (при условии наблюдений) ошибка. Для непрерывного фазового процесса и (произвольных) дискретных наблюдений динамика оптимального фильтра \hat{x}_t определена, например, в [6, Th. 7.1]; при нормальном начальном распределении x_0 , для любого $t > 0$ фазовое состояние x_t и оптимальный фильтр \hat{x}_t имеют нормальное распределение. Для исследуемой постановки оптимальный фильтр задается следующими формулами:

$$d\hat{x}_t = A\hat{x}_t dt + K_t(y_t - C\hat{x}_t) dN_t, \quad (4)$$

$$dP_t = (AP_t + P_t A^T + GG^T) dt - K_t C P_t dN_t, \quad (5)$$

где $K_t = P_t Q_t C^T (C P_t C^T + V)^{-1}$

Сравнение. Несмотря на то, что процессы (4)-(5) имеют скачки (при $dN_t = 1$), структура этих уравнений напоминает структуру уравнений для системы фильтрации с непрерывными наблюдениями. Так, для фазового процесса (1) с непрерывными наблюдениями z_t с динамикой

$$\text{(непрерывный случай)} \quad dz_t = Cx_t dt + R^{1/2} du_t, \quad (6)$$

где u_t – стандартный винеровский процесс, оптимальный фильтр определяется через

$$\text{(непрерывный случай)} \quad d\hat{x}_t = A\hat{x}_t dt + P_t C^T R_t^{-1} (dz_t - C\hat{x}_t dt), \quad (7)$$

$$\text{(непрерывный случай)} \quad dP_t = (AP_t + P_t A^T + GG^T - P_t C P_t) dt. \quad (8)$$

Таким образом отличие систем фильтрации с дискретными наблюдениями (1)-(3) и с непрерывными наблюдениями (1),(6) касаются матрицы усиления (K_t для разрывной системы, $Q_t C^T R_t^{-1}$ для непрерывной) и поправки, то есть разности между наблюдениями и предсказанием: $K_t(y_t - C\hat{x}_t)dN_t$ для разрывной системы, $Q_t C^T R_t^{-1}(dz_t - C\hat{x}_t dt)$ для непрерывной системы. Фильтры, построенные в [2] с помощью облака взаимодействующих частиц для системы (1),(6), обладают определенной структурой. Предлагается рассмотреть отличия в структуре фильтра взаимодействующих частиц для случайных дискретных наблюдений.

Основной результат. Был получен фильтр взаимодействующих частиц для системы (1)-(3) и показано, что его структура отличается от непрерывного аналога не только матрицей усиления и поправкой, но и появлением зависимости в коэффициенте. Введем следующие обозначения: s_t^i для i -ой частицы, $\eta_t = \frac{1}{n} \sum_1^n s_t^i$ для эмпирического среднего, $Q_t = \frac{1}{n} \sum_1^n (s_t^i - \eta_t)(s_t^i - \eta_t)^T$ для эмпирической ковариации и $L_t = Q_t C^T (C Q_t C^T + V)^{-1}$ в качестве матрицы усиления фильтра. Так,

Ансамбль частиц для непрерывного наблюдения [2]:

$$ds_t^i = A s_t^i dt + \frac{1}{2} GG^T Q_t^{-1} (s_t^i - \eta_t) dt + Q_t C^T R_t^{-1} (dz_t - \frac{1}{2}(x_t + \eta_t) dt), \quad (9)$$

Ансамбль частиц для дискретных случайных во времени наблюдений [4]:

$$ds_t^i = A s_t^i dt + \frac{1}{2} GG^T Q_t^{-1} (s_t^i - \eta_t) dt + (L_t y_t - L_t C \eta_t + \mathcal{E}_t (s_t^i - \eta_t)) dN_t, \quad (10)$$

$$\mathcal{E}_{\tau k} : Q_{\tau k} \mathcal{E}_{\tau k} + \mathcal{E}_{\tau k} Q_{\tau k} \mathcal{E}_{\tau k}^T + \mathcal{E}_{\tau k} Q_{\tau k} = -L_{\tau k} C Q_{\tau k}. \quad (11)$$

Оказывается, что построение для системы (1)-(3) аналога формулы (9), не требующего матричного коэффициента \mathcal{E}_t , ведет к тому, что эмпирическое распределение частиц не будет сходиться к оптимальному при увеличении числа частиц. Отметим, что вычисление коэффициента \mathcal{E} происходит только при получении наблюдений, что отражено в индексах формулы (11).

Заключение. Получен фильтр взаимодействующих частиц для линейной динамики непрерывного фазового процесса и дискретного распределенного во времени по Пуассону процесса наблюдений. Следующей задачей является исследование нелинейной динамики.

ЛИТЕРАТУРА

1. Del Moral P., Tugaut J. On the stability and the uniform propagation of chaos properties of ensemble Kalman-Bucy filters. *The Annals of Applied Probability*. 2018. Vol. 28. № 2. P. 790-850.
2. Bishop A.N., Del Moral P. On the mathematical theory of ensemble (linear-Gaussian) Kalman-Bucy filtering. *Mathematics of Control, Signals, and Systems*. 2023. P. 1–69.
3. Hespanha J.P., Naghshtabrizi P., Xu Y. A survey of recent results in networked control systems. *Proceedings of the IEEE*. 2007. Vol. 95. № 1. P. 138–162.
4. Yufereva O., Tanwani A. Transport inspired particle filters with Poisson-sampled observations in Gaussian setting. *2023 62nd IEEE Conference on Decision and Control (CDC)*, Singapore, 2023. P. 7695–7700.
5. **Protter P.E.** Stochastic differential equations. Springer Berlin Heidelberg, 2005.
6. **Jazwinski A.H.** Stochastic processes and filtering theory. Courier Corporation, 2007.

O.O.Yufereva (Krasovskii Institute of Mathematics and Mechanics, Yekaterinburg). **Construction of continuous particle filters driven by discrete Poisson-distributed observations**

Abstract. A modified method of constructing an ensemble filter is applied to the filtering problem of a continuous state process and discrete Poisson-distributed observations. The main tool is the introduction of a mean-field type process, the conditional distribution of which coincides with the optimal filter. It is revealed that some coefficients in particles' dynamics depend on the empirical covariance while they are constant in the purely continuous particle method. Unlike the feedback particle filters, the proposed method does not require solving differential equations. Sequential importance resampling is not required due to the interaction of particles through empirical moments. At the current stage, the analysis is carried out for a linear system.

В АВТОРСКОЙ РЕДАКЦИИ

УДК 629.7.058.54

А.В. КОПОСОВ, А.А. КАТРИЧЕВА
(Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации имени
Главного маршала авиации А.А. Новикова, Санкт-Петербург)

СРАВНЕНИЕ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА ДАЛЬНОМЕРНЫМ И РАЗНОСТНО-ДАЛЬНОМЕРНЫМ МЕТОДАМИ НА МАРШРУТЕ ЗОНАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ

Рассмотрена возможность использования разностно-дальномерного метода определения местоположения воздушного судна при полете самолета по маршруту зональной навигации и проведено сравнение точности определения местоположения воздушного судна при помощи дальномерного и разностно-дальномерного методов, основываясь на значениях геометрического фактора. Сделаны выводы о целесообразности использования дальномерного и разностно-дальномерного методов и выявлены их достоинства и недостатки.

Введение. Авиация – область деятельности, включающая в себя различные виды работ по обеспечению безопасности, регулярности, экономичности и эффективности выполнения полетов воздушных судов, а также радиотехническое обеспечение полетов воздушных судов (РТОП ВС), непосредственно влияющей на вышеперечисленные показатели.

Одна из основных задач РТОП ВС, решение которой влияет на безопасность выполнения полетов, является точное определение местоположения воздушного судна в воздушном пространстве, которое возможно при использовании позиционного метода радионавигационных определений, в частности, дальномерного и разностно-дальномерного методов. Данные методы могут применяться для подтверждения достоверности данных [1].

В основу обоих методов заложен принцип определения местоположения воздушного судна как точки пересечения линий положения [2]. В настоящей работе проводится сопоставление вышеуказанных двух методов.

Модель движения воздушного судна по маршруту зональной навигации. Рассматривается модель движения воздушного судна по маршруту зональной навигации и оценена возможность использования трех наземных радиотехнических средств для определения точности местоположения воздушного судна дальномерным и разностно-дальномерным методами при помощи вычисления значений геометрического фактора (чем ниже значение геометрического фактора, тем выше точность). Модель движения воздушного судна по трассе зональной навигации представлена на рис. 1.

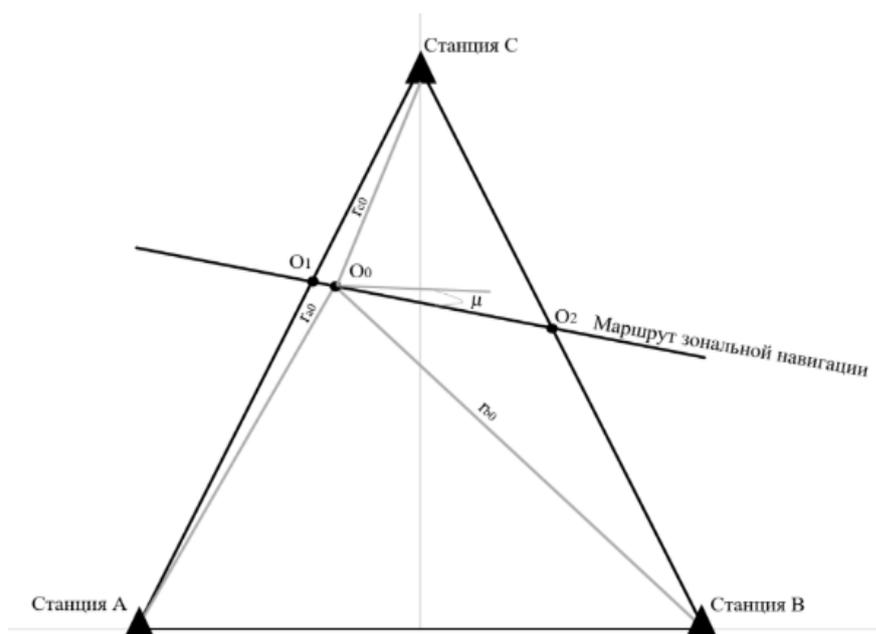


Рис.1. Модель движения воздушного судна по трассе зональной навигации

Расчет значений геометрического фактора для дальномерной системы. В качестве исходных данных для расчета были взяты расстояния от наземных станций r_{a0} , r_{b0} и r_{c0} до положения воздушного судна на трассе O_0 , а также угол поворота трассы относительно каждой из баз μ .

При применении дальномерного метода определения местоположения были рассмотрены три пары станций, для которых был произведен расчет значений геометрического фактора при перемещении воздушного судна по трассе. Для расчета значений геометрического фактора при использовании дальномерного метода используется формула [3]:

$$G_r = \frac{\sigma_{mc}}{\sigma_{np}} = \frac{\sqrt{2}}{\sin \Psi}, \quad (1)$$

где: σ_{mc} – погрешность определения местоположения воздушного судна; σ_{np} – погрешность определения навигационного параметра; Ψ – угол пересечения линий положения.

Расчет геометрического фактора для разностно-дальномерной системы. При применении разностно-дальномерного метода для определения местоположения была рассмотрена система, состоящая из трех маяков, относительно которых были получены различными значения геометрического фактора по мере движения воздушного судна по трассе, которые рассчитываются в соответствии с формулой [3]:

$$G_{\Delta r} = \frac{\sqrt{\sin^2\left(\frac{\gamma_{ab}}{2}\right) + \sin^2\left(\frac{\gamma_{ac}}{2}\right) + \sin\left(\frac{\gamma_{ab}}{2}\right) \times \sin\left(\frac{\gamma_{ac}}{2}\right) \times \cos\left(\frac{\gamma_{bc}}{2}\right)}{2 \times \sin\left(\frac{\gamma_{bc}}{2}\right) \times \sin\left(\frac{\gamma_{ab}}{2}\right) \times \sin\left(\frac{\gamma_{ac}}{2}\right)}, \quad (2)$$

где: γ_{ab} – угол визирования частной базы АВ; γ_{ac} – угол визирования частной базы АС; γ_{bc} – угол визирования общей базы ВС.

Анализ полученных в ходе расчетов результатов. В результате проведения расчетов значений геометрического фактора для дальномерного метода были получены следующие графики, представленные на рисунках 2, 3 и 4, отражающие зависимость изменения геометрического фактора относительно различных пар радиотехнических средств по мере движения воздушного судна по трассе зональной навигации. Для разностно-дальномерного метода был получен график зависимости изменения геометрического фактора, отраженный на рисунке 5.

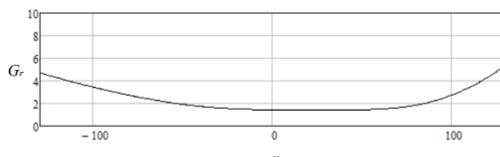


Рис.2. Изменение геометрического фактора в различных точках трассы относительно маяков

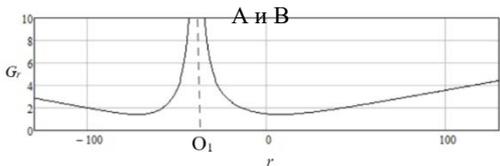


Рис.4. Изменение геометрического фактора в различных точках трассы относительно маяков А и С

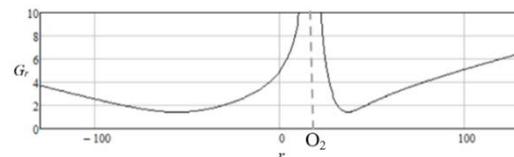


Рис. 3. Изменение геометрического фактора в различных точках трассы относительно маяков

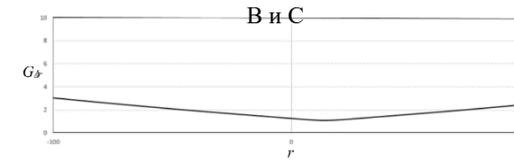


Рис.5. Изменение геометрического фактора в различных точках трассы относительно маяков А, В и С

Заключение. В результате проведенного исследования были выявлены следующие закономерности:

1. При построении маршрута зональной навигации для определения местоположения воздушного судна следует использовать пару радиотехнических средств, база которых не пересекается с маршрутом, так как в противном случае, как видно из рисунков 3 и 4, на маршруте будет присутствовать участок с наименьшей точностью определения местоположения из-за возросшего значения геометрического фактора в точках O_1 и O_2 .
2. При использовании дальномерного метода определения местоположения воздушного судна следует учитывать то, что наивысшая точность достигается при полете самолета вдоль базы и при его нахождении между двумя наземными радиотехническими средствами.

3. При использовании разностно-дальномерного метода наивысшая точность определения местоположения воздушного судна достигается при пролете самолета между тремя станциями.
4. Главным достоинством дальномерного метода определения координат является простота расчета геометрического фактора, а также возможность определения местоположения воздушного судна по двум наземным станциям. Однако, дальномерному методу присущ недостаток, обусловленный неоднозначностью определения местоположения и необходимостью использования дополнительной информации.
5. Достоинством разностно-дальномерного метода является возможность получения более высоких точностных характеристик, в сравнении с дальномерным методом (получение наименьшего значения геометрического фактора). Однако его недостатком можно считать необходимость использования трех станций для определения местоположения, что не всегда является возможным.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Плясовских, А. П.** Использование метода TDOA для подтверждения достоверности информации радиовещательного автоматического зависимого наблюдения / А. П. Плясовских, А. В. Копосов, В. Ю. Давиденко // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2023. № 4. С. 50-62. DOI 10.51955/2312-1327_2023_4_50. EDN MFXEKS.
2. **Катричева А.А.** Оценка точности коррекции по дальномерным радиомаякам при полете по маршруту зональной навигации// Состояние и основные тенденции развития гражданской авиации: Сборник материалов Международной молодежной научно-практической конференции. СПб: СПбГУГА, 2023.
3. **Григорьев С.В.** Теоретические основы радионавигации и радиолокации. Ч. 1. Методы радионавигационных определений: Уч. пособие / СПбГУГА. СПб, 2018. 279 с.

A.V. Koposov, A.A. Katricheva (St. Petersburg State University of Civil Aviation, St. Petersburg). **Comparison of aircraft positioning accuracy using rho-rho navigation and time difference of arrival methods on a RNAV route**

Abstract. The article considers the possibility of using the time difference of arrival method of aircraft position determination when flying an aircraft along a RNAV route and compares the accuracy of aircraft position determination using the rho-rho navigation and time difference of arrival methods based on the values of the geometric factor. Conclusions were made about the feasibility of using the rho-rho navigation and time difference of arrival methods and their advantages and disadvantages were identified.

УДК 519.712

И. А. ЛЕНЬ

(Санкт-Петербургский государственный университет, Санкт-Петербург)

МЕТОД ЗНАКО-ВОЗМУЩЕННЫХ СУММ, МОДИФИЦИРОВАННЫЙ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ФИЛЬТРАЦИИ НЕРЕГУЛЯРНЫХ (ПОЧТИ ПРОИЗВОЛЬНЫХ) ШУМОВ

Рассмотрен модифицированный метод знако-возмущенных сумм, примененный к задаче фильтрации нерегулярных (почти произвольных) шумов, примененный к задаче коррекции навигационной системы.

Введение. Фильтрация шумов и адаптивный контроль, базирующийся на результатах экспериментов, является актуальной проблемой в современной науке [1, 2]. Процессы из реальной жизни моделируются с помощью математических моделей, которые содержат потенциальные внешние возмущения системы. Методы стохастической аппроксимации часто используются для работы с такими моделями. Также активно разрабатываются рандомизированные методы для решения проблем оптимизации [3, 4]. Такие алгоритмы позволяют случайным образом выбирать некоторые значения параметров, чтобы получить удовлетворяющий потребностям результат с некоторой вероятностью для задач из класса NP-hard. Также рандомизация наблюдений позволяет минимизировать влияние нерегулярных (почти произвольных) шумов (систематических ошибок) на результат [5].

Большинство задач оценивания неизвестных параметров в условиях статистических неопределенностей решаются с помощью методов, основанных на оптимизации некоего функционала среднего риска [6, 7]. Если число наблюдений достаточно большое, то используется метод наименьших квадратов, так как можно предположить, что шумы будут иметь гауссовское распределение в соответствии с центральной предельной теоремой. Однако, получить большое количество наблюдений не всегда возможно. Соответственно встает вопрос о разработке новых методов, которые могут оценивать параметры при малом количестве параметров, при слабых ограничениях на распределение шума или вообще в условиях нерегулярных (почти произвольных) шумов.

Метод знако-возмущенных сумм (Sign-Perturbed Sums method, SPS) дает возможность по малому числу наблюдений построить доверительный интервал для оценки неизвестного параметра с заданным уровнем достоверности. Оригинальный метод был предложен для линейной модели наблюдений в статье Марко Кампи [8]. В [9, 10] предложен модифицированный метод знако-возмущенных сумм (Modified SPS, MSPS), позволяющий ослабить эти ограничения. В этой статье предлагается применение MSPS метода для задачи коррекции показаний навигационной системы (НС).

Задача коррекции НС. Рассмотрим задачу коррекции показаний НС на плоскости по наблюдениям геофизического поля, предложенную в статье [11]. Пусть имеется НС, вырабатывающая координаты на плоскости с некоторыми погрешностями, карта и измеритель поля. Показания вырабатываются в дискретные моменты времени t_i с шагом Δt . Опишем модель показаний НС и модель показаний измерителя следующим образом:

$$\mathbf{y}_i^{NS} = \mathbf{X}_i + \Delta_i, \quad (1)$$

$$y_i^s = \phi(\mathbf{X}_i) + \varepsilon_i^s + \varepsilon_i^m, \quad (2)$$

где: \mathbf{y}_i^{NS} – показания НС, \mathbf{X}_i – истинные координаты объекта, Δ_i – погрешности выработки координат НС (далее для простоты будем полагать, что они неизменны на время коррекции и обозначены Δ), y_i^s – показания измерителя поля, $\phi(\mathbf{X}_i)$ – известная нелинейная функция (карта), описывающая зависимость поля от \mathbf{X}_i , ε_i^s и ε_i^m – погрешности измерителя (s – sensor) и карты (m – map).

¹ Научный руководитель: д.ф.-м.н., профессор Граничин О.Н.

Опишем модель погрешностей (4) ε_i^s и ε_i^m вдоль траектории через марковские последовательности с формирующим фильтром (3):

$$\xi_i^\eta = F^\eta \xi_{i-1}^\eta + \Gamma^\eta w_{i-1}^\eta, \quad (3)$$

$$\varepsilon_i^\eta = H^\eta \xi_i^\eta + v_i^\eta, \quad (4)$$

где: $\eta = s, m$; F^η , Γ^η , H^η – известные матрицы, w_i^η и v_i^η – порождающие и измерительные центрированные дискретные белые шумы с известными матрицами ковариаций.

Исходя из вышеописанных соотношений (1)–(4) опишем модель показателей с измерителя:

$$y_i^s = \phi_i(\Delta) + H^s \xi_i^s + H^m \xi_i^m + v_i^s, \quad (5)$$

где: $\phi_i(\Delta) \equiv \phi(y_i^{NS} - \Delta)$; пусть карта не содержит белозумных погрешностей, поэтому $v_i^m = 0$. Принимая во внимание сделанные предположения, можно сформулировать задачу оценивания составного вектора $x_i = [\Delta^T \ (\xi_i^s)^T \ (\xi_i^m)^T]^T$ по измерения (5). В задаче коррекции НС основной интерес представляет подвектор Δ , так как значения функции $\phi_i(\Delta)$ в среднем не равна нулю. Поэтому предложим модификацию схемы наблюдений, чтобы выделить центрированную часть в формуле с помощью рандомизации.

Модификация модели наблюдений НС. Ранее измерение производилось в момент времени $t_i = t_0 + i\Delta t$. Модернизируем процедуру. Пусть $\Delta/\Delta t = \theta$ – плотность погрешности. Введем последовательность бернуллиевских случайных величин δ_i равных $+1$ или -1 с одинаковой вероятностью $\frac{1}{2}$ и зададим параметр $0 < \alpha \ll \Delta t$. Новые точки измерения будем выбирать как $t_i = t_{i-1} + \Delta t + \alpha\delta_i$ (как и ранее, но со случайными сдвигами). Будем считать, что погрешность навигационной системы постоянная и пропорциональна длительности интервала, т.е. в формуле (1) заменяем Δ_i не на некоторое постоянное Δ , а на $(\Delta t + \alpha\delta_i)\theta$.

Основная идея – вместо модели наблюдений (5) для y_i^s можно рассмотреть новые наблюдаемые величины:

$$\overline{y_i^s} = \delta_i y_i^s = \delta_i \phi_i((\Delta t + \alpha\delta_i)\theta) + \delta_i (H^s \xi_i^s + H^m \xi_i^m + v_i^s). \quad (6)$$

У функции $\phi_i(\cdot)$ теперь аргумент не Δ , а $(\Delta t + \alpha\delta_i)\theta$ и перед ней стоит множитель δ_i . Нас интересует только первое слагаемое формулы (6), так как второе своих свойств симметричности не теряет. Разложим в ряд Тейлора до первого члена первое слагаемое:

$$\delta_i \phi_i((\Delta t + \alpha\delta_i)\theta) \approx \delta_i \phi_i(\Delta t\theta) + \alpha\delta_i^2 \theta \text{grad} \phi_i. \quad (7)$$

Так как всегда $\delta_i^2 = 1$ и α малое значение, то получаем стандартную линейную схему оценивания параметра θ с коэффициентом на фоне центрированной в статистическом смысле погрешности $\delta_i \phi_i(\Delta t\theta)$, учитывая, что матожидание $E\delta_i = 0$. Благодаря такой модели наблюдений мы можем применить метод знако-возмущенных сумм [11], для которого важно, чтобы шумы обладали симметричностью.

Заключение. В докладе представлен модифицированный метод знако-возмущенных сумм, основное преимущество которого заключается в том, что необходимости делать строгие допущения и ограничения на случайный шум отсутствуют. Метод образован с помощью изменения модели и схемы наблюдений с помощью рандомизации и последующим применением метода знако-возмущенных сумм. Таким образом, MSPS может быть применен к проблемам изменения сигнала с постоянным шумом или с ненулевым средним шумом. Этот метод разработана таким образом, чтобы новая модель наблюдения содержала симметричный шум для всех случайных шумов в исходных наблюдениях.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Вапник В.Н.** Восстановление зависимостей по эмпирическим данным. М.: Наука, 1979. 448 с.
2. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч.1. СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электронприбор», 2010. 509 с.

3. Calaore G., Polyak B.T. Stochastic algorithms for exact and approximate feasibility of robust LMIs. *IEEE Trans. Autom. Control*. 2001. Vol.46. P.1755–1759.
4. Tempo R., Calaore G., Dabbene F. *Randomized Algorithms for Analysis and Control of Uncertain Systems: with Applications*. New York: Springer-Verlag. 2013. 337 p.
5. **Граничин О.Н., Поляк Б.Т.** Рандомизированные алгоритмы оценивания и оптимизации при почти произвольных помехах, М.: Наука. 2003. 291 с.
6. Kushner H. J., Yin G.G. *Stochastic Approximation Algorithms and Applications*. New York: Springer-Verlag. 2003. 497 p.
7. Amelin K. and Granichin O., Randomized control strategies under arbitrary external noise, *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2016, vol. 61, № 5, pp. 1328–1333
8. Csaji B., Campi M. C., Weyer E. Sign-perturbed sums: A new system identification approach for constructing exact non-asymptotic confidence regions in linear regression models. *IEEE Trans. on Signal Processing*. 2015. Vol.63, №1. P. 169–181
9. **Сенов А.А., Граничин О.Н.** Идентификация параметров линейной регрессии при произвольных внешних помехах в наблюдениях, *В сб. трудов XII Всероссийское совещание по проблемам управления (ВСПУ-2014), Россия, Москва, ИППУ РАН*, 16-19 июня 2014. С. 2708-2719.
10. Senov A., Amelin K., Amelina N., Granichin O. Exact confidence regions for linear regression parameter under external arbitrary noise, *In: Proc. of the 2014 American Control Conference (ACC)*, Portland, USA, 4-6 June, 2014.
11. **О. А. Степанов, А. С. Носов.** Алгоритм коррекции навигационной системы по данным карты и измерителя, не требующий предварительного оценивания значений поля вдоль пройденной траектории. *Гироскопия и навигация*, 2020. Том 28, №2 (109). С. 70-90.
12. **Лень И.А.** Модификация метода знако-возмущенных сумм для параллельных вычислений, *Материалы XXIII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением*, 2021, С. 314-317.

I.A. Len (Saint Petersburg State University, Saint Petersburg). **Modified Sign-Perturbed Sums Method for Noise Filtering Problem**

Abstract. Modified method of sign-perturbed sums applied to the problem of noise filtering is. The method is also tested for noise filtering tasks in the image.

УДК 528.72

И. А. БЕХЛЕР
(Тульский государственный университет, г. Тула)

МЕТОД КОРРЕКЦИИ ИСКАЖЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВЫ ИЗОБРАЖЕНИЙ ПОДСТИЛАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ, ПОЛУЧЕННЫХ С ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В работе представлен метод коррекции искажения перспективы изображения, полученного с камеры летательного аппарата, для приведения изображения к параметрам съемки спутникового снимка с помощью аффинного преобразования.

Введение. Многие алгоритмы в области компьютерного зрения и машинного обучения предполагают отсутствие искажения перспективы изображений для корректного функционирования, например, корреляционно-экстремальные системы навигации [1-3]. В связи с этим возникает актуальная задача по разработки методов коррекции перспективных искажений на изображениях поверхности, получаемых с камер летательных аппаратов (ЛА).

Математическое описание метода. Предположим, что камера закреплена на летательном аппарате неподвижно и снимает подстилающую поверхность (рис. 1а), т. е. оптическая ось камеры перпендикулярна подстилающей поверхности. Абстрагируясь от радиальной дисторсии оптической системы камеры, рассмотрим модель камеры с точечной диафрагмой, или стенопа (рис. 1б) [4, 5].

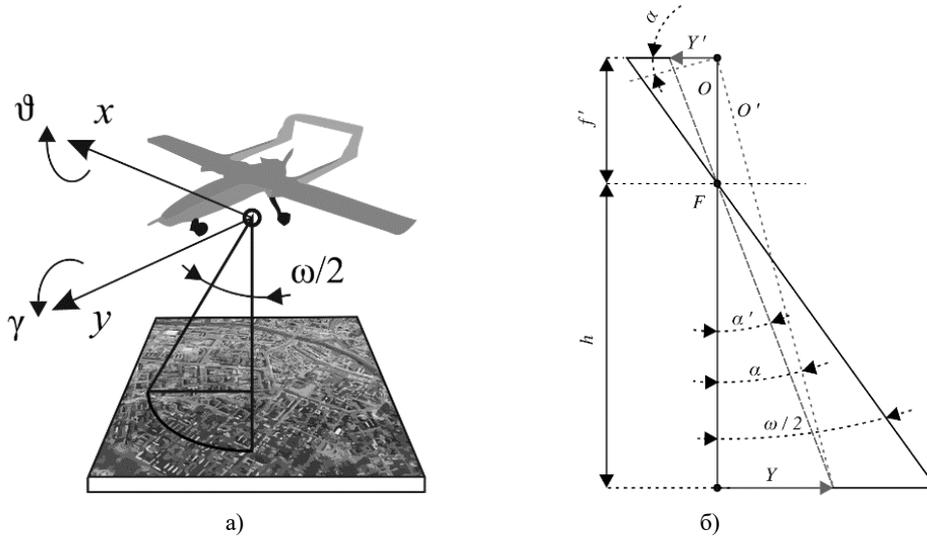


Рис. 1. Графическое представление: а) углы колебаний ЛА; б) модель камеры с точечной диафрагмой

Пусть x, y – координаты пикселя в исходном изображении Im размером $m \times n$, а x', y' – новые координаты, полученные в результате аффинного преобразования, c_x, c_y – координаты оптического центра на изображении. Тогда аффинное преобразование координат изображения можно записать как [6]:

$$w[x' \ y' \ 1]^T = [wx' \ wy' \ w]^T = \mathbf{R}[x \ y \ 1]^T, \tag{1}$$

где: w – масштабный коэффициент; \mathbf{R} – матрица линейного преобразования, которая определяется следующим образом:

$$\mathbf{R} = \mathbf{T}_2 \mathbf{R}_r \mathbf{T}_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & c_x \\ 0 & 1 & c_y \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\gamma) & 0 & -\sin(\gamma) \\ \sin(\vartheta) \sin(\gamma) & \cos(\vartheta) & \sin(\vartheta) \cos(\gamma) \\ \cos(\vartheta) \sin(\gamma) & -\sin(\vartheta) & \cos(\vartheta) \cos(\gamma) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & -c_x \\ 0 & 1 & -c_y \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \tag{2}$$

¹Научный руководитель: д.т.н., заведующий кафедрой Матвеев В.В.

где: \mathbf{T}_2 – матрица, выполняющая обратный сдвиг центра перспективы в исходное положение; \mathbf{R}_γ – матрица поворота на углы тангажа и крена (ϑ, γ); \mathbf{T}_1 – матрица, выполняющая сдвиг центра перспективы в начало координат.

При угловом движении камеры на значительные углы ϑ и γ центр перспективы может сдвинуться на количество пикселей L_x и L_y относительно центра изображения, если высота над поверхностью $h \gg f'$, тогда

$$\begin{bmatrix} c_x \\ c_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m/2 + L_x \\ n/2 + L_y \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где:

$$L_x = \frac{f'_x}{a_x} \operatorname{tg} \vartheta, \quad \text{при } \vartheta < \frac{\omega}{2}, \quad (4)$$

$$L_y = \frac{f'_y}{a_y} \operatorname{tg} \gamma, \quad \text{при } \gamma < \frac{\omega}{2}, \quad (5)$$

где f' – фокусное расстояние, м, a – размер пикселя, м, ω – угол поля зрения, град.

Моделирование. На рисунке 2 приведены результаты моделирования: 2а – исходное изображение, 2б – искаженное изображение, вызванное вращением ЛА на углы тангажа и крена, 2в – восстановленное изображение согласно формуле (1).

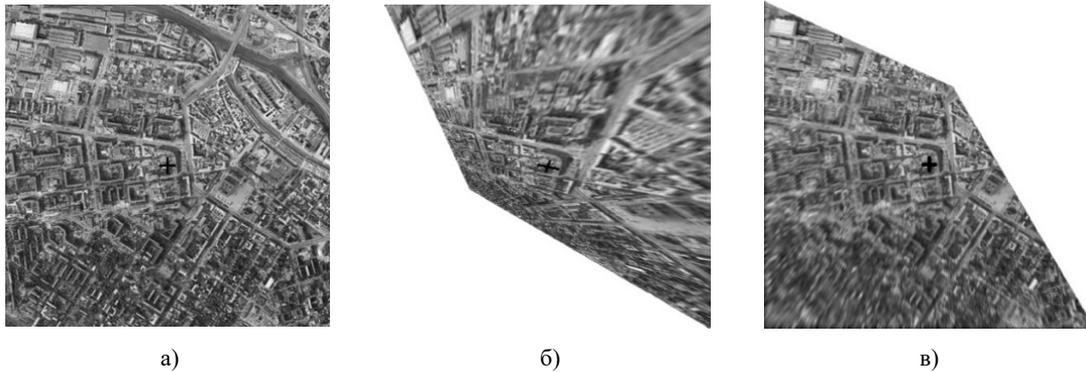


Рис. 2. Пример коррекции перспективного искажения: а) исходное изображение; б) изображение с ЛА при отклонении на углы крена и тангажа; в) скорректированное изображение

В результате моделирования видно, что после коррекции перспективы (рис. 2в) восстановлена правильная геометрия изображения, однако также наблюдаются дефекты на краях изображения из-за процесса интерполяции яркостей в областях с низким разрешением.

Заключение. В результате линейного преобразования координат изображения предложенный метод позволяет корректировать искажение перспективы изображений подстилающей поверхности, полученных с ЛА, а также обладает вычислительной простотой. Метод предполагает наличие информации о значениях углов тангажа и крена летательного аппарата и внутренних параметров камеры. В дальнейшем ожидается достижение высокого качества результатов при использовании камеры с высоким разрешением, эффективных алгоритмов интерполяции яркостей и точного определения углов ориентации ЛА, которые могут быть получены на основе совместной обработки сигналов гироскопов и акселерометров.

Полученные на настоящий момент результаты позволяют применять методы корреляционно-экстремальной навигации к изображениям, получаемых с камер ЛА.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках государственного задания FEWG-2022-0002

ЛИТЕРАТУРА

1. Али Б., Садеков Р. Н., Цодокова В. В. Алгоритмы навигации БПЛА с использованием систем технического зрения // Гироскопия и навигация. Том 30. №4 (119), 2022. С. 87-105. DOI 10.17285/0869-7035.00105.
2. Баклицкий В.К. Корреляционно-экстремальные методы навигации и наведения. Тверь, ТО «Книжный клуб», 2009, 360 с.
3. Yuncheng, L., Zhucun, X., Gui-Song, X., and Liangpei, Z., A survey on vision-based UAV navigation, *Geo-spatial Information Science*, 21:1, 2018, pp. 21–32, doi: 10.1080/10095020.2017.1420509
4. Методы оценки точности систем гироскопической стабилизации видеокамеры на подвижном объекте / В. В. Матвеев, И. А. Бехлер, Е. И. Понитков, М. Г. Погорелов // Приборы и методы измерений. – 2024. – Т. 15, № 1. – С. 30-39. – DOI 10.21122/2220-9506-2024-15-1-30-39. – EDN EDGSEA.
5. Клетте, Р. Компьютерное зрение. Теория и алгоритмы : учебник / Р. Клетте ; перевод с английского А. А. Слинкина. — Москва : ДМК Пресс, 2019. — 506 с.
6. Гонсалес, Р. Цифровая обработка изображений / Р. Гонсалес, Р. Вудс. – Издание 3-е. – Москва : Техносфера, 2012. – 1104 с.

I.A. Bekhler (Tula State University, Tula). **Method of correction of perspective distortions of underlying surface images obtained from an aircraft**

Abstract. The paper presents a method of corrections of perspective distortions of the image obtained from an aircraft camera to bring it to the parameters of the satellite image using affine transformation.

УДК 520.6.07

Е. А. АФАНАСЬЕВА, И. А. БЕХЛЕР
(Тульский государственный университет, Тула)

МЕТОД СЛЕЖЕНИЯ ЗА НЕБЕСНЫМИ ТЕЛАМИ НА ОСНОВЕ ПОРОГОВОЙ ОБРАБОТКИ ИЗОБРАЖЕНИЙ И ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО АЛГОРИТМА ЛУКАСА-КАНАДЕ

В работе представлен метод слежения за космическими объектами с применением компьютерного зрения, основанный на алгоритмах цифровой обработки изображений. Для выделения небесного объекта на фоне помех используется алгоритм пороговой обработки. Обнаружение совигов объекта, вычисление их значений и направлений реализуется посредством дифференциального алгоритма Лукаса-Канаде.

Введение. Предлагаемый доклад посвящен системе обработки алгоритмами компьютерного зрения изображений и видеопоследовательностей, получаемых с телескопических устройств. Сейчас без вычислительной техники не обходится практически ни один этап анализа астрономических данных [1], поэтому цифровая обработка актуальна в телескопах, оборудованных системами видеофиксации. Предложенный подход позволит осуществлять наблюдение за небесным объектом и вычислять величину его смещения во времени.

Суть метода. Цель метода заключается в обнаружении объекта на получаемой с телескопической системы видеопоследовательности в режиме реального времени, идентификации объекта и слежения за ним. Пример работы приложения с реализованным кодом приведен на рисунке 1.

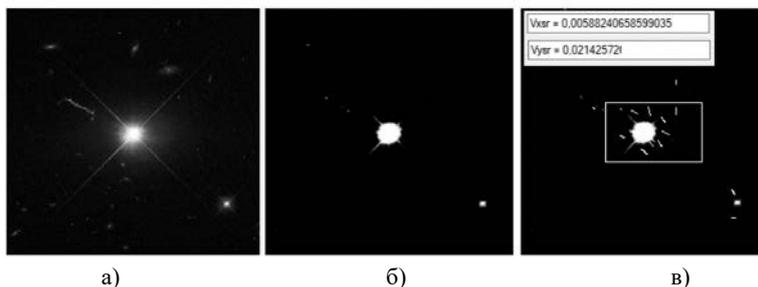


Рис. 1. Работа системы слежения: а) исходное изображение; б) пороговая обработка; в) обнаружение смещения объекта и области вокруг него

Пороговая обработка. Пороговая обработка в данном случае состоит в следующем: задается нижний и верхний пороги значения яркости пикселей для отсеивания шума, тем самым происходит очищение фона до полностью черного (если яркость пикселя меньше значения нижнего порога, ей присваивается «0»). В то же время верхнее значение порога ограничивает яркость слишком ярких объектов [2]. В результате остаются для обработки алгоритмом Лукаса-Канаде только пиксели, имеющие яркость в пределах от нижнего значения порога до верхнего. Эти пиксели и принимаются за объект.

Слежение за объектом. Когда нужный объект обнаружен, система переходит к слежению за его перемещением посредством дифференциального алгоритма Лукаса-Канаде. Слежение состоит в прогнозе положения объекта на следующем во времени изображении путём оценки скорости его смещения.

Суть метода Лукаса-Канаде сводится к решению уравнений оптического потока [3]. Предположим, что смещение пикселей между двумя кадрами невелико и не превышает 1 пиксель. Согласно алгоритму Лукаса-Канаде, оптический поток одинаков для всех пикселей, принадлежащих объекту. Вектор оптического потока, то есть различимое смещение объекта за

¹Научный руководитель: к.т.н., доцент кафедры Алалуев Р.В.

один кадр на величину V_x, V_y , выраженное через интенсивность пикселей, принадлежащих этому объекту, является решением системы уравнений (1).

$$\begin{cases} I_x(q_1)V_x + I_y(q_1)V_y = -I_t(q_1), \\ I_x(q_2)V_x + I_y(q_2)V_y = -I_t(q_2), \\ \dots \\ I_x(q_n)V_x + I_y(q_n)V_y = -I_t(q_n), \end{cases} \quad (1)$$

где: $q_1..q_n$ – пиксели внутри окна, выделенного в объекте; $I_x(q_i), I_y(q_i), I_t(q_i)$ – частные производные интенсивности пикселя изображения по координатам x, y и времени t (в нашем случае времени между последовательными кадрами), вычисленными в точке q_i [4]. Уравнение переводится в матричную форму

$$\mathbf{A}\mathbf{v} = \mathbf{b}, \quad (2)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} I_x(q_1) & I_y(q_1) \\ I_x(q_2) & I_y(q_2) \\ \dots & \dots \\ I_x(q_n) & I_y(q_n) \end{bmatrix}, \mathbf{v} = \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \end{bmatrix}, \mathbf{b} = \begin{bmatrix} -I_t(q_1) \\ -I_t(q_2) \\ \dots \\ -I_t(q_n) \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где: \mathbf{A} – матрица производных интенсивностей $I_x(q_i), I_y(q_i)$; \mathbf{v} – матрица векторов оптического потока V_x, V_y (V_x, V_y – смещение объекта за единицу времени или за один кадр); \mathbf{b} – вектор интенсивностей I_t .

Сформированная таким образом матрица является избыточной для дальнейших операций, согласно методу Лукаса-Канаде, применяется метод наименьших квадратов, то есть в окрестности пикселя соседним элементам присваивается вес в зависимости от их расположения

$$\mathbf{v} = (\mathbf{A}^T \mathbf{W} \mathbf{A})^{-1} (\mathbf{A}^T \mathbf{W} \mathbf{b}), \quad (4)$$

где: \mathbf{W} – диагональная матрица $n \times n$, которая содержит в себе веса $W_{ii} = w_{ii}$, присваиваемые q_i пикселям. Система уравнений для взвешенного окна выглядит следующим образом:

$$\begin{bmatrix} V_x \\ V_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_i w_i I_x(q_i)^2 & \sum_i w_i I_x(q_i) I_y(q_i) \\ \sum_i w_i I_x(q_i) I_y(q_i) & \sum_i w_i I_y(q_i)^2 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} -\sum_i w_i I_x(q_i) I_t(q_i) \\ -\sum_i w_i I_y(q_i) I_t(q_i) \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Вычисление оптического потока методом Лукаса-Канаде отличается быстродействием, что делает его ключевым в использовании следящих систем и систем автоведения телескопов.

Результаты экспериментов. Для тестовой последовательности кадров проводились исследования с целью вычисления погрешности работы алгоритма без предобработки и с предобработкой, предложенной в работе. Их результаты приведены на рисунке 2.

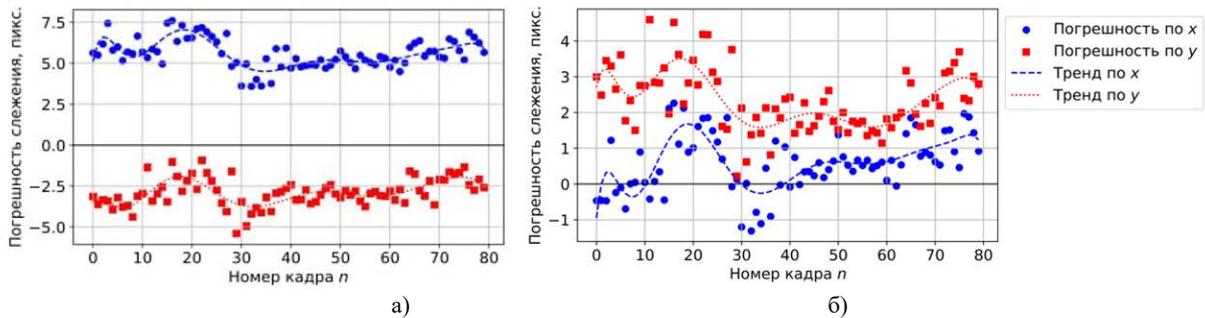


Рис. 2. Результаты исследования погрешностей алгоритмов слежения: а) исходный алгоритм Лукаса-Канаде; б) пороговая обработка совместно с алгоритмом Лукаса-Канаде

Из графиков видно, что погрешность по x уменьшилась, а по y осталась на том же уровне, соответственно, уменьшилась общая погрешность слежения. По графикам также было посчитано среднее отклонение от эталонного значения, оно составило: для графика (а) – 6,42 пикс., для графика (б) – 2,69 пикс.

Заключение. Предложенный метод слежения за космическими объектами подходит для телескопов, формирующих цифровые изображения различного спектрального диапазона. Алгоритм Лукаса-Канаде, широко используется в оптическом зрении, что делает его актуальным для астрономических исследований с автокоррекцией положения прибора наблюдения. В дальнейшем метод следует дополнять алгоритмами улучшения характеристик кадров, что повысит точность [4]. Реализация пороговой обработки вместе с методом Лукаса-Канаде позволяет улучшить точность определения вектора потока.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках государственного задания FEWG-2022-0002

ЛИТЕРАТУРА

1. Сойфер В.А. Методы компьютерной обработки изображений. М.: Физматлит, 2003. 784 с.
2. Вудс Р., Гонсалес Р., Цифровая обработка изображений. М.: Техно-сфера, 2005. 1072 с.
3. В. Lucas, Т. Kanade, An Iterative Image Registration Technique with an Application in Stereo Vision, 1981
4. Алгоритм Лукаса-Канаде. [Электронный ресурс]: Википедия – свободная энциклопедия // URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%90%D0%BB%D0%B3%D0%BE%D1%80%D0%B8%D1%82%D0%BC_%D0%9B%D1%83%D0%BA%D0%B0%D1%81%D0%B0_%E2%80%94%D0%9A%D0%B0%D0%BD%D0%B0%D0%B4%D0%B5

E.A.Afanaseva, (Tula State University, Tula), I.A.Bechler, (Tula State University, Tula). **Celestial body tracking method based on threshold image processing and differential Lucas-Kanade algorithm**

Abstract. This paper presents a method for tracking space objects using computer vision based on digital image processing algorithms. A threshold processing algorithm is used to select a celestial object against the background of interference. Detection of object shifts, calculation of their values and determination of their directions is realized by means of the Lucas-Kanade differential algorithm.

УДК 629.783

М. С. ИВАНОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», Санкт-Петербург)

АНАЛИЗ ПРЕДЕЛЬНО ДОСТИЖИМОЙ ТОЧНОСТИ НЕРЕКУРРЕНТНОГО АЛГОРИТМА В ЗАДАЧЕ ТРАЕКТОРНОГО СЛЕЖЕНИЯ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ ПЕЛЕНГА

В работе описан синтез нерекуррентного алгоритма оценивания координат и скоростей подвижного объекта в декартовой системе координат. Приведены оценка состоятельности алгоритма с использованием метода статистических испытаний и расчета предельно достижимой точности по неравенству Рао-Крамера.

Введение. Решение задачи оценки координат подвижного объекта по измерениям пеленга рассмотрено в работах [1-3]. В работе [1] отражен тот факт, что классический рекуррентный фильтр Калмана оказывается неэффективным в рассматриваемой задаче, поэтому эта задача не теряет актуальности и по сей день. Доклад посвящен синтезу байесовского нерекуррентного алгоритма оценивания координат и параметров движения подвижного объекта на плоскости, который обрабатывает измерения пачкой, что повышает эффективность оценивания.

Постановка задачи. Ведется наблюдение за объектом, модель движения которого соответствует модели Зингера [4-6]. Наблюдатель движется по круговой траектории, таким образом, обеспечивая наблюдаемость [7]. В каждый момент времени известны координаты и скорость наблюдателя, что позволяет перейти к относительной модели движения

$$x_i = \Phi x_{i-1} + \Gamma_w w_i - \Gamma_u u_i, i = 1, N, \quad (1)$$

где x_i – вектор состояния, включающий в себя две декартовы координаты относительного местоположения и две проекции относительной скорости на оси системы координат; u_i – вектор управляющих воздействий наблюдателя, под которыми понимаются проекции ускорения на оси декартовой системы координат; w_i – вектор белозумных ускорений с известной матрицей ковариаций Q для наблюдаемого объекта; матрицы динамики Φ , порождающих шумов Γ_w и управляющих воздействий Γ_u считаются известными и соответственно равны

$$\Phi = \begin{pmatrix} 1 & 0 & \Delta_t & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \Delta_t \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}; \Gamma_u = \Gamma_w = \begin{pmatrix} \Delta_t^2/2 & 0 \\ 0 & \Delta_t^2/2 \\ \Delta_t & 0 \\ 0 & \Delta_t \end{pmatrix},$$

где Δ_t – шаг дискретизации.

Модель измерений пеленга имеет вид

$$z_i = s(x_i) + v_i = \arctg \left(\frac{x_i^{(1)}}{x_i^{(2)}} \right) + v_i, \quad (2)$$

где $x_i^{(1)}, x_i^{(2)}$ – первая и вторая компоненты вектора состояния, соответствующие горизонтальной и вертикальной декартовым относительным координатам, v_i – центрированная нормально распределенная ошибка измерений с дисперсией R .

Требуется найти оценку составного вектора $X_N = (x_0^T, x_1^T, \dots, x_N^T)^T$ по накопленным к текущему моменту времени измерениям $Z_N = (z_1, z_2, \dots, z_N)$ при известных управляющих воздействиях $(u_1^T, u_2^T, \dots, u_N^T)^T$, учитывая, что в начальный момент времени вектор состояния распределен по нормальному закону с известными средним \bar{x}_0 и матрицей ковариаций P_0 .

Синтез рекуррентного алгоритма. По формуле Байеса определяется апостериорная плотность $f(X_N / Z_N)$

$$f(X_N / Z_N) \propto f_x(x_0) \prod_{i=1}^N f_w(x_i / x_{i-1}) f_v(z_i / x_i), \quad (3)$$

где $f_x(x_0)$ – априорная ф.п.р.в., $f_w(x_i / x_{i-1})$ – переходная плотность, $f_v(z_i / x_i)$ – функция правдоподобия, определяемые с учетом описанных моделей (1) и (2).

Введем необходимые составные вектора и блочные матрицы

$$\tilde{Z} = \begin{pmatrix} 0 \\ \tilde{z}_1 \\ \vdots \\ \tilde{z}_N \end{pmatrix}; U = \begin{pmatrix} \bar{x}_0 \\ \Gamma_u u_1 \\ \vdots \\ \Gamma_u u_N \end{pmatrix}; F = \begin{pmatrix} E & 0 & \dots & 0 \\ -\Phi & E & 0 & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & 0 \\ 0 & \dots & -\Phi & E \end{pmatrix};$$

$$Q = \begin{pmatrix} P_0^{-1} & 0 & \dots & 0 \\ 0 & (\Gamma_w Q \Gamma_w^T)^{-1} & 0 & \vdots \\ \vdots & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & \dots & 0 & (\Gamma_w Q \Gamma_w^T)^{-1} \end{pmatrix}; R = \begin{pmatrix} 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & R^{-1} & 0 & \vdots \\ \vdots & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & \dots & 0 & R^{-1} \end{pmatrix}; H = \begin{pmatrix} 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & H^T_1 & 0 & \vdots \\ \vdots & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & \dots & 0 & H^T_N \end{pmatrix},$$

где $\tilde{z}_i = z_i - s(x_i^a) + H^T_i x_i^a$; H^T_i – матрица Якоби; x_i^a – точка линеаризации. С учетом введенных векторов и матриц можно записать удвоенный логарифм с обратным знаком для правой части выражения (3)

$$J_N = (FX_N - U)^T Q (FX_N - U) + (\tilde{Z} - HX_N)^T R (\tilde{Z} - HX_N). \quad (4)$$

Продифференцировав выражение (4) и приравняв полученный результат к 0, можно получить оценки составного вектора состояния, зная которые возможно найти соответствующую матрицу ковариаций – расчетную характеристику точности [5]:

$$\hat{X}_N = (F^T Q F + H^T R H)^{-1} (F^T Q U + H^T R \tilde{Z}), \quad (5)$$

$$P = (F^T Q F + H^T R H)^{-1}. \quad (6)$$

Оценка состоятельности. Алгоритм оценивания считается состоятельным, если его безусловные действительная и расчетная характеристики точности совпадают [8]. Также немаловажным является то, насколько безусловные матрицы ковариаций близки к предельно достижимой точности оценивания, которая рассчитывается в соответствии с неравенством Рао-Крамера [9]

$$I_N^{-1} \leq M\{(X_N - \hat{X}_N(Z_N))(X_N - \hat{X}_N(Z_N))^T\}, \quad (7)$$

где I_N – информационная матрица Фишера, вычисляемая согласно выражению ниже

$$I_N = M \left\{ \left(\frac{d}{dX_N} \ln(f(X_N, Z_N)) \right) \left(\frac{d}{dX_N} \ln(f(X_N, Z_N)) \right)^T \right\}. \quad (8)$$

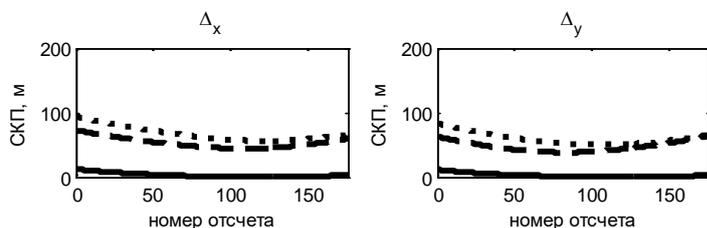


Рис. 1. Безусловные СКП и нижняя граница точности

С использованием метода статистических испытаний [8] получены безусловные действительная (пунктирная линия) и расчетная (штриховая линия) средние квадратические погрешности (СКП) оценивания нерекуррентного алгоритма, приведенные на рисунке 1. Из рисунка 1 можно сделать вывод, что нерекуррентный алгоритм состоятелен, так как его безусловные действительная и расчетная СКП примерно равны. Также на рисунке 1 приведена нижняя граница точности (сплошная линия), полученная с использованием выражения (7). Хотя синтезированный алгоритм и является состоятельным, нижняя граница точности остается не достигнутой. Вопрос возможности достижения нижней границы точности в поставленной задаче является целью дальнейших исследований.

Заключение. Приведен синтез нерекуррентного алгоритма оценивания координат и параметров движения подвижного объекта по измерениям пеленга. Приведена нижняя граница точности по Рао-Крамеру в поставленной задаче. Рассчитаны безусловные действительная и расчетная СКП оценивания относительных координат. По итогам анализа нерекуррентный алгоритм является состоятельным, однако не достигает нижней границы точности. Вопрос синтеза алгоритма, направленного на получение оптимальной точности, остается актуальным. В последующей работе [10] синтезированный нерекуррентный алгоритм был сравнен с рекуррентным алгоритмом в рамках поставленной задачи и показал свое преимущество в точности оценивания, в то время как рекуррентный алгоритм дал недостоверную оценку.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Jahan K., Naga Lakshmi M.M., Suresh P., Praveenya R.L.L., Swarjan P.** (2022). Extended Kalman Filter for Bearings-Only Tracking. *Journal of Engineering Sciences*, 13(7), 792–795
2. **Omkar Lakshmi Jagan, B., Koteswara Rao, S., Jawahar, A., & Karishma, S. K. B.** (2016). Unscented Kalman filter with application to bearings-only passive target tracking. *Indian Journal of Science and Technology*, 9(19).
3. **Ali, W., Li, Y., Chen, Z., Raja, M. A. Z., Ahmed, N., & Chen, X.** (2019). Application of spherical-radial cubature Bayesian filtering and smoothing in bearings only passive target tracking. *Entropy (Basel, Switzerland)*, 21(11), 1088.
4. **Р.А. Зингер.** Оценка характеристик оптимального фильтра при слежении за пилотируемой целью // *Зарубежная радиоэлектроника*, – 1971. – №8. – С. 40 – 57
5. **О. А. Степанов.** Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации. – СПб: ГНЦ РФ - ЦНИИ «Электроприбор», 1998. – 370 с. ISBN 5-900780-45-7
6. **Bar-Shalom Y., Willet P.K., Tian X.** (2011). *Tracking and Data Fusion: A Handbook of Algorithms*. YBS Publishing.
7. **Bar-Shalom, Y., Rong Li, X., & Kirubarajan, T.** (2001). *Estimation with applications to tracking and navigation: Theory algorithms and software* (1st ed). John Wiley & Sons
8. **О.А. Степанов, А.М. Исаев.** Методика сравнительного анализа рекуррентных алгоритмов нелинейных фильтрации в задачах обработки навигационной информации на основе предсказательного моделирования // *Гиропскопия и навигация*. Том 31. №3 (122), 2023. С. 48-65.
9. **О.А. Степанов, Д.А. Кошаев.** Применение неравенства Рао-Крамера в задачах нелинейного оценивания. Теория и системы управления // *Изв. АН СССР*.-1997.- №2.- С65-72
10. **О.А. Stepanov, V.P. Zolotarevich, M.S. Ivanov, A.V. Motorin.** (2024). Recursive and Nonrecursive Passive Target Localization Algorithms with Bearing-Only Measurements. 2024 International Conference on Ocean Studies (ICOS), Vladivostok, Russian Federation, 2024, pp.014-027.

M.S.Ivanov (CSRI Electropribor, Saint-Petersburg). **Analysis of Nonrecursive Algorithm Potential-Close Accuracy in Bearing-Only Target Tracking**

Abstract. The work considers the synthesis of a nonrecursive algorithm for estimating coordinates and velocities of a moving target in a flat coordinate system. The consistency of the algorithm assessed through statistical tests and the Cramer-Rao lower bound expressions are described.

УДК: 656.61.052

О.Ю. ТРИПОЛЕЦ
(ГУМРФ имени адмирала С.О. Макарова, Санкт-Петербург)

ОПТИМИЗАЦИЯ МАНЕВРОВ РАСХОЖДЕНИЯ ДВУХ БЕЗЭКИПАЖНЫХ СУДОВ В КОМПЬЮТЕРНОЙ СРЕДЕ MATLAB

Исследуется проблема безопасного расхождения двух безэкипажных судов в море и представляется подход к её решению с использованием среды MATLAB. Описывается алгоритм, основанный на геометрической интерпретации движения судов и применении методов минимизации функции стоимости, позволяющий рассчитывать безопасные манёвры для двух судов. Результаты моделирования подтверждают эффективность предложенного алгоритма в вычислении безопасных маневров.

Введение. Современные исследования в области использования безэкипажных судов акцентируют внимание на улучшении эффективности морских грузоперевозок и повышении уровня их безопасности. Так, исследование [1], демонстрирует, что основная часть морских инцидентов происходит из-за человеческого фактора. Внедрение беспилотных технологий обещает сократить число инцидентов в морской индустрии, снизить расходы на топливо и операционные издержки (в том числе затраты на экипаж), а также уменьшить риски, связанные с человеческими ошибками. Тем не менее, для полноценного перехода к использованию безэкипажных судов перед научным сообществом стоит ряд сложных задач. Одна из ключевых – обеспечение безопасного маневрирования безэкипажных судов в море. Существующие исследования предлагают различные подходы к решению этой проблемы. Например, в исследовании [2] представлен метод, основанный на оптимизации и минимизации затрат для обхода препятствий и планирования безопасного маршрута. В работе [3] применяются нейронные сети (НС) для идентификации препятствий и расхождения с другими судами. Большинство исследований фокусируются на расхождении одного судна с препятствиями или другими судами [4]. Подход, представленный в исследовании [5] включает вычисление маневров с использованием метода оптимальных дискретных процессов, а управление судами предполагается осуществлять через внешний контроль – СУДС (Систему Управления Движением Судов), при этом маневрировать могут оба судна. В одном из методов, описанных в исследовании [6], подчеркивается эффективность внешнего управления движением судов через СУДС, особенно в районах с высокой интенсивностью движения.

Настоящий доклад посвящен описанию подхода, направленного на обеспечение безопасного совместного маневрирования судов под управлением СУДС через изменение их курсов и скоростей на основе минимизации функции стоимости для предотвращения столкновений, и предполагает совместное маневрирование для расхождения на заданной дистанции.

Описание работы алгоритма расхождения. Решение задачи безопасного расхождения двух безэкипажных судов предлагается осуществить с помощью алгоритма минимизации функции стоимости в программной среде MATLAB для расчёта безопасных совместных маневров обоих судов. Содержание доклада включает описание предложенного алгоритма, методику расчета CPA (Closest Point of Approach – Дистанция кратчайшего сближения) и ТСРА (Time to Closest Point of Approach – Время до кратчайшего сближения), анализ необходимости маневра расхождения и способ минимизации функции стоимости.

В разработанном программном коде, исполняемом в среде MATLAB, обрабатывается матрица X , содержащая данные о парах судов в каждом столбце (их координаты, курсы и скорости – 8 элементов для каждой пары). Расстояние D между двумя точками на плоскости описывается формулой (1):

$$D = \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2} \quad (1)$$

¹ Научный руководитель: д.т.н., доцент Дерябин В.В.

Описываемый здесь программный код позволяет рассчитать CPA для каждой пары судов, используя формулу расстояния между двумя точками как функцию времени $D(t)$ и учитывая их скорости и курсы и прогнозируя их дальнейшее движение (2):

$$D(t) = \sqrt{[x_2 - x_1 + (v_2 \cos K_2 - v_1 \cos K_1)t]^2 + [y_2 - y_1 + (v_2 \sin K_2 - v_1 \sin K_1)t]^2}, \quad (2)$$

где x_1, x_2, y_1, y_2 – координаты в милях первого и второго судов пары по осям X и Y соответственно (Декартова система координат); v_1 и v_2 – скорости судов в узлах; K_1 и K_2 – их курсы, t – время в минутах.

Формула (2) представляет собой линейный прогноз движения судов, предполагая, что они будут продолжать двигаться с текущими курсами и скоростями. Производная по времени от функции расстояния между судами $D(t)$ показывает скорость изменения расстояния. Приравнявая эту производную нулю, мы находим момент времени t , когда расстояние между судами не меняется, то есть они находятся на минимальном расстоянии друг от друга, что и является временем ТСПА. Подставив ТСПА в (2), найдём значение CPA. Подобным образом производят расчёты системы автоматической радиолокационной прокладки (САРП), предоставляя пользователю в реальном времени данные о CPA/ ТСПА. После этих расчётов программный код определяет необходимость маневра расхождения: если CPA меньше установленного порога безопасной дистанции (в данном случае – 1 морская миля), и ТСПА ниже порога опасного времени сближения (здесь – 30 минут), рассчитываются изменения скоростей и курсов через минимизацию функции стоимости с помощью функции оптимизации "fmincon" в MATLAB. В настоящей работе функция стоимости (*Cost Function*) определена следующим образом: (3)

$$Cost Function = \sqrt{(SD - CPA)^2}, \quad (3)$$

где SD – минимально допустимая дистанция сближения судов (Safety Distance).

«Fmincon» позволяет найти такие изменения курсов и скоростей для обоих судов, при которых значение функции стоимости будет минимальным. В программном коде были установлены ограничения: максимальное изменение курса – 60 градусов; возможно только снижение скорости. Вычисленные таким образом маневры позволяют изменить CPA до значений равных или превосходящих установленную пользователем безопасную дистанцию. Информация о факте произведения расчётов для каждой пары судов выводится пользователю, и из изначальной матрицы X формируется матрица X_adjusted, содержащая данные о тех же судах, но без опасности столкновения, то есть с изменёнными курсами/ скоростями.

Моделирование проведённое в среде MATLAB, подтвердило эффективность алгоритма в вычислении безопасных маневров [7], а для визуального представления эффективности подхода использовался программный код, описанный в [8]. Пример работы алгоритма расхождения можно видеть на Рис. 1, где на двух графиках проиллюстрировано движение одной и той же пары судов до и после манёвра, рассчитанного при помощи данного скрипта.

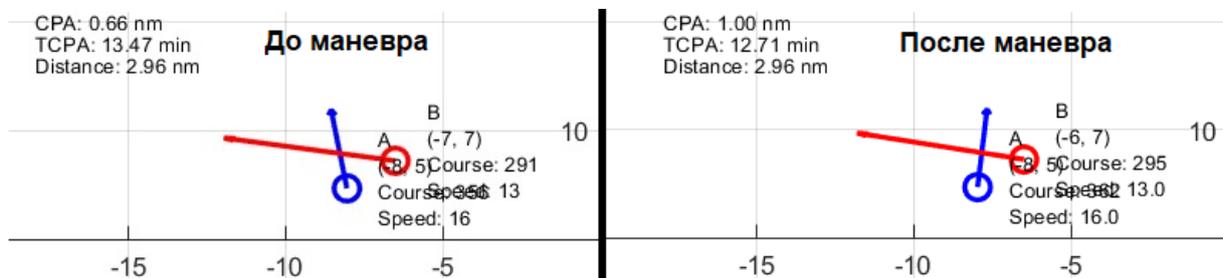


Рис. 1 – Визуальное представление работы алгоритма расхождения: графики «До маневра» и «После маневра», иллюстрирующие движение пары судов.

Как видно из Рис. 1, оба судна незначительно изменили курс вправо (судно А – на 4° , а судно В – на 6°), что позволило увеличить CPA с опасной (0,66 мили) до безопасной, заданной пользователем (1 миля).

Заключение. В работе описан подход к решению проблемы расхождения безэкипажных судов на основе геометрического анализа траекторий движения судов и минимизации функции стоимости, позволяющий вычислять безопасные маневры для расхождения двух судов. Отличительной чертой подхода является расчёт манёвров сразу для двух судов, находящихся в одной акватории. Эффективность разработанного скрипта была подтверждена моделированием в MATLAB. В рамках предложенного решения суда могут маневрировать в любом направлении и при необходимости снижать скорость, что, однако, в некоторых случаях может противоречить Международным Правилам предупреждения столкновений судов в море (МППСС-72). В будущем планируется дополнить программный код для возможности расчёта безопасного маневра для трёх и более судов в рамках зоны действия СУДС.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Chauvin C. et al.** Human and organisational factors in maritime accidents: Analysis of collisions at sea using the HFACS // *Accident Analysis & Prevention*. – 2013. – Т. 59. – С. 26-37. DOI: [10.1016/j.aap.2013.05.006](https://doi.org/10.1016/j.aap.2013.05.006)
2. **Bertaska I. R. et al.** Experimental evaluation of automatically-generated behaviors for USV operations // *Ocean Engineering*. – 2015. – Т. 106. – С. 496-514. DOI: [10.1016/j.oceaneng.2015.07.002](https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2015.07.002)
3. **Wright R. G.** Intelligent autonomous ship navigation using multi-sensor modalities // *TransNav: International Journal on Marine Navigation and Safety of Sea Transportation*. – 2019. – Т. 13. – №. 3. DOI: [10.12716/1001.13.03.03](https://doi.org/10.12716/1001.13.03.03)
4. **Huang Y. et al.** Ship collision avoidance methods: State-of-the-art // *Safety science*. – 2020. – Т. 121. – С. 451-473.
5. **Бурмака И. А., Булгаков А. Ю.** Управление группой судов в ситуации опасного сближения // *Вестник государственного университета морского и речного флота им. адмирала С. О. Макарова*. – 2014. – №. 6 (28). – С. 1-13.
6. **Бурмака И. А., Калинин Г. Е., Кулаков М. А.** Управление парой судов в ситуации опасного сближения // *Вестник Государственного университета морского и речного флота им. адмирала С. О. Макарова*. – 2016. – №. 3 (37). – С. 64-70
7. **Триполец О. Ю.** Расчет маневра расхождения двух безэкипажных судов путем минимизации функции стоимости в компьютерной среде MATLAB / О. Ю. Триполец // *Вестник Государственного университета морского и речного флота имени адмирала С. О. Макарова*. — 2023. — Т. 15. — № 5. — С. 876–884. DOI: [10.21821/2309-5180-2023-15-5-876-884](https://doi.org/10.21821/2309-5180-2023-15-5-876-884).
8. **Триполец О.Ю.** Моделирование маневра расхождения двух судов в компьютерной среде MATLAB / О.Ю. Триполец // *Математические модели техники, технологий и экономики: материалы Всероссийской студенческой научно-практической конференции, г. Санкт-Петербург, 08 июня 2023 г.* – Санкт-Петербург: СПбГЛТУ, 2023. – С. 16-21

O.Y. Tripolets (Admiral Makarov State University of Maritime and Inland Shipping, 198035, Saint Petersburg, Russia). **Optimization of Collision Avoidance Maneuvers for Two Unmanned Vessels in the MATLAB Computing Environment.**

Abstract. This article investigates the problem safe collision avoidance manoeuvre for two unmanned vessels at sea and presents an approach to its solution using the MATLAB computing environment. Based on the geometric interpretation of the movement of vessels and the application of cost function minimization methods, the study focuses on developing an algorithm for calculating optimal collision avoidance manoeuvres. This approach has developed an algorithm that allows for the simultaneous calculation of manoeuvres for two vessels, for example, in the area of operation of a vessel traffic system. The article describes the developed script, including the analysis of initial data on pairs of vessels, calculation of the closest point of approach, and the use of the “fmincon” function for manoeuvre optimization. The results of the simulation in MATLAB confirm the effectiveness of the proposed algorithm in creating safe conditions for the collision avoidance of vessels. It is noted that the study does not take into account the influence of wind and currents, as well as the COLREGS-72. The article also discusses prospects for further improvement of the algorithm, including the possibility of integration with neural networks to accelerate and increase the accuracy of calculations and the use of the algorithm to create training datasets for neural networks.

В.Г. КАРАУЛОВ

(АО Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

ОЦЕНКА НИЖНЕЙ ГРАНИЦЫ КРАМЕРА-РАО ДЛЯ ЗАДАЧИ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛОВ ОРИЕНТАЦИИ АНПА ОТНОСИТЕЛЬНО СТАЦИОНАРНОЙ ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМЫ

Описана математическая постановка задачи позиционирования и определения углов ориентации автономного необитаемого подводного аппарата относительно стационарной посадочной платформы. Приводится расчет нижней границы Крамера-Рао в зависимости от количества маяков и гидрофонов и её сравнение с ранее разработанным алгоритмом определения координат и углов ориентации автономного необитаемого подводного аппарата.

Введение. В докладе предлагается найти нижнюю границу Крамера-Рао для оценки точности применительно к задаче определения координат и углов ориентации автономного необитаемого подводного аппарата (АНПА) относительно стационарной посадочной платформы (СПП).

Гидроакустическая система приведения (причаливания) АНПА на СПП имеет в своем составе две приёмные антенны, каждая из которых содержит по 5 гидрофонов, которые размещаются под килем АНПА в кормовой и носовой частях, а также маяки, устанавливаемые по краям СПП и осуществляющие ненаправленное излучение сигнала (рисунок 1) [1-4]. Следует отметить, что в качестве излучаемых сигналов используются тональные сигналы одной частоты с разнесением по времени излучения таким образом, чтобы по периоду обнаружения сигнала можно было однозначно идентифицировать источник излучения.

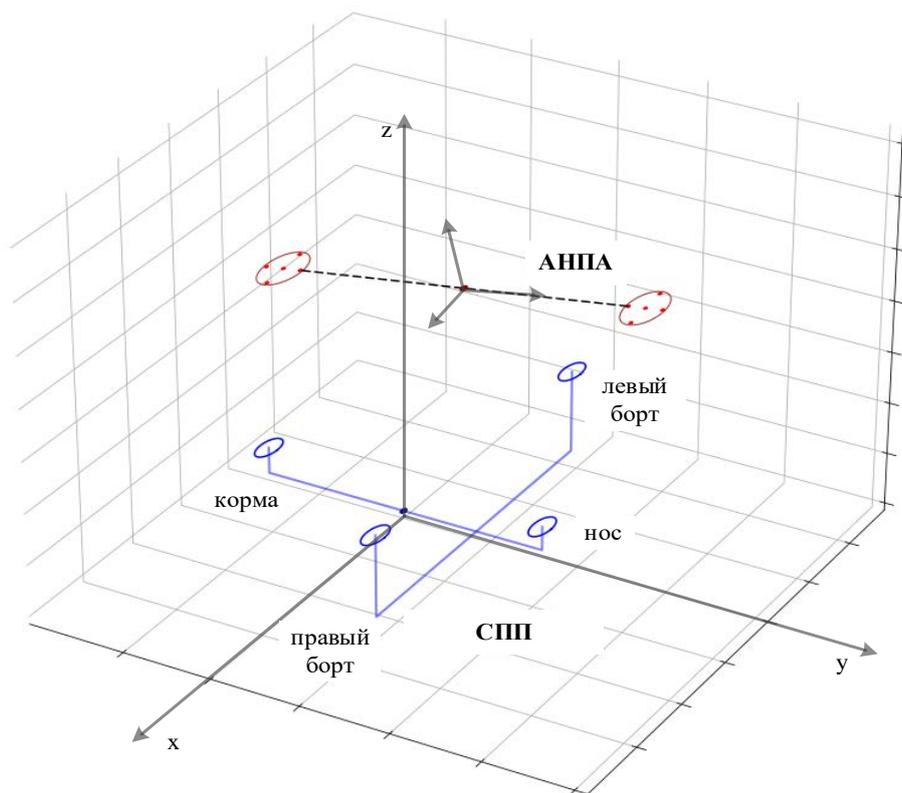


Рис. 1. Схема размещения гидроакустической системы АНПА и СПП.

Приведение АНПА предполагает маневрирование аппарата и последовательное его приближение к СПП, что приводит к необходимости решения задач определения координат и углов ориентации относительно СПП при различной акустической видимости сигналов маяков гидрофонами.

¹ Научный руководитель: Грузликов А.М.

Целью данной работы является нахождение нижней границы Крамера-Рао и сравнение ее с среднеквадратическими ошибками (СКО) оценивания координат и углов ориентации для предложенного ранее двухэтапного алгоритма [1-3], в зависимости от количества используемых маяков и гидрофонов.

Постановка задачи позиционирования и определения углов ориентации АНПА относительно СПП. На борту АНПА имеется группа из n гидрофонов, работающих в единой шкале времени и расположенных в носовой и кормовой части, также на СПП размещается m гидроакустических маяков, размещенных по краям СПП. Маяки излучают тональный сигнал в соответствии с известной циклограммой излучения, стоит отметить, что шкала времени на АНПА и СПП не совпадает.

Следуя работе [4], запишем измерения псевдодальностей между маяками и гидрофонами, которые формируются на АНПА:

$$y_j^i = \hat{c}_0 T_j^i = d_j^i + \delta + v_j^i + \Delta c T_j^i, \quad j = \overline{1, n}, i = \overline{1, m}, \quad (1)$$

где i – номер маяка; j – номер гидрофона; d_j^i – истинные значения дальностей; v_j^i – помехи; δ – погрешность измерения псевдодальности из-за расхождения шкал времени (псевдослучайная величина); T_j^i – измеренные времена прихода сигналов от маяков на гидрофонах; \hat{c}_0 – априорная оценка скорости звука в воде; Δc – ошибка знания скорости распространения звука в воде. Помехи v_j^i являются взаимно некоррелированными центрированными нормально распределенными случайными величинами со среднеквадратическими отклонениями σ_j^i . Известны координаты $x^i, y^i, z^i, i = \overline{1, m}$ маяков в прямоугольной системе координат (СК) связанной с СПП, а также координаты $\tilde{x}_j, \tilde{y}_j, \tilde{z}_j, j = \overline{1, n}$ гидрофонов в прямоугольной СК связанной с АНПА. Ориентацию АНПА относительно СК, связанной с СПП, будем определять с помощью углов курса K , дифферента ψ и крена θ . Центром СК, связанной с АНПА, является его контрольная точка (КТ), т.е. координаты КТ в этой СК $\tilde{x}_0 = \tilde{y}_0 = \tilde{z}_0 = 0$, а в связанной с СПП СК – x_0, y_0, z_0 . Априорная информация о значениях $x_0, y_0, z_0, K, \psi, \theta, \delta$ отсутствует.

Введем обозначения: $s^i = (x^i, y^i, z^i), i = \overline{1, m}$ – для векторов координат маяков в связанной с СПП СК; $\tilde{p}_j = (\tilde{x}_j, \tilde{y}_j, \tilde{z}_j), j = \overline{1, n}$ – для векторов координат гидрофонов в СК, связанной с АНПА; $p_j = (x_j, y_j, z_j), j = \overline{0, n}$ – для векторов координат КТ и гидрофонов в связанной с СПП СК; $A(K, \psi, \theta)$ – для матрицы перехода [5] от осей $\tilde{x}, \tilde{y}, \tilde{z}$ к осям x, y, z . Отметим, что $p_0 = (x_0, y_0, z_0)$.

Тогда, с учетом введенных обозначений, выражения для измеряемых дальностей будет:

$$d_j^i = |p_j - s^i| = |p_0 + A(K, \psi, \theta) \tilde{p}_j - s^i|. \quad (2)$$

С помощью измерений (1), с учетом (2) требуется оценить вектор p_0 координат КТ АНПА в связанной с СПП СК и углы K, ψ, θ ориентации АНПА, а также погрешность измерений псевдодальностей δ и ошибку знания скорости распространения звука в воде Δc .

Нахождение нижней границы Крамера-Рао. Неравенство Крамера-Рао для небайесовского подхода [6,7] записывается в виде:

$$P \geq I^{-1}, \quad (3)$$

где

$$P = E \left\{ (X - \hat{X})(X - \hat{X})^T \right\},$$

$$I = \left[\frac{\partial D}{\partial X} \right]^T R^{-1} \left[\frac{\partial D}{\partial X} \right], \quad (4)$$

$$X = [p_0 \quad K \quad \psi \quad \theta \quad \delta \quad \Delta c]^T = [x \quad y \quad z \quad K \quad \psi \quad \theta \quad \delta \quad \Delta c]^T,$$

$$D = \begin{bmatrix} d_{1,k}^1 \\ d_{2,k}^1 \\ \vdots \\ d_{n,k}^m \end{bmatrix}, R = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \sigma_2^2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \sigma_M^2 \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Здесь P – ковариационная матрица ошибок оценки \hat{X} ; I – информационная матрица Фишера (при условии, что ошибки измерений подчиняются нормальному распределению); X – оцениваемый вектор; D – вектор функций с элементами, определяемых соотношением (2); R – матрица ковариаций ошибок измерений; M – количество измерений.

Диагональными элементами матрицы I^{-1} являются значения СКО оценок параметров вектора состояния.

Результаты. На рисунке 2, 3 представлены зависимости СКО оценивания по каждой из координат и СКО оценивания углов ориентации, полученные при помощи двухэтапного алгоритма [1-3], в зависимости от количества гидрофонов для четырех и трех маяков. Моделирование проводилось методом статистических испытаний для 200 реализаций.

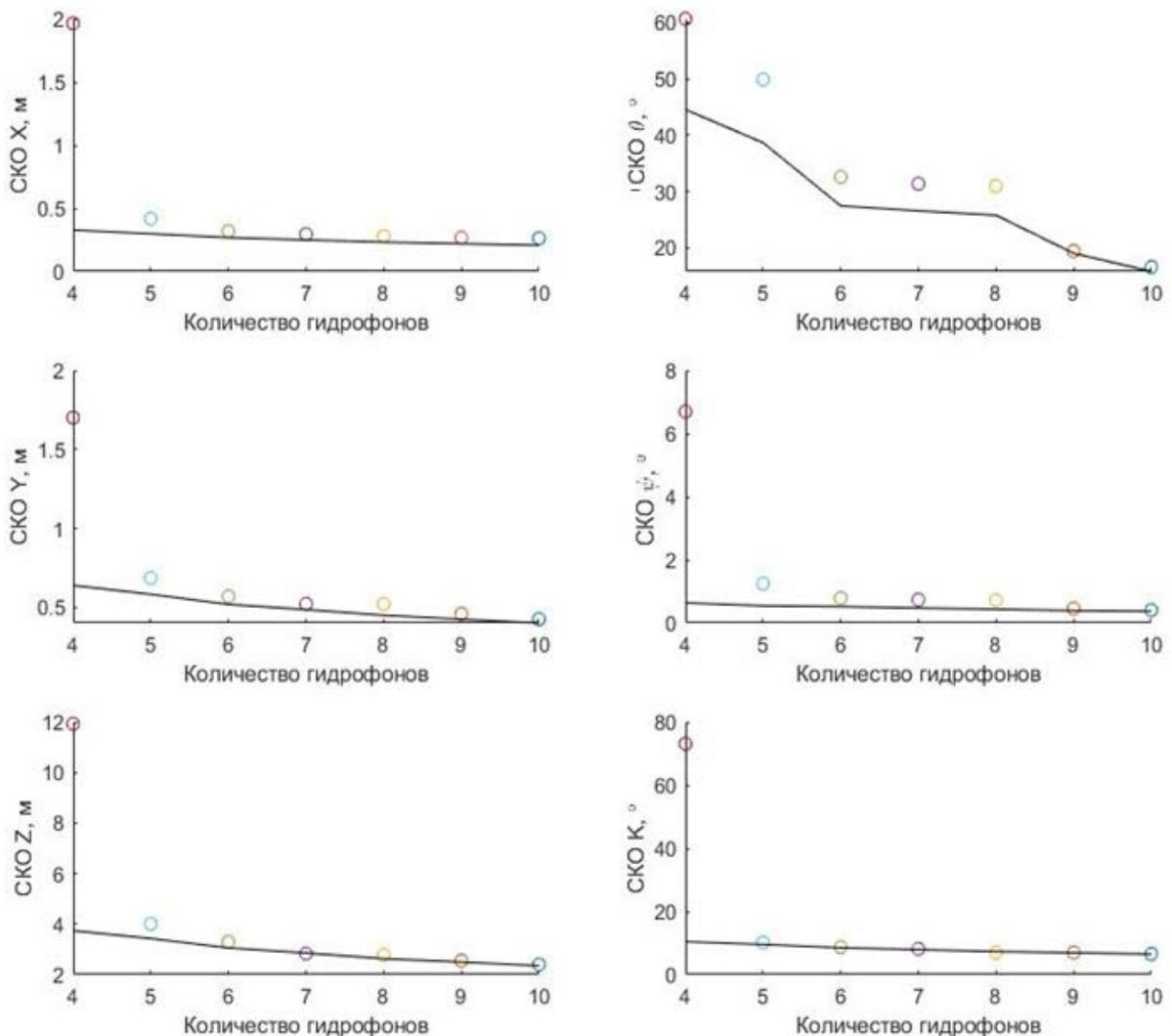


Рис. 2. Зависимость СКО оценивания координат и СКО оценивания углов ориентации от количества гидрофонов при 4 маяках (черная линия – граница Крамера-Рао, точки – двухэтапный алгоритм).

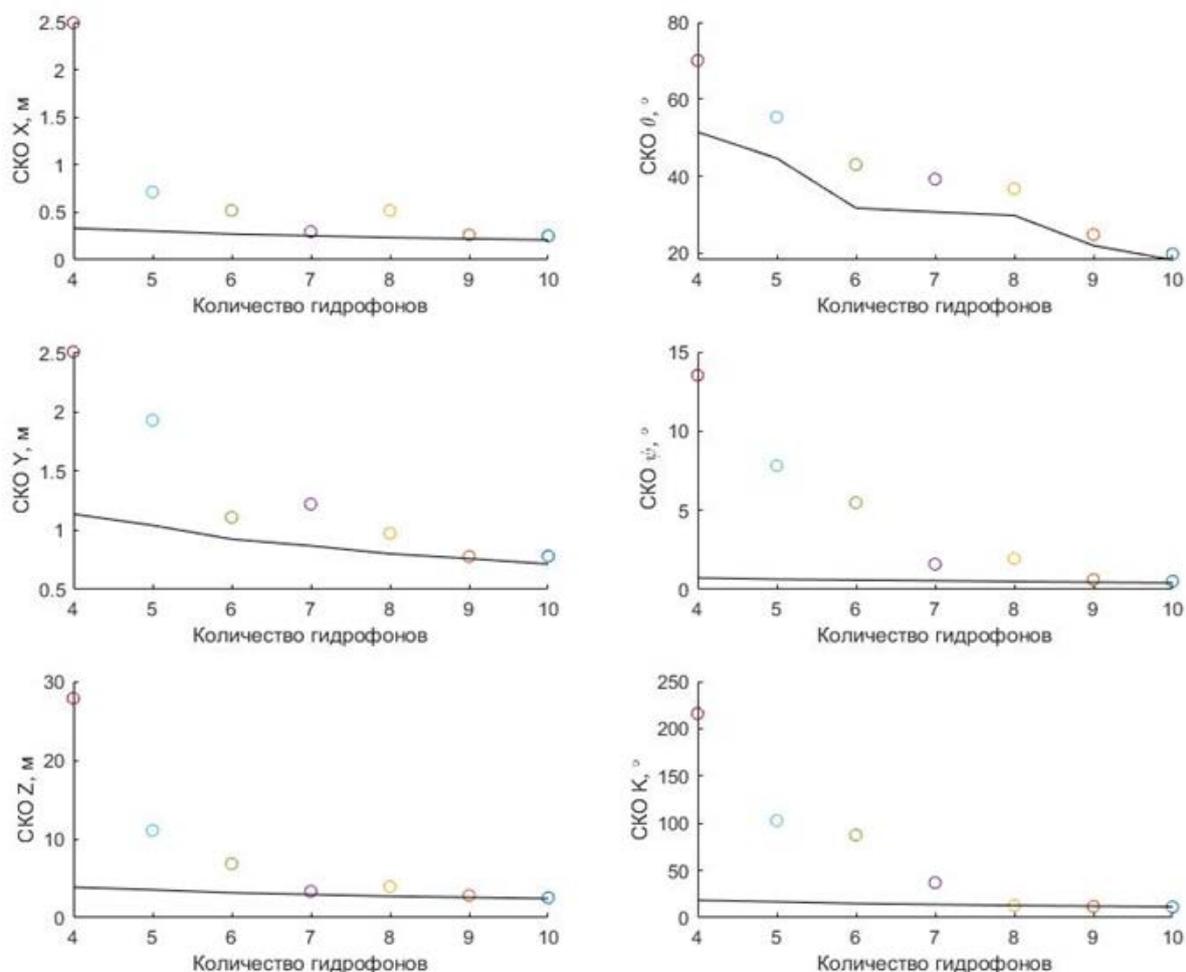


Рис. 3. Зависимость СКО оценивания координат и СКО оценивания углов ориентации от количества гидрофонов при 3 маяках (черная линия – граница Крамера-Рао, точки – двухэтапный алгоритм).

Заключение. Рассмотрена задача позиционирования и определения углов ориентации АНПА относительно СПП, приведена постановка задачи оценивания постоянного вектора состояния и соотношение, позволяющее с использованием неравенства Крамера-Рао определять нижнюю границу точности оценивания.

Получены результаты моделирования, позволяющие сопоставить ожидаемую точность оценивания, найденную с помощью нижней границы Крамера-Рао, с СКО оценивания координат и углов ориентации для предложенного ранее двухэтапного алгоритма.

Показано, что СКО оценивания координат и углов ориентации достигает своей нижней границы, при условии:

- наличия трех и более маяков;
- наличия 6 и более гидрофонов.

*Работы проводились при поддержке гранта РФФ №23-19-00626,
<https://rscf.ru/project/23-19-00626/>.*

ЛИТЕРАТУРА

1. **A.M. Gruzlikov**, Short and Ultra-Short Baseline Navigation of the AUV for Bringing It to the Bottom Docking Device, in 2022 29th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), 2022, pp. 1–3.
2. **Грузликов А.М., Караулов В.Г., Мухин Д.А., Шалаев Н.А.** Результаты апробации алгоритма позиционирования и определения ориентации подводного аппарата по данным от гидроакустических маяков // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2023. – № 1. – С. 265-275.
3. **Karaulov, V.G., Gruzlikov, A.M., Zolotarevich V.P.** Recursive Algorithm for AUV Positing and Determining its Orientation, 30th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS). 2023. P. 1-4.

4. **Кошаев Д.А.** Относительное позиционирование и определение ориентации автономного необитаемого подводного аппарата по данным от гидроакустических маяков // Гирскопия и навигация. – Том 30. №4 (119). – 2022. – С. 122–141
5. **Емельянцеv Г.И., Степанов А.П.** Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации. СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор», 2016.
6. **Кошаев Д.А., Степанов О.А.** Применение неравенства Рао-Крамера в задачах нелинейного оценивания. теория и системы управления Известия Академии наук СССР. Серия химическая. 1997. № 2. С. 65.
7. **О.А. Степанов** Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации СПб: ГНЦ РФ ЦНИИ "Электроприбор", 1998. 370 с.

V.G. Karaulov (Concern CSRI Elektropribor, ITMO University, Saint Petersburg, Russia). **Estimation of the Cramer-Rao lower bound for the problem of positioning and determining the orientation angles of the AUV relative to a stationary landing platform**

Abstract. The paper describes the mathematical formulation of the problem of positioning and determining the orientation angles of an autonomous underwater vehicle (AUV) relative to a stationary landing platform (SLP). The calculation of the Cramer-Rao lower bound (CRLB) and comparison with the previously developed algorithm for determining the coordinates and orientation angles of the AUV, depending on the number of beacons and hydrophones, is given.

УДК 629.78

М. А. ПОНОМАРЕВА
(Самарский университет им. Королева, Самара)

СРАВНЕНИЕ ДЕТЕРМИНИРОВАННЫХ И СТАТИСТИЧЕСКИХ АЛГОРИТМОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Проведено исследование нескольких алгоритмов определения ориентации космического аппарата на основе одномоментных измерений различной физической природы. Получены результаты их сравнения по скорости, точности и типу выходной информации.

Введение. Информация об ориентации необходима в контуре обратной связи для управления угловым движением космического аппарата (КА) и для привязки измерений научных приборов. Существует множество алгоритмов для определения ориентации КА по одномоментным измерениям. Они различаются по следующим критериям: скорость работы, точность, тип выходной информации и сложность реализации. Предлагаемый доклад посвящен исследованию и сравнению ряда наиболее часто используемых алгоритмов по этим критериям.

Математическая постановка задачи. Задача определения ориентации КА заключается в определении углового положения связанной с КА системы координат (СК) относительно некоторой опорной СК, например, орбитальной СК, по имеющимся измерениям в связанной СК и моделям этих измерений в орбитальной СК. Угловое положение связанной СК относительно орбитальной СК описывается матрицей поворота \mathbf{M} , которая может быть параметризована углами Эйлера или кватернионом [1].

Формула связи измерений и моделей этих измерений:

$$\mathbf{b}_i = \mathbf{M} \cdot \mathbf{r}_i, \quad (1)$$

где: \mathbf{b}_i – вектора измерений ($i = \overline{1, N}$, N - количество единичных векторов измерений в связанной СК); \mathbf{r}_i – вектора моделей измерений в орбитальной СК; \mathbf{M} – матрица поворота.

Таким образом задача сводится к нахождению матрицы поворота \mathbf{M} .

В данной работе проводится исследование следующих детерминированных и статистических алгоритмов: TRIAD [2-4], Optimized TRIAD [5], q-method [4,6,7], QUEST [3,4,7], ESOQ [4,7], ESOQ2 [4,7], SVD [4,7].

Результаты исследования. Математическое моделирование проведено в Matlab для выборки размера 10000 реализаций. Углы ориентации связанной СК относительно орбитальной СК задавались случайным образом. Векторы в орбитальной СК генерировались по равномерному закону в диапазоне [-1000;1000], использовались безразмерные величины, а векторы в связанной СК получались по формуле (1) с последующим наложением Гауссовского шума с нулевым средним значением и среднеквадратическим отклонением равным 0,1%;1%;10% модуля вектора.

Мера ошибки определения ориентации равна углу поворота между истинным и найденным положением КА, она вычислялась по формуле [4]

$$\Phi = \arccos\left(\frac{1}{2}(tr(\mathbf{B}_{ou}) - 1)\right),$$

где $\mathbf{B}_{ou} = \mathbf{M} \cdot \mathbf{M}_1^T$ – матрица перехода между истинным и найденным положением КА, \mathbf{M} – истинная матрица перехода, \mathbf{M}_1 – найденная матрица перехода, $tr(\)$ – след матрицы.

Для каждого алгоритма подсчитаны: мера ошибки определения ориентации, скорость работы – время затраченное алгоритмом для решения 10000 реализаций, количество операций с плавающей точкой.

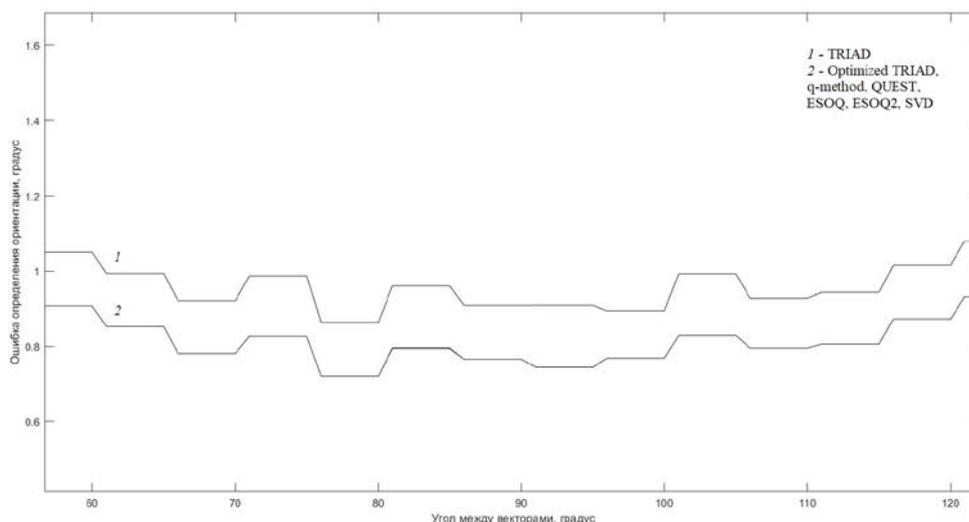


Рис. 1. Ошибка определения ориентации для шума 1%

Т а б л и ц а 1

Результаты исследования

Алгоритм	Время работы, с	Количество вычислений с плавающей точкой	Тип выходной информации
TRIAD	0,043	84	Матрица поворота
Optimized TRIAD	0,135	283	Матрица поворота
q-method	0,202	105	Кватернион
QUEST	0,288	328	Кватернион
ESOQ	0,535	242	Кватернион
ESOQ2	0,138	181	Кватернион
SVD	0,130	276	Матрица поворота

Заключение. По результатам моделирования видно, что наименее точным алгоритмом является TRIAD, точности остальных алгоритмов близки между собой. Самыми быстрыми алгоритмами является TRIAD и SVD, самые медленные – ESOQ и QUEST. Алгоритм с наименьшим числом операций с плавающей точкой – TRIAD, с наибольшим числом – QUEST. В дальнейшем планируется увеличить количество исследуемых алгоритмов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. М.: Наука, 1973. 320 с.
2. Black H.D. A Passive System for Determining the Attitude of a Satellite. AIAA Journal. 1964. Vol. 2. №7. P. 1350-1351.
3. Shuster M.D., Oh S.D. Three-Axis Attitude Determination from Vector Observations. Journal of Guidance and Control. 1981. Vol. 4. №1, Jan.-Feb. P. 70-77.
4. Markley F.L., Crassidis J.L. Static Attitude Determination Methods. Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control. 2014. Chap.5. P. 183-233.
5. Bar-Itzhack Y.I., Harman R.R. Optimized TRIAD algorithm for attitude determination. Collection of Technical papers (A96-34712 09-12). 1996. P. 422-427.
6. Davenport P. A vector approach to the algebra of rotations with applications. NASA TN D-4696. 1968.
7. Markley F.L., D. Mortari. How to estimate attitude from vector observations. AAS 99-427, presented at the AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Girdwood, Alaska. – 1999.

M. A. Ponomareva, (Samara University, Samara). **Comparison of deterministic and statistical algorithms for determining the orientation of a spacecraft.**

Abstract. A study of several algorithms for determining the orientation of a spacecraft based on simultaneous measurements of different physical nature has been conducted. The comparison results of these algorithms in terms of speed, accuracy and type of output information were obtained.

В АВТОРСКОЙ РЕДАКЦИИ

УДК 681.51

Р.Д. ЩЕНИН, Д.С. АБАКШИН
(ПАО «ПНППК», Пермь)ПРИМЕНЕНИЕ КОМПЛЕМЕНТАРНОГО ФИЛЬТРА ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ УГЛОВ
НАКЛОНА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Исследован комплементарный фильтр, оценивающий углы наклона на основании данных, получаемых от микромеханических гироскопов и акселерометров. Были проведены испытания и проанализированы их результаты. В докладе представлена зависимость исследуемых характеристик оцененного угла от значения коэффициента фильтрации. В результате проведенного исследования был подобран коэффициент фильтра для беспилотного летательного аппарата.

Введение. Для стабилизации летательного аппарата в полете необходимо постоянно решать задачу оценки углов его наклона относительно плоскости горизонта [1]. Для этого на беспилотные летательные аппараты устанавливаются микромеханические инерциальные датчики [2]. Они имеют малый вес и небольшие размеры, но погрешности в их показаниях существенно больше, чем в более дорогих и тяжелых инерциальных датчиках. Для повышения точности оценивания углов наклона используется комплементарный фильтр. Данный фильтр широко применяется в большинстве полетных контроллеров из-за его алгоритмической простоты и высокой скорости вычислений. Фильтр корректирует показания гироскопов за счет показаний акселерометра, устраняя ошибку, накапливающуюся из-за дрейфа [3]. На оцениваемый фильтром угол не будут существенно влиять ускорения из-за разгона и торможения летательного аппарата. В рамках этого доклада будет говориться о применении комплементарного фильтра для оценки углов наклона квадрокоптера, который является учебным проектом группы студентов.

Постановка задачи. Рассмотреть комплементарный фильтр для его дальнейшего применения на беспилотном летательном аппарате. При частоте выдачи данных равной 200Гц определить время, затрачиваемое для того, чтобы оцениваемый угол перешел в установившееся значение, и амплитуду шума оцениваемого угла наклона.

Результаты работы фильтра. Комплементарный фильтр позволяет оценить параметр путем коррекции погрешности показаний одного измерителя достоинствами другого [4]. В скалярном виде модель комплементарного фильтра выглядит следующим образом:

$$\vartheta(t) = (1-k) \cdot (\vartheta(t-1) + \omega \cdot \Delta t) + k \cdot \vartheta_a \quad (1)$$

где $\vartheta(t)$ – оцениваемый угол наклона [°], $\vartheta(t-1)$ – оцененный угол наклона в предыдущий момент времени [°], k – коэффициент фильтра [б/р], ω – показания гироскопа [°/с], ϑ_a – значение угла наклона, вычисленное по показаниям акселерометров [°], Δt – шаг интегрирования [с].

Подбираемый коэффициент фильтра k представляет из себя меру зависимости оцениваемого угла от показаний акселерометров и гироскопов. При малом значении коэффициента фильтра оцениваемый угол подвержен дрейфу нуля гироскопа, в противоположном случае оценка угла будет сильно зашумлена из-за высокой привязанности к показаниям акселерометров. Для того, чтобы подобрать коэффициент фильтра, с которым оцениваемый угол максимально быстро переходил в установившееся значение, имел минимальный шум, а также не был подвержен дрейфу, были проведены динамическое и статическое испытания. По данным с динамического испытания, при котором угол тангажа летательного аппарата был изменен с 9° до горизонтального положения, построены оценки угла наклона с различными значениями коэффициента фильтра. Оценки угла представлены на рисунке 1.

¹ Научный руководитель: старший преподаватель кафедры Ившина Ю.В.

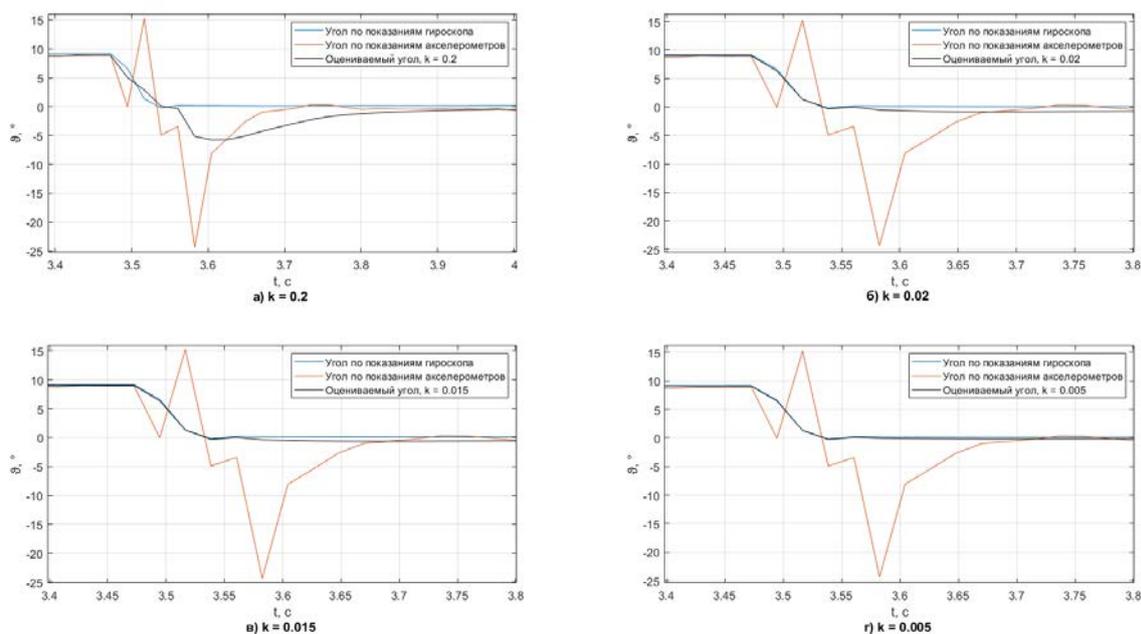


Рис. 1. График изменения оцененного угла тангажа в динамике

Из графиков видно, что оцениваемый угол приходит в установившееся значение за минимальное время при коэффициенте фильтра 0.005. Для определения того, останется ли угол стабильным за время полета при использовании данного коэффициента или начнет дрейфовать, было проведено статическое испытание, время которого приближено к расчетному времени полета. По данным записанным во время этого испытания были построены графики оцениваемого угла, а также оценены амплитуды шума при различных коэффициентах фильтра. Результаты представлены на рисунке 2, где на основной оси ординат построен график тангажа по показаниям гироскопа, а на вспомогательной оси – график тангажа по показаниям акселерометра и угол, оцениваемый с помощью фильтра.

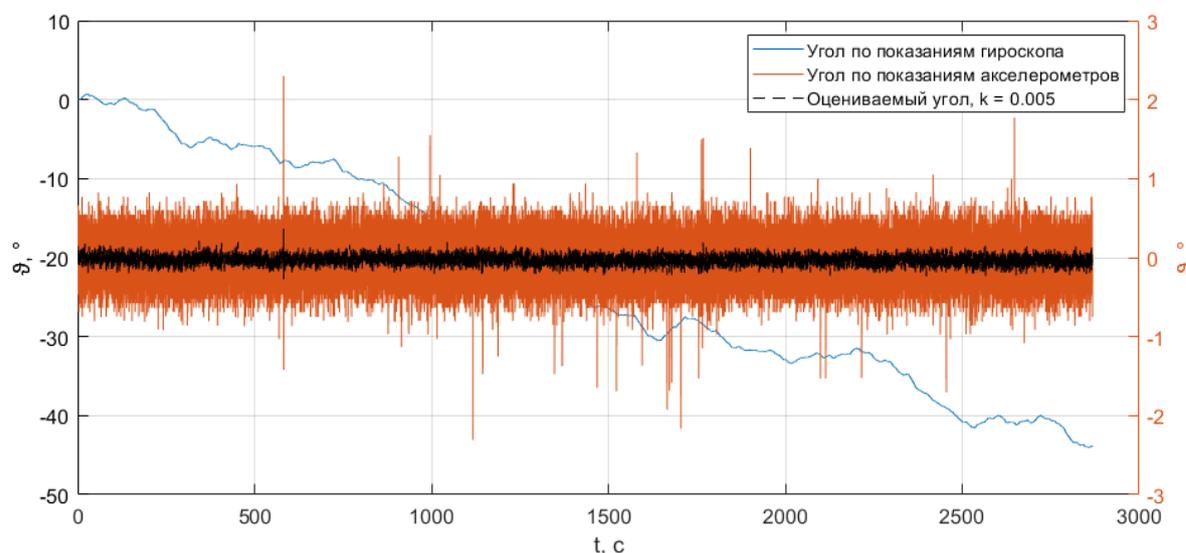


Рис. 2. График изменения оцененного угла тангажа в статике

Из графика видно, что отклонение оцениваемого угла от 0° за расчетное время полета при коэффициенте фильтра равному 0.005 не превышает 0.5° , что мы можем считать допустимым.

Заключение. На данный момент для работы над проектом был выбран коэффициент фильтра, равный 0.005. При таком значении коэффициента оцениваемый угол будет максимально

быстро реагировать на изменение угла наклона летательного аппарата, при этом за время полета дрейф гироскопа не будет вносить значимых погрешностей в оценку угла наклона.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Распопов В.Я.**, Микросистемы ориентации беспилотных летательных аппаратов, В.Я. Распопов – М.: Машиностроение, 2011. – 184 с.
2. **Калинкина М.Е.**, Микроэлектромеханические системы и датчики / Калинкина М.Е., Пирожникова О.И., Ткалич В.Л., Комарова А.В. – СПб: "УНИВЕРСИТЕТ ИТМО", 2020. С. 23-29.
3. **Петрова Н.А., Полушкин В.М.**, Виды погрешностей микромеханических инерциальных датчиков // Инженерный вестник Дона, №1. 2019.
4. **Степанов О.А.**, Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч.1. Введение в теорию оценивания / Изд. 3-е, исправленное и дополненное / О.А. Степанов. – СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. – 509 с.

R.D. Shchenin (Perm scientific-industrial instrument making company, Perm), D.S. Abakshin (Perm scientific-industrial instrument making company, Perm). **The use of a complementary filter for estimating the tilt angles of an unmanned aerial vehicle**

A complementary filter has been studied that evaluates tilt angles based on data obtained from micromechanical gyroscopes and accelerometers. Tests were carried out and their results were analyzed. The report presents the dependence of the studied characteristics of the estimated angle on the value of the filtration coefficient. As a result of the conducted research, the filter coefficient for the unmanned aerial vehicle was selected.

УДК 531.383

Д.С. СТРЕЛЬЦОВ
(Тульский государственный университет, Тула)**СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ФИЛЬТРА МАДЖВИКА С КЛАССИЧЕСКИМ КОМПЛЕМЕНТАРНЫМ ФИЛЬТРОМ**

Приводятся результаты сравнительного анализа фильтра Маджвика с классическим комплементарным фильтром при комплексировании информации гироскопов и акселерометров. Анализируются возможность настройки классического комплементарного фильтра, обеспечивающей его точность, сравнимую с точностью фильтра Маджвика, при сравнительно более низкой вычислительной сложности.

Введение. Известно [1], что гироскопическая подсистема ориентации, входящая в бесплатформенную систему ориентации (БСО), имеет тенденцию к накоплению ошибок, вызванных инструментальными погрешностями датчиков первичной информации. Для устранения таких ошибок и придания избирательности БСО к плоскости горизонта, гироскопическую подсистему в рамках БСО комплексировывают с сигналами акселерометрической подсистемы ориентации, которую можно уподобить маятниковой коррекции классических гировертикалей. В настоящее время при комплексировании измерений гироскопов и акселерометров применяются различные комплементарные фильтры: классический [2] и фильтр Маджвика [3], алгоритмы на основе фильтров Калмана [4] и Винера [5] и др. Довольно часто при комплексировании гироскопов и акселерометров применяется фильтр Маджвика, который имеет открытый программный код и в ряде случаев, как утверждается, например, в [3], позволяет эффективно решать задачу фильтрации случайных погрешностей датчиков. Однако фильтр Маджвика требует более значительных затрат ресурсов бортовой цифровой вычислительной машины по сравнению с классическим комплементарным фильтром.

Целью настоящей работы является сравнительный анализ фильтра Маджвика с классическим комплементарным фильтром. В результате анализа предполагается сопоставить вычислительную сложность алгоритмов, а также ответить на следующий вопрос: возможно ли путём выбора соответствующих настроек при реализации комплементарного фильтра добиться точности, сопоставимой с точностью фильтра Маджвика.

Постановка задачи. Рассматриваемая в настоящей работе БСО содержит две подсистемы: гироскопическую, включающую блок микромеханических гироскопов - датчиков угловой скорости и акселерометрическую, включающую блок акселерометров, вырабатывающих линейные ускорения. Показания акселерометров и гироскопов поступает в вычислитель, в котором в том числе реализован алгоритм фильтрации (фильтр Маджвика или классический комплементарный фильтр), вырабатывающий оценки параметров ориентации. Требуется провести сравнительный анализ точности фильтров путём сопоставления оценок углов тангажа и крена на их выходе, а также анализ их вычислительной сложности сопоставляя количество операций, используемых при реализации каждого из алгоритмов.

Следует отметить, что результаты такого сравнительного анализа могут быть получены с использованием затратного в вычислительном плане предсказательного моделирования на основе метода статистических испытаний так, как это описано, например, в работе [6]. Однако окончательные ответы на вопросы, связанные с эффективностью алгоритмов, могут быть получены лишь при испытаниях в реальных условиях, поэтому в настоящей работе сопоставление проводится с привлечением реальных данных (показаний чувствительных элементов).

Описание фильтров. Фильтр Маджвика реализуется в терминах алгебры кватернионов, элементами которых являются параметры Родрига-Гамильтона (Р-Г). Основная суть алгоритма заключается в следующем: параметры Р-Г сначала вычисляются с использованием информации, вырабатываемой гироскопами, затем параметры Р-Г рассчитываются по информации от акселерометров, после чего для получения результирующей оценки параметров Р-Г используется

метод градиентного спуска. Формульные зависимости для реализации фильтра Маджвика приведены, например, в работе [3]. Перейти от параметров Р-Г к углам ориентации и обратно можно через преобразования, описанные, например, в работе [7].

Функционирование классического комплементарного фильтра основано на вычислении углов тангажа и крена по показаниям акселерометрам и их интеграции с приращением угла, вычисленного по информации от гироскопов [1]:

$$\hat{\vartheta}(k+1) = \alpha[\hat{\vartheta}(k) + T_0\omega_z(k+1)] + (1-\alpha)\vartheta^a(k+1), \quad (1)$$

$$\hat{\gamma}(k+1) = \alpha[\hat{\gamma}(k) + T_0\omega_x(k+1)] + (1-\alpha)\gamma^a(k+1), \quad (2)$$

где $\hat{\vartheta}(k)$, $\hat{\gamma}(k)$ – оценки углов тангажа и крена; $\omega_z(k+1)$, $\omega_x(k+1)$ – угловые скорости объекта, измеряемые гироскопами, $\vartheta^a(k+1)$, $\gamma^a(k+1)$ – углы тангажа и крена, вычисленные по сигналам акселерометрической подсистемы, $k = 0, 1, \dots$, – дискретное время, T_0 – период дискретизации, α – коэффициент комплементарного фильтра, лежащий в диапазоне $[0, 1]$.

Методика эксперимента. Для сравнительного анализа фильтров использовался инерциальный измерительный модуль *MPU-6050* на базе микромеханических гироскопов и акселерометров, который подключался к микроконтроллеру *ATmega328P* по протоколу *I2C*. Инерциальный измерительный модуль устанавливался на поворотный стенд, обеспечивающий коническое движение. Началу опыта предшествовало неподвижное состояние стенда в течение нескольких секунд. Измерения гироскопов и акселерометров в разрядах АЦП передавались на компьютер по *Bluetooth* и записывались в текстовый файл. Постобработка показаний датчиков осуществлялась на настольном компьютере, на котором были реализованы алгоритм классического комплементарного фильтра в соответствии с соотношениями (1), (2) и алгоритм фильтра Маджвика на основе открытого ресурса [8]. При проведении эксперимента в качестве эталонного алгоритма использовался фильтр Маджвика.

Результаты эксперимента. На рис. 1 приведены результаты обработки данных двумя алгоритмами при значении параметра α классического комплементарного фильтра $\alpha=0,96$. В этом случае достигалась наибольшая сходимость оценок углов ориентации, выработанных в двух фильтрах, между собой.

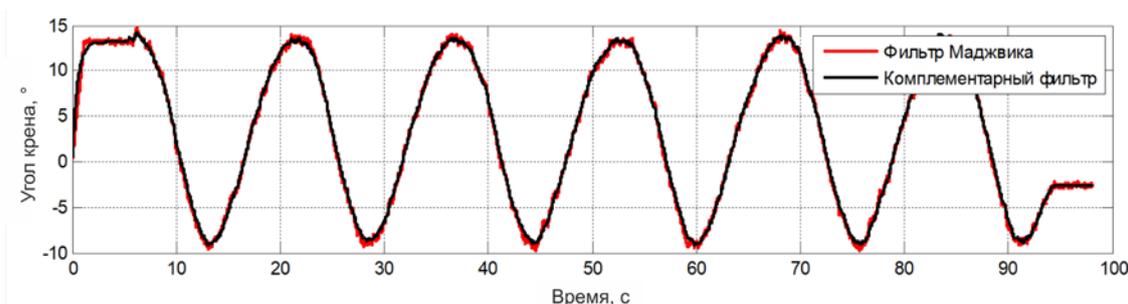


Рис. 1. Оценка угла крена при коническом движении основания

Следует отметить, что совпадение графиков – лишь частный случай, обусловленный правильным выбором коэффициента α для данной динамики. На рис. 2 приведен график максимального отклонения оценок углов крена и тангажа при применении классического комплементарного фильтра от оценок, полученных при использовании фильтра Маджвика при различных значениях коэффициента α .

Несложно заметить, что при неправильном выборе параметра α разность между показаниями двух фильтров может достигать 20° , тогда как при выборе значения α в пределах от 0,8 до 0,97 максимальное отклонение оценок углов ориентации не превышает $2,5^\circ$.

Путём сопоставления выражений для двух рассматриваемых алгоритмов было установлено, что для реализации комплементарного фильтра необходимо совершить 14 арифметических

операций, тогда как для реализации фильтра Маджвика - 109. Это объясняет его большую вычислительную сложность.

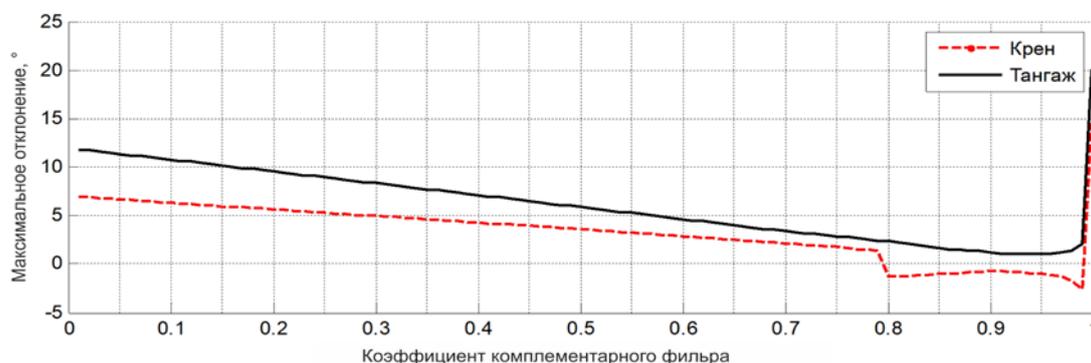


Рис. 2. Максимальное отклонение оценок углов ориентации при использовании классического комплементарного фильтра от оценок фильтра Маджвика при различных значениях коэффициента α

Заключение. На основе проведенного исследования подтверждено, что классический комплементарный фильтр имеет меньшую вычислительную сложность, чем фильтр Маджвика – 14 арифметических операций против 109, но требует точной настройки параметра α . По результатам эксперимента установлено, что при неправильном выборе коэффициента α разность в оценках, вырабатываемых комплементарным фильтром и фильтром Маджвика может достигать 20° , тогда как при выборе значения α в пределах от 0,8 до 0,97 её величина не превышает 2.5° . Понятно, что полученные результаты справедливы только для динамики поворотного стенда, заданной во время проведения эксперимента. Вместе с этим они подтверждают возможность достижения комплементарным фильтром при соответствующей его настройке точности, близкой к фильтру Маджвика, а также актуальность исследований в области построения адаптивных комплементарных фильтров.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках государственного задания FEWG-2022-0002

ЛИТЕРАТУРА

1. Матвеев В.В. Информационно-измерительные системы на кориолисовых вибрационных гироскопах: монография/ В.В. Матвеев. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2023. – 197 с.
2. Матвеев В. В. Анализ комплементарных фильтров при построении бескарданной гировертикали // Известия ТулГУ. Технические науки. 2019. №8.
3. Madgwick S., Harrison A., Vaidyanathan R. Estimation of IMU and MARG orientation using a gradient descent algorithm/ *Proceedings of the IEEE Int. Conf. Rehabil. Robot.* 2011. P. 179–185.
4. Olliw B. *IMU Data Fusing: Complementary, Kalman, and Mahony Filter*: [сайт]. URL: <http://www.olliw.eu/2013/imu-data-fusing/> (дата обращения 24.01.2024)
5. Микросистемы ориентации/ В.Я. Распопов, В.В. Матвеев, А.П. Шведов и др. // Известия Тул. гос. ун-та. Техн. науки. 2016. № 10. С. 239–265.
6. О.А. Степанов, А.М. Исаев. Методика сравнительного анализа рекуррентных алгоритмов нелинейных фильтрации в задачах обработки навигационной информации на основе предсказательного моделирования. // Гироскопия и навигация. Том 31. №3 (122), 2023. С. 48-65. EDN: MVWKGС
7. Навигация летательных аппаратов в κ -околоземном пространстве / Л.И. Августов, А.В. Бабиченко, М.И. Орехов [и др.]. – М.: Научтехиздат, 2015. – 590с.
8. GitHub -arduino-libraries/MadgwickAHRS: Arduino implementation of the MadgwickAHRS algorithm: [сайт]. URL: <https://github.com/arduino-libraries/MadgwickAHRS/tree/master> (дата обращения 25.01.2024)

D.S. Streltsov (Tula State University, Tula). **Comparative analysis of the Madgwick filter with the classic complementary filter**

The results of a comparative analysis of the *Madgwick* filter with the classical complementary filter when combining gyroscopes and accelerometers are presented. The deviation of the pitch and roll estimated angles of a classical complementary filter at different values of the integration coefficient from the *Madgwick* filter estimated angles with conical motion of the base is illustrated.

УДК 629.12.014

М.Д. КУЗНЕЦОВА, Д.В. АНТОНОВ,
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

И.Р. ГОГОРЕВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», СПбГЭТУ «ЛЭТИ», Санкт-Петербург)

ПРИМЕНЕНИЕ ФИЛЬТРА КАЛМАНА В ЗАДАЧЕ СТАБИЛИЗАЦИИ ОСИ ОПТИЧЕСКОЙ ГЛИССАДЫ

Представлена динамическая модель комбинированной системы стабилизации оси оптической глиссады. Построена оценка параметров вектора состояния, описывающих положение оси, на основе фильтра Калмана. Проведено моделирование системы и получены значения оцениваемых величин и ошибки стабилизации.

Введение. Посадка самолета на короткую качающуюся палубу корабля является сложнейшим маневром для летчика морской авиации [1]. Для облегчения выполнения этого этапа на корабле работают системы помощи при посадке. Основной системой помощи летчику на заключительном этапе выполнения посадки является оптическая система посадки (ОСП), центральный прибор которой располагается рядом со взлетно-посадочной палубой корабля на выносном спонсоне и предоставляет летчику визуальную информацию о его нахождении относительно глиссады. [2]

Блок указательных огней (БУО), состоящий из пяти цветных световых огней (центральный зеленый огонь обозначает положение «на глиссаде», желтый – «выше глиссады», красный – «ниже глиссады», желтый проблесковый – «значительно выше глиссады», красный проблесковый – «значительно ниже глиссады») располагается на оси стабилизации ОСП, и его масса превышает 400 кг. [3] За счет большой массы БУО может произойти механическое скручивание оси стабилизации, которое является причиной появления существенной разницы в показаниях датчиков (волоконно-оптического гироскопа и датчика угла, которые установлены на БУО) и увеличения погрешности системы стабилизации.

В этой связи в работе рассматривается модель системы стабилизации, учитывающая нежесткость оси.

Постановка задачи. Объект управления [4] представляет собой две массы, связанные упругой пружиной, из-за чего угол поворота первой массы – ротора моментного двигателя (МД) – $\alpha_M(t)$ (не измеряется) может отличаться от угла поворота второй массы – блока указательных огней – $\alpha_L(t)$ (далее – нагрузки (Н)). Основные возмущающие моменты $f(t)$ действуют двигатель и нагрузку. Блок-схема системы стабилизации приведена на рис. 1.

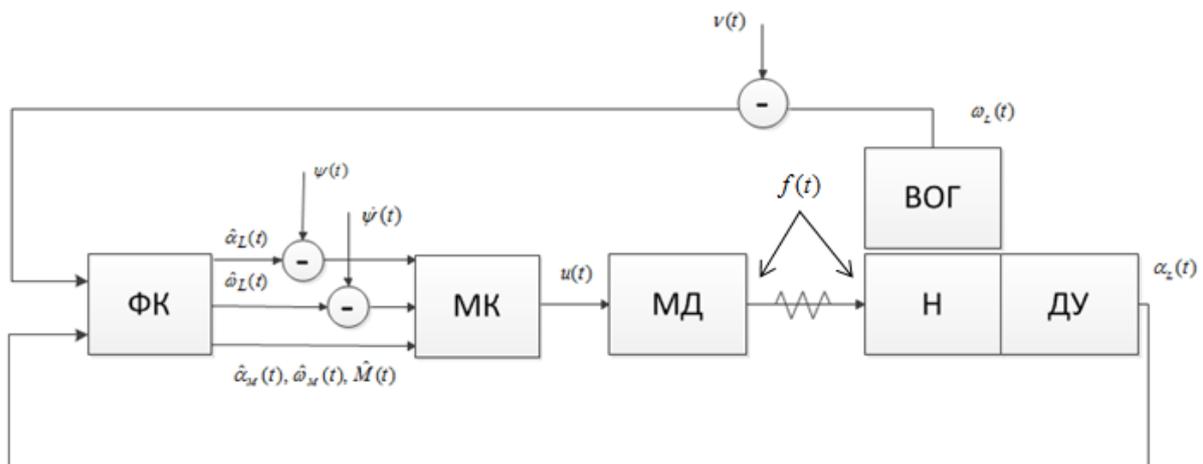


Рис. 1. Блок-схема системы стабилизации оси оптической глиссады.

Данные об угле качки $\psi(t)$ поступают от навигационного комплекса, из них вычитается сигнал датчика угла (ДУ) – угол положения оптического блока с учетом погрешности измерений $v(t)$. Разностный сигнал поступает на микроконтроллер (МК), где в системе управления суммируется с разностью между скоростью изменения качки $\dot{\psi}(t)$, тоже поступающей от навигационного комплекса, и скоростью изменения положения нагрузки $\omega_L(t)$, полученной от волоконно-оптического гироскопа (ВОГ), установленного непосредственно на нагрузке. Алгоритм оценки текущих параметров системы, реализованный в МК, предполагается представить в виде фильтра Калмана (ФК), при этом выход фильтра ($\hat{\alpha}_L(t)$ – оценка угла поворота оптического блока, $\hat{\omega}_L(t)$ – оценка изменения угла положения оптического блока, $\hat{\alpha}_M(t)$ – оценка угла ротора двигателя, $\hat{\omega}_M(t)$ – оценка изменения положения угла ротора двигателя, $\hat{M}(t)$ – оценка момента двигателя) формирует управляющий сигнал $u(t)$ на МД.

Динамическая модель системы стабилизации может быть описана системой уравнений (1).

$$\begin{cases} \dot{\alpha}_L = \omega_L, \\ \dot{\omega}_L = -\frac{C_{нжс}}{J_L} \cdot \alpha_L + \frac{C_{нжс}}{J_L} \cdot \alpha_M + \frac{1}{J_L} \cdot f, \\ \dot{\alpha}_M = \omega_M, \\ \dot{\omega}_M = \frac{C_{нжс}}{J_M} \cdot \alpha_L - \frac{C_{нжс}}{J_M} \cdot \alpha_M + \frac{1}{J_M} \cdot M + \frac{1}{J_M} \cdot f, \\ \dot{M} = -\frac{h}{T_e} \cdot \omega_M - \frac{1}{T_e} \cdot M + \frac{1}{T_e} \cdot u + \frac{h}{T_e} \cdot f. \end{cases} \quad (1)$$

где J_M – момент инерции ротора двигателя ($кг \cdot м^2$), $C_{нжс}$ – жесткость оси ($Н \cdot м/рад$), J_L – момент инерции нагрузки ($кг \cdot м^2$), T_e – постоянная времени противоЭДС, h – коэффициент вязкого трения ($Н \cdot м$), f – вектор возмущений. Параметры α_L , ω_L подлежат измерению.

Таким образом, требуется синтезировать фильтр для сигналов от источников данных с различным спектральным составом (ВОГ и ДУ) и оценки переменных состояния для использования в системе управления. В качестве регулятора системы управления используется ПИД регулятор, параметры которого подбирались по методу Циглера-Никольса.

Для оценивания переменных состояния системы в работе предлагается решение с использованием фильтра Калмана (ФК), для которого была сформирована модель в дискретной форме [5]. Комплексирование сигналов от ВОГ и ДУ производится после оценки состояния системы [6].

Моделирование. Была построена динамическая модель системы стабилизации с ПИД-регулятором по уравнениям 1, в которой в качестве возмущающего воздействия была подана качка, и сформирован дискретный фильтр Калмана в системе Matlab Simulink. Результаты ошибки оценки параметров системы представлены на рисунках 2–6, а на рисунке 7 представлен график ошибки стабилизации, который представляет собой разницу между углом качки и углом поворота платформы.

Из графиков видно, что ошибки оценок параметров системы и ошибка стабилизации находятся в около нулевом положении.

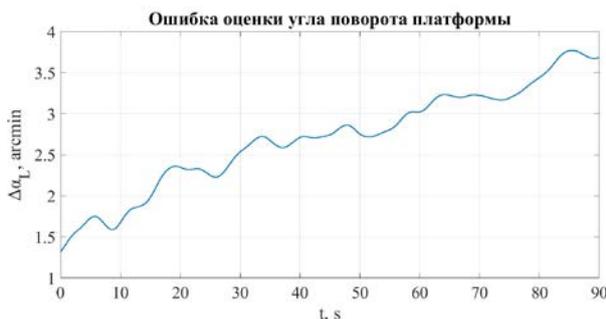


Рис. 2. Ошибка оценки параметра α_L

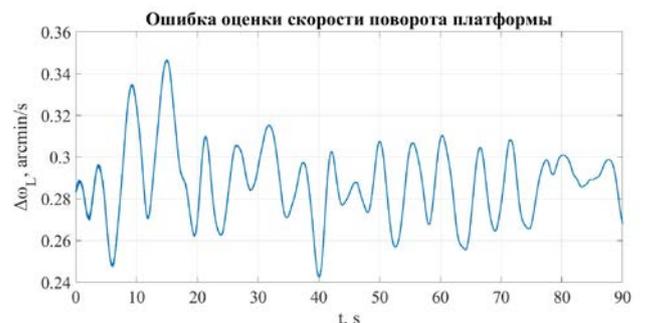


Рис. 3. Ошибка оценки параметра ω_L

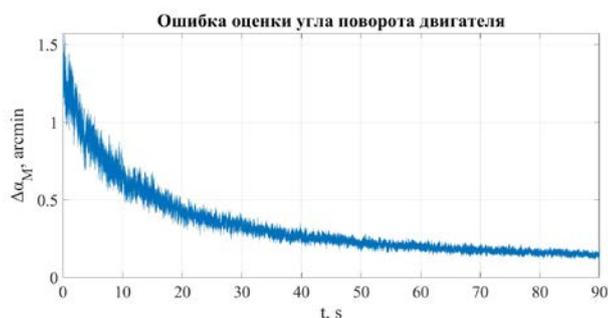
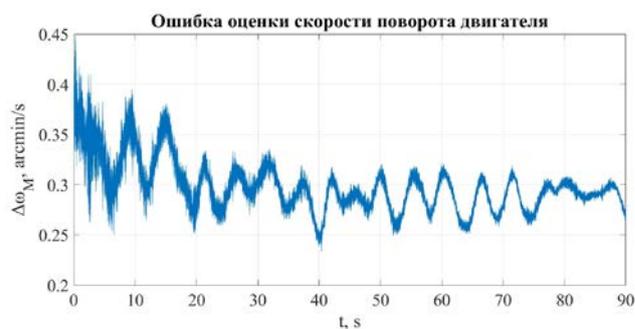
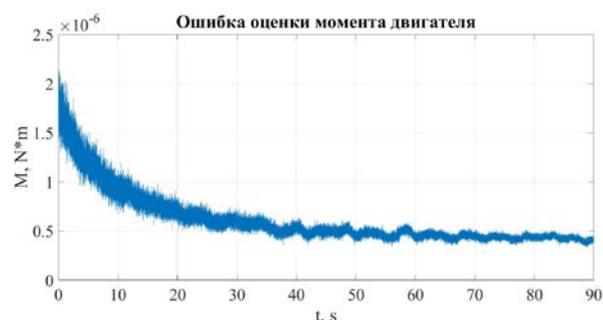
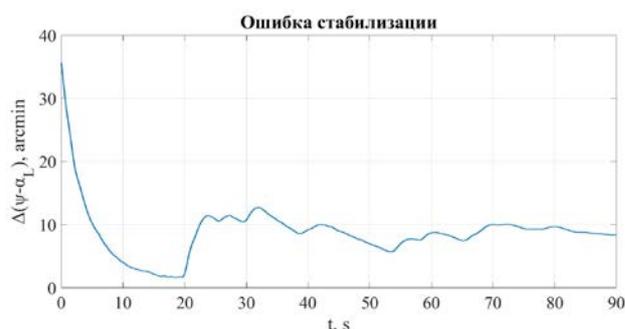
Рис. 4. Ошибка оценки параметра α_M Рис. 5. Ошибка оценки параметра ω_M Рис. 6. Ошибка оценки параметра M 

Рис. 7. Ошибка стабилизации

Заключение. В работе исследовано применение фильтра Калмана, позволяющего оценить переменные состояния в условиях наличия погрешностей измерений. Результаты моделирования показали возможность использования оценок переменных состояния системы в системе управления стабилизации оси оптической глиссады. В дальнейших исследованиях фильтр Калмана будет использоваться для синтеза системы управления с учетом данных о прогнозе качки корабля для устранения ошибок системы стабилизации, вызванных задержками преобразований и передачи данных.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ковтун С.А., Ткаченко О.И.** Алгоритм системы управления самолета при посадке на авианосный корабль. Труды МФТИ. 2017.
2. **Ковтун С.А., Ткаченко О.И.** Применение прогноза колебаний палубы для разработки закона стабилизации оптической системы посадки самолетов корабельного базирования. Труды Крыловского государственного научного центра. 2019; 4(390): 125–136.
3. **Басов Ю.Г.** Светосигнальные устройства. М.: Транспорт, 1993. 309 с.
4. **Бессекерский В.А., Фабрикант Е.А.** Динамический синтез систем гироскопической стабилизации. Л.: Судостроение, 1968. 351 с.
5. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч.2. Введение в теорию фильтрации. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2012. 417 с.
6. **Антонов Д.В., Гутнер И.Е., Зворыкин Е.Н., Молочников А.А., Семенов И.В.** Перспективная система гиросtabilизации оптической глиссады для посадки самолета на авианосец. Сб. «Навигация и управление движением», Санкт-Петербург, 2018 – 9с.

M.D.Kuznetsova, D.V.Antonov (CSRI Electropribor, ITMO University, Saint-Petersburg), I.R.Gogorev (CSRI Electropribor, ETU «LETI», Saint-Petersburg). **The application of the Kalman filter in the problem of stabilizing the optical glide path axis.**

Abstract. The paper presents a dynamic model of combined stabilization of the optical glide path axis. An estimate of the values of the state vector was constructed based on the Kalman filter. The system was modeled and the values of the estimated values and the RMS error of stabilization were obtained.

УДК 681.51

А.М. ИСАЕВ, Ю.А. ЛИТВИНЕНКО
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, С.-Петербург)**АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОБОБЩЁННОГО ФИЛЬТРА КАЛМАНА
ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ АВТОНОМНОЙ НАЧАЛЬНОЙ ВЫСТАВКИ БИНС**

Проанализированы особенности задачи «автономной» начальной выставки корабельной навигационной системы, ориентация инерциального измерительного модуля которой описывается кватернионами, а её запуск происходит в условиях рыскания и качки при большой априорной неопределённости по углу курса. Построен фильтр частиц, направленный на вычисление потенциальной точности её решения. Проанализирована эффективность обобщённого фильтра Калмана при решении рассматриваемой задачи.

Введение. Одной из важных задач, возникающих при эксплуатации бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) является её начальная выставка, которая заключается в определении начальных условий (начальных значений координат и ориентации) [1–6]. В работе [6] приведён анализ нескольких вариантов решения такой задачи для морского объекта, один из которых, называемый авторами статьи «автономной» выставкой, основан на использовании информации только от инерциальных датчиков - гироскопов и акселерометров, скорости от относительного лага и координат объекта в начальный момент времени. При этом алгоритм начальной выставки реализуется путём решения нелинейной задачи фильтрации с использованием обобщённого фильтра Калмана (ОФК). Приведённые в [6] результаты работы такого алгоритма показывают затянутый переходной процесс определения курса при использовании в качестве кинематических параметров в инерциальном измерительном модуле (ИИМ) БИНС кватернионов и решении задачи в условиях большой априорной неопределённости по углам ориентации. Причина длительного переходного процесса оценивания курса может быть связана как со специфическими особенностями решаемой задачи, так и с несовершенством применяемого алгоритма фильтрации.

Из теории оценивания хорошо известно [7–13], что основная проблема решения нелинейных задач заключается в отсутствии единого универсального алгоритма, позволяющего в общем случае получить оптимальную в среднеквадратическом смысле оценку неизвестных параметров в режиме реального времени. Достаточно простой в вычислительном плане ОФК, наиболее широко применяемый при решении практических задач обработки навигационной информации, в ряде случаев позволяет получить оценку, по точности близкую к оптимальной. Однако ОФК не учитывает специфических особенностей некоторых нелинейных задач, что зачастую может приводить к его неработоспособности [12]. Для преодоления этого недостатка предложено множество различных алгоритмов, обладающих теми или иными преимуществами по сравнению с ОФК [12–16].

В отличие от реального времени, в режиме камеральной обработки не предъявляются жесткие требования к объему вычислений, и, как правило, может быть построен алгоритм, вырабатывающий оценку по точности близкую к оптимальной в среднеквадратическом смысле. Таким алгоритмом является, например, фильтр частиц (ФЧ), основанный на последовательных методах Монте-Карло [15]. Таким образом, исследование эффективности ОФК в рассматриваемой задаче целесообразно проводить в режиме камеральной обработки с учетом возможности вычисления потенциальной точности, достигаемой с использованием ФЧ. Количественно оценить снижение достигаемой точности при использовании ОФК по сравнению с ФЧ можно, например, рассчитывая специальные коэффициенты, как это показано в [17]. Однако в рамках настоящей работы выводы об эффективности ОФК сделаем, сопоставив длительности переходных процессов при определении угла курса с использованием ОФК и ФЧ.

Таким образом, можно сформулировать следующие **цели настоящей работы:**

1. Проанализировать особенности рассматриваемой задачи «автономной» начальной выставки корабельной инерциальной навигационной системы в условиях качки, неучет которых может приводить к неработоспособности алгоритма фильтрации.
2. Построить фильтр частиц, направленный на получение оптимальной в среднеквадратическом смысле оценки и с его использованием сделать выводы об эффективности применения ОФК.

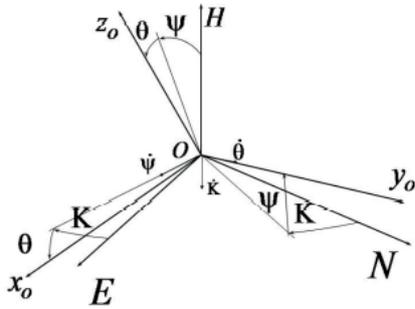


Рис. 1. Ориентация связанной системы координат $x_o y_o z_o$ относительно географического сопровождающего трёхгранника ENH

Постановка задачи. Следуя [6], рассмотрим задачу определения параметров ориентации при начальной выставке БИНС (элементов кватерниона $L_{h,o} = [L_1, L_2, L_3, L_4]^T$) только по данным акселерометров и гироскопов (датчиков угловой скорости) без привлечения внешних измерителей (автономная выставка). При этом для простоты будем полагать, что линейные скорости ИИМ известны и равны нулю. Считается (рис. 1), что положение осей ИИМ системы относительно объекта (трёхгранник $x_o y_o z_o$, где y_o – продольная ось, z_o – ось, ортогональная палубе и направлена вверх), известно и неизменно. Тогда кватернион $L_{h,o}$ определяет ориентацию ИИМ относительно географического сопровождающего трёхгранника ENH . Зависимость элементов кватерниона ориентации от углов курса K , бортовой θ и

килевой ψ качки определяется выражением [2]

$$\begin{aligned}
 L_1 &= \cos\left(\frac{K}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) + \sin\left(\frac{K}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right), \\
 L_2 &= \cos\left(\frac{K}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) + \sin\left(\frac{K}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right), \\
 L_3 &= \cos\left(\frac{K}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) - \sin\left(\frac{K}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right), \\
 L_4 &= \cos\left(\frac{K}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) - \sin\left(\frac{K}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right).
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

На рис. 2 приведена блок схема алгоритма решения задачи начальной выставки.

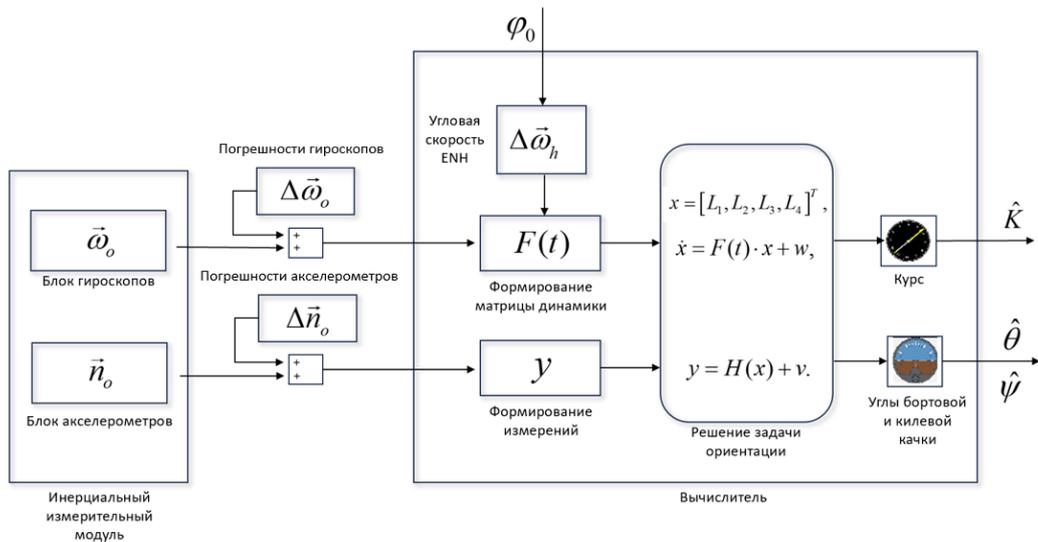


Рис. 2. Блок схема алгоритма решения задачи начальной выставки БИНС

В блоке гироскопов формируется $\bar{\omega}_0 = [\omega_{x_0}, \omega_{y_0}, \omega_{z_0}]$ вектор угловой скорости вращения объекта в проекциях на его оси, а в блоке акселерометров $\bar{n}_0 = [n_{x_0}, n_{y_0}, n_{z_0}]$ - вектор кажущегося ускорения в проекциях на оси объекта.

В блоке «Угловая скорость ENH» с использованием известных на широте φ_0 радиусов кривизны нормальных сечений референц-эллипсоида в меридиональной плоскости и в плоскости первого вертикала формируются восточная ω_E , северная ω_N и вертикальная ω_H составляющие угловой скорости вращения горизонтного трёхгранника ENH.

Решение задачи ориентации производится в блоке с соответствующим названием. Оцениванию подлежит вектор-состояния $x = [L_1, L_2, L_3, L_4]^T$, включающий элементы кватерниона $L_{h,o}$, определяющего ориентацию ИИМ относительно системы координат ENH. Динамика вектора x описывается с использованием дифференциального уравнения Пуассона [2,3]

$$\dot{x} = F(t) \cdot x + w, \quad (2)$$

где $F(t)$ – матрица динамики, формирующаяся в блоке «Формирование матрицы динамики» по показаниям гироскопов и с привлечением ω_E , ω_N и ω_H , определяется как [6]

$$F(t) = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -(\omega_{x_0} - \omega_E) & -(\omega_{y_0} + \omega_N) & -(\omega_{z_0} - \omega_H) \\ (\omega_{x_0} - \omega_E) & 0 & (\omega_{z_0} + \omega_H) & -(\omega_{y_0} + \omega_N) \\ (\omega_{y_0} + \omega_N) & -(\omega_{z_0} + \omega_H) & 0 & (\omega_{x_0} + \omega_E) \\ (\omega_{z_0} - \omega_H) & (\omega_{y_0} + \omega_N) & -(\omega_{x_0} + \omega_E) & 0 \end{bmatrix},$$

а w – входные шумы, обусловленные в основном дрейфами гироскопов.

Нелинейные измерения, формируемые по показаниям горизонтных акселерометров, имеют вид

$$y \cong H(x) + v, \quad (3)$$

где $H(x) = \begin{bmatrix} 2g_e(L_2L_4 - L_1L_3) \\ 2g_e(L_1L_2 - L_3L_4) \end{bmatrix}$, g_e – значение ускорения нормальной силы тяжести, а v – вектор шумов измерений, обусловленный погрешностями акселерометров.

Следует обратить внимание, что в (3) отсутствуют ускорения, обусловленные орбитальным движением морского объекта, вследствие их малости [6].

Таким образом, рассматриваемая задача «автономной» выставки БИНС сводится к оцениванию вектора x , описываемого уравнением (2) по измерениям (3). При этом, по аналогии с [6], предполагается, что переходная матрица системы определяется при разложении матричной экспоненты в ряд до членов второго порядка малости:

$$\Phi_k \cong E_{4 \times 4} + F(t_k)\Delta t + \frac{1}{2}[F(t_k)\Delta t]^2, \quad (4)$$

где $E_{4 \times 4}$ – единичная матрица размерности 4×4 , а Δt – интервал дискретизации.

Анализ особенностей решаемой задачи. Известно [11], что для построения эффективных алгоритмов фильтрации важен факт учета специфики решаемой прикладной задачи. Проведение анализа задачи «автономной» начальной выставки корабельной навигационной системы в условиях качки позволило выявить следующие перечисляемые ниже особенности.

Первая особенность - негауссовский характер плотности распределения вероятности для каждого элемента кватерниона. Заметить это не составляет труда, обратив внимание на нелинейную зависимость (1). Даже в случае, когда функции плотности распределения вероятности (далее – распределения) для K , θ и ψ являются гауссовскими, распределения для элементов кватерниона будут отличаться от нормальных. Отметим, что ОФК относится к так называемым

алгоритмам калмановского типа, которые, как известно [11], основаны на гауссовской аппроксимации апостериорной плотности. Негауссовский же характер решаемой задачи может снизить эффективность или вовсе привести к неработоспособности таких алгоритмов.

Вторая особенность – наличие нелинейности квадратичного типа в измерениях, что следует из анализа вида функции $h(x)$, входящей в уравнение (3). Известно, что ОФК основан на линеаризации и учитывает в разложении Тейлора слагаемые лишь первого порядка. Однако в случае наличия нелинейности квадратичного типа уровень слагаемых второго порядка может быть существен и их не учёт может снизить эффективность применения алгоритма фильтрации [12, 18].

Третья особенность обусловлена описанием ориентации ИИМ с использованием кватернионов. Известно, что сумма квадратов элементов кватерниона должна быть равна единице. Третью особенность можно учесть при построении ОФК путём усложнения уравнений динамики за счёт введения в них дополнительных корректирующих членов [3]. Также можно предположить, что выполнение условий нормировки кватерниона можно обеспечить путём использования на каждом шаге решения задачи фильтрации дополнительного фиктивного измерения

$$y_3 = L_1^2 + L_2^2 + L_3^2 + L_4^2 + v_3 = 1, \quad (5)$$

где v_3 шум фиктивного измерения.

Таким образом, были выявлены три особенности рассматриваемой задачи «автономной» начальной выставки корабельной навигационной системы, две из которых невозможно учесть при построении ОФК, а для учёта третьей - необходимо доработать исходную постановку задачи в части уточнения либо уравнений динамики, либо измерений. Можно предположить, что затянутый переходный процесс определения курса обусловлен несовершенством алгоритма ОФК.

Для решения рассмотренной выше задачи оценивания был построен ФЧ, точность которого, в отличие от ОФК, не зависит от первых двух отмеченных особенностей. При этом ясно, что в виду высокой вычислительной сложности ФЧ, его применение в режиме реального времени в бортовых вычислителях затруднительно, а предлагаемый здесь фильтр используется только для исследования эффективности ОФК.

Результаты моделирования ФЧ. При моделировании использовалась имитационная модель БИНС, аналогичная по своим характеристикам модели, на которой проверялась работоспособность алгоритмов в работе [6]. Угловое движение центра масс объекта задавалось гармоническими колебаниями:

$$K(t) = K_n + K_r \sin\left(\frac{2\pi}{T_K} t + \varphi_K\right), \quad \psi(t) = \psi_n + \psi_r \sin\left(\frac{2\pi}{T_\psi} t + \varphi_\psi\right), \quad \theta(t) = \theta_n + \theta_r \sin\left(\frac{2\pi}{T_\theta} t + \varphi_\theta\right), \quad (6)$$

где K_n, ψ_n, θ_n – постоянные значения углов курса, килевой и бортовой качки, K_r, ψ_r, θ_r – амплитуды гармонических колебаний, а $T_K, T_\psi, T_\theta, \varphi_K, \varphi_\psi, \varphi_\theta$ – соответственно периоды и фазы. В соответствии с [6] задавались следующие значения: $\psi_n = 0^\circ, \theta_n = 0^\circ, K_r = 5^\circ, \psi_r = 8^\circ, \theta_r = 20^\circ, T_K = 12c., T_\psi = 10c., T_\theta = 9c., \varphi_K = \varphi_\psi = \varphi_\theta = 90^\circ$. Параметры $K_n, \varphi_K, \varphi_\psi, \varphi_\theta$ при моделировании формировались случайным образом как $K_n = U[0^\circ, 140^\circ], \varphi_K = U[0^\circ, 180^\circ], \varphi_\psi = U[0^\circ, 180^\circ], \varphi_\theta = U[0^\circ, 180^\circ]$, где $U[a, b]$ означает случайную величину, равномерно распределённую на интервале $[a, b]$.

При построении ФЧ использовались $N = 10^5$ частиц. На рис. 3 приведены гистограммы распределения частиц $\chi_{i,0}^{(j)}, i = \overline{1..4}, j = \overline{1..N}$ в начальный момент времени, построенные в соответствии с выражениями (6).

Вид представленных выше гистограмм подтверждает выявленную ранее первую особенность решаемой задачи, а именно негауссовский характер апостериорной функции плотности распределения вероятности для вектора оцениваемых параметров. Ниже, на рис. 4 представлены результаты моделирования ФЧ по $L = 10$ реализациям. Красным цветом обозначены по-

грешности при оценивании угла курса, а чёрным цветом – погрешности определения углов бортовой и килевой качки.

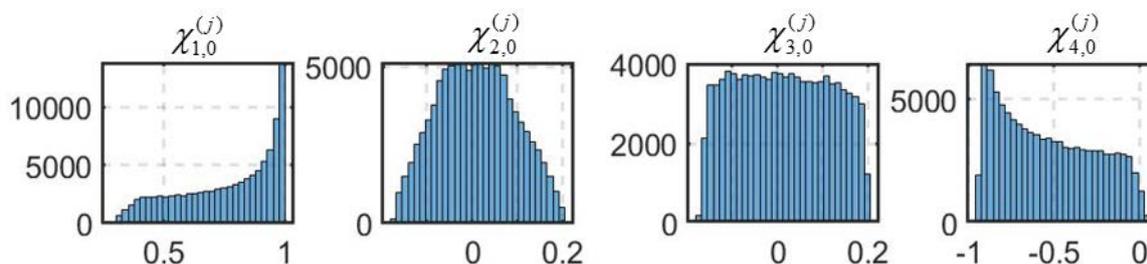


Рис. 3. Гистограммы распределения частиц в начальный момент времени

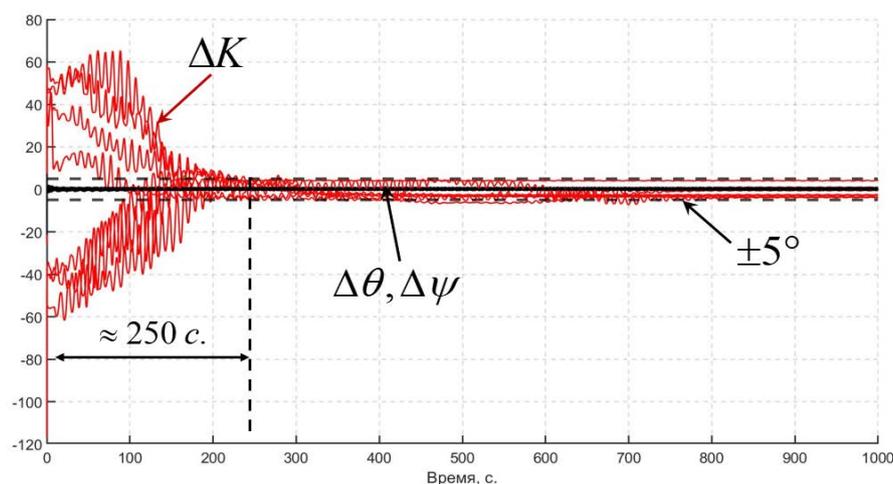


Рис. 3. Результаты решения задачи с использованием ФЧ

Малое число реализаций, использованное при решении задачи, объясняется большой вычислительной сложностью алгоритма. Полученные результаты показывают, что время переходного процесса по углу курса составляет около 250 секунд. Очевидно, что при увеличении количества используемых при моделировании реализаций L , время решения задачи может оказаться несколько больше, однако ясно, что время переходного процесса оценивания курса будет существенно меньше времени, полученного для ОФК в работе [6], которое составляет более 30 минут. Таким образом, можно сделать вывод, что применение ОФК для решения задачи «автономной» начальной выставки корабельной навигационной системы в случае описания ориентации ИИМ с использованием кватернионов и большой априорной неопределённости по углу курса оказывается нецелесообразным.

Заключение. В результате проделанной работы были получены следующие результаты:

1. Выявлены особенности задачи «автономной» начальной выставки корабельной БИНС, обусловленные описанием ориентации инерциального измерительного модуля в кватернионах и заключающиеся в негауссовском характере плотности распределения вероятности для элемента кватерниона и квадратичной нелинейности уравнений измерений.
2. С использованием разработанного фильтра частиц, направленного на получение оптимальной в среднеквадратическом смысле оценки, установлено, что при решении рассматриваемой задачи длительность переходного процесса по курсу потенциально может составлять около 250 сек.
3. Сравнение результатов моделирования фильтра частиц с обобщенным фильтром Калмана показало неработоспособность последнего.

*Работа проводилась при поддержке гранта РФФ № 23-19-00626,
<https://rscf.ru/project/23-19-00626/>*

ЛИТЕРАТУРА

1. **Липтон А.** Выставка инерциальных систем на подвижном основании. – М. Наука, 1971.
2. **Анучин О.Н., Емельянец Г.И.** Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов / под общей ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова. СПб: ГНЦ РФ «ЦНИИ «Электроприбор», 2003.
3. **Матвеев В.В., Распопов В.Я.** Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / СПб.: ГНЦ РФ ОАО "Концерн "ЦНИИ Электроприбор", 2009.
4. **Емельянец Г. И., Степанов А. П.** Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации. / Под общей редакцией академика РАН Пешехонова В.Г. – СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016.
5. **Емельянец Г. И., Степанов А. П., Медведков А. А.** Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации. Методические указания // Университет ИТМО 2019.
6. **Емельянец Г. И., Степанов А. П., Блажнов Б. А.** О начальной выставке корабельной БИНС в условиях качки // Гироскопия и навигация. 2020.
7. **Gelb A.** Applied Optimal Estimation // M.I.T. Press. 1974.
8. **Bar-Shalom Y., Li, X., Kirubarajan, T.** Estimation with applications to tracking and navigation, New York, Wiley-Interscience, 2001.
9. **Степанов О.А.** Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации // СПб: ГНЦ РФ ЦНИИ "Электроприбор". 2003.
10. **Simon, D.** Optimal State Estimation. Kalman, H_∞ , and Nonlinear approaches/ D. Simon. – A John Wiley & Song Inc. – 2006. – 550 p
11. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации / изд. 3-е, исправленное и дополненное. Ч. 1. Введение в теорию оценивания, СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. 509 с.
12. **Степанов О.А., Литвиненко Ю.А., Васильев В.А., Торопов А.Б., Басин М.В.** Алгоритм полиномиальной фильтрации в задачах обработки навигационной информации при квадратичных нелинейностях в уравнениях динамики и измерений. Часть I. Описание и сопоставление с алгоритмами калмановского типа // Гироскопия и навигация. 2021. Т. 29. №3 (114). С. 3-33. <https://doi.org/10.17285/0869-7035.0068>
13. **Afshari H.H., Gadsden S.A., Habibi S.** Gaussian filters for parameter and state estimation: A general review of theory and recent trends, Signal Processing, vol. 135, 2017, pp. 218–238.
14. **Julier, S.J., Uhlmann, J.K., Durrant-Whyte, H.** A new approach for filtering nonlinear systems, Proc. of the “American Control Conference”, 1995, vol. 3, pp. 1628–1632.
15. **Doucet, A., Freitas, N., Gordon, N.** Sequential Monte Carlo Methods in Practice, New York, NY, Springer New York, 2001, 590 p.
16. **Arasaratnam, I., Haykin, S.** Cubature Kalman filters, IEEE Trans. Automat. Control, 2009, vol. 54, no. 6, pp. 1254–1269.
17. **О.А. Степанов, А.М. Исаев.** Методика сравнительного анализа рекуррентных алгоритмов нелинейных фильтрации в задачах обработки навигационной информации на основе предсказательного моделирования. // Гироскопия и навигация. Том 31. №3 (122), 2023. С. 48-65. EDN: MVWKGK
18. **Степанов О.А., Литвиненко Ю.А., Исаев А.М.** Сравнительный анализ квазилинейных алгоритмов калмановского типа в задаче оценивания марковской последовательности при нелинейностях в формирующем фильтре и уравнениях измерений. Мехатроника, автоматизация, управление. 2024;25(11):585-595.

A.M. Isaev (Concern CSRI Elektropribor, JSC, ITMO University, Saint Petersburg, Russia). **Efficiency analysis of the extended Kalman filter for shipborne SINS autonomous initial alignment problem.**

Abstract. The features of the shipborne SINS autonomous initial alignment problem are analyzed, the orientation of the IMU of which is described by quaternions, and its launch takes place under the ship yaw, roll and pitch. A particle filter is designed, aimed at calculating the potential accuracy of its solution. The effectiveness of the extended Kalman filter when solving the problem under consideration is analyzed/

Секция 2. ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

С. А ВОЛОБУЕВ, Е. А. ЯКУШИНА
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ МАКЕТА НАКЛОНОМЕРА НА БАЗЕ МАЯТНИКОВОГО КОМПЕНСАЦИОННОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА

Рассмотрены составляющие инструментальной погрешности прецизионного наклономера, в котором в качестве чувствительных элементов используются маятниковые компенсационные акселерометры, установленные на поворотной платформе. Использование такой платформы позволяет минимизировать эффект температурных и других инвариантных к повороту воздействий на измерение угла наклона исследуемой поверхности. Проведена оценка погрешностей поворотного устройства, и показана природа их возникновения. В математическую модель выходного сигнала добавлены дополнительно выявленные погрешности, а также предложены решения, позволяющие минимизировать их воздействие.

Введение. Улучшение условий калибровки инерциальных навигационных систем (ИНС) и их чувствительных элементов [1] является важной задачей. Однако используемые при регулировании и проведении испытаний ИНС стенды [2, 3] подвержены воздействию суточных и сезонных движений фундамента. Измерение наклонов базовых поверхностей позволит с большей точностью оценить параметры чувствительных элементов и ИНС. Предлагаемый доклад посвящен исследованию составляющих инструментальной погрешности прецизионного наклономера, определению погрешностей его поворотного устройства выявлению причины их появления и методов минимизации их влияния.

Конструкция наклономера. Предлагаемая конструкция наклономера состоит из трёх основных устройств: двух маятниковых акселерометров компенсационного типа [4], поворотной платформы и платы управления. Использование двух акселерометров с ортогонально расположенными осями чувствительности позволяет производить одновременную оценку изменения наклона по двум осям.

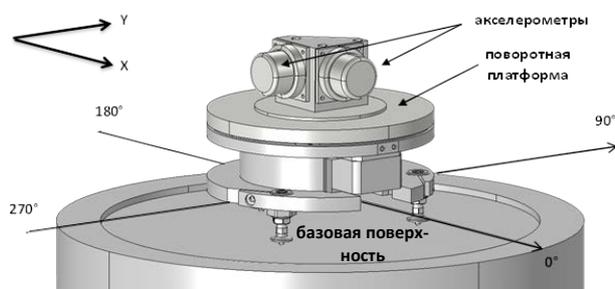


Рис.1. Оси измерения наклономера

Принцип компенсации. Наличие поворотной платформы даёт возможность проводить измерения в двух противоположных положениях измерительной оси (0° – 180°) (рис.1) [5], что позволяет осуществить определение абсолютного наклона базовой поверхности, снизив до минимума зависимость изменения от смещения нулевого сигнала во времени или температуры окружающей среды.

ды.

Угол наклона измеряемой поверхности α (по оси X) или β (по оси Y) определяется как полуразность значений измеренных наклонов поверхности, полученных в двух противоположных положениях оси измерения. Смещение нулевого сигнала акселерометров может быть определено как полусумма этих значений.

Причины, ограничивающие точность такого наклономера, связаны с допусковыми ограничениями при изготовлении и с попаданием мелких частиц на поверхность скольжения, что приводит к нестабильности угла наклона поворотной платформы.

Составляющие измеренного угла наклона. Наибольший вклад в погрешность акселерометра вносят неортогональность оси чувствительности и оси измерения, а также нестабильность смещения нуля выходного сигнала [6]. Влияние нестабильности масштабного коэффициента может не учитываться, так как согласно экспериментальным исследованиям, изменение масштабного коэффициента от температуры у используемого акселерометра составляет $200\text{ppm}/^\circ\text{C}$, а использование наклономера предполагается при изменении температуры в диапазоне не более 5°C . Применение поворотной платформы дает описанные выше преимущества,

но вносит дополнительные погрешности. Поэтому в выходном сигнале наклономера необходимо учитывать (рис.2):

- составляющие, вызванные наклоном базовой поверхности – αg и βg ,
- где g – амплитуда вектора ускорения свободного падения;
- составляющие, вызванные смещением нуля акселерометров – W_{10}, W_{20} ,
- где W_{10} – смещение нуля первого акселерометра, W_{20} – второго акселерометра;
- составляющие, вызванные углами непараллельности между поверхностью скольжения неподвижной части поворотной платформы и базовой поверхностью – $\delta_N g$ и $\phi_N g$,
- где N – положения поворотной платформы наклономера ($N=0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$);
- составляющие, вызванные случайными наклонами акселерометров из-за неровностей поверхностей скольжения подвижной и неподвижной частей поворотной платформы – $\alpha_{слN} g$ и $\beta_{слN} g$. Случайные составляющие выходного сигнала наклономера $\alpha_{слN} g$ и $\beta_{слN} g$ значительно меньше измеренного угла наклона поверхности и в представленной работе не учитываются.

Примечание: за малостью измеряемых углов в формулах используется не синус угла, а его величина.

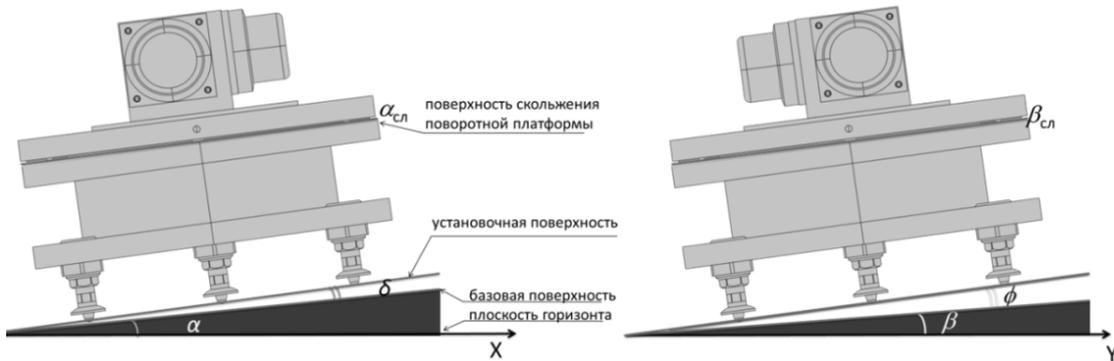


Рис. 2. Составляющие измеряемого угла наклона базовой поверхности

Запишем математическую модель выходного сигнала W_{1N} для первого акселерометра и W_{2N} для второго акселерометра в следующем виде:

$$\begin{aligned}
 W_{10^\circ} &= \alpha g + W_{01} + g(\delta_0 + \alpha_{сл0}); & W_{20^\circ} &= \beta g + W_{02} + g(\phi_0 + \alpha_{сл0}); \\
 W_{190^\circ} &= -\beta g + W_{01} + g(-\phi_{90} + \alpha_{сл90}); & W_{290^\circ} &= \alpha g + W_{02} + g(\delta_{90} + \alpha_{сл90}); \\
 W_{1180^\circ} &= -\alpha g + W_{01} + g(-\delta_{180} + \alpha_{сл180}); & W_{2180^\circ} &= -\beta g + W_{02} + g(-\phi_{180} + \alpha_{сл180}); \\
 W_{1270^\circ} &= \beta g + W_{01} + g(\phi_{270} + \alpha_{сл270}); & W_{2270^\circ} &= -\alpha g + W_{02} + g(-\delta_{270} + \alpha_{сл270}).
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

Отсюда углы наклона базовой поверхности по осям X (угол α) и Y (угол β) для первого акселерометра равны:

$$\begin{aligned}
 \alpha &= \frac{W_{10^\circ} - W_{1180^\circ}}{2g} - \frac{(\delta_0 + \delta_{180}) + (\alpha_{сл0} - \alpha_{сл180})}{2}; \\
 \beta &= -\frac{W_{190^\circ} - W_{1270^\circ}}{2g} + \frac{(\phi_{90} + \phi_{270}) + (\beta_{сл90} - \beta_{сл270})}{2}
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

Значение этих же углов наклона базовой поверхности по осям X (угол α) и Y (угол β) для второго акселерометра определяется следующим образом:

$$\alpha = \frac{W_{290^\circ} - W_{2270^\circ}}{2g} - \frac{(\delta_{90} + \delta_{270}) + (\alpha_{c_{290}} - \alpha_{c_{270}})}{2};$$

$$\beta = \frac{W_{20^\circ} - W_{2180^\circ}}{2g} - \frac{(\phi_0 + \phi_{180}) + (\beta_{c_{10}} - \beta_{c_{180}})}{2}.$$
(3)

Угол непараллельности между поверхностью скольжения неподвижной части поворотной платформы и базовой поверхностью. Для оценки углов непараллельности поворотной платформы наклономер был установлен на поворотный стол, вместе с электронным уровнем типа Talyvel [7]. Электронный уровень располагается на верхней грани базового кронштейна крепления акселерометров так, чтобы его измерительная ось была соосна с измерительной осью одного из акселерометров. В первую очередь был определён реальный наклон базовой поверхности планшайбы поворотного стола (таблица 1). Затем в каждом положении выставки поворотного стола (0, 90, 180, 270°) было проведено определение угла наклона путем изменения положения акселерометров поворотным устройством наклономера.

Из таблицы 1 видно, что при осуществлении изменения азимутального положения акселерометров поворотным устройством наклономера и планшайбой поворотного стола, углы наклона базовой поверхности имеют разные значения. Разность между измерениями вызвана непараллельностью этих плоскостей, так как вращение происходит в различных плоскостях (рис. 2). Определим эти углы как разность между значениями, полученными при измерении наклона в различных положениях планшайбы поворотного стола, и значениями, полученными при измерении в различных положениях поворотной платформы наклономера. Углы непараллельности δ и φ , возникшие при установке наклономера на базовую поверхность, могут быть минимизированы регулировочными винтами на этапе калибровки, остаточные значения должны паспортиться. Минимизация углов непараллельности вращающейся платформы δ и φ относительно измеряемой поверхности позволит проводить абсолютное измерение углов наклона при установке наклономера на исследуемую поверхность и более точно определить абсолютные углы наклона поверхности α и β .

Т а б л и ц а 1

Результаты экспериментального исследования углов непараллельности между поверхностью скольжения неподвижной части поворотной платформы и базовой поверхностью

Положения акселерометров		Измеренный угол наклона базовой поверхности планшайбы поворотного стола		Рассчитанный угол непараллельности между поверхностью скольжения неподвижной части поворотной платформы и базовой поверхностью		
		акселером, угл с	Talyvel, угл с		акселером, угл с	Talyvel, угл с
вращение стола	$(A_0 - A_{180})/2$	-3,9	-4,1			
	$(B_{90} - B_{270})/2$	0,1	0,2			
положение стола 0	$(\alpha_0 - \alpha_{180})/2 + \delta$	-10,4	-10,4	$\delta = (\delta_0 - \delta_{180})/2$	6,5	6,3
	$(\beta_{90} - \beta_{270})/2 + \varphi$	-2,1	-2,4	$\varphi = (\varphi_0 - \varphi_{180})/2$	2,2	2,6
положение стола 90	$-(\alpha_{90} - \alpha_{270})/2 - \varphi$	-1,4	-1,4	$-\varphi$	-2,5	-2,7
	$(\beta_0 - \beta_{180})/2 + \delta$	-6,0	-6,2	δ	6,1	6,4
положение стола 180	$-(\alpha_0 - \alpha_{180})/2 - \delta$	2,5	2,7	$-\delta$	-6,4	-6,8
	$-(\beta_{270} - \beta_{90})/2 - \varphi$	1,7	1,8	$-\varphi$	-1,6	-1,6
положение стола 270	$(\alpha_{90} - \alpha_{270})/2 + \varphi$	-6,3	-6,1	φ	2,5	2,0
	$-(\beta_0 - \beta_{180})/2 - \delta$	6,1	6,2	$-\delta$	-6,1	-6,0

Заключение. В рамках проведенного исследования предложенной конструкции прецизионного наклономера были выявлены дополнительные погрешности, вносимые его поворотным устройством. Представлена математическая модель выходного сигнала наклономера, включающая эти погрешности. Показано, что влияние выявленных погрешностей может быть мини-

мизировано, а их остаточные значения предложено паспортизовать и вносить в математическую модель наклономера.

ЛИТЕРАТУРА

1. Матвеев В. В. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. Санкт-Петербург: ГНЦ РФ ОАО "Концерн" ЦНИИ "Электроприбор", 2009. 280 с.
2. Иванов П. А., Лазарев В. А., Бохман Е. Д. и др. Исследование характеристик трехосного стенда для испытаний навигационных систем // Гироскопия и навигация №3, 2022, С.80-93.
3. Калихман Д. М., Депутатова Е. А., Пчелинцева С. В., и др. Концепция проектирования класса прецизионных поворотных стендов с инерциальными чувствительными элементами в цепи обратной связи // Гироскопия и навигация №3, 2022, С.80-93.
4. Коновалов С. Ф. Навигационные акселерометры: учебное пособие / Коновалов С. Ф.; МГТУ им. Н. Э. Баумана (национальный исследовательский ун-т). - М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2023. - 328 с.: ил. - Библиогр.: с. 220-225. - ISBN 978-5-7038-6018-2.
5. Zeromatic dual-axis inclination sensor. [Электронный ресурс] URL: <http://Wylrag.com> (дата обращения 19.09.2022)
6. IEEE Std1293-2018- IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Linear Single-Axis, Nongyroscopic Accelerometers Acc Б.А. Детали и узлы авиационных приборов и их расчет. Москва: ОБОРОНГИЗ, 1960. с. 285-288 с.
7. Электронный уровень Talyvel 6 [Электронный ресурс] URL: <http://taylor-hobson.ru> (дата обращения 15.09.2022)

S.A. Volobuev, E.A. Jakushina (Concern "Elektroprigor", JCS). **Study of errors in inclinometer prototype based on the pendulum compensating accelerometer**

Abstract. Development of navigation sensors leads to accuracy rise. However, the control equipment is not accurate enough. Accelerometer zero drift exist, but its value can be compensated with the help of rotating platform. The experimental data shows elements of instability, and components of measured angle that affect the final value and the opportunity to minimize it. The work presence the results of instrument errors study, detecting of rotation platform errors and its nature. Moreover, methods to minimize the effect of these errors is presented in the work.

УДК 531.768

М. А. СОРВИНА, А. С. КУКАЕВ

(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ», Санкт-Петербург)

МЕТОДЫ ПОДКЛЮЧЕНИЯ КОНЦЕНТРИЧЕСКОГО ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА МИКРОАКСЕЛЕРОМЕТРА НА ПОВЕРХНОСТНЫХ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЛНАХ

Проведён анализ преимуществ и недостатков методов подключения чувствительного элемента микроакселерометра на поверхностных акустических волнах к электрической схеме. Для описанных методов продемонстрированы результаты компьютерного моделирования в частотной области, в частности получены графики амплитудно-частотной характеристики. Выбран оптимальный с точки зрения целостности структуры электродов метод подключения.

Введение. Микроакселерометры – это датчики ускорения, которые в настоящий момент массово применяются во множестве сфер от пользовательской электроники до космической техники [1]. Группы учёных продолжают искать нестандартные подходы для улучшения характеристик существующих сенсоров, например, на основе кольцевых резонаторов [2], балочных конструкций [3] и применения новых сочетаний материалов [4]. Ранее в [5] была предложена концепция чувствительного элемента (ЧЭ) на поверхностных акустических волнах (ПАВ) с концентрической формой электродов, обладающая как «базовым» набором преимуществ микроакселерометров (компактность, простота интеграции, лёгкий вес, конкурентная стоимость производства), так и высокой вибро- и ударопрочностью, что позволяет применять их на высоко динамичных объектах. Предлагаемая конструкция представляет собой подложку из пьезоэлектрического материала ниобата лития 128° YX-среза, на поверхности 1 которой нанесены концентрические металлические окружности 2 и 4 из алюминия (рис. 1). Эти окружности представляют собой электроды, составляющие по группам встречно-штыревые преобразователи. Процесс преобразования физической величины в частоту выходного сигнала датчика на ПАВ можно представить в виде последовательности преобразований: измеряемая механическая величина преобразуется в деформацию пьезоэлектрической подложки, что, соответственно, вызывает изменение фазочастотной характеристики микроакселерометра и приводит к изменению частоты колебаний автогенератора, содержащего в цепи обратной связи линии задержки 3.

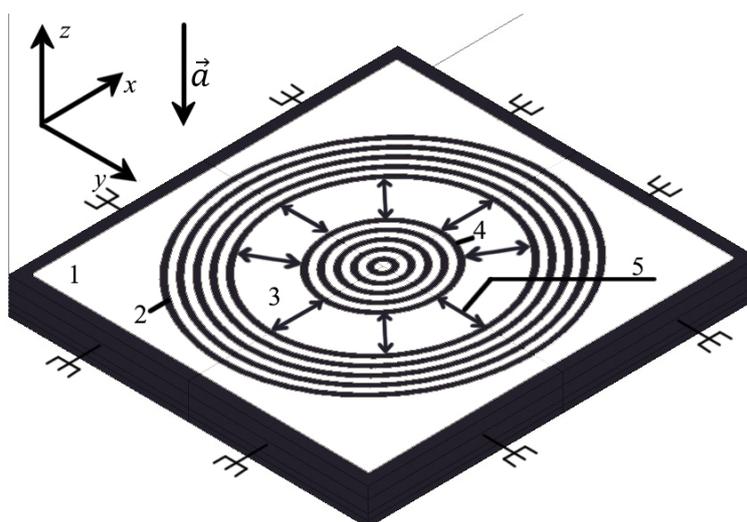


Рис. 1. Концентрическая топология ЧЭ микроакселерометра на ПАВ: 1 – пьезоэлектрическая подложка, 2 – возбуждающий встречно-штыревой преобразователь, 3 – линия задержки, 4 – приемный встречно-штыревой преобразователь, 5 – направление распространения акустических волн

Цель предлагаемого доклада – анализ методов подключения ЧЭ к электрической схеме и выбор наилучшего варианта конструкции с точки зрения сохранения целостности электродов и влияния на распространение акустических волн для дальнейшего создания экспериментального образца. Анализ методов подключения проводился на основе результатов компьютерного моделирования.

Методы подключения ЧЭ. Для изготовления опытного образца необходимым этапом является выбор метода подключения ЧЭ к электрической схеме. Для решения этой задачи в настоящей работе предлагаются 4 варианта (рис. 2).

Исходная концентрическая форма электродов не позволяет произвести вывод контакта через дорожки на поверхности подложки. Поэтому в первом варианте подключения (рис. 2а) провода подводятся к электродам с применением мягких опор из клея. Таким образом избегается влияние проводов на распространения ПАВ по подложке. Недостатками этого варианта является, во-первых, потеря ударопрочности ЧЭ. Во-вторых, возникает сложность припаивания проводов к электродам, ширина которых составляет $1/4$ длины волны, равной 0,1828 мм для расчётной частоты 5 МГц. Длина волны высчитывается по следующей формуле [6]:

$$\lambda = \frac{c}{f} = \frac{3656}{5 \cdot 10^6} = 0,7312 \text{ мм}, \quad (1)$$

где: c – скорость распространения ПАВ в ниобате лития 128° УХ-среза (табличное значение); f – расчётная частота.

Значение частоты выбрано 5 МГц, так как это минимальное значение из диапазона рабочих частот для устройств на ПАВ, для уменьшения габаритов модели в связи с тенденцией к миниатюризации навигационных датчиков.

Второй вариант подключения (рис. 2б) подразумевает удаление сектора электродов и подведение двух шин к возбуждающему и приёмному преобразователям. Эти шины выводятся к контактным площадкам, к которым производится дальнейшая пайка. Существенным минусом этого варианта является нарушение целостности структуры электродов, которое влечёт за собой сильное влияние на распространение ПАВ в линии задержки.

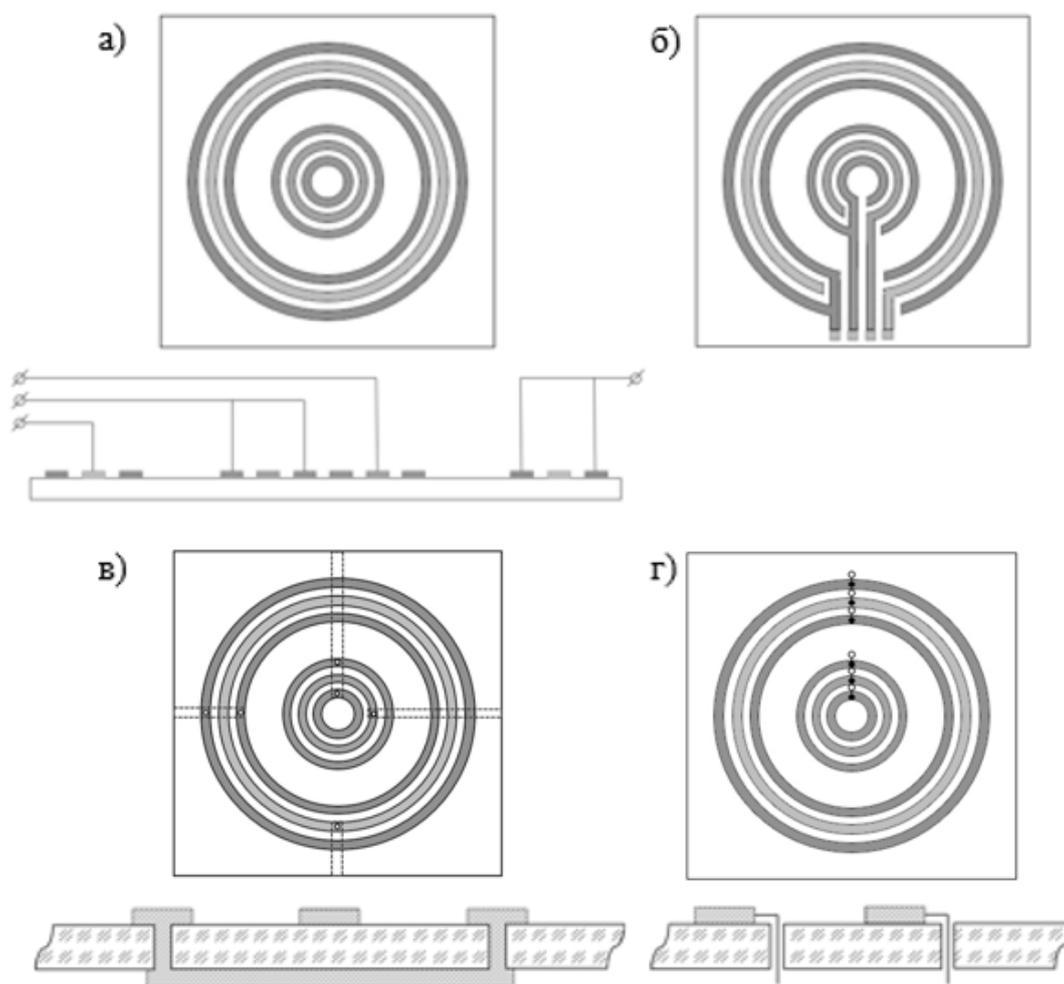


Рис. 2. Методы подключения ЧЭ микроакселерометра на ПАВ

В третьем варианте (рис. 2в) предлагается подключать электроды по группам через просверленные в них и в подложке отверстия, залитые металлом. На обратной стороне подложки проводятся дорожки, служащие общей шиной для конкретной группы электродов. Дорожки к каждой из групп предлагается разнести на угол 90° относительно друг друга, что позволит снизить перекрёстную электрическую связь.

Четвёртый вариант подключения (рис. 2г) отличается от предыдущего размещением отверстий в электродах и подложке и протягиванием через них проводов на обратную сторону ЧЭ. При этом ввиду отсутствия общих шин нет нужды размещать отверстия для разных групп электродов под углом. Недостатком третьего и четвертого методов является необходимость проведения дополнительной операции сверления. В четвертом методе возможно большое влияние отверстий в подложке на распространение ПАВ и потеря ударопрочности.

Результаты компьютерного моделирования. Чтобы сделать окончательный выбор метода подключения, было проведено моделирование в среде Comsol Multiphysics. Была построена линейная модель линии задержки с габаритами $9\lambda \times 0,25\lambda \times 3\lambda$. В результате частотного анализа получены графики амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) для описанных выше вариантов подключения (рис. 3). Второй вариант подключения не моделировался, так как в этом случае происходит существенное нарушение целостности структуры встречно-штыревых преобразователей. Его планируется рассмотреть в дальнейших исследованиях.

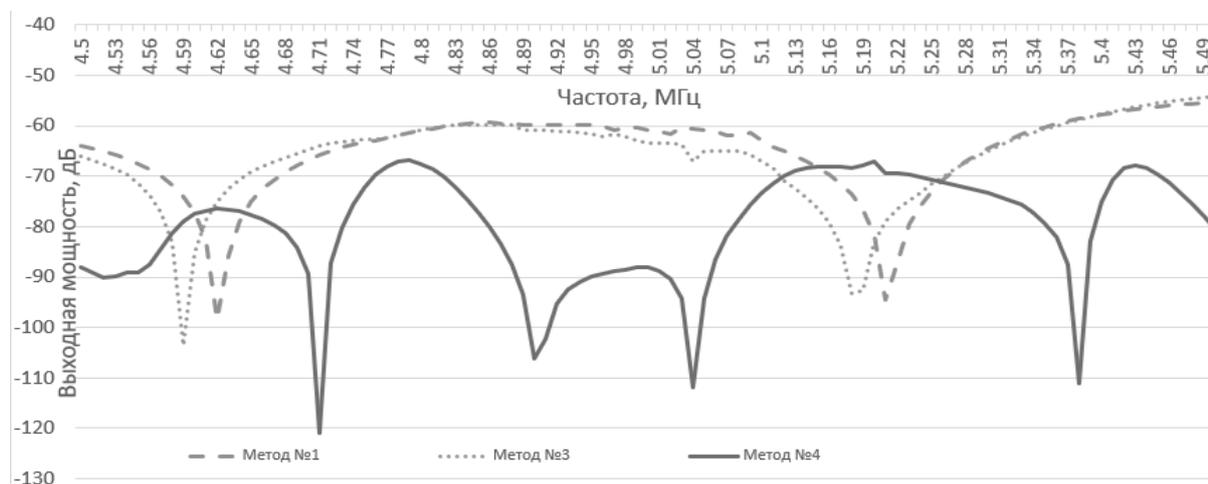


Рис. 3. АЧХ ЧЭ с разными методами подключения

Цель проведенного моделирования – сравнить АЧХ ЧЭ с разными методами подключения. АЧХ варианта №1 принимается как идеальное состояние характеристики, так как в этом случае целостность электродов не нарушена. Но так как при этом теряется ударопрочность, нужно выбрать другой способ подключения с характеристикой близкой к варианту №1.

Как можно видеть из графиков, вариант №3 является самым перспективным, так как сдвиг АЧХ минимален. Наличие пикового значения -60 дБ для вариантов №1 и №3 не представляет существенного интереса в рамках этой работы, потому что при описанном моделировании используется намного меньшее количество электродов (5 штук) по сравнению с реальными датчиками, где оно составляет 50–100 штук.

Заключение. В работе проведён анализ преимуществ и недостатков четырех методов подключения ЧЭ микрокселерометра на ПАВ к электрической схеме. Сравнение методов проводилось на основе компьютерного моделирования в частотной области. Из полученных графиков видно, что наибольшее влияние на АЧХ оказывают пустые отверстия в подложке, тогда как заливка металлом лишь незначительно изменяет характеристику. В связи с этим в качестве оптимального метода подключения с учетом ударопрочности выбран вариант №3. Направления дальнейших исследований - расчёт полноразмерной модели с таким способом подключения и создание опытного образца.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Пешехонов В.Г.** Перспективы развития гироскопии. Гироскопия и навигация. Том 28. №2 (109), 2020 г.
2. **Шевченко С.Ю., Михайленко Д.А., Ньямверу Б.** Оптимизация конструкции встречно-штыревого преобразователя кольцевого резонатора на поверхностных акустических волнах. Известия вузов. Радиоэлектроника. Том 24, № 6, 2021 г.
3. **Yihan Zhao, Jian Zhou, Linjuan Kuang, Yihao Guo, Jianfei Xie and Yongqing Fu.** Equal-strength beam design of acoustic wave accelerometers. Phys. Scr. 98 125205, 2023
4. **Juan Zhang, WenHua Cheng, Hao Wang, Lei Zhang, XiangRong Li, HongShuai Ma, JunQi Pang & QiuLin Tan.** Langasite-based SAW high-temperature vibration sensor with temperature decoupling. Science China Technological Sciences. Volume 67, pages 1946–1956, 2024
5. **Сорвина М.А.** Исследование концентрической топологии для применения в чувствительных элементах инерциальных датчиков на поверхностных акустических волнах. XXIV конференция молодых ученых «Навигация и управление движением», 2022 г.
6. **Зеленка И.** Пьезоэлектрические резонаторы на объемных и поверхностных акустических волнах: Материалы, технология, конструкция применение: Пер. с чешек. М.: Мир, 1990.

M.A. Sorvina, A.S. Kukaev (St. Petersburg State Electrotechnical University "LETI", St. Petersburg). **Methods for connecting a concentric sensitive element of a microaccelerometer based on surface acoustic waves**

Abstract. The analysis of advantages and disadvantages of methods for connecting the sensitive element of the microaccelerometer on surface acoustic waves to the electric circuit is carried out. For the described methods, the results of computer modeling in the frequency domain are demonstrated, in particular, the graphs of the amplitude-frequency characteristic are obtained. The most optimal connection method from the point of view of the integrity of the electrode structure is selected.

В. Д. КОСТЕНКО, М. А. БАРУЛИНА

(Институт проблем точной механики и управления РАН;

Саратовский национальный исследовательский государственный университет им. Н.Г. Чернышевского, г. Саратов; Пермский государственный национальный исследовательский университет, г. Пермь)

КОНСТРУКТИВНАЯ СХЕМА КОМБИНИРОВАННОГО «СТЕКЛО-ЭЛАСТОМЕР» МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА

Работа посвящена исследованию возможной конструктивной схемы микромеханического акселерометра маятникового типа из радиостойкого стекла и эластомера. Получены собственные частоты, моды и исследована чувствительность датчика при действии ускорения. Показано, что предлагаемая конструктивная схема может быть использована на практике.

Введение. В настоящее время микромеханические акселерометры широко используются в системах навигации и системах мониторинга, использующихся в различных типах подвижных объектов для решения широкого круга научно-практических задач [1-3]. Наиболее распространёнными материалами, используемыми для создания микроэлектромеханических систем (МЭМС), являются монокристаллический кремний и кварц. Но производство МЭМС с использованием этих материалов относительно дорого. Однако потребность в МЭМС датчиках, как устройствах с малыми массогабаритными характеристиками, низким энергопотреблением и низкой стоимостью изготовления, только увеличивается. Поэтому задача создания и исследования новых материалов для проектирования МЭМС датчиков является актуальной. Ранее авторами была исследована конструктивная схема МЭМС акселерометра, полностью выполненная из радиостойкого стекла [4]. Результаты исследования показали, что наряду с преимуществами, такими как, радиостойкость и устойчивость к вибрационным нагрузкам, схема обладает существенными недостатками, например, низкой чувствительностью и наличием остаточных напряжений в стеклянном подвесе чувствительного элемента. В связи с этим целью настоящей работы является изменение конструктивной схемы микромеханического акселерометра маятникового типа из радиостойкого стекла и эластомера с учетом сохранения преимуществ и нивелирования недостатков существующего решения. Для исследования схемы, в том числе анализа собственных частот и чувствительности датчика при действии ускорения, применяется численное моделирование.

Постановка задачи. Для достижения поставленной цели были проанализированы существующие конструктивные схемы МЭМС с точки зрения возможности их изготовления из стекла. В качестве возможной конструктивной схемы была выбрана схема, которая показана на рис.1.



Рис. 1 – Конструктивная схема и размеры комбинированного МЭМС:
1 – рамка (стекло), 2 – чувствительная масса (стекло), 3 – подвес (эластомер)

Основная конструкция маятникового акселерометра состоит из чувствительного элемента, который представляет собой чувствительную массу 2 на упругом подвесе 3, прикрепленном к рамке 1. Рамка 1 и чувствительная масса 2 изготовлены из радиостойкого стекла К108 (lytkarino optical glass factory, ЛЗОС). Подвес 3 изготовлен из эластомера. Этот элемент при действии на него ускорения отклоняется от положения равновесия, и по величине этого отклонения можно судить о действующем ускорении [5].

Для того, чтобы элементы из эластомера и стекла можно было прикрепить к друг другу, они должны иметь достаточную площадь соприкосновения. Размеры чувствительной массы $12 \times 3 \times 0,4$ мм. Размер эластичного подвеса $7,5 \times 3,75 \times 0,2$ мм.

Численное моделирование. Для того чтобы оценить достоинства и недостатки рассматриваемой марки стекла для изготовления МЭМС акселерометра были поставлены и решены две задачи. Первая заключалась в исследовании собственных частот и мод (рис. 2, таблица 1), для определения устойчивости акселерометра к вибрационным нагрузкам, которые имеют место в летательном аппарате при выводе его на орбиту и при эксплуатации в космическом пространстве. Вторая задача состояла в исследовании чувствительности акселерометра к измеряемому ускорению (рис. 3, таблица 2).

Т а б л и ц а 1

Собственные частоты

Мода	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Частота, Гц	291,08	1318,8	1482,2	2824,5	3116,8	3174,2	7749,7	7779,5	7821,9	7906,4

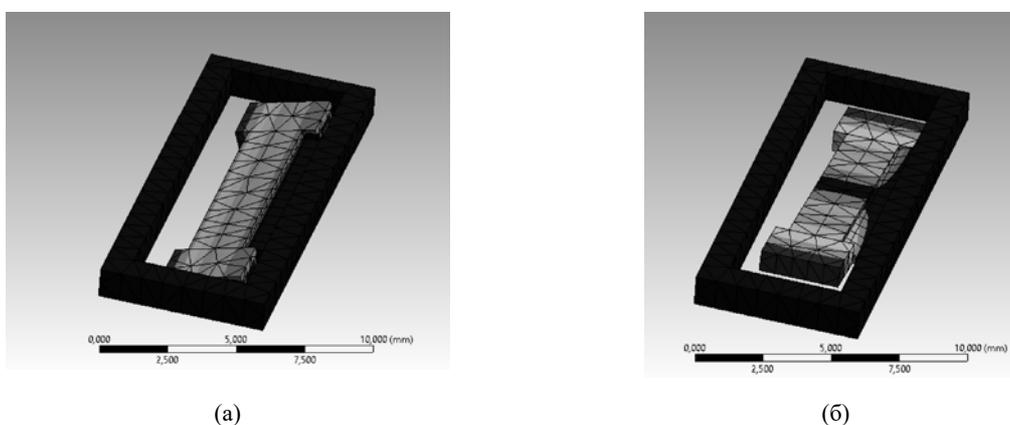


Рис. 2 – Первая (а) и вторая (б) моды чувствительного элемента комбинированного МЭМС

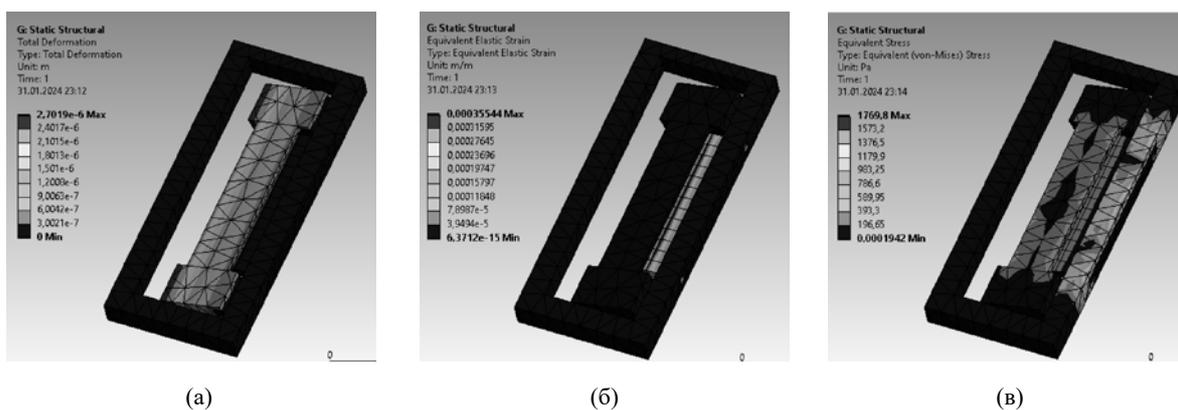


Рис. 3 – Поле перемещений (а), эквивалентные деформации (б) и эквивалентные напряжения (в) чувствительного элемента акселерометра при действии ускорения 0,5 g

Т а б л и ц а 2

Напряжение и деформация при действии ускорения

Ускорение, g	0,5	2	10
Деформация (макс), нм	2,7	10,8	54,8
Эквивалентное напряжение (макс), кПа	1,8	7,1	35,4

Как видно из таблицы 1 и рис. 2, первая частота, по сравнению со стеклянным акселерометром [4], уменьшилась и составила 291,08 Гц, что может вызвать проблемы при наличии вибрационных нагрузок, но остальные собственные частоты – более 1 кГц. Из рис. 3 и таблицы 2 видно, что чувствительный элемент в несколько раз более чувствителен, чем в [4]. Кроме того, и значения эквивалентного напряжения уменьшились в 10-ки раз по сравнению с [4].

Заключение. В работе проведено исследование возможной конструктивной схемы микро-механического акселерометра маятникового типа из радиостойкого стекла и эластомера. В соответствии с результатами проведенного численного моделирования, можно сделать вывод, что использование радиостойкого стекла К108 в комбинации с эластомером для изготовления МЭМС может быть использовано на практике. Рассмотренная конструктивная схема достаточно чувствительная к измеряемому ускорению. В качестве дальнейших задач видится целесообразным более тщательный подбор параметров эластомера для сдвига спектра собственных частот в сторону увеличения и для повышения чувствительности к измеряемому ускорению. Также необходимо построить математическую модель шумов и погрешностей рассматриваемого комбинированного акселерометра.

ЛИТЕРАТУРА

1. Драч В. Е., Кондратов Д. А., Шмелькова А. А. Инфракрасные датчики крена для определения угловой ориентации летательного аппарата. // Измерение. Мониторинг. Управление. Контроль. 2022. № 1 (39). С. 21-30.
2. Barulina M. A., Galkina S. A., Kondratov D. V., Markelova O. V. Nanoscale Inertial-Sensor Elements. Numerical and Analytical Modeling of Motion // Сб. тезисов докладов 28th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), (31 мая – 02 июня 2021 г., Санкт-Петербург), 2021. P. 9470790.
3. Пылаев Ю. К., Барулина М. А., Ефремов М. В., Голиков А. В. Опыт разработки комплекса исполнительных и чувствительных элементов для малых космических аппаратов // Сб. тезисов докладов XIV Всероссийской мультikonференции по проблемам управления (МКПУ-2021): материалы: в 4 т. (27 сентября – 02 октября 2021 г., Дивноморское, Геленджик). Том 3. Ростов-на-Дону: Южный федеральный университет, 2021. С. 96-98.
4. Костенко В.Д., Барулина М.А. К вопросу использования радиостойкого стекла для изготовления микро-механического акселерометра // Сб. тезисов докладов Международного семинара «Навигации и управления (NMC 2023)», (02-06 Октября 2023 г. Владивосток, Россия), 2023. С. 21-23.
5. Распопов В. Я. Микро-механические приборы Учебное пособие. Тул. Гос. университет. Тула, 2002 г. 392 с.

V.D.Kostenko (Precision Mechanics and Control Institute, Saratov National Research State University named after N.G. Chernyshevsky, Saratov), M.A.Barulina (Precision Mechanics and Control Institute, Perm National Research State University, Perm). **The design scheme of the combined “glass-elastomer” micromechanical accelerometer.**

Abstract. The characteristics of a possible structural combined "glass-elastomer" design of micromechanical pendulum-type accelerometer have been studied. The eigen frequencies and modes of the sensor were obtained. The sensor's sensitivity was evaluated. It is shown that the proposed design scheme can be used for practical application.

СОЛДАТОВА А.О., ПОЛЯНСКИЙ А.В., ДЕНИСОВ Ф.В., ПАЛЬКОВ Р.С.
(Филиал АО «НПЦАП» - ПО «Корпус», г. Саратов)

МЕТОД ИЗМЕРЕНИЯ РЕЗОНАНСНОЙ ЧАСТОТЫ ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЛОГИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ МОМЕНТОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НУЛЯ

В работе рассмотрены основные методы измерения резонансной частоты пьезоэлектрического акселерометра, среди которых выбран метод для оптимизации производственного цикла серийно выпускаемых изделий. Разработано устройство (логический измеритель моментов нуля), позволяющее повысить точность измерений и сократить время проверки.

Введение. Пьезоэлектрический акселерометр (ПА) с внутренним калибровочным устройством (ВКУ) предназначен для измерения виброускорения различных объектов и может использоваться как в составе других приборов, так и самостоятельно [1]. При колебаниях объекта, на котором установлен ПА, последний преобразует в электрический сигнал входное ускорение, действующее вдоль оси чувствительности. При деформации пьезоэлемента на его электродах за счет пьезоэлектрического эффекта возникает электрический заряд, пропорциональный амплитуде измеряемого ускорения [2]. Этот сигнал обрабатывается встроенным двухкаскадным усилителем. Наряду с измерительным каналом в приборе имеется калибровочный канал, обеспечивающий возможность имитации действия ускорения путем подачи ВКУ переменного тока с амплитудой $I_{вх}$ от внешнего генератора. ВКУ представляет собой магнитоэлектрическую систему, состоящую из неподвижно закрепленной в корпусе обоймы с магнитами и обмотки на нижней части инерционного элемента [3].

Одним из основных параметров ПА является резонансная частота, определяющая частотный рабочий диапазон. В околорезонансной области амплитуда колебаний инерционного элемента прибора и выходной сигнал существенно возрастают, поэтому задаваемый ток должен быть минимальным для возможности проведения измерения с требуемой точностью и не приводить к выходу из строя ПА.

В работе [2] проведен обзор методов измерения резонансной частоты ПА и выбран наиболее эффективный метод – метод измерения с помощью сигнала «белый шум». Однако при серийном производстве внедрение новых методов испытаний, принципиально отличающихся от методов, заложенных разработчиком на этапе проектирования изделия, требует проведения дополнительных испытаний, подтверждающих легитимность предлагаемых изменений, и, как следствие, приводит к дополнительным затратам.

В связи с этим целью работы является обзор методов измерения резонансной частоты, выбор метода, максимально приближенного к методу, заложенному разработчиком при проектировании, а также разработка устройства, позволяющего оптимизировать производственный процесс измерения резонансной частоты ПА за счет повышения точности измерений и сокращения времени измерений.

Обзор методов измерения резонансной частоты. Рассмотрим основные методы измерения резонансной частоты прибора.

Метод «перебора частот». Метод заключается в пошаговом изменении частоты синусоидального сигнала $I_{вх}$, поданного с генератора в обмотку ВКУ [4]. Для этого выполняется поиск точки амплитудно-частотной характеристики, в которой отношение выходного напряжения к входному току имеет максимальное значение – резонансный пик. Сначала с большим шагом частот находится локальный участок с резонансным пиком, после чего с малым шагом частот определяют более точное значение резонансной частоты [5]. Средством задания синусоидального сигнала является внешний генератор сигналов специальной формы, а средством фиксации резонансного пика – осциллограф, либо вольтметр переменного тока.

Достоинством метода является достаточная точность измерения резонансной частоты прибора, недостатком метода является длительность проверки, в результате чего увеличивается время воздействия на чувствительный элемент прибора, что приводит к расходу его ресурса.

Метод «качающейся частоты (sweep)». Метод определения резонансной частоты ПА аналогичен предыдущему. Разница заключается лишь в том, что изменение частоты синусоидального сигнала $I_{ВХ}$ осуществляется в автоматическом режиме по определенной программе генератора специальных сигналов. Средства задания и фиксации резонансной частоты ПА аналогичны предыдущему методу, однако, генератор специальных сигналов должен быть оснащен функцией «sweep».

Длительность проверки методом «качающейся частоты (sweep)» и время воздействия на чувствительный элемент прибора сокращается относительно предыдущего метода за счет автоматизации задания входного воздействия, однако, переходный процесс из-за нелинейности исследуемой системы снижает точность измерения.

Метод «единичного ступенчатого воздействия». Метод основывается на выявлении в выходном сигнале прибора резонансной частоты чувствительного элемента при единичном ступенчатом воздействии подобном удару. Для осуществления этого необходим генератор сигналов специальной формы с функцией задания единичного ступенчатого сигнала, при этом в выходном сигнале прибора можно наблюдать затухающие колебания с частотой, равной резонансной. Следует отметить, что во избежание повреждения чувствительного элемента прибора, входное воздействие имеет ограничение по величине.

За счет кратковременного воздействия на чувствительный элемент длительность проверки методом «единичного ступенчатого воздействия» значительно меньше в сравнении с предыдущими, а точность измерения будет зависеть от быстродействия осциллографа.

Метод измерения с помощью сигнала «белый шум». Метод определения резонансной частоты ПА заключается в воздействии на чувствительный элемент прибора сигналом «белый шум», у которого спектральные составляющие практически равномерны на всем частотном диапазоне.

Оптимизация метода испытаний. Задача оптимизации метода испытаний решалась для серийно выпускаемого предприятием ПА с ВКУ. На этапе проектирования изделия разработчиком для проверки параметра «резонансная частота» был заложен «метод перебора частот». Основным недостатком этого метода, как уже говорилось ранее, является длительность проверки. Время измерения данным методом составляет от 6 до 7 минут.

Таким образом при выборе оптимального для конкретного изделия метода испытаний необходимо руководствоваться следующими критериями отбора: проверка в конкретном заданном частотном диапазоне; минимальное время проверки; ограниченное входное воздействие; входное воздействие в виде сигнала синусоидальной формы с внешнего генератора.

Из рассмотренных выше методов по обозначенным критериям отбора был выбран «метод измерения резонансной частоты качающейся частотой «sweep»». При проведении натурных экспериментов было выявлено, что при резонансном пике ПА разность фаз сигналов с задающего генератора и выхода прибора равна 0, т.е. для определения точного значения резонансной частоты ПА достаточно зафиксировать частоту в тот момент времени, когда сигнал задающего генератора и выходной сигнал прибора совпадают по фазе. Задача усложняется тем, что сигналы с внешнего генератора и выхода прибора имеют синусоидальную форму, и зафиксировать момент совпадения фаз достаточно сложно. При этом, по результатам патентных исследований аналогичная задача ранее не рассматривалась.

Поставленная задача была решена путем разработки логического измерителя моментов определения нуля (ЛИМОН), позволяющего провести преобразование сигнала с внешнего генератора и выходного сигнала прибора из синусоидальной формы в прямоугольную форму (рис. 1), а также зафиксировать момент совпадения их фаз (рис. 2). На рис. 1. приведена осциллограмма преобразования формы сигнала. На рис. 2 приведена осциллограмма с фиксацией совпадения фаз.

Из осциллограммы, приведённой на рис. 2, видно, что предлагаемый метод позволяет провести измерение частоты, на которой произошло совпадение фаз сигналов, с точностью до сотых долей Гц, а именно 912,41, в то время, как метод заложенный разработчиком [5] позволяет проводить измерения только до десятых. Время измерения предложенным методом не превысило 18 секунд, что в десятки раз меньше метода перебора частот.

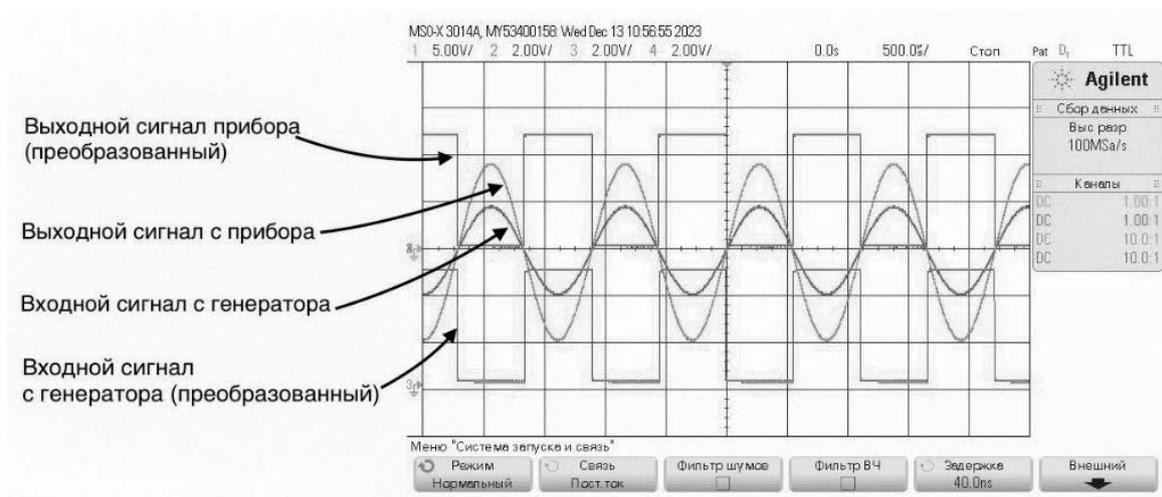


Рис. 1. Осциллограмма, показывающая преобразование формы сигнала

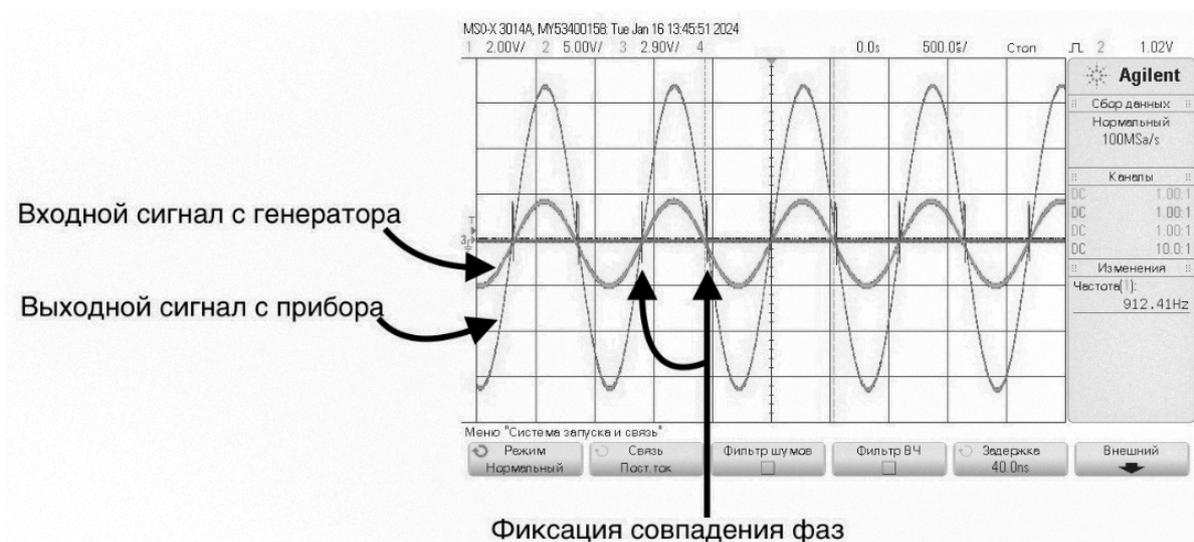


Рис. 2. Осциллограмма, показывающая моменты фиксации совпадения фаз

Заключение. Рассмотрены основные методы измерения резонансной частоты ПА с ВКУ, среди которых выбран метод с качающейся частотой как максимально схожий с методом перебора частот, заложенным разработчиком при проектировании изделия. Проведена оптимизация производственного цикла серийно выпускаемых ПА с ВКУ за счет разработки устройства - логического измерителя моментов определения нуля, применение которого позволяет сократить время проверки резонансной частоты изделия более чем в 22 раза, а также повысить точность измерений до 0,01 Гц.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Иорш Ю.И.** Виброметрия. Измерение вибрации и ударов. Общая теория, методы и приборы (2-е изд.). М.: ГНТИМЛ, 1963. 771 с.
2. **Полянский А.В., Пальков Р.С.** Разработка эффективного метода измерения резонансной частоты пьезоэлектрического акселерометра с внутренним калибровочным устройством // Навигация и управление движением. Материалы XXIII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» с международным участием. – СПб. ГИЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2021.327 с. ISBN 978-5-91995-082-0. (с. 163 – 165).
3. **Пальков Р.С., Кузнецов А.О., Нахов С.Ф., Проценко Е.В.** Синтез математической модели измерительного канала акселерометра пьезоэлектрического типа // Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления. №1/2020 С. 36-45
4. **Плотников Д.А.** Методы, алгоритмы обработки данных и устройства для систем управления и защиты турбоагрегатов // Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук. Федеральное

государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Южно-Российский государственный политехнический университет (НПИ) имени М.И. Платова», 2022.39с. УДК 621-251(043).

5. **Пальков Р.С.** Способ определения резонансной частоты пьезоэлектрического акселерометра с помощью сигнала «белый шум» // Навигация и управление движением. Материалы XXI конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» с международным участием. – СПб. ГИЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2019.394с. ISBN 978-5-91995-064-6. (с. 161-162).

Soldatova A.O., Polyansky A.V., Denisov F.V., Palkov R.S. (Filial AO NPTSAP - PO Korpus) **A method for measuring the resonant frequency of a piezoelectric accelerometer using a logical moment meter for determining zero**

Abstract. The paper describes a method for measuring the resonant frequency of a piezoelectric accelerometer using a logical zero moment meter.

УДК 681.51

Е.А. АЛАТЫРЕВ, К. Д. ДИНОВЕЦКИЙ
(СГТУ им. Гагарина Ю.А., г. Саратов)**АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОПЛАВКОВОГО ДАТЧИКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ СРЕДНЕЙ ТОЧНОСТИ И ПРЕЦИЗИОННОГО КВАРЦЕВОГО МАЯТНИКОВОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА КАК СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ**

Приводятся результаты компьютерного моделирования с использованием пакетов MatLab и Simulink динамических характеристик поплавкового датчика угловой скорости средней точности и прецизионного кварцевого маятникового акселерометра как систем автоматического управления, оцениваются показатели качества при изменении динамических характеристик. Делаются выводы о предельно возможных изменениях параметров датчика угловой скорости и кварцевого маятникового акселерометра, не приводящих к потере устойчивости систем автоматического управления.

Введение. Одним из объектов исследования в настоящей работе является поплавковый датчик угловой скорости (ДУС) средней точности как системы автоматического управления (САУ). Поплавковые ДУС нашли широкое применение в качестве измерителей угловой скорости в бесплатформенных инерциальных навигационных системах различного класса и принципа действия [1-3]. Они широко применяются в бесплатформенных инерциальных навигационных системах космического назначения, например, в системах управления космическими кораблями «Союз» и «Прогресс» в режиме подхода к орбитальной Международной космической станции, в первых ступнях ракет «Протон - М» и «Ангара - М», в системе стабилизации спутников в орбитальной группировке ГЛОНАСС [1, 4-5], а также во многих морских системах. Несмотря на то, что технологии поплавковых ДУС разработаны достаточно давно, еще в середине 1960-х годов [2, 3], они, тем не менее, находят до сих пор достаточно широкое применение. И объясняется это тем, что они обладают очень высокой надежностью и устойчивостью к вибрационным и ударным перегрузкам. Приблизительно с конца 1970-х годов, когда элементная база функциональной электроники стала более совершенной, практически все поплавковые ДУС стали выпускаться приборостроительными предприятиями как приборы компенсационного типа, т.е., когда об измеренной угловой скорости судят по сигналу из системы обратной связи прибора – силе тока или напряжению в случае САУ ДУС аналогового типа или цифровому коду в случае САУ дискретного типа [2-3].

Вторым объектом исследования в настоящей работе являются кварцевые маятниковые акселерометры (КМА). КМА, как и поплавковые ДУС, нашли широкое применение в качестве измерителей кажущегося ускорения в бесплатформенных инерциальных навигационных системах различного класса и принципа действия [1,2, 4-9]. Они широко применяются в бесплатформенных инерциальных навигационных системах космического и авиационного назначения, в ракетах для систем противовоздушной обороны, в баллистических ракетах и ракетах класса воздух – поверхность. Иными словами, спектр применения КМА весьма широк [6-9]. КМА относится к приборам прецизионного класса, а, следовательно, является инерциальным чувствительным элементом компенсационного типа.

В настоящей работе рассматривается САУ поплавкового ДУС и КМА аналогового типа [1].

Вследствие того, что объекты управления, в которых применяются как ДУС, так и КМА, как следует из приведенных выше примеров, весьма различны, то особые требования предъявляются и к динамическим характеристикам приборов. Дело в том, что их статические характеристики определяются, в основном, технологиями изготовления инерциального чувствительного элемента и являются характеристикой класса прибора. К ним относятся временная стабильность масштабного коэффициента и нулевого сигнала. И, если, например, разработчика САУ космического корабля, ракетной или морской системы эти характеристики по каким – либо причинам не устраивают, то необходимо выбрать другой тип измерителя угловой скорости или

кажущегося ускорения. Иное дело внешние возмущающие воздействия, действующие на систему в условиях эксплуатации. Естественно, что у пилотируемого космического корабля, первых ступеней ракетносителей «Протон - М» и «Ангара - М», спутника системы ГЛОНАСС, ракеты воздух - поверхность или морского объекта динамические воздействия абсолютно различны. И за устойчивость к этим воздействиям отвечает САУ ДУС или КМА [10], поэтому необходимо формировать усилитель обратной связи рассматриваемых приборов согласно техническому заданию, выданному приборостроительному предприятию разработчиком САУ объектом. Таким образом, современный поплавковый ДУС и КМА представляют собой сложную САУ, динамическая устойчивость которой при определенных параметрах системы играет важную роль и требует дополнительных исследований.

Настоящая работа посвящена анализу САУ поплавкового ДУС средней точности и прецизионного КМА при изменении параметров систем. Оцениваются показатели качества САУ приборов: запасы устойчивости по модулю и фазе, полоса пропускания, показатель колебательности, время регулирования и перерегулирование переходного процесса [10].

Описание САУ поплавкового ДУС и КМА. Рассмотрим вначале САУ поплавкового ДУС средней точности. На рис. 1 показан его внешний вид, а на рис. 2 – структурная схема системы автоматического управления [4], где введены следующие обозначения: ω_α – внешняя угловая скорость; H – кинетический момент ротора гироскопа; M_z , $M_{\text{дм}}$, ΔM – гироскопический момент, момент датчика момента, а также их разница; β – угловое перемещение гироскопа; $k_{\text{дм}}$, $U_{\text{дм}}$ – коэффициент усиления и напряжение выхода датчика угла; $k_{\text{ну}}$, $U_{\text{ну}}$ – коэффициент усиления и напряжение выхода предусилителя; $W_{\text{фчв}}(s)$, $U_{\text{фчв}}$ – передаточная функция и напряжение выхода фазочувствительного выпрямителя; $W_{\text{рег}}(s)$, $U_{\text{рег}}$ – передаточная функция и напряжение выхода аналогового регулятора; $W_{\text{умU}}(s)$, $W_{\text{умJ}}(s)$ – передаточные функции по напряжению и по току усилителя мощности; $I_{\text{дм}}$ – сила тока обратной связи через обмотку датчика момента; $U_{\text{вых}}$ – выходное напряжение; $k_{\text{дм}}$ – коэффициент усиления датчика момента.

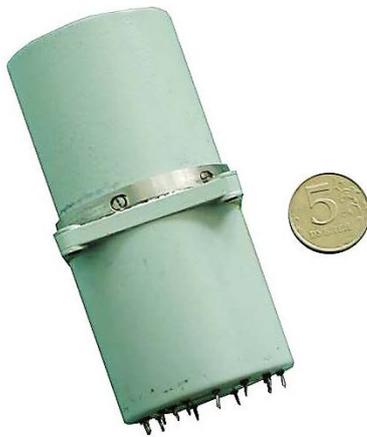


Рис. 1. Общий вид поплавкового ДУС средней точности

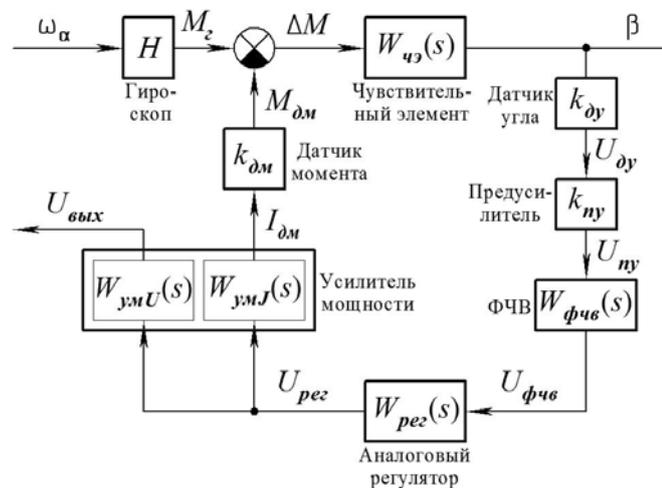


Рис. 2. Структурная схема САУ ДУС

Структурная схема, показанная на рис. 2., предназначена для анализа динамических характеристик САУ ДУС. Из схемы видно, что САУ поплавкового ДУС включает в себя датчик угла, предварительный усилитель, фазочувствительный выпрямитель, аналоговый регулятор, усилитель мощности и датчик момента. Эти узлы составляют отрицательную обратную связь, стабилизирующую движение гироскопа, включающего в себя ротор гироскопа и поплавковую гироскопическую камеру, взвешенную в поддерживающей жидкости в корпусе прибора для демпфирования ударов и вибровозмущений, возникающих в процессе эксплуатации, – чувствительного элемента ДУС при действии внешней угловой скорости, воздействующей через кинетический момент гироскопа H , сформированного вращающимся ротором гироскопа [2-3]. Принадлежностью механической части прибора являются чувствительный элемент – гироскопическая камера с гироскопом [4], датчик угла и датчик момента. Все остальные узлы обратной связи ДУС являются принадлежностью усилителя обратной связи, который обеспечивает динамическую устойчивость прибора.

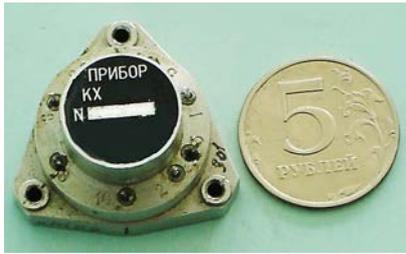


Рис. 3. Внешний вид КМА

для анализа динамических характеристик САУ КМА. Из схемы видно, что САУ акселерометра включает в себя датчик угла, предварительный усилитель, фазочувствительный выпрямитель, аналоговый регулятор, усилитель мощности и датчик момента. Эти узлы составляют отрицательную обратную связь, стабилизирующую движение кварцевой пластины – чувствительного элемента акселерометра при действии внешнего ускорения, воздействующего через маятниковость, обеспеченную катушками датчика момента, вклеенными на пластине акселерометра. Принадлежностью механической части прибора являются чувствительный элемент – кварцевая пластина, зажатая в полукорпусах, сформированных из суперинвара [4], датчик угла и датчик момента. Все остальные узлы обратной связи акселерометра являются принадлежностью усилителя обратной связи, который обеспечивает динамическую устойчивость прибора.

Рассмотрим САУ прецизионного КМА. На рис. 3 показан внешний вид КМА, а на рис. 4 – упрощенная структурная схема [4, 6], где для узлов, составляющих обратную связь используются обозначения аналогичные рис.2, а также введены следующие обозначения: q — входное ускорение; m — масса маятника; l – плечо маятника; M_q , $M_{\Delta m}$, ΔM — моменты от маятниковости и датчика момента, а также их разница; β — угловое перемещение маятника.



Рис. 4. Упрощенная структурная схема САУ КМА

Если электромеханическая часть остается неизменной, так как она формирует статические характеристики ДУС или КМА, то структура усилителя обратной связи может меняться в зависимости от объекта управления и динамических характеристик, оговоренных в техническом задании на прибор, в зависимости от того, инерциальным чувствительным элементом какой бесплатформенной инерциальной навигационной системы он является.

Анализ САУ поплавкового ДУС и КМА. Как известно из теории автоматического управления [10], есть две основных задачи, решаемые в ее рамках: задача анализа САУ и задача синтеза САУ. В настоящей работе решается задача анализа САУ поплавкового ДУС и КМА. Система автоматического управления синтезирована и рассмотрена в работах [4-7]. Оценивается изменение динамических характеристик и показателей качества САУ ДУС и КМА в зависимости от параметров усилителя обратной связи. Анализ частотных характеристик замкнутой и разомкнутой САУ ДУС и КМА проводился в программном пакете MatLab [11], а анализ характеристик переходных процессов - в программном пакете Simulink [11]. Результаты, полученные в ходе анализа приведены в таблице 1.

Т а б л и ц а 1

Результаты математического моделирования

Тип прибора	Запас устойчивости по амплитуде, дБ	Запас устойчивости по фазе, град	Показатель колебательности	Полоса пропускания, Гц	Время регулирования, с	Перерегулирование, %
ДУС	10	38,5	1,57	24,6	0,08	6
КМА 1g	35	46	1,46	360	0,08	20
КМА 10g	15,5	44,5	1,42	580	0,05	9,3

Следует отметить, что у КМА исследования проводились в двух диапазонах измерения: до 1g и до 10 g, где g – ускорение силы тяжести Земли, но из таблицы видно, что показатели качества отличаются незначительно, исключая полосу пропускания. Объясняется это тем, что за динамическую устойчивость САУ отвечает, в основном, запас по фазе [10], поэтому система управления КМА отличается хорошими робастными свойствами.

Заключение. В работе решена задача анализа САУ поплавкового ДУС средней точности и прецизионного кварцевого маятникового акселерометра с применением компьютерного моделирования в программных пакетах MatLab и Simulink. Получены предельно возможные изменения параметров ДУС и КМА, неприводящие к потере устойчивости их систем автоматического управления. Дальнейшие исследования по анализу автоматических систем управления кварцевых маятниковых акселерометров и поплавковых ДУС будут посвящены переходу от аналоговых систем управления к цифровым, а также исследованию возможностей компенсации температурных и вибрационных погрешностей приборов в их цифровой обратной связи.

ЛИТЕРАТУРА

1. Калихман Д.М., Депутатова Е.А., Скоробогатов В.В., Гнусарёв Д.С. Перспективы развития БИНС на современных типах гироскопов и акселерометров в ракетно – космической технике. // Сборник трудов VII Международной научной конференции «Проблемы управления, обработки и передачи информации» (УОПИ-2018). Саратов: Изд-во СГТУ, 2019. С. 29-53.
2. Коновалов С.Ф., Никитин Е.А., Селиванова А.М. Проектирование гироскопических систем. М.: Высш. шк., 1980. 120 с.
3. Пельпор Д.С. Гироскопические системы. В 3 т. М.: Высшая школа, 1986.
4. Калихман Д.М., Депутатова Е.А. Математическое моделирование мехатронных систем. Учебное пособие. Часть 1. Гироскопические измерители угловой скорости и акселерометры., Саратов: Изд-во СГТУ им. Гагарина Ю.А., 2020 г., 68 с. ISBN – 978-5-7433-3418-6.
5. Калихман Д.М., Депутатова Е.А. и др. Проблемы разработки современных блоков электромеханических измерителей угловой скорости и кварцевых маятниковых акселерометров для объектов ракетно-космической техники. История и перспективы развития // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. Вып. 10 / под научной ред. В.Я. Распопова. Тула: Изд-во ТулГУ, 2016. С. 311–325.
6. Калихман Д.М., Калихман Л.Я., Депутатова Е.А., Скоробогатов В.В., Николаенко А.Ю., Нахов С.Ф. Опыт проектирования и изготовления блоков измерителей линейного ускорения на кварцевых маятниковых акселерометрах с аналоговой и цифровой системами управления. Монография. - Саратов: Изд-во СГТУ им. Гагарина Ю.А., 2021, 240 с. ISBN – 978-5-7433-3456-8.
7. Калихман Д.М., Скоробогатов В.В. Перспективы развития кварцевых маятниковых акселерометров в БИНС авиационного и космического применения // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами, № 20, 2018. С. 21–50.
8. Коновалов С.Ф. Навигационные акселерометры. Учебное пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023 г., 328 с. ISBN – 978-5-7038-6018-2.
9. Ривкин Б.С. Аналитический обзор состояния исследований и разработок в области навигации за рубежом. Выпуски 1–4. СПб.: Изд-во ЦНИИ «Электроприбор», 2017–2022.
10. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического регулирования. М.: Наука, 1975. 767 с.
11. Дьяконов В.П. Matlab 6.5 SP1/7 + Simulink 5/6®. Основы применения. Серия «Библиотека профессионала». М.: СОЛОН-Пресс, 2005. 800 с.

E.A. Alatyrev, K.D. Dinovetsky (Yu.A. Gagarin State Technical University, Saratov). **Analysis of dynamic characteristics of a medium-accuracy float angular velocity sensor and a precision quartz pendulum accelerometer as automatic control systems**

Abstract. The article presents the results of computer simulation using MatLab and Simulink packages of the dynamic characteristics of a medium-accuracy float angular velocity sensor and a precision quartz pendulum accelerometer as automatic control systems, and evaluates the quality data when the dynamic characteristics change. Conclusions are made about the maximum possible changes in the parameters of the angular velocity sensor and quartz pendulum accelerometer that do not result in the loss of the automatic control systems stability.

УДК 681.51

Л. Е. КОЧЕГИЗОВА, А. С. МАЛЮГИН, Д. И. МАРТЫНЕНКО, С. В. ФЕТИСОВ
(АО «Инерциальные технологии «Технокомплекс», г. Раменское)

ОПТИМИЗАЦИЯ АЛГОРИТМА РАЗГОНА ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ВОЛНОВОГО ГИРОСКОПА

В работе представлено исследование влияния формы и частоты возбуждающего колебания сигнала на динамические характеристики твердотельного волнового гироскопа, включая выход амплитуды колебаний резонатора на рабочее значение (разгона). Приведены результаты моделирования. На основе полученных результатов предложен алгоритм разгона, который опробован на цифровой модели твердотельного волнового гироскопа, суммарное время выхода на рабочую амплитуду сократилось до 30 секунд.

Введение. В современном мире в сфере разработки навигационных приборов и систем основными тенденциями являются миниатюризация, повышение точности, а также уменьшение времени готовности приборов и систем. Одним из активно развивающихся направлений является разработка твердотельных волновых гироскопов [1]. Ключевым требованием для гироскопов данного типа является обеспечение высоких динамических характеристик, в том числе характеризующих время готовности.

В настоящее время ведутся работы по нахождению оптимального решения для реализации разгона твердотельного волнового гироскопа с точки зрения затрачиваемого времени [2] [3].

Целью работы является исследование влияния формы и частоты возбуждающего сигнала на выход амплитуды колебаний полусферического резонатора твердотельного волнового гироскопа (далее – ТВГ) на рабочее значение (далее – разгон) с использованием моделирования разгона прибора на цифровой модели [4]. Цифровая модель представляет собой совокупность нескольких математических моделей, позволяющих полноценно исследовать работу реального прибора.

Для начала проведем исследование влияния ошибки определения резонансной частоты на эффективность разгона. Это исследование позволит оценить диапазон допустимой ошибки определения частоты, не оказывающий значительного негативного воздействия на разгон.

Исследование влияния ошибки определения резонансной частоты. Моделирование работы ТВГ проводится при условии отсутствия технологических погрешностей резонатора для упрощенной оценки эффективности разгона, так как при наличии технологических погрешностей при разгоне растет не только амплитуда полезных колебаний, но также и амплитуда квадратурных колебаний. Считаем, что резонансная частота чувствительного элемента (далее – ЧЭ) составляет 5000 Гц. Внешнее разгоняющее воздействие осуществляется по двум каналам управления синфазным синусоидальным сигналом с постоянной частотой. Время воздействия 5 секунд. Это время было выбрано исходя из экономии времени и ресурсов на исследование, а также для проверки возможности реализации разгона за такое малое время. Результаты моделирования приведены в таблице 1. Добротности 10 млн. и 1 млн. составляют диапазон наиболее распространенных значений добротности приборов [3], исходя из опыта разработки.

Т а б л и ц а 1

Результаты моделирования разгона прибора с ошибкой определения резонансной частоты

Добротность, ед.	Частота воздействия, Гц	Ошибка частоты воздействия, Гц	Амплитуда по окончании разгона, В
10 млн.	4999,9	0,1	0,7927
	4999,0	1,0	0,0141
	4990,0	10,0	$4,2681 \cdot 10^{-4}$
1 млн.	4999,9	0,1	0,7598
	4999,0	1,0	0,0137
	4990,0	10,0	$3,9213 \cdot 10^{-4}$

¹ Научный руководитель: к.т.н., директор по науке Некрасов А.В.

Как видно из данных в таблице 1, величина амплитуды по окончании воздействия обратно пропорциональна ошибке частоты воздействия, при ошибке определения резонансной частоты в 1 Гц эффективность разгона составляет лишь 1,4% от рабочей амплитуды, что показывает необходимость определения резонансной частоты с большей точностью, чем это значение.

Исследование разгона прибора при синусоидальном воздействии переменной частоты. Для демонстрации моделирование разгона ТВГ проводится при условиях, аналогичных преды-

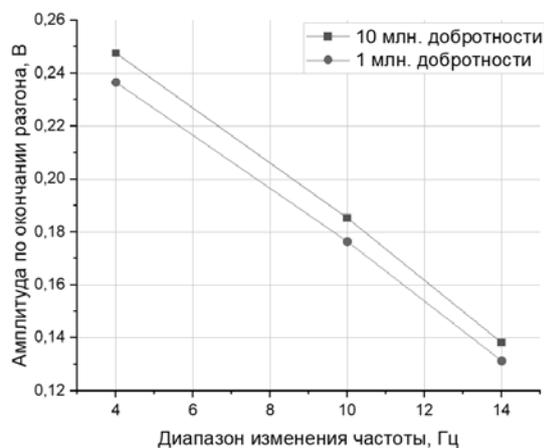


Рис. 1 График зависимости величины амплитуды после разгона от диапазона изменения частот.

дущему исследованию. Диапазон изменения частоты воздействия был выбран симметрично относительно резонансной частоты ЧЭ. По результатам моделирования разгона была выявлена линейная зависимость величины амплитуды колебаний ЧЭ по окончании разгона от величины диапазона изменения частоты, что видно на рисунке 1. Также было выявлено, что при синусоидальном воздействии с несимметричным диапазоном частот относительно резонансной частоты, большая амплитуда колебаний достигается, если резонансная частота находится после средней частоты диапазона.

Исследование разгона прибора при воздействии меандром. Известны также методы разгона ТВГ импульсным сигналом типа меандр [5]. В ходе исследования воздействие меандра осуществлялось с переменной частотой, изменяющейся по линейному закону с дискретным шагом

величиной 1 Гц. Суммарное время воздействия оставалось неизменным и составляло 5 секунд.

По результатам исследования было выявлено, что эффективность разгона меандром зависит от величины шага дискретизации частот, а также точности попадания в резонансную частоту. При крупном шаге следования частот (1 Гц) эффективность была выше, чем у синуса переменной частоты, при совпадении частоты возбуждения с резонансной за счет более длительного воздействия на этой частоте. В случае более мелкого шага, чем указано выше, и попадания в резонансную частоту эффективность этих способов сопоставима. Также необходимо отметить влияние скважности меандра на эффективность разгона. В случае, если скважность отличалась от 50%, то эффективность разгона этим методом падала.

Вследствие этих многочисленных факторов был выбран именно метод воздействия синусом с переменной частотой.

Разработанный алгоритм разгона. На основании проведенных испытаний можно сделать вывод, что оптимальным является разгон гироскопа на резонансной частоте, но точное определение резонансной частоты гироскопа в эксплуатационных условиях невозможно, так как резонансная частота изменяется в зависимости от температуры. Для учета этого фактора разработан алгоритм, приведенный по пунктам ниже:

1. Воздействие на резонатор синусоидальным воздействием с переменной частотой в течение 1 секунды. Используется симметричный диапазон частот величиной 4 Гц.
2. Оценка собственной резонансной частоты прибора по полученным сигналам в течение 1 секунды и последующей фиксацией определенной частоты.
3. Воздействие на резонатор синусоидальным воздействием с величиной частоты, определенной в пункте 2, в течение 3 секунд.

Таким образом, суммарное время возбуждающего воздействия на резонатор составляет 5 секунд. За счет оценки частоты во время разгона можно с достаточно высокой точностью оценить резонансную частоту и далее возбуждать резонансные колебания уже на ней, что позволяет за малый промежуток времени достичь 80% рабочей амплитуды колебаний, оставшиеся 20% достигаются в рабочем режиме контуром обратной связи. Суммарное время выхода на рабочую амплитуду составило не более 30 секунд [4].

Заключение. В работе продемонстрированы и описаны результаты исследования влияния различных формы возбуждающих колебаний на разгон ТВГ, выполненные при помощи моделирования работы прибора в цифровой модели. На основании полученных результатов предложен алгоритм разгона прибора, позволивший реализовать процесс выхода на рабочую амплитуду не более чем за 30 секунд.

ЛИТЕРАТУРА

1. **А. В. Требухов, Д. А. Меркушов, А. В. Алехин и др.** Практическая разработка инерциальных систем ориентации и навигации на твердотельных волновых гироскопах для высокоманевренных летательных аппаратов // XXIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам: сборник материалов. - СПб.: ГИЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. - С. 68-77.
2. **Wang D. et al.**, "Indirect Excitation of micro-HRG Using Segmented Piezoelectric ALD PHT Actuator," 2023 IEEE International Symposium on Inertial Sensors and Systems (INERTIAL), Lihue, HI, USA, 2023, pp. 1-4
3. **Лунин Б. С., Матвеев В. А., Басараб М. А.** Волновой твердотельный гироскоп. Теория и технология : [монография] / - М. : Радиотехника, 2014. - 174 с. : ил. - Библиогр.: с. 159-171. - ISBN 978-5-88070-381-4.
4. **Кочегизова Л.Е., Фетисов С.В., Малюгин А.С., Мартыненко Д.И., Вахлярский Д.С.** Модель твердотельного волнового гироскопа в среде SIMULINK // Навигация и управление движением. Материалы XXV Юбилейной конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». - СПб.: ГИЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2023. - С. 88-90.
5. **Xu, X.; Liu, X.; Zhang, Y.** A Quick Start Method for MEMS Disk Resonant Gyroscope. Sensors 2021, 21, 7986. <https://doi.org/10.3390/s21237986>

L.E.°Kochegizova, A.S.°Malyugin, D.I.°Martyненко, S.V. Fetisov, (JSC "Inertial Technologies of Technocomplex", Rameskoye).
Refinement of hemispherical resonator gyroscope actuation algorithm

Abstract. Физфексе The paper presents the research of factors that influence the dynamic parameters of hemispherical resonator gyroscope. The research includes the achievement of oscillating amplitude of resonator working value (actuation). The shown results are acquired by means of simulating operation. On account of obtained results new algorithm of actuation is proposed and probed in digital model of hemispherical resonator gyroscope.

УДК 681.51

А. П. ЧАПУРСКИЙ, М.И. ЕВСТИФЕЕВ, Е. Д. УСКОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

ПРОБЛЕМЫ МИНИАТЮРИЗАЦИИ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА

Рассмотрены проблемы миниатюризации отечественного волоконно-оптического гироскопа навигационного класса точности. Проведен анализ основных направлений исследований для уменьшения массогабаритных характеристик волоконно-оптического гироскопа и бесплатформенных инерциальных систем на их основе, которые могут быть использованы при разработке навигационных комплексов следующих поколений.

Введение. В настоящее время широко используются бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС), в которых в качестве чувствительных элементов применяют волоконно-оптические гироскопы (ВОГ). Лучшие образцы БИНС на ВОГ, такие, как например Magins M11 фирмы iXblue (Франция), обеспечивают навигационный класс точности с дрейфом нуля ВОГ менее 10^{-4} °/ч [1-2]. В России разработкой ВОГ занимается ряд предприятий, среди них АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», ООО НПК «Оптолинк», Пермская НППК, АО «Физоптика».

Расширение рынка БИНС приводит к необходимости проведения исследований и разработок миниатюрных систем и их чувствительных элементов на основе минимизации критерия SWaP+C (размеры, вес, энергопотребление и стоимость) [3]. Существуют отечественные малогабаритные ВОГ, выпускаемые фирмой АО «Физоптика», с размерами $\varnothing 24 \times 50$ мм и дрейфом 3 °/ч. Однако микромеханические гироскопы (ММГ), не имеющие конкуренции по достижению минимума критерия SWaP+C, достигли уровня дрейфа 0,1-10 °/ч. Это позволило вытеснить системы на ВОГ системами на ММГ в области тактического класса точности [3, 4].

Развитие систем навигационного класса точности и расширение областей их применения приводит к необходимости снижения критерия SWaP+C и миниатюризации ВОГ с сохранением точностных характеристик. Для классических интерференционных ВОГ снижение дрейфа связано с использованием большой длины оптоволокна и, соответственно, большого диаметра катушки интерферометра. Достижение уровня дрейфа менее 10^{-3} °/ч обуславливает использование катушек диаметром 200 мм, что не позволяет создать малогабаритные БИНС.

Создание миниатюрного интерферометрического ВОГ является актуальной задачей для отечественного приборостроения с целью разработки малогабаритных БИНС навигационного класса точности. Известна разработка измерительного инерциального модуля Umix (iXBlue, Франция), который имеет размеры $\varnothing 89 \times 75$ мм. Диаметр катушки интерферометра ВОГ составляет 40 мм, а дрейф такой системы при стабильной температуре не превышает 0,005 °/ч [5]. Таким образом, целью данной работы является анализ проблематики миниатюризации волоконно-оптического гироскопа и определения направлений для дальнейших исследований.

Анализ проблем миниатюризации. Для создания малогабаритного ВОГ навигационного класса точности необходимо комплексное решение ряда физико-технических и конструкторско-технологических проблем. К основным проблемам и направлениям исследований следует отнести следующие:

1. *Температурная зависимость.* Как известно, наибольший вклад в погрешности ВОГ вносит изменение температуры окружающей среды [6]. Одна из основных проблем состоит в обеспечении минимальных градиентов температур по всей катушке с волокном на уровне 0,1 °С или ниже, для снижения термоупругих напряжений в оптоволокне. Это требование приводит к необходимости согласования температурных коэффициентов линейного расширения (ТКЛР) элементов интерферометра – оптоволокна, каркаса, заливающего компаунда. Один из возможных вариантов - это выбор специального материала каркаса катушки таким образом, чтобы его ТКЛР совпадал с ТКЛР волокна с защитной оболочкой и компаундом. Для уменьшения габаритов и исключения проблемы согласования ТКЛР возможно создание бескаркасной катушки [5], что, в свою очередь вызывает конструкторско-технологическую проблему обеспечения точ-

ной и стабильной базировки оси чувствительности интерферометра, особенно в условиях внешних вибрационных воздействий.

2. *Влияние магнитных полей.* Для снижения влияния внешнего магнитного поля на оптоволоконно, необходимо обеспечивать коэффициент экранирования катушки не менее 300. Данное требование обусловлено возникновением эффекта Фарадея в волоконном контуре, в результате которого происходит вращение плоскости поляризации световой волны, что негативно влияет на уровень дрейфа выходного сигнала. В конструкции ВОГ [7] используется трехслойный магнитный экран из магнитомягкого сплава. Снижение габаритов конструкции требует снижения толщины слоев и оптимизации конфигурации экранов.

3. *Создание оптического волокна меньшего диаметра.* В серийных образцах ВОГ используется оптическое волокно с сохранением поляризации с наружным диаметром по защитной оболочке в диапазоне 160-250 мкм [11]. При укладке оптоволоконно, размещении и стыковке с электрооптическими компонентами необходимо обеспечивать определенные радиусы изгиба волокна для снижения оптических потерь. Для миниатюризации ВОГ необходимо изготовление оптоволоконно меньшего диаметра, что позволит уменьшить допустимые радиусы изгиба оптоволоконно и благоприятно скажется на общих габаритах чувствительной катушки при той же длине оптического пути. Проблемой в данном случае является необходимость сохранения поляризационных свойств оптоволоконно при уменьшении диаметра.

4. *Изменение элементной базы.* Для функционирования интерферометра имеется ряд компонентов, таких как многофункциональная интегральная оптическая схема (МИОС), поляризатор, оптический разветвитель, электронные платы, источник оптического излучения. Для миниатюризации ВОГ необходим тщательный пересмотр как габаритных, так и функциональных параметров компонентов схем с одновременным снижением шумовых характеристик. Для миниатюризации габаритов используемого МИОС требуется внедрение технологии протонного обмена [10] при его изготовлении.

5. *Изменение схемы построения ВОГ.* Известно [8, 9], что теоретически резонаторный ВОГ позволяет при использовании на несколько порядков меньшей длины волокна достичь той же точности измерений, что и интерферометрический ВОГ. По этой причине резонаторная конфигурация позиционируется как более дешевая, робастная и обладающая наибольшим потенциалом к снижению габаритов, веса и потребляемой мощности по критерию SWaP+C. Несмотря на то, что резонаторный ВОГ находится на стадии лабораторных исследований целесообразно оценить потенциал его миниатюризации. На сегодняшний момент лучшие функционирующие образцы данных гироскопов, согласно [1], на основе волоконных резонаторов, обладают следующими функциональными характеристиками: при диаметре резонатора 60 мм величина случайного дрейфа составляет 2,0 °/ч за время интегрирования 1 с и 1,23 °/ч за 5 с. При увеличении диаметра до 120 мм случайный дрейф составил 0,37 °/ч за время интегрирования 1 с и 0,06 °/ч за 370 с.

Заключение. Рассмотрены основные принципы функционирования и варианты конструкций волоконно-оптических гироскопов различных типов, а также бесплатформенных инерциальных систем на их основе. Проанализированы ключевые проблемы на пути создания малогабаритного волоконно-оптического гироскопа, на основе применяемых компонентов, существующих конструктивных решений, а так же внешних возмущающих воздействий. Выявлены направления для дальнейших исследований. Комплексное решение вышеперечисленных задач позволит создать малогабаритный волоконно-оптический гироскопов навигационного класса точности, который может стать основой для навигационных комплексов ЦНИИ "Электроприбор" следующих поколений.

ЛИТЕРАТУРА

1. Драницына Е.В., Унтилов А.А., Егоров Д.А., Современное состояние разработок волоконно-оптических гироскопов и перспективы их развития / Гироскопия и навигация. Том 31, № 4 (123), 2023.
2. Exail Company. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.exail.com> . Дата последнего обращения: 12.01.2024.
3. Пешехонов В.Г. Перспективы развития гироскопии / Гироскопия и навигация, № 2, 2020.
4. Goodall C., Carmichael S., Scannell B. The Battle Between MEMS and FOGs for Precision Guidance // Technical Article MS-2432, 2013

5. **Ferrand S., Rattier M., Molucon C., Gautier K., Cheiney P., Peter E., Mancini M.** UmiX series: How to miniaturize FOG technology. 2022 IEEE International Symposium on Inertial Sensors and Systems (INERTIAL), Avignon, France, 2022, pp. 1-4, doi: 10.1109/INERTIAL53425.2022.9787535.
6. **Драницына Е. В., Егоров Д. А.** Исследование зависимости выходного сигнала волоконно-оптического гироскопа от температуры в составе бескарданного инерциального измерительного модуля // XIV конференция молодых ученых «Навигация и управление движением». СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». 2012. С. 447-452.
7. **Мешковский И. К., Стригалева В. Е., Дейнека Г. Б., Пешехонов В. Г., Несенюк Л. П.** Трехосный волоконно-оптический гироскоп для морских навигационных систем // Материалы XVI Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. – СПб: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009 С7-12.
8. **Венедиктов В. Ю., Филатов Ю. В., Шалымов Е. В.** Современное состояние оптических резонаторных гироскопов / Гироскопия и навигация, № 1, 2023.
9. **Lefevre H.C.** The Fiber Optic Gyroscope, 3rd ed. Norwood: Artech House Publishers, 2022. 512 p.
10. **Мешковский И. К., Стригалева В. Е., В.С.Серебрякова.** Оптимизация параметров изготовления интегрально-оптических элементов для волоконно-оптических гироскопов/ Научно-технический вестник ИТМО.№4(49) 2008г
11. **Лесникова, Ю.И.** Анализ влияния двухслойного защитноупрочняющего покрытия на деформационные и оптические характеристики волокна типа Panda // Вестник ПНИПУ. Машиностроение, материаловедение. – 2022. – Т. 24. – № 1. – С. 49–61. (ВАК)

A.P.Chapurskiy, M.I.Evstifeev, E.D.Uskov (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg). **Challenges to fiber-optic gyroscope miniaturization.**

Abstract. The article describes certain design features of national produced navigation grade fiber-optic gyroscope. The main problems of reducing mass-dimensional characteristics of the fiber-optic gyroscope and strapdown inertial navigation system and possible ways to solve them are stated.

УДК 681.7

Д.А.ГОНТАРЬ

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

Е.Н.КЛИМОВА

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

АНАЛИЗ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ КАТУШКИ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА К ВОЗДЕЙСТВИЮ ОСЕВОГО МАГНИТНОГО ПОЛЯ

Исследуется чувствительность катушки волоконно-оптического гироскопа к воздействию магнитного поля, действующего в осевом направлении. Приводятся аналитические зависимости сдвига фаз встречных волн от напряженности магнитного поля и результаты экспериментальных данных.

Введение. На сегодняшний день волоконно-оптические гироскопы (ВОГ) достигли высокого уровня точности – нестабильность смещения нуля на уровне 10^{-5} °/ч [1, 2]. Правда такую точность ВОГ демонстрируют в высокостабильных лабораторных условиях, но, чтобы получить такой же результат при эксплуатации изделия необходимо решить ряд технических задач, связанных с высокой чувствительностью их выходного сигнала к изменениям условий окружающей среды. Основные усилия разработчиков направлены на борьбу с температурной чувствительностью [3-7], но ВОГ так же чувствителен и к внешнему магнитному полю. При воздействии магнитного поля, напряженность которого лежит в плоскости, параллельной плоскости катушки, возникает поворот поляризации плоско поляризованной волны в волокне, вызванной эффектом Фарадея, что приводит к появлению смещения нуля выходного сигнала ВОГ [2]. Использование двулучепреломляющего волокна снижает это влияние, хотя и не исключает полностью из-за наличия продольной скрутки волокна [8]. Однако, ВОГ демонстрирует смещение выходного сигнала и при воздействии осевого магнитного поля, напряженность которого действует вдоль оси ортогонально плоскости катушки и направлению распространения света в волокне, что указывает на его нефарадеевский характер. Утверждается [8], что величина этого смещения зависит лишь от количества витков в катушке и не зависит от ее геометрии (радиуса и длины волокна), однако это утверждение нуждается в экспериментальном подтверждении.

Таким образом целью настоящей работы является исследование чувствительности волоконно-оптической катушки (ВОК) к воздействию осевого магнитного поля. Под чувствительностью в настоящей работе будем понимать смещение фаз встречных волн под воздействием магнитного поля.

Влияние осевого магнитного поля на катушку ВОГ. В осевом (поперечном) магнитном поле свойства среды (оптического волокна) не зависят от направления распространения. Поэтому, разность фазовых набегов встречных волн может возникать вследствие расщепления их траекторий в плоскости контура из-за несимметричного смещения мод, пропорционального магнитному полю. Причем, смещение само по себе не приводит к фазовой невзаимности, а лишь в комбинации с изгибом волокна, как в контуре ВОГ. Нефарадеевская невзаимность и вызванный ею сдвиг фаз $\Delta\varphi_{ВЛ}$ пропорциональны количеству N витков волокна в ВОК и не зависят от ее размера и формы контура [8]:

$$\Delta\varphi_{ВЛ} = 12 \cdot \frac{V \cdot B \cdot \lambda}{n} \cdot N. \quad (1)$$

Здесь λ – длина волны; V – постоянная Верде, для кварцевого волокна $V = 6 \times 10^{-6} \text{ рад} \cdot \text{Э}^{-1} \cdot \text{м}^{-1}$, n – показатель преломления среды. При длине волны 1550 нм нефарадеевский сдвиг фазы будет составлять:

$$\frac{\Delta\varphi_{ВЛ}}{N} = 0.0019 \text{ мкрад/Э} \cdot \text{Виток}. \quad (2)$$

¹ Научный руководитель: Е.В.ДРАНИЦЫНА

Так как в ВОК число витков, как правило, превосходит 103, интегральный сдвиг фазы и смещение выходного сигнала будут значительными.

Экспериментальное определение чувствительности ВОК к осевому магнитному полю. В ходе эксперимента по определению чувствительности ВОК к осевому магнитному полю катушка размещалась внутри колец Гельмгольца, способных задавать мало градиентное направленное магнитное поле в диапазоне от -5 до 5 Э (рис. 1).

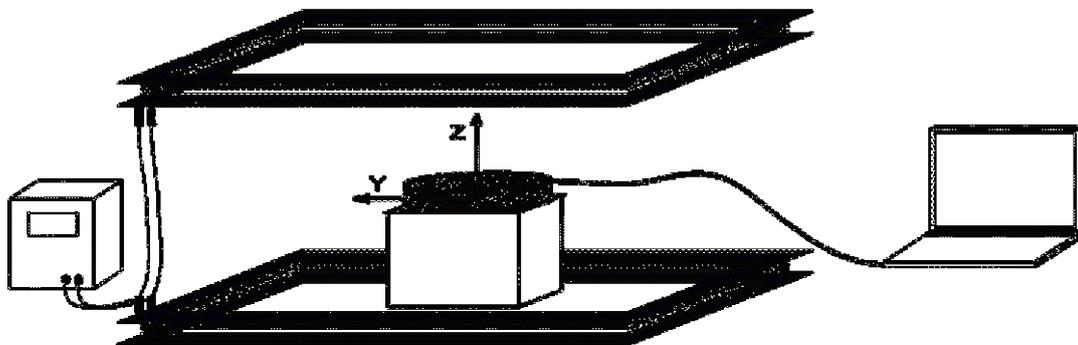


Рис. 1. Функциональная схема стенда для изменения чувствительности ВОК к напряженности магнитного поля в осевом направлении

С помощью колец Гельмгольца задавалось магнитное поле с напряженностью в диапазоне от -5 до 5 Э с шагом 1 Э. На каждом шаге производилась фиксация данных ВОК и магнитометра, размещенного соосно с измерительной осью ВОК, в течение 30 минут. При этом применялась технология, позволяющая избежать влияния эффекта остаточной намагниченности на выходной сигнал ВОК. На рисунке 2 представлен график зависимости смещения фазы от напряженности действующего магнитного поля для осевого направления.

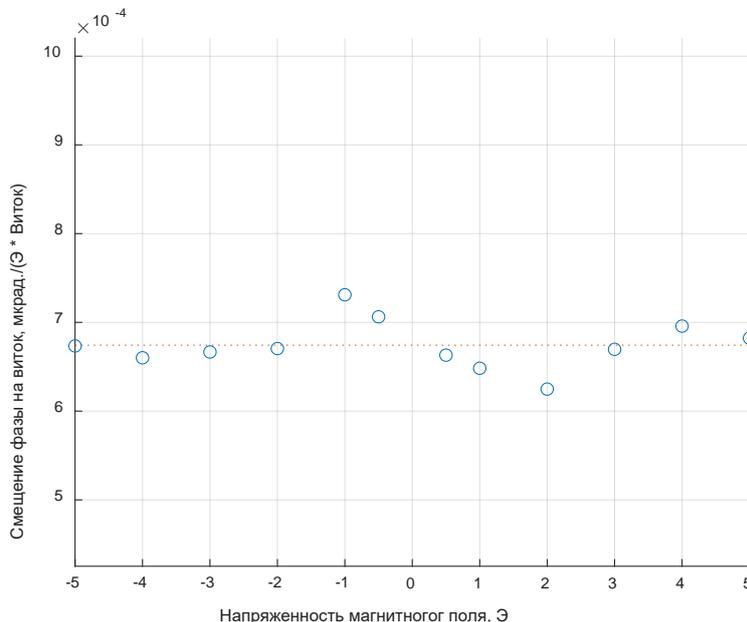


Рис. 2. Сдвиг фазы в зависимости от напряженности осевого магнитного поля.

Средняя чувствительность сдвига фазы к магнитному полю 0.00067 мкрад./Э · Виток, что в 3 раза меньше расчетного (2). Это может быть объяснено тем, что на практике оси одномодового волокна, сохраняющего поляризацию, вращаются из-за скручивания вдоль катушки, и этот поперечный магнитооптический эффект уменьшается, поскольку поперечный (осевой) магнитный эффект отсутствует, если поляризация параллельна оси катушки.

Заключение. В работе представлены результаты эксперимента по определению чувствительности катушки ВОГ к осевому магнитному полю. Полученный результат меньше рассчитанного теоретически почти в 3 раза, что может быть вызвано скручиванием волокна в продольном направлении.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Пешехонов В.Г.** Перспективы развития гироскопии // Гироскопия и навигация. 2020. Т. 28, № 2. С. 3–10.
2. **Лефевр Э.К.** Волоконно–оптический гироскоп: достижения и перспективы // Гироскопия и навигация. 2012. №4 (79). С. 3–9.
3. **Osunluk B., Ogut S., Ozbay E.** // Thermally induced bias error due to strain inhomogeneity through the fiber optic gyroscope coil // Vol. 59, No. 33 / 20 November 2020 / Applied Optics
4. **Mohr, F.** Error signal formation in FOGs through thermal and elasto-optical environmental influences on the sensing coil / F. Mohr, F. Schadt. // Inertial Sensors and Systems, 2011. – P. 2.1–2.13.
5. **Mohr F.** Thermo-optically induced bias drift in fiber optical sagnac interferometers, Journal of Lightwave Technology, 2002, vol. 14, no. 1, pp. 27-41.
6. **Zang P., Wang J., Li K.** // Research on the Technology for Suppressing Shupe Error of Fiber Optic Gyroscope Based on Structure that Integrates Thermal Conduction and Insulation / 29th Saint-Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems.
7. **Гонтарь Д.А., Драницына Е.В.** // Повышение эффективности компенсации температурной чувствительности волоконно-оптического гироскопа // XXIX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, сборник материалов, 2022. P. 266-268
8. **Логозинский В.Н.** // Магнитно-индуцированная нефарадеевская невязанность в волоконно-оптическом гироскопе. // Радиотехника и электроника. 2006. 14 с.

D.A. Gontar (Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg), E.N. Klimova (Concern CSRI Elektropribor, JSC, ITMO University, St. Petersburg). **Analysis of the fiber-optic gyro coil sensitivity to the influence of the axial magnetic field**

Abstract. The sensitivity of a fiber-optic gyro coil to the influence of the magnetic field acting in the axial direction is investigated. Analytical dependences of the phase shift of counter-propagating waves on the magnetic field strength and the experimental results are presented.

УДК 629.7.058

А. Е. МОРОЗОВ

(ПАО «Пермская научно-производственная приборостроительная компания», Пермь)

МЕТОДИКА АВТОМАТИЧЕСКОГО РАСЧЕТА ПОГРЕШНОСТИ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА ТИПА ЗОНА НЕЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ

Представлена методика расчета величины зоны нечувствительности волоконно-оптического гироскопа на основе метода наименьших квадратов и описаны преимущества излагаемого подхода. Исследована точность предложенного алгоритма, с разделением методических и инструментальных погрешностей. Предложены рекомендации по возможному повышению точности расчета величины зоны нечувствительности.

Введение. В интерференционном волоконно-оптическом гироскопе с замкнутой обратной связью существует такая погрешность измерения угловой скорости как «зона нечувствительности» [1]. Большинство работ [2, 3] сосредоточены на разработке методов по устранению или компенсации этой погрешности в выходном сигнале волоконно-оптического гироскопа. Однако, даже с учетом этих методов, при серийном производстве все равно необходима проверка каждого экземпляра гироскопа на отсутствие зоны нечувствительности. Для снижения влияния погрешности типа «зона нечувствительности» применяется регулировка коэффициентов обратной связи волоконно-оптического гироскопа с измерением величины зоны нечувствительности при каждом из используемых коэффициентов. Вследствие этого, появляется необходимость в автоматической обработке результатов испытаний и применении робастного метода расчета. Испытания по наблюдению зоны нечувствительности заключаются в медленном и равномерном изменении направления оси чувствительности вблизи нулевой проекции угловой скорости Земли [4]. Предлагаемый доклад посвящен методике расчета величины зоны нечувствительности на основе метода наименьших квадратов.

Описание алгоритма. Рассмотрим линейную модель сигнала волоконно-оптического гироскопа (ВОГ) в окрестностях зоны нечувствительности (ЗН), описываемую уравнением $\hat{\omega}(t) = \varepsilon t + \omega_0$, где $\hat{\omega}(t)$ – оценка сигнала ВОГ в зоне малых угловых скоростей [°/ч], ε – скорость изменения проекции вращения Земли на ось чувствительности [°/ч²]; ω_0 – проекция вращения Земли на ось чувствительности в начальном положении [°/ч]. Стандартный метод наименьших квадратов (МНК) здесь не применим, поскольку коэффициенты ε и ω_0 известны заранее и определяются параметрами эксперимента. Зададим в модели область, соответствующую зоне нечувствительности, присвоив нулевые значения оценке сигнала ВОГ в этой области (1). Оптимальные параметры модели t_{Zn} , t_{Sm} , будут найдены путем минимизации функции ошибки $\sigma(\omega - \hat{\omega}) \rightarrow \min$, где функция $\sigma()$ вычисляет стандартное отклонение ошибки, ω – мгновенное значение измеренного сигнала ВОГ, а $\hat{\omega}$ – оценка сигнала ВОГ в зоне малых угловых скоростей, зависящее от искомых параметров t_{Zn} , t_{Sm} . Ввиду использования кусочно-гладкой функции (1) нарушаются основные свойства линейности, следовательно, необходимы новые подходы к решению задачи. Один из таких способов – численное решение искомых переменных [5].

$$\begin{cases} \hat{\omega}(t) = \varepsilon t + \omega_0, & \text{при } \left| t - \frac{\omega_0}{\varepsilon} \right| > t_{Zn} - t_{Sm}, \\ \hat{\omega}(t) = 0, & \text{при } \left| t - \frac{\omega_0}{\varepsilon} \right| \leq t_{Zn} - t_{Sm}, \end{cases} \quad (1)$$

где: $\hat{\omega}(t)$ – оценка сигнала ВОГ в зоне малых угловых скоростей [°/ч], ε – скорость изменения проекции вращения Земли на ось чувствительности [°/ч²]; ω_0 – проекция вращения Земли на ось чувствительности в начальном положении [°/ч]; t – время с момента начала испытания [ч]; t_{Zn} – время захвата ЗН ВОГ [ч]; t_{Sm} – время смещения области захвата от «центра» [ч].

Хотя в реальности поведение сигнала ВОГ в зоне нечувствительности может иметь немного другой вид [4], представленная модель является достаточно хорошим приближением для оценки величины зоны нечувствительности. В случае, когда испытательное оборудование предусматривает запись текущего положения синхронно с записью сигнала ВОГ, возможно построение графика ЗН в зависимости от эталонной проекции угловой скорости Земли. В таком случае коэффициенты линейной регрессии заранее будут определены, как $\varepsilon=1$ и $\omega_0=0$.

Пример основного цикла алгоритма после определения всех начальных условий и начальной оценки сигнала ВОГ $\hat{\omega}$ с нулевыми искомыми переменными представлен в виде блок-схемы на рис. 1, а результат его работы представлен на рис. 2.

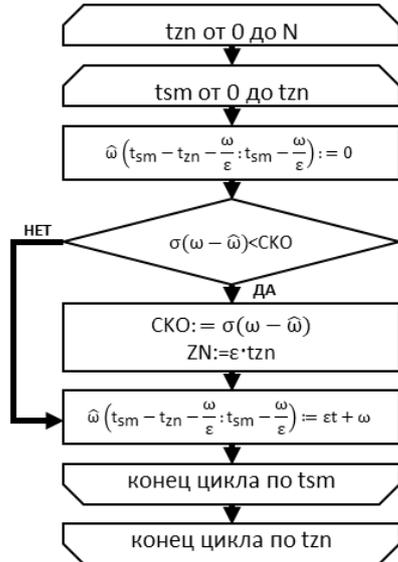


Рис. 1. Блок-схема основного цикла алгоритма

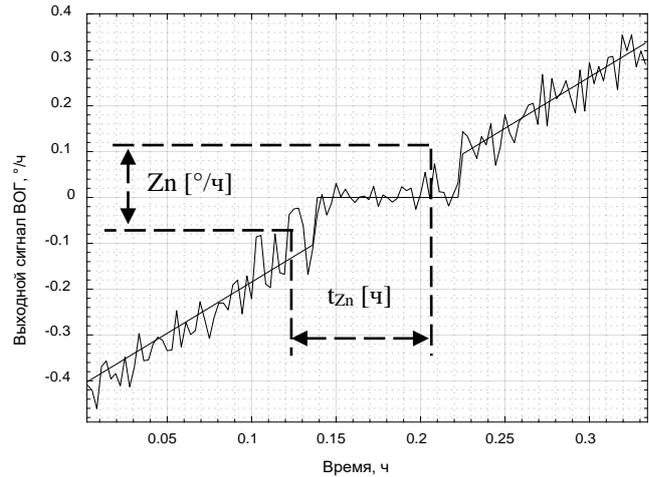


Рис. 2. Визуализация результата работы алгоритма

Алгоритм включает два вложенных цикла, которые проходят по параметрам t_{zn} , и t_{sm} , в соответствии с искомыми параметрами модели (1). Для каждой пары значений t_{zn} и t_{sm} происходит переопределение оценки сигнала ВОГ $\hat{\omega}(t_{zn}, t_{sm})$, путем обнуления значений в текущей области захвата ЗН. Затем функция $\sigma()$ вычисляет стандартное отклонение ошибки $\omega - \hat{\omega}$, полученное значение сравнивается с текущим минимальным значением стандартного отклонения, хранящимся в переменной CKO . Если вычисленное стандартное отклонение меньше, то CKO заменяется на это значение. Процесс начинается с начального значения, которое устанавливается при t_{zn} и t_{sm} равных нулю. На данном этапе производится поиск переменной t_{zn} при минимальном CKO . Результирующей величиной, определяемой алгоритмом, является продолжительность времени захвата зоны нечувствительности t_{zn} с учетом частоты дискретизации сигнала. Эта величина легко пересчитывается в конечный целевой параметр – величину зоны нечувствительности Zn (2), с помощью априорной информации о скорости изменения проекции вращения Земли на ось чувствительности.

$$Zn = \varepsilon \cdot t_{zn} \quad (2)$$

Асимптотическая сложность алгоритма составляет $O(N^2)$, где квадратичная зависимость от входных данных N обусловлена двумя вложенными циклами по параметрам t_{zn} и t_{sm} (Рис. 1). Для уменьшения объема входных данных, с целью ускорения вычислений, допустимо использование усредненных значений сигнала ВОГ вместо мгновенных значений ω . Однако, усреднение сигнала приведет к снижению дискретизации параметров t_{zn} , t_{sm} и, как следствие, к ухудшению точности определения ЗН. На практике, полиномиальная сложность вычислений является достаточно эффективной для задач постобработки. Предлагаемая методика позволяет работать как с исходными (мгновенными) значениями, не требуя предварительного сглаживания, так и с предварительно усредненными значениями, если это необходимо для подавления высокочастотных гармоник в сигнале датчика угловой скорости.

Оценка точности алгоритма. Основные погрешности расчета зоны нечувствительности можно разделить на методические (одна реализация при разном предварительном осреднении сигнала дает разный результат) и инструментальные (разные реализации при определенном предварительном осреднении сигнала дают разный результат). Чаще всего для визуализации проявления ЗН используют осреднение сигнала с определенным окном сглаживания, однако любая фильтрация искажает границы в окрестностях зоны нечувствительности и вносит методическую погрешность при дальнейшем анализе данных. На рис. 3 изображена зависимость результата расчёта значений ЗН от времени усреднения сигнала ВОГ. К инструментальным погрешностям относится погрешность измерения сигнала ВОГ, которая определяется главным образом случайным блужданием угла (ARW) – шумовой характеристикой датчика с нормальным распределением. Для исследования зависимости точности алгоритма от шумов датчиков, было проведено математическое моделирование по множеству реализаций сгенерированного сигнала ВОГ с заданными параметрами: скорость изменения проекции вращения Земли на ось чувствительность $\varepsilon=0,005^\circ/\text{с}^2$ и стандартным отклонением измеренного сигнала $\sigma_{изм}=0,51^\circ/\text{ч}$, результаты моделирования представлены на рис 4.

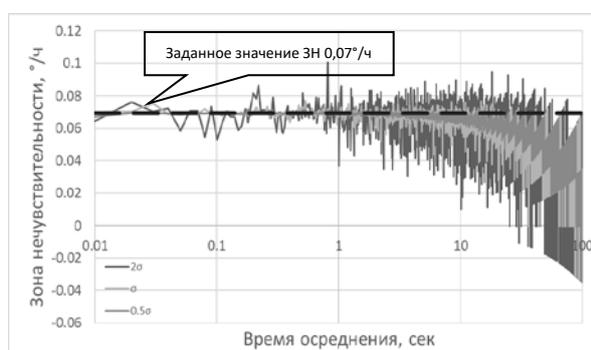


Рис. 3. Зависимость погрешности расчета величины зоны нечувствительности от осреднения

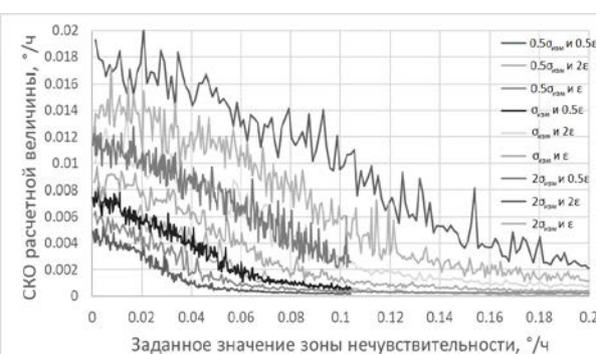


Рис. 4. Зависимость погрешности расчета величины зоны нечувствительности от шумов датчика

По результатам моделирования установлено, что стандартное отклонение расчетной величины зоны нечувствительности прямо пропорционально стандартному отклонению измеренного сигнала и обратно пропорционально корню от скорости изменения положения: $\sigma_{Zn} \sim \sigma_{изм} / \sqrt{t} \sim \sigma_{изм} \sqrt{\varepsilon}$. Шумовая характеристика датчика, как правило, заранее определена и не может быть изменена для проведения испытания, поэтому для повышения точности расчета необходимо задавать наименьшую скорость изменения положения ВОГ. Важно отметить высокую устойчивость оценки ЗН к воздействию случайных выбросов и незначительных искажений в сигнале ВОГ. Данное свойство унаследовано от МНК и обеспечивает точность расчета ЗН, позволяющую автоматизировать обработку результатов испытаний.

Заключение. Представленная методика расчета зоны нечувствительности ВОГ отличается гибкостью, не требуя предварительной обработки сигнала. Методические погрешности, обусловленные осреднением сигнала, подробно описаны в работе, а также даны рекомендации по минимизации влияния инструментальных погрешностей. Методика устойчива к случайным выбросам в сигнале, что повышает ее надежность и точность при работе с реальными данными. Алгоритм методики имеет полиномиальную сложность $O(N^2)$, что позволяет эффективно обрабатывать большие объемы данных без существенных ограничений. Методика может быть успешно применена при производстве инерциальных навигационных систем на базе ВОГ, автоматизируя проведение испытаний и снижая риски, связанные с человеческим фактором.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ning-Fang, S.** Method For Eliminating The Deadband Of FOG / S. Ning-Fang, W. X. Xiao, W. Zhan-Jun // Journal of chinese inertial technology. — 2006. — №14 (4). — С. 177-179.
2. **Xiao-Feng, Z.** Research on Dead Zone Error Reduction Technique in Closedloop Fiber Optic Gyroscope / Z. Xiao-Feng, Z. Gui-cai // Piezoelectrics & Acoustooptics. — 2009. — №31 (2)

3. **А.М. Курбатов, Р.А. Курбатов, А.М. Горячкин** «Повышение точности волоконно-оптического гироскопа за счет подавления паразитных эффектов в интегрально-оптических фазовых модуляторах» Гироскопия и навигация. Том 27, №2 (105). 2019
4. **Алейник А. С.** «Исследование и повышение точностных параметров волоконно-оптического гироскопов», Диссертация на соискание учёной степени кандидата технических наук, Санкт-Петербургский государственный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики, Санкт-Петербург – 2012. С. 69-98
5. **Вержицкий В.М.** «Основы численных методов: учебник для вузов», М.:Высш. Шк., 2002. – 840с.

A.E. Morozov (PJSC «Perm Scientific-Industrial Instrument Making Company», Perm). **The calculation method of the deadband error for a fiber optical gyroscope.**

Abstract. The author has considered methodology for determining of the deadband in a fiber-optic gyroscope based on the least squares method, inheriting all the advantages. During the work, an optimization of the proposed algorithm was conducted, methodological and instrumental uncertainties were examined when using it, and recommendations for improving the accuracy of determining the size of the insensitivity zone were provided.

УДК 621.375.82

А.Р. ПОКРОВСКАЯ, Е.А. ПОЛУКЕЕВ, Ю.Ю. БРОСЛАВЕЦ, Е.А. ХИСМАТУЛИНА
(Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет),
г. Долгопрудный)

МАГНИТНАЯ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТЬ ЧЕТЫРЕХЧАСТОТНОГО ЗЕЕМАНОВСКОГО ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА

Рассмотрены факторы, влияющие на чувствительность к внешним магнитным полям четырехчастотного зеемановского лазерного гироскопа. Определены методы уменьшения магнитной чувствительности, основывающиеся на выборе оптимальной рабочей точки стабилизации периметра, активном магнитном экранировании и алгоритмах обработки данных. Проведены экспериментальные измерения и оценка магнитной чувствительности зеемановского лазерного гироскопа в различных режимах работы. Определена степень активного магнитного экранирования лазерного гироскопа.

Введение. Зеемановские лазерные гироскопы сохраняют высокую точность при больших ускорениях и ударах, но при этом они обладают нежелательной для работы гироскопа чувствительностью к магнитному полю [1, 2], приводящую к появлению магнитного дрейфа нуля гироскопа, а внешние магнитные поля нарушают режим работы зеемановского лазерного гироскопа. Чтобы уменьшить магнитную чувствительность обычно используют пассивное магнитное экранирование, на основе экранов из магнитомягкого материала. Для зеемановских двухчастотных гироскопов применяют несколько пассивных магнитных экранов, и этого на сегодняшний день недостаточно для получения высокой точности работы лазерного гироскопа [1, 2]. Поэтому для более высокой степени подавления внешних магнитных полей создаются четырехчастотные зеемановские лазерные гироскопы [2], в которых при обработке сигналов биений встречных волн для ортогональных поляризаций происходит вычитание влияния внешнего магнитного поля благодаря разному знаку чувствительности мод для ортогональной поляризации при воздействии магнитного поля [2, 3]. Но и в четырехчастотных лазерных гироскопах для более полного вычитания влияния внешних магнитных полей требуется учет особенностей их работы связанных с несимметричностью контура усиления, а также с неточностью и инерционностью работы системы регулирования периметра [3, 6]. На сегодняшний день имеется только две российских разработки зеемановских четырехчастотных лазерных гироскопов это в НИИ "Полус" и в МФТИ, Физтех. И задачи, связанные с наилучшим подавлением влияния внешних магнитных полей на дрейф нуля в этих гироскопах, пока еще требуют решения. [2–4, 5] Целью работы является изучение зеемановского лазерного гироскопа и особенностей его работы в четырехчастотном режиме при наложении магнитного поля для определения влияния внешнего магнитного поля на дрейф нуля и улучшение его точности.¹

Метод подавления влияния на дрейф нуля внешнего магнитного поля. Для подавления влияния внешнего магнитного поля на дрейф нуля гироскопа при обработке данных складываются частоты сигналов биений, с учетом направления смещения интерференционных полос, для мод ортогональной поляризации, что приводит к вычитанию в выходном сигнале составляющей связанной с магнитным полем. При этом, чтобы для ортогональных мод чувствительность к магнитному полю была одинаковой по модулю, необходима определенная настройка частоты лазера относительно центра контура усиления. Остаточная чувствительность будет зависеть от несимметричности контура усиления, который в четырёхчастотном лазерном гироскопе зависит от ряда параметров активной среды [3]. Для работы в четырехчастотном режиме генерации в зеемановском лазерном гироскопе используется два изотопа ²⁰Ne и ²²Ne и соотношение количества этих изотопов будет определять симметрию контура усиления и соответственно остаточную магнитную чувствительность.

¹ Научный руководитель: с.н.с. доцент, к.ф.-м.н. Брославец Ю.Ю.

При наложении магнитного поля контур усиления активной среды лазерного гироскопа расщепляется на низкочастотный и высокочастотный, при этом расщепление частот встречных волн можно описать формулой [2, 4]:

$$\Delta f = \frac{2g\beta H}{h} \frac{\Delta f_r G_0}{\Delta f_d k}, \quad (1)$$

где: $\frac{2g\beta H}{h}$ – полное расщепление контуров усиления; Δf_d – ширина контура усиления; Δf_r – ширина резонаторной моды; G_0 – коэффициент усиления в максимуме контура усиления; k – коэффициент потерь. Таким образом, чувствительность к магнитному полю, при воздействии на газоразрядный промежуток, для каждой из ортогональных мод будет определяться выражением (1). Остаточная чувствительность, после вычитания несимметричностью контура усиления, определяется ошибками работы системы регулирования периметра и другими факторами.

В четырехчастотном лазерном гироскопе вычитая частоты биений мод ортогональной поляризации легко получить величину внешнего магнитного поля. Используя эту величину, можно создать соответствующее магнитное поле в газоразрядных промежутках с помощью соленоида и скомпенсировать внешнее магнитное поле до малой величины в гироскопе, влияние которой будет незначительным. Такой метод называется активным магнитным экранированием. В этом случае лазерный гироскоп будет работать в очень слабых магнитных полях и искажение контура усиления будет минимальным, что улучшает характеристики гироскопа.

Экспериментальная часть. Для проведения измерений магнитной чувствительности была собрана экспериментальная установка согласно рис. 1.



Рис. 1. Схема экспериментальной установки с четырехчастотным зеемановским лазерным гироскопом

В схеме используется четырехчастотный зеемановский лазерный гироскоп с периметром резонатора 28 см [5]. Гироскоп работал в четырехчастотном режиме на двух модах с ортогональной поляризацией. На рис. 2. представлены графики зависимости разности частот встречных волн от напряженности магнитного поля для мод с ортогональной поляризацией в двух случаях: без активного магнитного экранирования и с активным магнитным экранированием (АЭ) (б). Стоит также отметить, что, измерения проводились для каждой из поляризаций (левой и

правой) отдельно. Поэтому на рис. 2. представлены изменения разности частот для каждой из мод отдельно и вычислена их сумма. Для определения магнитной чувствительности находится изменение угла наклона кривых для каждой из поляризаций отдельно, и для суммы (Таблица 1). Сравнивая углы наклона можно определить степень магнитного экранирования (значение магнитной чувствительности) четырехчастотного лазерного гироскопа в режимах с активным магнитным экранированием и без.

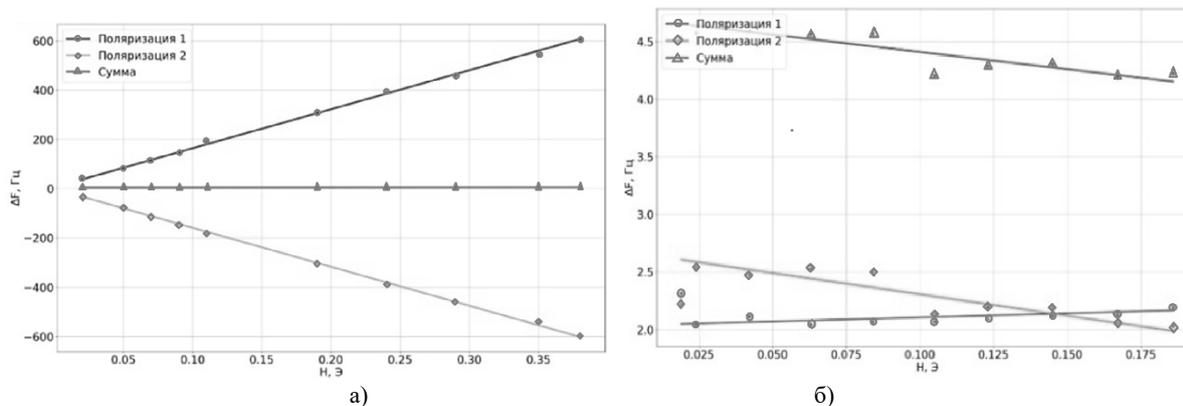


Рис. 2. Зависимость разности частот встречны волн от напряженности дополнительно создаваемого магнитного поля в гироскопе: а) без активного магнитного экранирования; б) с активным магнитным экранированием.

Таблица 1

Значения магнитной чувствительности четырехчастотного лазерного гироскопа с (верхняя часть) и без (нижняя часть) активного магнитного экранирования

МОДА	МАГНИТНАЯ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТЬ без АЭ, Гц/Э
1	1585
2	1583
Сумма	1.56
МОДА	МАГНИТНАЯ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТЬ с АЭ, Гц/Э
1	0.71
2	3.71
Сумма	2.99

Следует отметить, что сравнивать значения магнитной чувствительности в режиме активного магнитного экранирования можно не по сумме, а по одной из поляризаций, так как в данном режиме работы значение магнитного поля настолько малы, что довольно сложно их измерить. То есть при активном магнитном экранировании зависимость дрейфа от магнитного поля слишком слабая (0,71 – 3,71 Гц/Э) и определяемая в четырехчастотном режиме работы зеемановского лазерного гироскопа магнитная чувствительность в основном идентифицируется точностью измерений и может оказаться еще меньше. Согласно данным из таблицы 1. магнитная чувствительность в режиме с активным магнитным экранированием по сравнению с режимом без экранирования (и активного, и пассивного) меньше в ~ 2230 раз, если сравнивать суммарный сигнал (без экранирования) и значения в одной из мод (с активным экранированием).

Заключение. В результате проведенных исследований в работе показано поведение магнитной чувствительности четырехчастотного лазерного гироскопа в различных режимах работы. Были рассмотрены факторы, влияющие на магнитную чувствительность к внешним магнитным полям четырехчастотного зеемановского лазерного гироскопа, связанные с магнитным дрейфом нуля гироскопа. Были проведены исследования влияния системы активного магнитного экранирования на магнитную чувствительность лазерного гироскопа. Анализ экспериментальных данных показал, что в режиме активного магнитного экранирования магнитная чувствительность для каждой из мод ортогональных поляризаций существенно уменьшается (более чем в 2000 раз). При этом чувствительность суммарного сигнала от обеих поляризаций оказывается большей, чем для отдельных мод. Тем не менее, для получения магнитной чувстви-

тельности менее 10^{-3} Гц/Э, и с учетом использования магнитных экранов требуется дальнейшее изучение факторов приводящих к остаточной магнитной чувствительности.

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
№ 23-22-00234, <https://rscf.ru/project/23-22-00234/>.*

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ю. Ю. Колбас, И.И. Савельев & Н.И. Хохлов.** Влияние внешних и внутренних магнитных полей на стабильность смещения нуля зеемановского лазерного гироскопа. Квантовая электроника 45 (2015).
2. **В. В. Азарова, Ю. Д. Голяев, В. Г. Дмитриев,** Кольцевые газовые лазеры с магнитооптическим управлением в лазерной гироскопии, Квантовая электроника, 2000, том 30, номер 2, 96–104
3. **А. И. Вареник, В. Н. Горшков, М. Е. Грушин, М. А. Иванов, Ю. Ю. Колбас, И. И. Савельев,** Цифровая система регулирования и стабилизации частоты четырехчастотного зеемановского лазерного гироскопа, Квантовая электроника, 2021, том 51, номер 3, 276–282
4. **М. М. Назаренко, Б. В. Рыбаков, Г. С. Серебряков, С. С. Скулаченко, И. И. Юдин,** Лазерный источник излучения для практической интерферометрии, Квантовая электроника, 1977, том 4, номер 4, 880–882
5. **Y. Y. Broslavets, A. A. Fomichev, D. M. Ambartsumyan and E. A. Polukeev,** Creation of Conditions for the Maximum Suppression of Magnetic Field Influence on Zero Drift in Four-Frequency and Quasi-Four-Frequency Zeeman Laser Gyroscopes, 2020 27th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), St. Petersburg, Russia, 2020, pp. 1-4, doi: 10.23919/ICINS43215.2020.9133808.
6. **Y. Jianqiang, Y. Baolun, G. Meng and Z. Yong,** Study on the magnetic sensitivity of four frequency differential ring laser gyro, 2nd IEEE International Conference on Information Management and Engineering, pp. 529-533, 2010.

A.R. Pokrovskaya (МИПТ, Dolgoprudny), E.A. Polukeev(МИПТ, Dolgoprudny), Yu.Yu. Broslavets(МИПТ, Dolgoprudny), E.I. Khismatulina, (МИПТ, Dolgoprudny). **Magnetic sensitivity of a four-frequency zeeman laser gyroscope.**

Abstract. Factors affecting magnetic sensitivity to external magnetic fields for a four-frequency Zeeman laser gyroscope are considered. The methods of magnetic sensitivity reduction are determined. Experimental measurements and evaluation of magnetic sensitivity of Zeeman laser gyroscopes in different modes of operation are carried out. The degree of active magnetic shielding of laser gyroscopes is determined.

УДК 681.78

А. С. ЗАВИТАЕВ, М. И. ЕВСТИФЕЕВ
(Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

ВЛИЯНИЕ СМЕЩЕНИЙ ОПТИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ КВАНТОВОГО ДАТЧИКА ВРАЩЕНИЯ

*В работе рассматривается влияние смещений элементов оптической системы квантового датчика вращения на мощность излучения, сообщаемого ансамблю атомов. На основе полученных значений проводится анализ измененных точностных характеристик квантового датчика вращения. Исследованы линейные и угловые смещения элементов оптической системы датчика. Выявлена нечувствительность к линейным смещениям элементов до 0.15 мм. При линейном смещении ячейки или призмы на уровне 0.5 мм происходит ухудшение *angle random walk* (ARW) на 6%. При угловом смещении призмы на уровне 1° ARW датчика ухудшается на 9%.*

Введение. Сегодня существует потребность в разработке компактных навигационных систем для высокодинамичных объектов. Для этого необходим датчик, который бы превосходил по точности микромеханические и по виброустойчивости и массогабаритным характеристикам волоконно-оптические гироскопы тактической точности. Эта потребность, не удовлетворенная существующими типами гироскопов, а также развитие технологий наблюдения ядерного магнитного резонанса (ЯМР), привели к возобновлению активных разработок приборов, которые используют этот эффект. Один из новых типов датчиков – квантовый датчик вращения (КДВ), чувствительный элемент которого основан на эффекте ЯМР. Принцип действия КДВ заключается в возникновении у ансамбля атомов, помещенного в однородное магнитное поле под действием поляризованного излучения, макроскопического магнитного момента. Частота прецессии этого момента вокруг вектора напряженности магнитного поля зависит в том числе и от угловой скорости вращения объекта [1,2].

При разработке КДВ необходимо обеспечить ряд требований к среде [3,4], в которой находятся атомы, чтобы было возможно достигнуть уровня тактической точности. Для их достижения в ходе проектирования требуется решить ряд проблем, которые возникают в том числе и в силу малых габаритов датчика. В конструкции КДВ можно выделить три главные подсистемы:

- магнитную;
- оптическую;
- термостабилизацию.

В текущей работе рассматривается влияние линейных и угловых смещений элементов относительно своего номинального положения в оптической подсистеме на характеристики КДВ. Для решения этой задачи необходимо оценить изменения мощности излучения, сообщаемого ансамблю атомов внутри ячейки при наличии смещений. После этого становится возможным рассчитать изменение ARW (*angle random walk* – случайное блуждание по углу) датчика.

Исследование смещений элементов оптической системы. В оптическую систему входят газовая ячейка и лазеры детектирования и накачки. Для обеспечения прохождения лазера через ячейку применяются оптические делительные призмы и зеркало (рис. 1). Важно, чтобы в процессе работы геометрические параметры оптической системы накачки оставались неизменными [5]. Это связано с зависимостью ARW от мощности излучения, сообщаемого атомам [3]. В то же время, мощность рассеивает в зависимости от положения оптических элементов [6, 7]. Таким образом ARW ухудшается при возникновении смещений в оптической системе КДВ.

При рассмотрении линейных смещений элементов оптической системы (ячейки, призмы и зеркала) можно оценить их персональное влияние на изменения мощности излучения (рис. 2).

Из рисунка 2 видно, что линейные смещения призмы и ячейки оказывают одинаковое влияние на изменение мощности излучения. В то же время линейное смещение зеркала влияния не оказывает. Вместе с этим можно сделать вывод, что оптическая система нечувствительна к линейным смещениям, если их значения не превышают 0.15 мм.

При угловых смещениях из рисунка 3 можно видеть, что угловые смещения ячейки не влияют на мощность излучения накачки, сообщаемого атомам. В то же время угловые смещения призмы, превышающие 0.3° , значительно влияют на мощность, а угловое смещение зеркала начинает оказывать влияние только при значениях угла выше 2° .

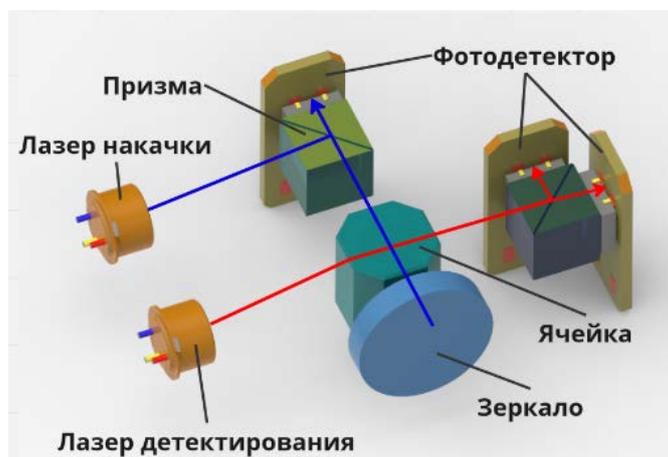


Рисунок 1 Оптическая система КДВ

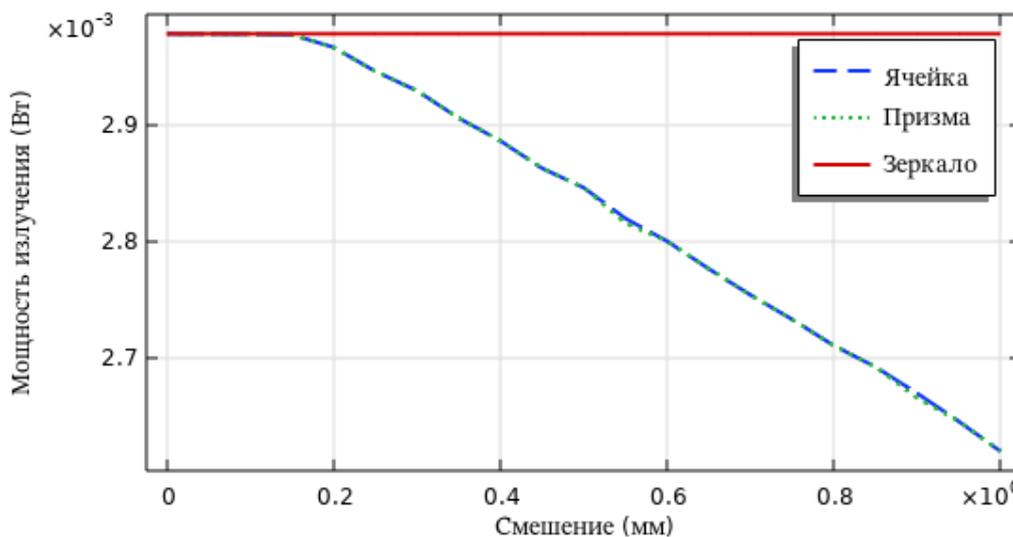


Рисунок 2 Зависимость мощности излучения накачки от линейных смещений оптических элементов

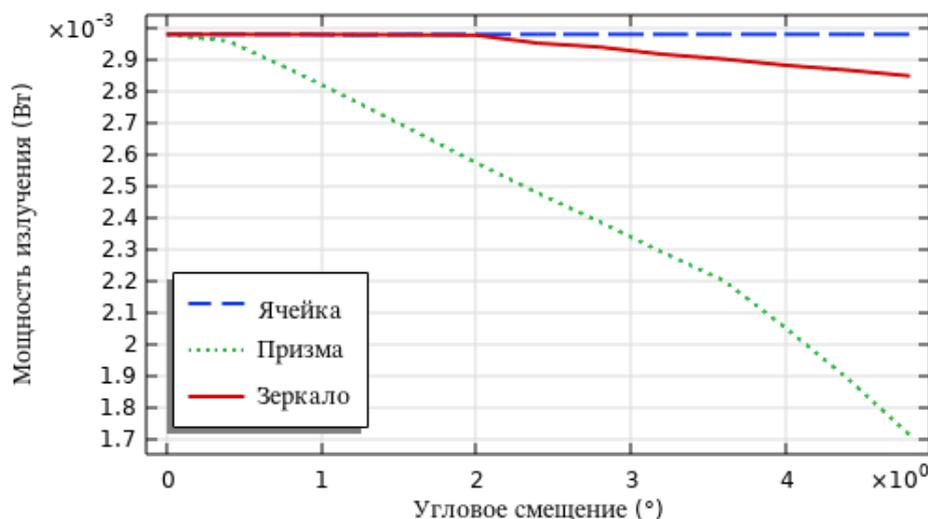


Рисунок 3 Зависимость мощности излучения накачки от угловых смещений оптических элементов

Влияние смещений на характеристики квантового датчика вращения. Исходя из полученных ранее данных, и учитывая связь мощности излучения и ARW датчика (рисунок 4) [4] можно построить следующую таблицу:

Таблица 1

Зависимость ARW КДВ от смещений элементов оптической системы накачки

Вид смещения	Элемент	Значение ARW, $^{\circ}/\sqrt{ч}$
Линейный, 0.5 мм	Ячейка	$7.6 * 10^{-2}$
	Призма	$7.6 * 10^{-2}$
	Зеркало	$7.2 * 10^{-2}$
Угловой, 1°	Ячейка	$7.2 * 10^{-2}$
	Призма	$7.8 * 10^{-2}$
	Зеркало	$7.2 * 10^{-2}$

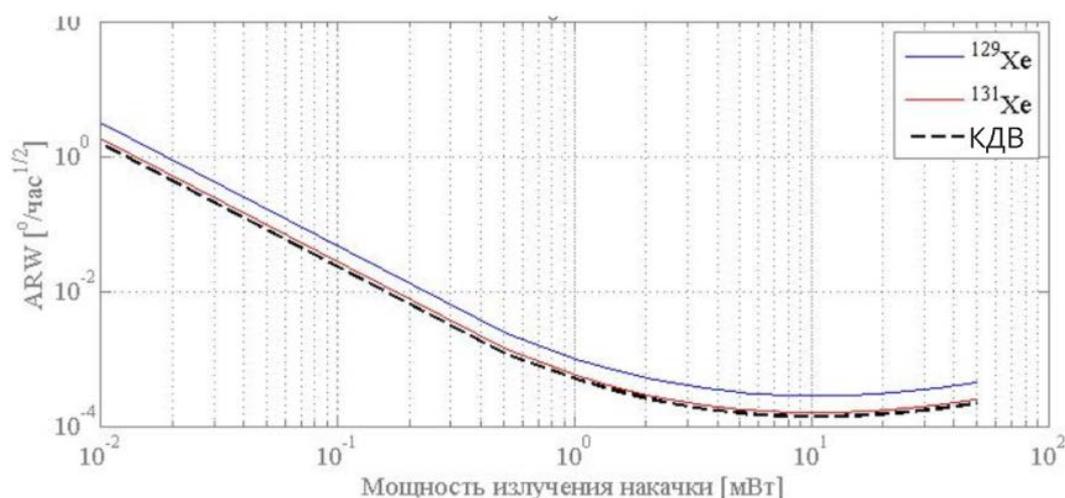


Рисунок 4 Зависимость ARW от мощности излучения

Значения смещений в таблице 1 указаны для сравнения влияния изменения положения элементов оптической системы на ARW КДВ. Смещения могут возникать в ходе сборки датчика или деформации элементов конструкции при механических и тепловых воздействиях. Исходя из таблицы можно видеть, что в случае линейного смещения призмы и ячейки, относительно своего номинального положения, изменение ARW одинаково и составляет 6%, в то время как линейное смещение зеркала не оказывает подобного влияния. В случае углового смещения влияние на ARW оказывает только призма, изменение составляет 9%.

Заключение. В ходе работы рассмотрено влияние смещений элементов оптической системы квантового датчика вращения на мощность излучения, сообщаемого ансамблю атомов. На основе полученных значений проведен анализ изменений характеристик квантового датчика вращения. Оптическая система нечувствительна к линейным смещениям элементов до 0.15 мм. При смещении ячейки или призмы на 0.5 мм ARW датчика ухудшается на 6%. При угловом смещении призмы на 1° ARW ухудшается на 9%.

ЛИТЕРАТУРА

1. Литманович Ю.А., Вершовский А.К., Пешехонов В.Г. Гироскоп на основе явления ядерного магнитного резонанса: прошлое, настоящее, будущее // Материалы пленарного заседания 7-й Российской мультиконференции по проблемам управления ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электрон». – 2014. – С. 35–42.
2. Larsen M., Bulatowicz M. Nuclear magnetic resonance gyroscope: for DARPA's micro-technology for positioning, navigation and timing program // Proc. IEEE Int. FrequencyControl Symposium, 2012. doi: 10.1109/fcs.2012.6243606

3. **А.К. Вершовский, Ю.А. Литманович, А.С. Пазгалеv, В.Г. Пешехонов.** Гироскоп на ядерном магнитном резонансе: предельные характеристики // Гироскопия и навигация. 2018. Т. 26. №1. С. 55-80. DOI 10.17285/0869-7035.2018.26.1.055-080
4. Sakamoto, Y., Bidinosti, C.P., Ichikawa, Y. *et al.* Development of high-homogeneity magnetic field coil for ^{129}Xe EDM experiment. *Hyperfine Interact* **230**, 141–146 (2015). <https://doi.org/10.1007/s10751-014-1109-5>
5. R. M. Noor and A. M. Shkel, "MEMS Components for NMR Atomic Sensors," in *Journal of Microelectromechanical Systems*, vol. 27, no. 6, pp. 1148-1159, Dec. 2018, doi: 10.1109/JMEMS.2018.2874451.
6. **Шевченко А.Н., Захарова Е.А.** Исследование зависимости качества резонанса от распределения цезия в ячейке квантового датчика вращения // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2019. Т. 19. № 4. С. 567–573. doi: 10.17586/2226-1494-2019-19-4-567-573
7. Evstifeev M.I., Zavitaev A.S. Estimation of the nuclear magnetic gyroscope sensitivity to inertial influences // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering - 2022, Vol. 1215, No. 012014, pp. 1-8

A.S. Zavitaev, M.I. Evstifeev (Concern CSRI Elektropribor, JSC, ITMO University, St. Petersburg). **Influence of optical element displacements on quantum rotation sensor characteristics**

Abstract. The paper considers how displacements of the elements of the optical system of a quantum rotation sensor affect the power of radiation transferred to an ensemble of atoms. Based on the obtained values, the changes in the accuracy characteristics of the quantum rotation sensor are analyzed. Linear and angular displacements of the elements of the sensor optical system are studied. Insensitivity to linear displacements of elements up to 0.15 mm is detected. With the linear displacement of 0.5 mm of a cell or a prism, the angle random walk (ARW) deteriorates by 6%. With the angular displacement of 1° of the prism, the ARW of the sensor deteriorates by 9%.

УДК 539.184.5

А.Н. ШЕВЧЕНКО, В.В. ЧАЛКОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», С.-Петербург)

МЕТОД НАСТРОЙКИ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ МОДУЛЯЦИИ МАГНИТОМЕТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ КВАНТОВОГО ДАТЧИКА ВРАЩЕНИЯ

Рассмотрена магнитометрическая система квантового датчика вращения. Представлены результаты моделирования, доказывающие возможность определения качества резонанса в ячейке на основе измеренной ширины линии резонанса. Предложен усовершенствованный метод выбора коэффициента модуляции для стабилизации амплитуды переменного магнитного поля квантового магнитометра на основе щелочного металла, входящего в состав квантового датчика вращения, учитывающий значение коэффициента качества резонанса в ячейке.

Введение. Квантовые датчики вращения (КДВ) — перспективные устройства для навигационных систем. Датчики этого типа отличаются высокой точностью, компактностью и устойчивостью к внешним воздействиям [1, 2].

В работе рассматривается КДВ, основанный на сочетании ядерного магнитного резонанса в ксеноне и электронного парамагнитного резонанса в щелочном металле. Для функционирования КДВ необходимо детектирование параметров прецессии магнитного момента ксенона M_{Xe} вокруг оси чувствительности датчика [3 - 5]. Фаза и частота прецессии несут в себе информацию соответственно об угле и скорости поворота датчика вокруг оси чувствительности. Регистрация параметров прецессии магнитного момента ксенона осуществляется с помощью квантового магнитометра на основе щелочного металла, например цезия, находящегося в той же ячейке, что и изотопы ксенона. Такой магнитометр, входящий в состав КДВ, принято называть магнитометрической системой.

Для работы магнитометрической системы требуется задание воздействия на ячейку постоянного магнитного поля напряжённости B_0 и переменного поля B_{rf} , напряжённость которого меняется по гармоническому закону с амплитудой B_c и частотой ω_c . Несмотря на то, что многие параметры магнитометрической системы могут быть рассчитаны заранее [2, 6], некоторые из них требуют переопределения при каждом запуске КДВ, что связано, в том числе с изменениями происходящими во внешней среде. Одним из таких параметров является коэффициент модуляции магнитометрической системы η , оптимальное значение которого позволяет максимизировать отношение сигнал/шум сигнала на выходе магнитометрической системы и, как следствие, повысить точность измерения прецессии магнитного момента ксенона M_{Xe} . Этот коэффициент определяется как отношение амплитуды переменного магнитного поля B_c к напряжённости постоянного магнитного поля B_0 .

Целью настоящей работы является разработка метода настройки коэффициента модуляции магнитометрической системы для повышения точности и стабильности магнитометрической системы КДВ в условиях изменяющихся параметров окружающей среды и характеристик датчика.

Принцип работы магнитометрической системы. Магнитометрическая система, используемая в КДВ, предназначена для обнаружения слабых магнитных полей, которые в КДВ формируются прецессией вектора намагниченности ксенона M_{Xe} . Основная задача этой системы — измерение параметров прецессии магнитного момента ксенона, что позволяет определять угловую скорость или угол поворота датчика.

В КДВ вектор намагниченности ксенона M_{Xe} формируется через спин-обменные взаимодействия с оптически накачиваемыми атомами цезия. Оптическая накачка осуществляется циркулярно-поляризованным излучением лазера на длине волны резонансного поглощения атомов цезия (например, D1-линия) направленным вдоль оси чувствительности датчика Z (оси X и Y лежат в плоскости XY перпендикулярной к оси Z). Это создаёт поляризацию электронных спи-

¹ Научный руководитель: к.т.н. начальник лаборатории Безмен Г.В.

нов цезия, которая через спин-обменные взаимодействия передаётся ядрам ксенона, формируя макроскопический магнитный момент M_{Xe} . Постоянное магнитное поле B_0 прикладывается вдоль оси Z , задавая основное направление намагниченности.

Для регистрации прецессии M_{Xe} используется линейно поляризованный свет лазера детектирования направленный вдоль оси Y . Прецессия M_{Xe} изменяет суммарный вектор намагниченности системы и, соответственно, направление вектора намагниченности цезия M_{Cs} . Что приводит к модуляции сигнала цезиевого магнитометра на частоте прецессии M_{Xe} .

Для определения искомой частоты прецессии сигнал магнитометрической системы проходит через синхронный детектор, где осуществляется его демодуляция. Это позволяет выделить компоненты магнитного поля B_x и B_y и из фазы θ_x и θ_y .

Фотодетектор, являясь чувствительным элементом магнитометрической системы, регистрирует изменения поляризации линейно поляризованного излучения лазера детектирования после его взаимодействия с рабочим веществом в ячейке. Изменения, обусловленные эффектом Фарадея, преобразуются фотодетектором в электрический сигнал для последующего анализа. Однако регистрируемый сигнал содержит помехи, возникающие, например, из-за остаточной намагниченности элементов датчика или высокого градиента физических полей в объёме ячейки датчика, что требует применения дополнительных методов обработки для выделения полезной информации.

Найдем аналитические зависимости для сигналов, регистрируемых на выходах магнитометрической системы. Известно, что прецессия магнитного момента цезия M_{Cs} в магнитном поле может быть описана с использованием комплексной проекции на плоскость XY . Это позволяет представить её в виде:

$$M_{Cs,+} = M_{Cs,x} + iM_{Cs,y}, \quad (1)$$

где i – мнимая единица.

Перепишем это уравнение в виде ряда гармонических составляющих [7]:

$$\frac{M_{Cs,+}}{i\tau\gamma_{Cs}M_{Cs,z}(B_x+iB_y)} = \sum_{n=-\infty}^{\infty} \left(\frac{J_n^2(\eta)}{1+i\tau(\gamma_{Cs}B_0+n\omega_{Cs})} \right) + \sum_{p=1}^{\infty} \left(\sum_{n=-\infty}^{\infty} \left(\frac{J_n(\eta)J_{n-p}(\eta)}{1+\tau(\gamma_{Cs}B_0+n\omega_{Cs})} [\cos(p\omega_{Cs}t) + i \sin p\omega_{Cs}t] \right) + \sum_{n=-\infty}^{\infty} \left(\frac{J_n(\eta)J_{n+p}(\eta)}{1+\tau(\gamma_{Cs}B_0+n\omega_{Cs})} [\cos(p\omega_{Cs}t) - i \sin p\omega_{Cs}t] \right) \right), \quad (2)$$

где p – номер гармоники; $\omega_{Cs} = \gamma_{Cs}B_0$ — ларморова частота цезия, τ – время когерентности спинов атомов щелочного металла (цезия), γ_{Cs} – гиромангнитное отношение цезия; $B_x, B_y, B_z = B_0 + B_{Cs} \cos(\omega_{Cs}t)$ – компоненты приложенного магнитного поля вдоль советующих осей XYZ ; η – коэффициент модуляции магнитометрической системы; $J_n(\eta)$ – Функции Бесселя.

Для описания компоненты магнитного момента в настоящей работе ограничимся первой гармоникой, тогда компоненты магнитного момента по осям X и Y выражаются следующим образом:

$$\frac{M_{Cs,x}^1}{M_{Cs,z}^1} = \frac{\gamma_{Cs}B_x}{\Gamma} \tilde{A}_x^1 \sin(\omega_{Cs}t + \theta_x^1) - \frac{\gamma_{Cs}B_y}{\Gamma} \tilde{A}_y^1 \cos(\omega_{Cs}t + \theta_y^1),$$

$$\frac{M_{Cs,y}^1}{M_{Cs,z}^1} = \frac{\gamma_{Cs}B_y}{\Gamma} \tilde{A}_y^1 \sin(\omega_{Cs}t + \theta_x^1) + \frac{\gamma_{Cs}B_x}{\Gamma} \tilde{A}_x^1 \cos(\omega_{Cs}t + \theta_x^1).$$

где $\Gamma = \frac{1}{\tau}$ — ширина линии резонанса; $\tilde{A}_x^1, \tilde{A}_y^1$ — амплитуды первых гармоник, θ_x^1, θ_y^1 — фазы первых гармоник.

Искомые выражения для амплитуд сигналов, регистрируемых на выходах магнитометрической системы $\tilde{A}_x^1, \tilde{A}_y^1$, можно представить в виде [8]:

$$\tilde{A}_x^1 = \sqrt{(W_0 + W_2)^2 + (Q_2 - Q_0)^2}, \quad (3)$$

$$\tilde{A}_y^1 = \sqrt{(W_0 - W_2)^2 + (Q_2 + Q_0)^2}. \quad (4)$$

Тангенсы фаз θ_x^1, θ_y^1 этих сигналов описывается следующими зависимостями [9]:

$$\tan \theta_x^1 = \frac{W_2 + W_0}{Q_2 - Q_0}; \tag{5}$$

$$\tan \theta_y^1 = \frac{W_2 - W_0}{Q_2 + Q_0}. \tag{6}$$

Входящие в формулы (3) – (6) переменные W_0 , W_2 , Q_0 и Q_2 представляют собой бесконечные суммы, величины которых определяются следующими выражениями [9, 10]:

$$W_2(\eta) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} \frac{J_n(\eta)J_{n+1}(\eta)}{1+(n+1)^2\xi^2} (n+1)\xi,$$

$$Q_2(\eta) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} \frac{J_n(\eta)J_{n+1}(\eta)}{1+(n+1)^2\xi^2},$$

$$W_0(\eta) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} \frac{J_n(\eta)J_{n-1}(\eta)}{1+(n+1)^2\xi^2} (n+1)\xi,$$

$$Q_0(\eta) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} \frac{J_n(\eta)J_{n-1}(\eta)}{1+(n+1)^2\xi^2},$$

где ξ – коэффициент качества резонанса в ячейке, который характеризует эффективность взаимодействия между атомами цезия и магнитным полем.

Поведённые зависимости показывают, что амплитуды сигналов A_x и A_y на выходах магнитометрической системы, определяются параметрами модуляции η , коэффициентом качества резонанса в ячейке ξ и фазовым сдвигом между компонентами сигнала по осям X и Y. В результате можно записать следующие приближенные выражения для искомым амплитуд:

$$A_x(\eta) \approx |\tilde{A}_x^1(\eta)\cos(\theta_x^1(\eta) - \theta_y^1(\eta))|, \tag{7}$$

$$A_y(\eta) \approx |\tilde{A}_y^1(\eta)\cos(\theta_x^1(\eta) - \theta_y^1(\eta))|. \tag{8}$$

На рисунке 1 представлены графики, иллюстрирующие зависимости амплитуд сигналов (7) и (8) от амплитуды модуляции магнитного поля η . Анализ этих графиков позволяет установить оптимальное значение коэффициента модуляции, обеспечивающее повышение чувствительности магнитометрической системы. Также анализ позволяет выявить точки, в которых сигналы достигают максимальных значений, что соответствует наилучшим условиям для детектирования магнитных полей.

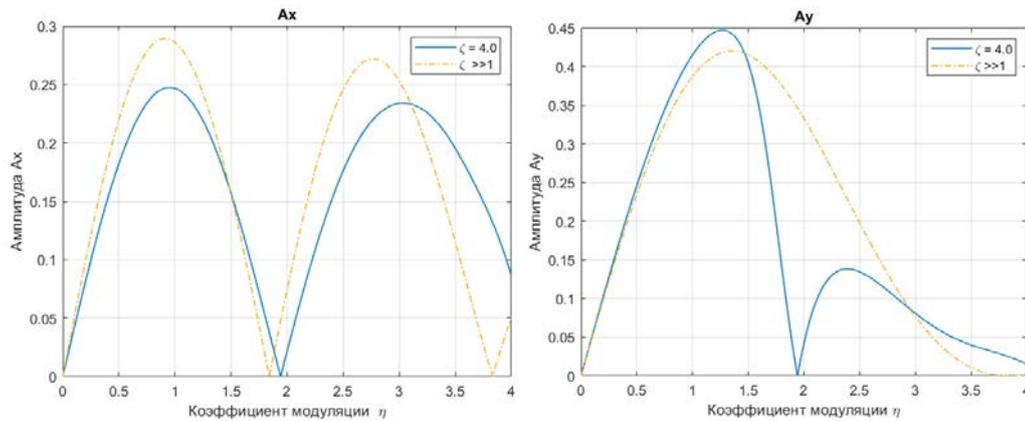


Рис. 1. Графики зависимости амплитуд сигналов A_x и A_y , считываемых с каналов регистрации магнитометрической системы, от амплитуды модуляции магнитного поля W_c [19]

При запуске КДВ, осуществляется настройка коэффициента модуляции, однако при запуске датчика коэффициент качества резонанса в ячейке может быть разным. В этой связи, далее рассмотрим два возможных варианта настройки магнитометрической системы КДВ.

Варианты настройки магнитометрической системы. В зависимости от коэффициента качества резонанса в ячейке:

$$\xi = \omega_{Cs} \cdot \tau, \tag{9}$$

предлагаются два варианта настройки магнитометрической системы при запуске КДВ.

1. Стандартный запуск.

В первом варианте запуска коэффициент η выбирается так, чтобы амплитуда сигнала в канале A_x достигала максимального значения. Поскольку шум в системе полагается стационарным, белым с равномерной спектральной плотностью, эффективность работы магнитометрической системы напрямую зависит от уровня выходного сигнала: чем больше по амплитуде сигнал, тем лучше функционирует система. Этот метод применим при любом коэффициенте качества резонанса ξ , включая малые значения ξ . На графике (рис. 1) зависимость амплитуды выходного сигнала магнитометрической системы КДВ от значения коэффициента модуляции η представлена сплошной линией. Оптимальное значение коэффициента модуляции $\eta=1,2$ определено для рассматриваемой магнитометрической системы по критерию максимизации отношения сигнал/шум выходных сигналов, описываемых уравнениями (7) и (8).

2. Запуск с фазонечувствительной стабилизацией при $\xi \gg 1$

Во втором варианте коэффициент модуляции η выбирается таким образом, чтобы амплитуда сигнала в канале A_y , была равной нулю. Этот вариант позволяет запустить систему стабилизации амплитуды переменного магнитного поля, что значительно снижает влияние перекрестных помех в датчике. Этот подход применим только при высоком значении коэффициента качества резонанса в ячейке ($\xi \gg 1$). Как отмечено в [11], такой метод обеспечивает фазонечувствительную стабилизацию, что значительно снижает влияние перекрёстных помех в датчике. Оптимальное значение η для этого случая составляет примерно 1,8 (см. рис. 1). Этот метод обеспечивает фазонечувствительную стабилизацию, что делает его особенно полезным в условиях, когда необходимо минимизировать влияние внешних магнитных полей и шумов.

Метод выбора амплитуды модуляции магнитного поля магнитометрической системы в КДВ. Классический метод определения коэффициента модуляции магнитного поля основан на процедуре параметрического сканирования. Под сканированием подразумевается последовательное варьирование коэффициента модуляции в заданном диапазоне при фиксированных значениях остальных параметров системы. В ходе сканирования оценивается амплитуда на выходе магнитометрической системы КДВ. Этот метод позволяет определить необходимое для запуска значение модуляции, однако его длительность (~40 мин) ограничивает возможность использования его вне лабораторных условий.

Предлагаемый в настоящей работе метод выбора коэффициента модуляции магнитометрической системы, основанный на анализе амплитуд сигналов A_x и A_y , состоит из следующих этапов.

1. Оценка ширины линии парамагнитного резонанса в щелочном металле.

Проводится измерение ширины линии резонанса Γ , путем сканирования по току катушки, генерирующей постоянное поле B_0 . Процедура занимает около 45 секунд. Ширина линии резонанса рассчитывается по формуле:

$$\Gamma = \left| \arg \left(\max_x f(x) \right) - \arg \left(\min_x f(x) \right) \right| \cdot 0,5k \quad , \quad (10)$$

где $\max_x f(x)$ – максимум резонансной кривой; $\min_x f(x)$ – минимум резонансной кривой; $\arg \left(\max_x f(x) \right)$ и $\arg \left(\min_x f(x) \right)$ — значения тока катушки (в амперах), соответствующие максимуму и минимуму резонансной кривой; k — коэффициент преобразования, связывающий изменение тока катушки с частотной шкалой (единицы: [Гц/А]).

2. Расчет коэффициента качества резонанса в ячейке.

Поскольку ширина линии Γ связана со временем когерентности τ соотношением $\tau = 1/\Gamma$, формулу (9) можно представить в следующем виде:

$$\xi = \omega_{Cs}/\Gamma. \quad (11)$$

Коэффициент качества резонанса ξ рассчитывается по формуле (11) на основе ширины линии резонанса Γ , полученной по формуле (10) в предыдущем пункте.

3. Выбор одной из двух стратегий запуска магнитометрической системы в зависимости от значения коэффициента качества ξ .
 - 3.1. Если $\xi > X$, где X — пограничный коэффициент качества, то применяется фазонечувствительная стабилизация.
 - 3.2. Если $\xi < X$, то используется стандартный запуск с максимизацией сигнала A_x .

Таким образом, предложенный метод настройки позволяет определить амплитуду модуляции с учетом параметров качества резонанса в ячейке во время запуска КДВ. Этот метод обеспечивает аналогичную точность, но в отличие от классического подхода может быть применен непосредственно при запуске КДВ, поскольку он примерно в 40 раз быстрее. Это делает его особенно удобным для оперативной настройки в изменяющихся условиях.

В отсутствие подобной настройки соотношение сигнал/шум в магнитометрической системе КДВ со временем будет ухудшаться из-за изменений характеристик окружающей среды или параметров самого датчика. Предложенный метод позволяет минимизировать этот эффект, поддерживая рабочие параметры магнитометрической системы КДВ.

Выводы. В работе рассмотрен принцип работы магнитометрической системы квантового датчика вращения. Предложен усовершенствованный метод выбора коэффициента модуляции, основанный на анализе коэффициента качества резонанса в ячейке. Этот метод позволяет оперативно и точно определить значение амплитуды модуляции, обеспечивая повышение соотношения сигнал/шум в магнитометрической системе. Поскольку предложенный метод примерно в 40 раз быстрее классического метода, его можно использовать при каждом запуске датчика, что существенно улучшает стабильность и точность работы квантового датчика вращения в целом.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Пешехонов В.Г.** Перспективы развития гироскопии // Гироскопия и навигация. 2020. Том 28. №2 (109). С. 3-10. DOI 10.17285/0869-7035.0028
2. **Вершовский А.К., Литманович Ю.А., Пазгалёв А.С., Пешехонов В.Г.** Гироскоп на ядерно-магнитном резонансе: предельные характеристики. //Гироскопия и навигация. Том 26, №1 (100), 2018. С. 55-80.
3. **Popov, E.N., Barantsev, K.A., and Litvinov, A.N.,** "Theoretical simulation of a signal for a scheme of an atomic spin gyroscope with optical detection", *Kvantovaya Elektronika*, vol. 49, no. 2, 2019, pp. 169–177.
4. **Ding, M.** Development and prospect of quantum sensing technology // Материалы XX конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» с международным участием / Науч. Редактор: д.т.н. проф. О.А. Степанов / Под общ. ред. академика РАН В.Г. Пешехонова. СПб.: ГИЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018. 443 с.
5. **T.G. Walker, M.S. Larsen,** Spin-Exchange-Pumped NMR Gyros Advances In Atomic, Molecular, and Optical Physics, Academic Press, Volume 65, 2016, Pages 373-401.
6. **Sorensen, S.S.; Walker, T.G.** Combined Polarization/Magnetic Modulation of a Transverse NMR Gyroscope. *Sensors* 2023, 23, 4649.
7. **E. Eklund,** Microgyroscope based on spin-polarized nuclei, Ph.D. thesis, Dissertation (2008).
8. **C. Cohen-Tannoudji, J. Dupont-Roc, S. Haroche et F. Laloë,** Diverses résonances de croisement de niveaux sur des atomes pompés optiquement en champ nul. I. Théorie // *Rev. Phys. Appl. (Paris)* 5, 95-101 (1970)
9. **Feng Tang1, Ai-xian Li, Ke Zhang, Yanhua Wang and Nan Zhao,** Optimizations of the parametric-modulation atomic magnetometer in the nuclear magnetic resonance gyroscope// *Journal of Physics B: Atomic, Molecular and Optical Physics* 2019
10. **Ke Zhang, Zhihuang Luo, Feng Tang1, Nan Zhao1 and Yanhua Wang,** Experimental optimization of atomic magnetometer in nuclear magnetic resonance gyroscope // *Japanese Journal of Applied Physics* // 2020
11. **Wenhao Luo, Hong Zhang, Yan Liu, Xiaogang Wei, Xiaonan Zhang, Yanhua Wang, Renfu Yang;** A dual-axis high-order harmonic and single-axis phase-insensitive demodulation atomic magnetometer for in situ NMR detection of Xe. *J. Appl. Phys.* 14 October 2022; 132 (14): 144401.

A.N. Shevchenko, V.V. Chalkov (State Research Center Concern CSRI Elektropribor, St. Petersburg). **Method of adjusting the parametric modulation of the magnetometric system of a quantum rotation sensor**

Abstract. The magnetometric system of a quantum rotation sensor has been analyzed. Simulation results are presented, demonstrating the ability to determine the resonance quality factor in the cell based on the measured resonance linewidth. An improved method for selecting the modulation coefficient to stabilize the amplitude of the alternating magnetic field in a quantum magnetometer—based on an alkali metal incorporated into the quantum rotation sensor—is proposed, accounting for the resonance quality factor value in the cell.

УДК 53.082.79

И. И. СТОЛЯРОВ

(АО «Северо-Западный региональный центр Концерна ВКО «Алмаз-Антей» – Обуховский завод», Санкт-Петербург)

МЕТОД АВТОМАТИЧЕСКОЙ РЕГУЛИРОВКИ МОЩНОСТИ СИГНАЛА ВОЗБУЖДЕНИЯ С ПЕРИОДИЧЕСКОЙ КАЛИБРОВКОЙ В КВАНТОВЫХ СТАНДАРТАХ ЧАСТОТЫ

Доклад посвящен вопросу автоматической регулировки мощности сигнала возбуждения в квантовых стандартах частоты. Приведен анализ существующих решений с выявлением их особенностей и недостатков. Представлен оригинальный метод регулировки мощности с периодической калибровкой, показавший в процессе моделирования положительные результаты по поддержанию стабильности выходного сигнала стандарта.

Введение. Высокая стабильность выходных сигналов квантовых стандартов частоты (КСЧ) обуславливает их использование в качестве базовых приборов для систем различного назначения: навигационных спутниковых систем, систем единого времени, радиолокационных систем [1]. Для поддержания высокого уровня стабильности выходного сигнала КСЧ в течение длительного срока функционирования необходимо поддерживать параметры работы КСЧ на стабильном уровне, компенсируя влияние негативных внешних факторов. Одним из возможных путей совершенствования стандартов частоты является управление мощностью сигнала возбуждения (СВ). Предлагаемый доклад посвящен теоретическим основаниям и принципам работы метода автоматической регулировки мощности (АРМ) СВ.

Обзор существующих методов регулировки мощности СВ. До начала применения автоматической регулировки основным способом стабилизации мощности СВ была ручная установка ослабления сигнала с использованием диодного генератора гармоник [2] либо аттенуатора с ручным управлением. Точность настройки у такого способа невысокая, в течение срока функционирования мощность не регулируется. Известны решения с использованием амплитудной модуляции [3-4], однако наличие дополнительного постоянно функционирующего кольца подстройки КСЧ усложняет систему и снижает надежность. Также для решения рассматриваемой задачи возможно применение схем с обратной связью [5-6], используемых для регулировки мощности в синтезаторах частоты и другой аппаратуре. Такое решение не учитывает влияние внешних факторов на блоки КСЧ, в том числе на само устройство регулировки. Кроме того, известен метод управления мощностью СВ по половине полной ширины резонансной линии атомного перехода [7]. Недостатком этого метода является косвенное определение оптимального значения мощности. Таким образом, целью работы является разработка метода АРМ СВ с отсутствием недостатков вышеописанных методов.

Автоматическая регулировка мощности СВ в КСЧ. На базе представленной ранее модели атомно-лучевого КСЧ [8], дополненной моделями влияния внешних факторов, разработана модель АРМ, реализующая предлагаемый метод регулировки с периодической калибровкой. Критерием оптимальности мощности СВ является пиковое значение постоянной составляющей выходного сигнала квантового дискриминатора. На рис. 1 представлены графики зависимости оптимального значения мощности $P_{\text{опт}}$ от частоты $f_{\text{св}}$ СВ для различных значений температуры $T_{\text{ист}}$ источника атомного пучка. Представленные зависимости являются статическими характеристиками

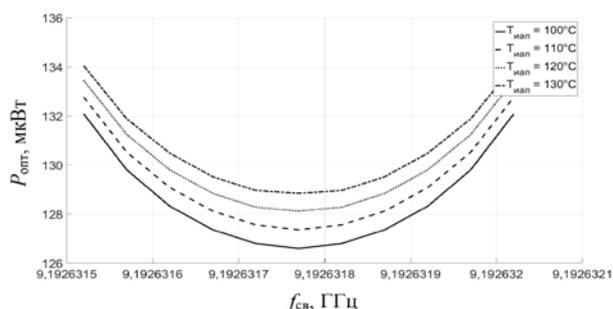


Рис. 1. Зависимость оптимального значения мощности от частоты СВ

Научный руководитель: д.т.н., доцент Сайбель А.Г.

ми, но в динамике значение $P_{\text{опт}}$ будет изменяться за счет влияния различных внешних и внутренних факторов.

Факторы, влияющие на мощность СВ и ее оптимальное значение. На работу КСЧ оказывают влияние различные внутренние факторы, например, расход рабочего вещества источника пучка ведет к уменьшению давления и соответствующему изменению интенсивности атомного пучка. Помимо этого, внешние факторы, такие как ионизирующее излучение, температура и влажность среды, вызывают кратковременные флуктуации параметров работы КСЧ, а также деградацию электронных блоков стандарта в долгосрочной перспективе. В качестве примера на рис. 2 приведены графики смоделированных изменений рабочей температуры $T_{\text{нап}}$ источника атомного пучка вследствие деградации устройства стабилизации температуры, вызванной воздействием ионизирующего излучения.

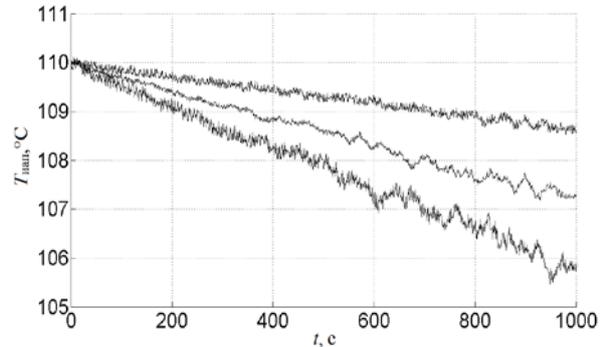


Рис. 2. Изменения температуры источника атомного пучка

Структура и принципы работы устройства АРМ с периодической калибровкой. С учетом вышеописанных фактов разработана схема автоматической регулировки мощности, сочетающая достоинства схем с отрицательной обратной связью [5-6]

и схем с применением амплитудной модуляции [3-4]. Стабилизация по обратной связи обеспечивает компенсацию случайных флуктуаций мощности, а режим определения оптимального значения мощности – компенсацию долговременных изменений характеристик блоков КСЧ. Структурная схема КСЧ с предлагаемым устройством АРМ приведена на рис. 3.

Устройство вычислительное в соответствии с заданным законом управления и оценкой измерений мощности формирует цифровой код управления, преобразуемый цифро-аналоговым преобразователем в управляющий сигнал аттенюатора, регулирующего мощность СВ.

С определенным периодом (10^5 с) включается режим калибровки: осуществляется программная перестройка ослабления СВ на минимальный шаг регулировки аттенюатора для нахождения пикового значения амплитуды постоянной составляющей сигнала квантового дискриминатора, оцениваемой посредством фильтра нижних частот и аналого-цифрового преобразователя. Усредненное значение измерений датчика мощности, соответствующих оптимальному значению, используется в качестве задающего воздействия для режима стабилизации по обратной связи. Поскольку используются такты изменения ослабления длительностью много больше периодов модуляции СВ и оптического излучения (при наличии), то процесс поиска происходит без существенного влияния на точность работы колец автоматической подстройки.

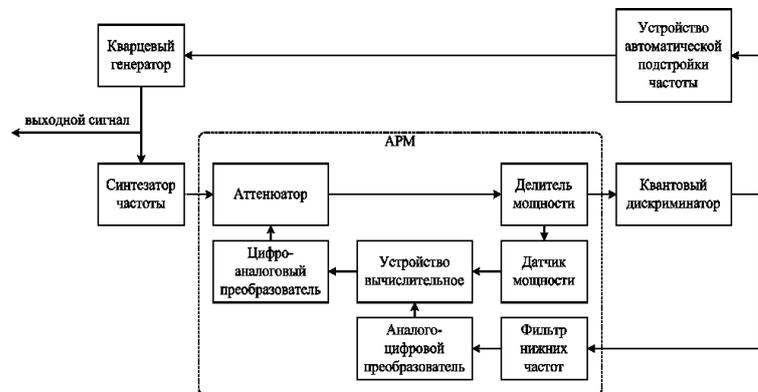


Рис. 3. Структурная схема КСЧ с устройством АРМ

Результаты моделирования КСЧ с применением АРМ СВ. Результаты моделирования применения разработанного метода представлены на рис. 4. Для удобства 1 секунда времени моделирования принимается за $0,5 \times 10^6$ реальных секунд. Значения выходного сигнала квантового дискриминатора нормализованы: максимальное значение принимается за единицу.

Результаты моделирования показывают, что применение предложенного метода позволяет увеличить амплитуду выходного сигнала дискриминатора более чем на 15% в сравнении с предыдущим методом, а также снизить ее нестабильность (среднее значение за 1 секунду) с 4,5% до 1,3%. Таким образом, АРМ СВ обеспечивает поддержание высоких выходных характеристик КСЧ в течение длительного срока функционирования, при этом без использования дополнительного кольца автоматической подстройки.

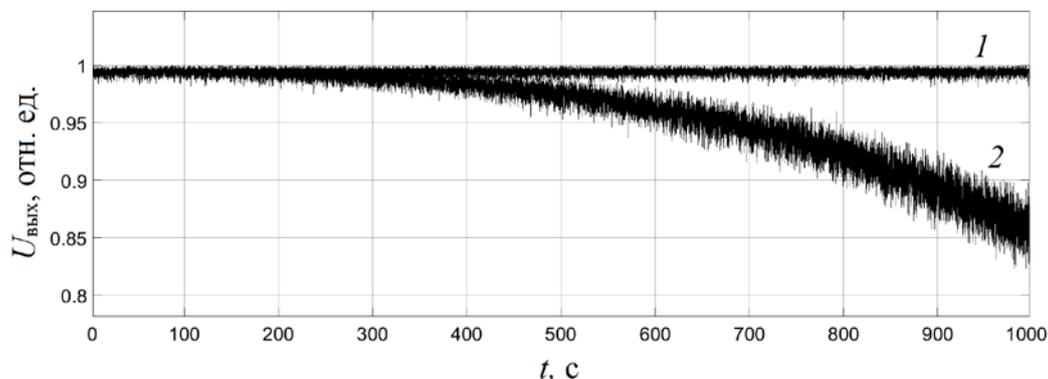


Рис. 4. Изменение амплитуды выходного сигнала квантового дискриминатора во времени (1 – КСЧ с применением АРМ СВ, 2 – КСЧ без регулировки мощности СВ)

Заключение. В работе приведен анализ существующих методов регулировки мощности СВ, выявлены их особенности и недостатки. Представлен оригинальный метод автоматической регулировки мощности с периодической калибровкой, показавший положительные результаты в ходе проведения моделирования. Дальнейшие исследования направлены на изучение применения адаптивных законов регулирования, способных компенсировать импульсные помехи, вызываемые воздействием внешних факторов. Кроме того, планируется разработка методики синтеза устройств автоматической регулировки мощности для различных типов стандартов частоты.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Риле Ф.** Стандарты частоты. Принципы и приложения / перевод с английского Н. Н. Колачевского. – М.: Физматлит, 2009. – 512 с.
2. **Харчев О.П.** О стабилизации мощности СВЧ-сигнала радиочастотного возбуждения пассивных квантовых стандартов частоты // Труды института прикладной астрономии РАН. 2007. № 17. С. 312–316.
3. **Audoin C., Hamouda F., Chassagne L., Barillet R.** Controlling the microwave amplitude in optically pumped cesium beam frequency standards // IEEE Transactions on ultrasonics, ferroelectrics, and frequency control. 1999. Vol .46, № 2. P. 407–413.
4. **Gozzelino M., Micalizio S., Godone A. [et al.]** Microwave field amplitude stabilization using Ramsey spectroscopy signal // 2018 European Frequency and Time Forum (EFTF). 2018. P. 80–82.
5. **Нэш И.** Улучшение возможностей беспроводных передатчиков путем калибровки мощности // Беспроводные технологии. 2010. № 4(21). С. 60–64.
6. **Chenakin A.** Frequency synthesizers: Concept to product. Norwood: Artech House, 2011. 214 p.
7. **Xie W., Wang Q., He X. [et al.]** A linewidth locking method to control the microwave power in optically pumped cesium-beam clocks // Review of Scientific Instruments. 2020. № 91. 094708.
8. **Столяров И.И.** Динамическая имитационная модель перспективного квантового стандарта частоты для исследования взаимосвязи мощности сигнала возбуждения и выходных характеристик устройства // Электронная техника. Серия 1: СВЧ-техника. 2023. № 2 (558). С. 33–42.

I.I. Stolyarov (OJSC GOZ Obukhov Plant, Saint Petersburg). **Microwave signal automatic power control method with periodic calibration in quantum frequency standards.**

Abstract. The report is devoted to the issue of automatic power control of microwave signal in quantum frequency standards. An analysis of existing methods is presented, identifying their features and disadvantages. An original method for adjusting power with periodic calibration is presented, which showed positive results in maintaining the stability of the standard output signal.

Секция 3. ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ КОМПЛЕКСЫ И СИСТЕМЫ

В.В. АНТИПОВ, А.Е. ПАНАРИН, А.М. ГРУЗЛИКОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

АЛГОРИТМЫ НАЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ ЗАДАЧ ТРАЕКТОРНОГО СОПРОВОЖДЕНИЯ МОРСКИХ ОБЪЕКТОВ

Задача о назначениях является одной из фундаментальных задач дискретной оптимизации. При отслеживании нескольких объектов проблема назначения используется для связывания обнаружения объектов с гипотетическими целевыми траекториями, и решение проблемы назначения является одной из наиболее ресурсоемких задач. В работе приведена постановка задачи. Приводятся описание исследованного венгерского алгоритма, алгоритм аукциона, и оценки вычислительной сложности их реализации.

Введение. При освещении обстановки с использованием средств шумопеленгования, модуль первичной обработки информации решает задачу обнаружения сигнала, при этом с выхода модуля поступают как истинные результаты от источников шумоизлучения, так и ложные обусловленные природой распространения и формирования шумов в морской среде.

Для отслеживания объектов, одним из важных шагов является правильно назначение (распределение) этих обнаружений (далее отметок) гипотетическим целевым траекториям, и их использование для обновления информации по объектам сопровождения. Если количество объектов или отметок велико или существуют конфликты между различными гипотезами назначения, вопрос назначения будет являться сложной вычислительной задачей [1, 2].

Помимо проблемы размерности несколько других факторов могут существенно влиять на сложность алгоритма назначения при траекторном сопровождении объектов:

- распределение отметок. Если отметки распределены редко, выполнить сопоставление относительно легко (при условии введения естественных ограничений по скорости углового перемещения объектов). Однако, если отметки распределены достаточно плотно, назначение становится неоднозначным;
- вероятность наличия отметки, т.е. вероятность того, что объект будет обнаружен на текущем такте. Если объект является малозумным, то его обнаружение может осуществляться эпизодически. В том числе, возможны случаи, когда представленная истинной целью траектория, может перехватить отметки у других объектов (створ траекторий);
- угловое разрешение объекта, т.е. способность антенной системы комплекса освещения обстановки различать объекты находящиеся на близком угловом расстоянии (например, при створе объектов). Это нарушает предположение, что каждая отметка может быть соотнесена только к одной траектории, и приводит к неразрешимым конфликтам назначения;
- ложные тревоги вводят дополнительные возможные назначения и, следовательно, увеличивают вычислительную сложность задачи.

Целью настоящей работы является исследование алгоритмов назначения [2, 3], которые являются одними из наиболее ресурсоемких задач при траекторном сопровождении объектов [1]. В работе приводится математическая постановка задачи назначения, рассматриваются наиболее известные алгоритмы, приводятся оценки их вычислительной сложности.

Постановка задачи назначения. Процесс обновления траектории обычно начинается с процедуры, которая используется для выбора наилучшей отметки (наблюдения) для отслеживания. Эта процедура известна как построение корреляции и обычно состоит из двух этапов, называемых стробированием и ассоциацией. Под стробированием понимается прогноз границ, в которых могут находиться измеряемые параметры (в данном случае отметка).

Пусть в комплексе освещения обстановки сопровождается N траекторий в момент получения нового набора отметок. Эти отметки могут использоваться как для обновления существующих траекторий, так и для создания новых (обнаружение объекта с завязкой трассы). Предположим, что получено M отметок (причём, M может не равняться N). Пусть проведена оценка матрицы расстояния между отметками и трассами – матрица C :

$$C = \begin{bmatrix} c_{1,1} & \cdots & c_{1,M} & c_N & \cdots & c_{max} \\ \vdots & \ddots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ c_{N,1} & \cdots & c_{N,M} & c_{max} & \cdots & c_N \\ c_M & \cdots & c_{max} & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ c_{max} & \cdots & c_M & 0 & \cdots & 0 \end{bmatrix},$$

где $c_{i,j}, i \in \{1, \dots, N\}, j \in \{1, \dots, M\}$ – оценка расстояния между i траекторией и j отметкой; c_M – стоимость случая, при котором соотношение траектории к отметке отсутствует (например, в случае отсутствия обнаружение сигнала от объекта на данном такте); c_N – стоимость случая, при котором соотношение отметки к траектории отсутствует (например, ложное формирование отметки); c_{max} – заведомо большое число.

Для упрощения записи, введём следующее обозначение, пусть K равно $N + M$.

Тогда задача назначения будет определяться как поиск такого множества $Z = \{z_{i,j}\}, z_{i,j} \in \{0,1\}, i, j \in \{1, \dots, K\}$, которое минимизирует:

$$J(z) = \sum_{i=0}^K \sum_{j=0}^K c_{i,j} z_{i,j}$$

при следующих ограничениях:

$$\sum_{i=0}^N z_{i,j} = 1, \forall j \in \{1, \dots, K\}, \sum_{j=0}^M z_{i,j} = 1, \forall i \in \{1, \dots, K\}.$$

Алгоритмы назначения. Рассмотрим следующие алгоритмы назначения: венгерский [3 – 4], аукциона [5].

Венгерский алгоритм – алгоритм дискретной оптимизации, решающий задачу о назначениях за полиномиальное время. Он был разработан и опубликован Гарольдом Куном в 1955 году. Автор дал ему имя «венгерский метод» в связи с тем, что алгоритм в значительной степени основан на более ранних работах двух венгерских математиков (Кёнига и Эгервари). Джеймс Манкрес в 1957 году заметил, что алгоритм является (строго) полиномиальным.

Временная сложность оригинального алгоритма была $O(K^4)$, однако Эдмондс и Карп показали, что его можно модифицировать так, чтобы достичь времени выполнения равного $O(K^3)$.

Алгоритм аукциона – первоначальная форма алгоритма представляет собой итерационный метод поиска цен на ресурсы, которые может предложить потребитель при наличии конкуренции и конфликта за единый ресурс. Алгоритм впервые был предложен Дмитрием Бертсекасом в 1979 году.

Существует несколько вариантов аукциона: прямой аукцион [5], обратный [6] и комбинированный (комбинация прямого и обратного) [7].

Алгоритм прямого аукциона. Рассмотрим экономическую задачу о распределении ресурсов в процессе торгов, пусть задано t ресурсов и n потребителей. Считается, что потребители борются за ресурсы. Каждый потребитель стремится получить важный для себя ресурс, обладающий максимальным значением стоимости. Конкуренция на торгах приводит к необходимости рассмотрения всех возможных вариантов покупки ресурсов каждым потребителем. У потребителя возникает противоречие: с одной стороны, потребитель будет стараться поднять текущую цену ресурса до величины, которую не смогут заплатить другим потребители; с другой – потребителю выгодна низкая цена ресурса. Для разрешения противоречия потребитель на торгах пользуется заданной стратегией.

Алгоритм обратного аукциона. В отличие от алгоритма прямого аукциона, в обратном аукционе ресурсы борются за потребителей, предлагая на себя скидки. Это приводит к снижению себестоимости ресурсов и делает их привлекательнее для потребителей. Таким образом, прибыль играет для потребителей аналогичную роль, как и цены для ресурсов. Действия алгоритма обратного аукциона идентичны прямому аукциону, только потребители и ресурсы меняются местами.

Алгоритм комбинированного аукциона. Особенностью реализации алгоритма комбинированного аукциона является сочетания прямого и обратного аукционов на одной итерации. При наличии исключительных ситуаций необходимо предусмотреть механизм выведения пар потребитель – ресурс из аукциона.

Описание эксперимента и результаты моделирования. Для формирования исходной информации для исследования вычислительных характеристик рассматриваемых алгоритмов была проведена имитация решения задачи траекторного сопровождения морских объектов, при этом на каждом такте наблюдения фиксировалась матрица расстояния.

Записанная исходная информация подавалась на вход каждого из алгоритма, при этом фиксировался размер матрицы расстояния (текущее число отметок и траекторий), а также время выполнения исследуемого алгоритма.

Моделирование показало, что для значений $K < 300$ алгоритмы аукциона быстрее венгерского алгоритма на 10-15%.

Заключение. В работе рассмотрена задача назначения результатов обнаружений (отметок) с сопровождаемыми траекториями. Поскольку алгоритм решения задачи является одним из самых ресурсоёмких, проведено исследование венгерского алгоритма и алгоритма на основе аукционов.

По результату моделирования получено – для задачи траекторного сопровождения морских объектов предпочтительно использовать алгоритмы на основе аукциона.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Коновалов А.А.** Основы траекторной обработки радиолокационной информации. Спб.: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2013. 164 с.
2. **Emami P.** and etc. Machine Learning Methods for Data Association in Multi-Object Tracking / P. Emami, P.M. Pardalos, L. Eleftheriadou, S. Ranka. // ACM Computing Surveys (CSUR), vol. 53, pp. 1 – 34.
3. Burkard R., Dell'Amico M., Martello S., Assignment Problem, SIAM, Philadelphia, 2009, 382 pp.
4. **Вагнер, Г.** Основы исследования операций / Г. Вагнер; пер. с англ. Т. 1, 2. – М.: Мир, 1972.
5. **Bertsekas, D.P.** Auction algorithms for network flow problems: a tutorial introduction / D.P. Bertsekas // Computational optimization, 1992.
6. **Castanon, D.A.** Reverse auction algorithms for assignment problems / D.A. Castanon // DIMACS Series in Discrete Mathematics and Theoretical Computer Science, 1992.
7. **Солонар А.С.** Особенности применения алгоритма аукциона для решения задачи отождествления на этапе вторичной обработки радиолокационной информации / А.С. Солонар, А.А. Михалковский // Вестник Полоцкого государственного университета. Серия С. Фундаментальные науки. 2014 № 4 стр. 95 -102

V.V. Antipov, A.E. Panarin, A.M. Gruzlikov (Concern CSRI Elektropribor, Saint Petersburg, Russia). **Assignment algorithms for problems of marine object tracking**

Abstract. The assignment problem is one of the fundamental discrete optimization problems. In multi-object tracking, the assignment problem is used to associate object detection with hypothetical target trajectories, and solving the assignment problem is one of the most resource – intensive tasks. The paper provides a statement of the problem. A description of the studied Hungarian algorithm, auction algorithms, and estimates of the computational complexity of their implementation are provided.

УДК 681.51

В. В. АНТИПОВ, А. П. ПАВЛОВ, В. С. ТЮЛЬНИКОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

СУДОВАЯ СИСТЕМА ОБМЕНА ДАННЫМИ – АИС/АСОД

Работа посвящена обзору, назначению и классификации автоматических судовых систем обмена данными (АИС/АСОД). Приводится структура АИС/АСОД в соответствии с сетевой моделью ISO/OSI. Описываются особенности каждого уровня сетевой модели АИС.

Введение. Автоматическая идентификационная система (АИС) представляет собой автоматизированный комплекс для отслеживания местоположения судов, основанный на применении специализированных устройств приемопередачи информации по радиоканалу. Информация передаётся и принимается как между судами, так и береговыми центрами управления движением и спутниковыми системами [1]. В процессе работы АИС создаёт коммуникационную пару «корабль – корабль», «корабль – берег» или «корабль – спутник», используя протокол множественного доступа к сети.

Согласно требованиям конвенции SOLAS 74/88 [2], аппаратура АИС класса А является обязательным элементом: для морских судов валовой вместимостью свыше 300 м³ и выполняющих международные рейсы, для судов валовой вместимостью от 500 м³ и более, не покидающих национальные воды; а также для всех пассажирских судов. Менее крупные суда и яхты имеют возможность установки упрощенного варианта, именуемого АИС класса Б.

Целью работы является обзор назначения и состав аппаратуры судовых систем АИС/АСОД, в том числе приводится описание структуры системы обмена в соответствии с сетевой моделью.

Назначение и состав аппаратуры АИС. Изначально основная задача АИС заключалась в предотвращении столкновений на море, однако на текущий момент времени спектр её применения значительно расширился. На сегодняшний день АИС используется для решения следующих задач:

- предупреждение аварий и столкновений;
- контроль и мониторинг рыболовных судов;
- поддержка безопасности мореплавания;
- навигационное обеспечение;
- отслеживание перемещений грузов.

Оборудование АИС класса А содержит ряд компонентов:

- два приёмника (AIS-1 и AIS-2) с TDMA-декодерами и возможностью переключения на региональные каналы;
- передатчик, способный работать на AIS-1, AIS-2 и региональных каналах;
- приёмник и декодер цифрового избирательного вызова;
- GNSS-приёмник для определения текущего местоположения;
- средства самоконтроля;
- внешней дисплей для ввода и отображения информации.

Аппаратура АИС класса Б – это упрощённый вариант аппаратуры АИС класса А. Он отличается меньшей частотой обновления динамических параметров, использованием стандартных типов сообщений, отсутствием внешнего GNSS-приёмника, отсутствием внешнего устройства ввода и отображения информации и рядом других допущений [3].

Суда, оснащённые АИС, находясь в открытом море или прибрежных водах, периодически и автоматически передают по ультракоротковолновой (УКВ) связи стандартные сообщения о своём местоположении, курсе, типе и потенциальных опасностях, а также информацию о грузе,

пункте назначения, времени прибытия и прочих параметрах. Одновременно они принимают такие же данные от других судов в пределах радиуса действия УКВ связи (порядка 20–30 морских миль).

На канальном уровне определяется метод преобразования исходных данных в пакеты, а также порядок их передачи. Доступ к каналу обеспечивается с помощью протокола TDMA. Каждый передатчик АИС использует определенный временной интервал (слот) длительностью 26,7 мс. В минутном кадре (60 секунд) содержится 2250 таких слотов [4]. Единая временная синхронизация для всех станций поддерживается через сигналы UTC, получаемые посредством систем GPS/ГЛОНАСС, с точностью порядка 10 мкс.

Назначение и состав аппаратуры АСОД. Автоматическая система обмена данными (АСОД) — это коммуникационная платформа для морских приложений, работающая в диапазоне УКВ связи (156–162 МГц). АСОД представляет собой сочетание уже существующих систем с дополнениями и расширениями функционала. Она включает в себя три режима работы: режим АИС; выделенные ASM-каналы, разгружающие основные АИС-каналы; отдельная УКВ-полоса частот для обмена данными (VDE) с более высокой скоростью передачи и возможностями адаптации к условиям среды [5].

Для недопущения одновременной передачи несколькими станциями в один и тот же временной интервал в АСОД используются особые алгоритмы планирования слотов. Выбор слота осуществляется по одному из четырех алгоритмов доступа к сети:

- SOTDMA (Self Organizing TDMA) — самоорганизующийся множественный доступ с временным разделением;
- ITDMA (Incremental TDMA) — поэтапное выделение временных интервалов;
- RATDMA (Random Access TDMA) — случайный доступ к временным интервалам;
- FATDMA (Fixed Access TDMA) — фиксированное закрепление временных интервалов.

Модель ISO/OSI. Не смотря на то, что архитектура АИС не разрабатывалась исходя из концепций классической семиуровневой модели OSI, её можно условно «разложить» по соответствующим уровням (рисунок 1). Такой аналитический подход даёт более глубокое понимание принципов работы и взаимодействия компонентов системы.

Физический уровень. На физическом уровне система АИС использует два основных канала УКВ (161,975 МГц и 162,025 МГц — «каналы 87В и 88В»), применяя модуляцию GMSK (Gaussian Minimum Shift Keying) со скоростью 9600 бит/с. К данному уровню относится вся приёмопередающая аппаратура, включая передатчики, приёмники и антенны.

Канальный уровень. Основой канального уровня является механизм TDMA, позволяющий многим устройствам работать в одном частотном диапазоне. Наиболее распространена схема SOTDMA, которая обеспечивает автоматическое распределение временных слотов для передачи сообщений судами. Для береговых станций и репитеров применяется FATDMA.

Каждый АИС-кадр содержит синхропоследовательность, служебные поля и контрольную сумму (CRC), используемую для обнаружения битовых ошибок [6]. Приёмник, получив кадр с некорректной контрольной суммой, отбрасывает его, поскольку механизмов автоматического запроса повтора не предусмотрено.

Сетевой уровень. В классическом понимании сетевых протоколов (с маршрутизацией IP-пакетов и пр.) в АИС нет. Вместо IP-адресов применяется идентификатор MMSI (Maritime Mobile Service Identity) — уникальный девятизначный номер, по которому определяется судно или станция. Передача ведётся в режиме широковещания: любой приёмник в зоне действия может «услышать» сообщения АИС. Маршрутизация отсутствует, а роль промежуточных узлов могут играть береговые станции, транслирующие сигналы дальше.

Транспортный уровень. Классические механизмы транспортного уровня (TCP/UDP) не применяются в АИС. Система работает в режиме передачи отдельных кадров, без подтверждений и управления сессией, поскольку основная цель — вещание актуальных навигационных данных с регулярным обновлением. Контроль целостности при этом осуществляется через CRC, уже предусмотренный на уровне канальных кадров

Сеансовый уровень. Сессий как таковых в АИС нет. Приёмные устройства просто «слушают» эфир и принимают сообщения, а передающие устройства (суда) периодически «выбрасывают» обновлённую информацию о своём положении. Взаимодействие в формате «запрос-ответ» встречается редко и реализовано в основном в специализированных сообщениях для служебных целей.

Уровень представления и прикладной уровень. На этих уровнях АИС работает с жёстко структурированными двоичными сообщениями согласно стандарту ITU-R M.1371 [7]. Кодировка, поля и формат данных строго определены, а шифрование или сжатие в базовых сообщениях обычно не используются. На прикладном уровне данные АИС могут преобразовываться в формат NMEA (NMEA 0183), для взаимодействия с другими судовыми приборами.

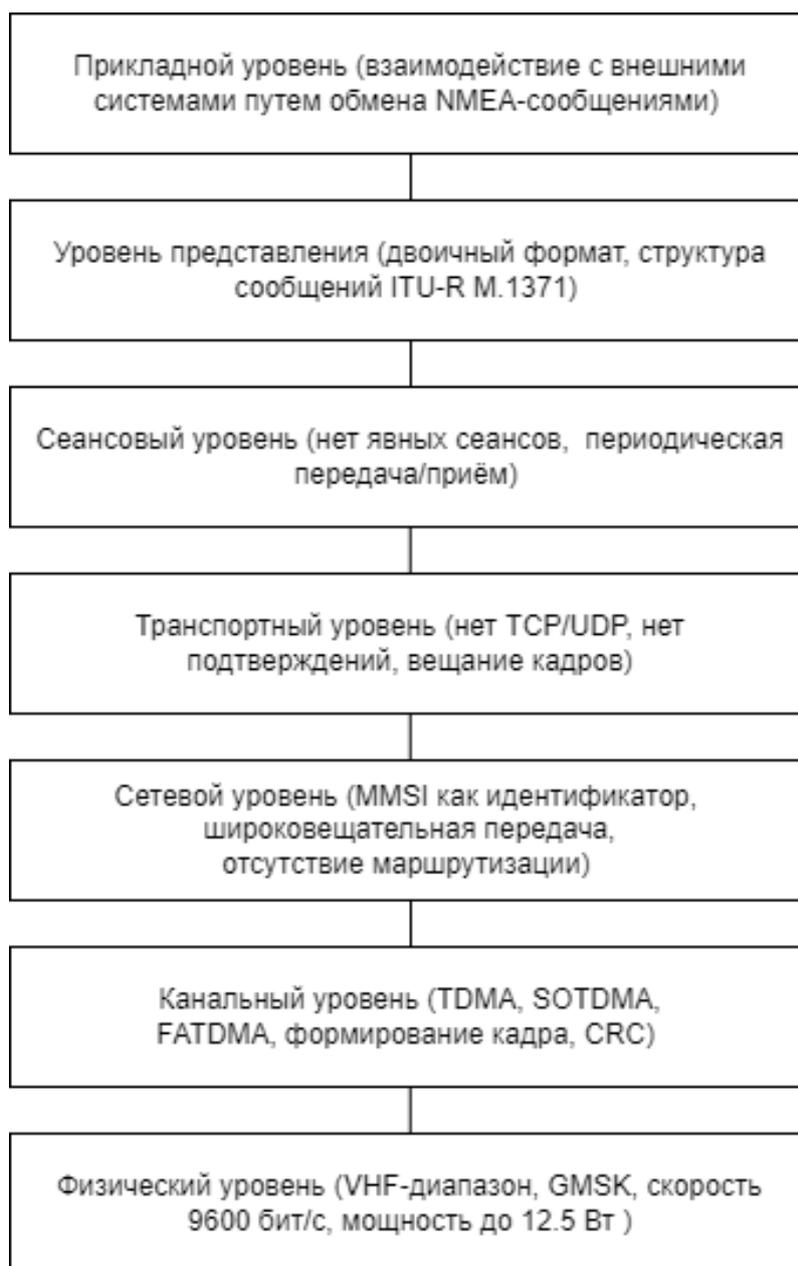


Рис. 1. Соответствие модели ISO/OSI и структуры АИС/АСОД

Заключение. В работе представлен обзор и классификация автоматизированных судовых систем обмена данными (АИС/АСОД). Приводится назначение и структура аппаратуры АИС/АСОД. Рассмотрено соответствие модели ISO/OSI и структуры АИС.

ЛИТЕРАТУРА

1. Emmens T., Amrit C., Abdi A., Ghosh M.. The promises and perils of Automatic Identification System data. Expert Systems with Applications. 2021. Vol. 178.
2. Tetreault B. Use of the Automatic Identification System (AIS) for maritime domain awareness (MDA). OCEANS Proceedings of MTS/IEEE. 2005. Vol. 2. P. 1590–1594.
3. O'Hara P., Serra-Sogas N., McWhinnie L., Pearce K., Le Baron N., O'Hagan G., Neddoly A., Marques T., Canessa R. Automated identification system for ships data as a proxy for marine vessel related stressors. Science of The Total Environment. 2023. Volume 865
4. Jaskólski, K.; Marchel, Ł.; Felski, A.; Jaskólski, M.; Specht, M. Automatic Identification System (AIS) Dynamic Data Integrity Monitoring and Trajectory Tracking Based on the Simultaneous Localization and Mapping (SLAM) Process Model. 2021.
5. Kerbirou R., Lévêque L., Rajabi A., Serry A. THE AUTOMATIC IDENTIFICATION SYSTEM (AIS) AS A DATA SOURCE FOR STUDYING MARITIME TRAFFIC INTERNATIONAL MARITIME SCIENCE CONFERENCE. 2017.
6. Jaskólski K. Availability of Automatic Identification System (AIS) Based on Spectral Analysis of Mean Time to Repair (MTTR) Determined from Dynamic Data. Remote Sensing. 2022.
7. Wright D., Janzen C., Bochenek R., Austin J., Page E. Marine Observing Applications Using AIS: Automatic Identification System. Frontiers in Marine Science. 2019. Vol. 6.

V. V. Antipov, A. P. Pavlov, V. S. Tulnikov (Concern CSRI Elektropribor, Saint Petersburg, Russia). **Ship data exchange system – AIS/ASOD**

Abstract. The article presents an overview and classification of automated ship data exchange systems (AIS/ASOD). The structure of AIS/ASOD is given in accordance with the network model. The issues of creating domestic AIS/ASOD equipment that meets international standards are discussed.

УДК 004.67

С.Д. ВИЛЕНСКИЙ, И.Р. ПЕТРЫКИНА, Г.А. ЗАКИРОВА, Д.П. ПОСЕВИН
(МГТУ им. Н.Э.Баумана, Москва)

МОБИЛЬНОЕ ПРИЛОЖЕНИЕ СБОРА И ОБРАБОТКИ ДАННЫХ ПРОГРАММНО ОПРЕДЕЛЯЕМОЙ РАДИОСИСТЕМЫ

В работе рассмотрена проблема программного анализа спектра радиочастот. Разработан прототип мобильного приложения сбора, анализа и визуализации данных, получаемых открытой программно определяемой радиосистемой. Проведено тестирование приложения, которое показало работоспособность созданного прототипа.

Введение. В последнее время наблюдается широкое применение открытых программно определяемых радиосистем с возможностью доступа к ним посредством открытых программных интерфейсов, поэтому для чтения и обработки данных с таких устройств возникает необходимость в разработке эффективных программных средств и библиотек для анализа и визуализации потока измеряемых данных [1]. Современные модели открытых программно определяемых радиосистем являются доступным средством, как для научных исследований, так и для практического применения [2]. Как правило, эти системы используют при решении задач в области обнаружения радиосигналов, спектрального анализа, радиоинженерии, кибербезопасности [3] и др. Например, они могут использоваться для тестирования качества передачи информации по беспроводным каналам связи. Однако существующие программные инструменты, необходимые для работы с цифровыми потоками, получаемыми программно определяемыми радиосистемами могут иметь либо ограниченные возможности, не позволяющие подключать программные и аппаратные расширения, либо слишком сложный интерфейс, который не пригоден при решении ряда практических задач, поэтому разработка удобного и простого для пользователя решения без потери необходимой функциональности представляет собой актуальную задачу. Целью данной работы является разработка прототипа мобильного приложения сбора, анализа и визуализации данных, получаемых открытой программно определяемой радиосистемой, с упором на возможность адаптации интерфейса и модульного функционала к узкоспециализированным задачам.

Разработка приложения. При разработке приложения в качестве приемного устройства выбрана открытая радиосистема HackRF One. Среди всех её преимуществ следует выделить такие, как широкий диапазон поддерживаемых частот, открытое программное и аппаратное обеспечение, портативность устройства и ценовая доступность устройства на рынке. В результате анализа информации о существующих приложениях мониторинга радиоэфира, которые чаще всего применяются для взаимодействия с выбранной моделью радиосистемы, а также о способах их расширения пользовательскими модулями, выявлены некоторые недостатки в существующих программных решениях. Основная проблема большинства подобных приложений заключается в низкой скорости обработки данных, что может быть критично для задач реального времени. Также многие приложения обладают сложным программным интерфейсом для взаимодействия с подключаемыми модулями. В связи с этим принято решение разработать мобильное приложение анализа спектра радиочастот с возможностью дальнейшего расширения функционала и подключения пользовательских программных и аппаратных модулей для реализации нестандартных прикладных задач, например, для обнаружения и анализа неавторизованных или скрытых сигналов.

Для разработки мобильного приложения изучены существующие библиотеки, необходимые для приема необработанного цифрового потока, получаемого с HackRF One, а также реализованы пользовательский интерфейс и алгоритмы визуализации цифровой обработки сигналов [4]. Для обмена данными между мобильным приложением и рассматриваемой радиосистемой выбрана библиотека HackRF USB Library for Android, написанная на языке программирования Java, поскольку приложения, разработанные на Java могут быть адаптированы как для высоконагруженных программно-аппаратных систем, так и для решения пользовательских задач на базе мобильных устройств под управлением операционной системы Android.

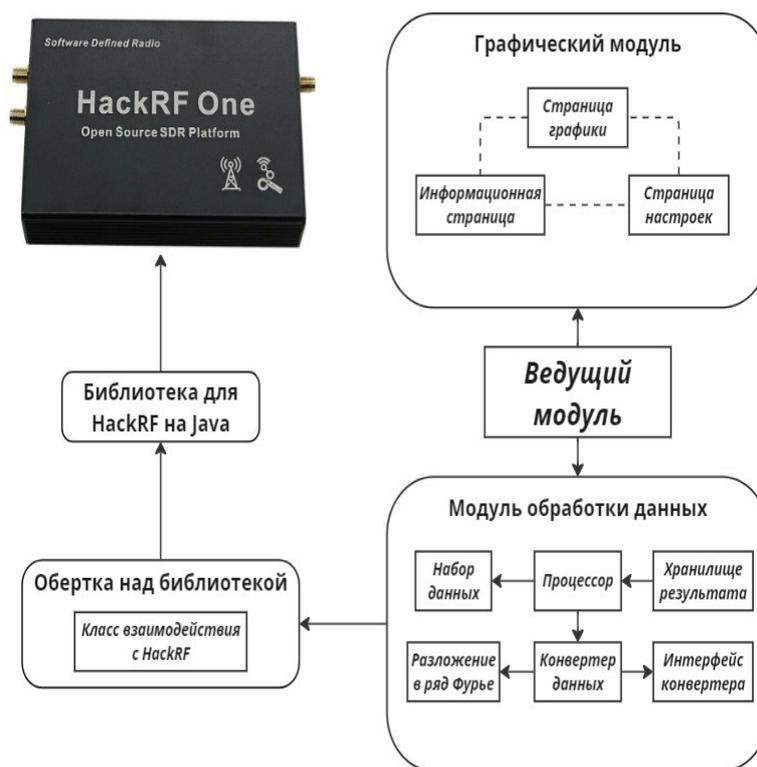


Рис. 1. Архитектура приложения

Описание структуры и функциональности приложения. В ходе работы сформирована архитектура приложения, упрощенная диаграмма зависимостей которой изображена на рисунке 1. На приведенной диаграмме зависимостей сделан акцент на модульность архитектуры программно-аппаратной информационной системы, обеспечивающей возможность вызова методов для управления дополнительными периферийными устройствами.

Базовая функциональность разработанного прототипа приложения определяется наличием следующих программных модулей и компонент:

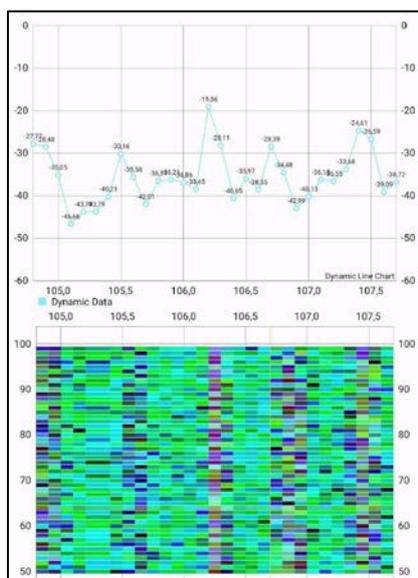


Рис. 2. Главное окно приложе-

ния. Из которого видно, что решена проблема перегруженности интерфейса, что является хорошей практикой при формировании дизайна приложений [6, 7].

1. Ведущий модуль является связующим звеном приложения и необходим для его запуска, реакции на события и обеспечения требуемого взаимодействия графического модуля и модуля обработки данных.
2. Модуль обработки данных, обеспечивающий чтение и преобразование необработанного потока данных.
3. Обертка над библиотекой для HackRF, написанная на языке программирования Java, включает в себя интерфейс настройки диапазона анализируемых радиочастот и порога фильтрации радиосигналов.
4. Страница графики в графическом модуле представляет из себя окно с выводом данных: график мощности радиосигнала в заданном диапазоне частот; диаграмма «водопад» (waterfall) мощностей радиосигналов в заданном диапазоне частот и промежутке времени.
5. Страница настроек графического модуля предназначена для редактирования пользовательских настроек.

Тестирование. В результате тестирования [5] подтверждена работоспособность прототипа мобильного приложения и его готовность к использованию для проведения исследований и решения ряда практических задач.

Заключение. Итогом работы является рабочий прототип мобильного приложения для операционной системы Android, выполняющего анализ и визуализацию цифрового потока выбранной модели программно определяемой радиосистемы из заданного диапазона радиочастот с возможностью расширения и подключения дополнительных программных и аппаратных модулей для реализации узконаправленных задач автоматизации процессов мгновенного реагирования на изменение спектра радиочастот.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Малинин Р.М.** Справочник радиолобителя - конструктора. М.: Энергия, 1965. 655 с.
2. **Березов А.В., Туриев А.М.** Сбор и анализ данных из радиоэфира. Школа анализа данных. тезисы докладов научно-практической конференции. Владикавказ, 2022. С. 8-10.
3. **Захаров А.В.** IQ - как много в этом звуке. Защита информации. Инсайд. 2019. № 1 (85). С. 16-23.
4. **Мартюгин С.А.** Практическая реализация дискретной модификации дробного преобразования Фурье, основанная на спектральном разложении оператора дискретного преобразования Фурье. Ракетно-космическая техника. 2015. Т. 1. № 1 (5). С. 3.
5. **Воробьев Н.А., Бурмин Л.Н., Степанов Ю.А.** Сравнительный анализ средств тестирования мобильных приложений. Евразийский союз ученых. 2020. № 6-1 (75). С. 36-38.
6. **Авгуль М.Е.** Принципы UI/UX-дизайна мобильных приложений UI/UX-design principles for mobile apps. В сборнике: Регионы. Города. Ракурсы и параллели. Сборник научных статей VIII Всероссийской научно-практической конференции, посвященной 110-летию со дня рождения В.И. Кочедамова, с конкурсом докладов молодых ученых, магистрантов и студентов. Редколлегия: Л.В. Чуйко (науч. ред.) [и др.]. Омск, 2023. С. 74-78.
7. **Панова У.А., Нурматов Н.Т., Агапова Ю.П., Никифоров М.Д., Сергеев Т.А.** Минимализм как основа UI/UX - дизайна. Научный Лидер. 2022. № 5 (50). С. 9-12.

S.D. Vilenskii, I.R. Petrykina, G.A. Zakirova, D.P. Posevin (Bauman Moscow State Technical University, Moscow). **A mobile application for collecting and processing data from a software-defined radio system**

Abstract. The paper considers the problem of software analysis of the radio frequency spectrum. A mobile application for collecting, analyzing and visualizing data received from an open software-defined radio system has been developed. The application was tested, which showed the effectiveness of the created prototype.

В.С. ТЮЛЬНИКОВ, А.М. ГРУЗЛИКОВ
(АО Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", Санкт-Петербург)

ФРЕЙМВОРК ДЛЯ ПЛАНИРОВАНИЯ ЗАДАНИЙ В РАСПРЕДЕЛЕННЫХ СИСТЕМАХ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ ТИПА FLOW-SHOP

В работе приводится описание созданного авторами фреймворка для планирования заданий в распределенных системах реального времени типа Permutation Flowshop Scheduling. Приводятся математические постановки задач планирования по критериям для различных распределенных архитектур – без ограничений и при их наличии. Фреймворк предоставляет функции, как для высокоуровневого проектирования распределенной системы, так и для исследования реализованных алгоритмов и их комбинаций.

Введение. В докладе обсуждается вопрос организации вычислений, известной под названием задача поточного планирования (англ. – *Permutation Flowshop Scheduling, PFS*) и характерной для многоканальных распределенных систем обработки информации в реальном времени [1 – 2]. Под планированием понимается определение очередности выполнения заданий в соответствии с заданным критерием, например по минимуму общего времени выполнения заданий.

Примером такой системы является бортовая система освещения обстановки робототехнического комплекса, когда информация поступившая с антенной решётки обрабатывается различными наборами задач – обнаружение и оценка параметров сигналов, задачи обеспечения безопасности маневрирования аппарата и т.д. При этом каждый поток информации обрабатывается по своему алгоритму с использованием распределенных вычислений.

Известно, что задача планирования является NP-трудной [3, 4], поэтому для её решения используются различные эвристики и метаэвристики.

Под метаэвристиками принято понимать общие схемы построения эвристических алгоритмов, сочетающие в себе элементы рандомизации, самообучения, элементы поиска и механизмы управления. К эвристикам, стоит отнести детерминированные полиномиальные алгоритмы, например NEH, CDS, PKC. К метаэвристикам стоит отнести – метод роя частиц, генетические алгоритмы и т.д.

Целью работы является исследование алгоритмов планирования заданий в распределенных системах реального времени типа PFS, с применением разработанного авторами фреймворка.

Постановка задачи планирования. Будем предполагать, что по результату выполнения назначения, определено распределение задач по вычислительным модулям (ВМ) бортового комплекса. При этом, рассматриваемое множество задач, задано информационным графом $G(V, E)$, содержащим n компонент связности (задания). Каждое задание $\tau^{(j)}$, $j = \overline{1, n}$ состоит из множества задач, которые изоморфны некоторому вычислительному графу (считаем, что задания выполняются на множестве модулей с сохранением последовательности, т.е. порядок выполнения заданий на ВМ 1 совпадает с порядком выполнения заданий на ВМ 2 и т.д.). Известна длительность выполнения задач: $p_i^{(j)}$, $i = \overline{1, m}$, $j = \overline{1, n}$, где m число ВМ.

Например, для случая конвейерной обработки информация на ВМ, условия времени выполнения задач будет:

$$\begin{aligned} C(\pi_1, 1) &= p_1^{(\pi_1)}, \\ C(\pi_j, 1) &= C(\pi_{j-1}, 1) + p_1^{(\pi_j)}, \quad j = \overline{2, n}, \\ C(\pi_1, i) &= C(\pi_1, i-1) + p_i^{(\pi_1)}, \quad i = \overline{2, m}, \\ C(\pi_j, i) &= \max\{C(\pi_{j-1}, i), C(\pi_j, i-1)\} + p_i^{(\pi_j)}, \quad j = \overline{2, n}, i = \overline{2, m}, \\ C_{max}(\pi) &= C(\pi_n, m), \end{aligned}$$

где $\pi = \{\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_n\}$ – перестановка, которая определяет порядок выполнения заданий, $C(\pi_j, i)$ – время завершения выполнения задания $\tau^{(j)}$ на ВМ i , $C_{max}(\pi)$ – время завершения выполнения последнего задания. Очевидно, что данное условие по времени выполнения задач можно перенести и на произвольные ациклические графы.

По типу целевой функции, проблема планирования заданий делится на задачи с минимаксными и с суммарными критериями оптимизации [4].

Сформулируем задачу с минимаксным критерием оптимизации: поиск такой перестановки π^* из множества Π всех возможных перестановок заданий $\tau^{(j)}$, при которой $C_{max}(\pi^*) \leq C_{max}(\pi) \forall \pi \in \Pi$, т.е. требуется определить такую последовательность выполнения заданий, при которой время выполнения последнего задания будет минимальным.

Архитектура фреймворка. Для решения задачи планирования были реализованы различные алгоритмы, имеющие различную вычислительную сложность. Например, детерминированные полиномиальные алгоритмы, получившие широкое распространение благодаря простоте реализации.

Рассмотрим детерминированные полиномиальные алгоритмы более подробно:

НЕН-алгоритм [3 – 5]. Алгоритм основывается на ограниченном переборе возможных вариантов упорядочивания заданий. Работа алгоритма состоит из двух этапов:

1. Формирование списка заданий в соответствии с заданным правилом (например, по возрастанию длительности выполнения заданий);
2. Последовательный выбор заданий из списка, с выбором наилучшего размещения в соответствии с заданным критерием. После выбора размещения задания, позиция задания по отношению к ранее назначенным заданиям не меняется. Работа алгоритма завершается при назначении позиций для всех заданий.

CDS-алгоритм [3 – 5]. Теоретическую основу алгоритма составляет построение оптимального решения PSF задачи на основании правила Джонсона предложенное им для двух машин (BM). Прием, распространяющий этот подход на произвольное число машин m , заключается в замене $m - 1$ машины одной, для которой нагрузкой являются n задач, причем длительность определяется суммой длительностей задач -го задания на объединенных $m - 1$ машинах. Подобным образом формируются всевозможные варианты сведения, для каждого из которых применяется правило Джонсона т.е. составляется оптимальный план, после чего из полученных планов выбирается наилучший.

РКС-алгоритм [6]. Алгоритм основан на использовании понятия разрешимых классов системы. Для определения классов вводится отношение доминирования на множестве $P - BM P_q$ доминирует над $BM P_r$ ($P_q \geq P_r$), если:

$$\min_k p_q^{(k)} \geq \max_j p_r^{(j)}, \forall k, j = \overline{1, n}.$$

Исходя из отношения доминирования, определены четыре типовых разрешимых классов системы, для которых существуют беспереборные оптимальные алгоритмы линейной сложности [6]. На этих алгоритмах основан субоптимальный конструктивный алгоритм планирования общего вида, выполнение которого состоит в последовательном соотнесении PFS задачи к одному из разрешимых классов (РКС-алгоритм относится к геометрическим алгоритмам решения задачи планирования).

Архитектура фреймворка определяется набором алгоритмов, а именно:

- алгоритмы задания архитектуры системы (рис. 1), включают методы генерации произвольных ациклических графов, эталонные тесты [6 – 7] и функции оценки нижней границы на основе подхода предложенного Тейлардом [6];
- алгоритмы оценки и графического вывода результатов работы алгоритмов PFS, в том числе оценка времени выполнения задачи планирования;
- алгоритмы планирования (рис. 2).

Поскольку, в алгоритмах планирования можно выделить этапы поиска решения, фреймворк позволяет формировать гибридные алгоритмы. Например, использование алгоритма имитации отжига [8] на втором этапе выполнения НЕН – поиск лучшего размещения.



Рис. 1. Архитектура фреймворка в части описание системы

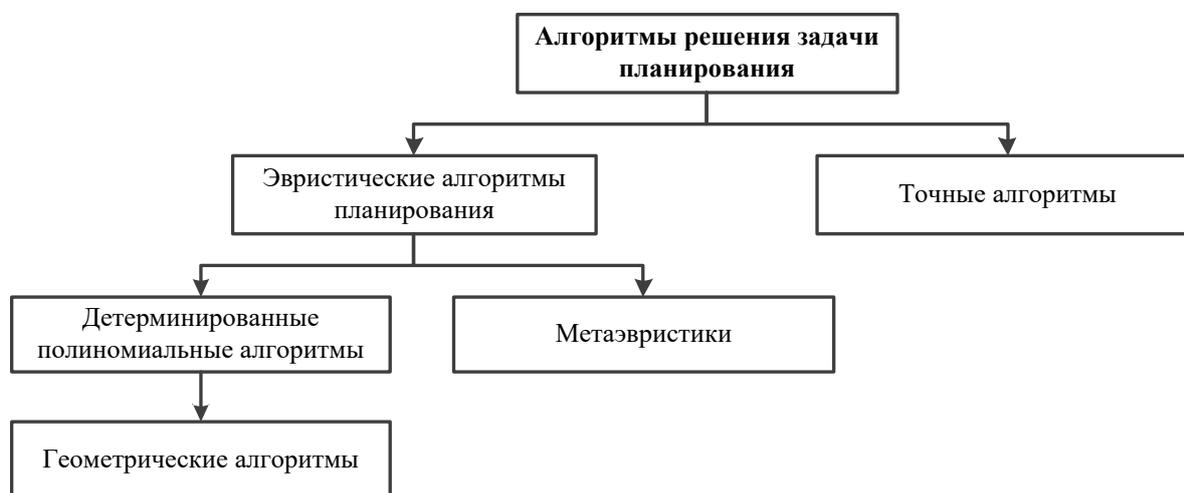


Рис. 2. Архитектура фреймворка в части алгоритмов планирования

Заключение. В работе рассмотрены реализованные авторами алгоритмы планирования последовательности выполнения заданий для распределенных архитектур реального времени типа PFS.

Объединение алгоритмов планирования, алгоритмов генерации тестов, эталонных наборов и средств визуализации в единый фреймворк, позволяет проводить исследования по применению различных алгоритмов планирования, включая варианты их гибридного построения.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Грузликов, А.М.** Организация вычислений и диагностирование программного обеспечения бортовых вычислителей робототехнических комплексов / А.М. Грузликов // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2023. – № 2. – С. 53 – 66.
2. **Cottet, F.** Scheduling in Real-Time Systems / F. Cottet, J. Kaiser, Z. Mammeri // John Wiley & Sons Ltd – 2002. – 282 p.
3. **Pinedo, M.L.** Scheduling. Theory: Algorithms and systems / M.L. Pinedo // Springer. Science – 2016 – 670 p.
4. **Лазарев, А.А.** Теория расписаний. Методы и алгоритмы / А.А. Лазарев. // М.: ИПУ РАН, 2019. – 408 с.
5. **Грузликов, А.М.** Планирование заданий в распределенных системах реального времени / А.М. Грузликов, Н.В. Колесов, Ю.М. Скородумов, М.В. Толмачева // Известия РАН. Теория и системы управления – 2017 – в № 2. – С. 67 - 76.
6. **Taillard, E.** Benchmarks for Basic Scheduling Problems / E. Taillard // Europ. J. Operational Research – 1993 – vol. 64. – № 2. – Pp. 278–285.

7. **Vallada, E.** New hard benchmark for flowshop scheduling problems minimizing makespan / E. Vallada, R. Ruiz, J. Framinan // *European Journal of Operational Research*. – 2015 - vol. 240 (02). Pp. 666 – 677.
8. **Gonzalez, T. F.** Handbook of Approximation Algorithms and Metaheuristics, Second Edition, Volume 2: Contemporary and Emerging Applications // Ed. Chapman – 2018. – 780 p.

V.S. Tulnikov, A.M. Gruzlikov (Concern CSRI Elektropribor, Saint Petersburg, Russia). **Framework for task scheduling in distributed real-time system type flow-shop**

Abstract. The paper provides a description of the framework created by the authors for scheduling tasks in distributed real-time systems such as Permutation Flow-Shop. Mathematical formulations of planning problems based on criteria for various distributed architectures are presented - without restrictions and with them. The framework provides functions both for high-level design of a distributed system and for studying implemented algorithms and their combinations. A brief description of the framework architecture is provided.

УДК 621.396.

Е.Г. ЛИТУНЕНКО
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)**РЕЗУЛЬТАТЫ АПРОБАЦИИ СУБОПТИМАЛЬНЫХ АЛГОРИТМОВ
ИНФОРМАЦИОННЫХ ОБМЕНОВ В ГИДРОАКУСТИЧЕСКОЙ СЕТИ
НА ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ**

В работе изложены особенности имитационной модели сети подводных аппаратов, разработанной на основе материального макета аппаратно-программных средств сетевой гидроакустической связи. Приведены описание и результаты модельных экспериментов, проведенных для апробации субоптимальных алгоритмов информационных обменов в гидроакустической сети.

Введение. Сети подводных аппаратов широко применяются для решения различных исследовательских, поисковых и других задач [1, 2]. Например, обследование месторождений полезных ископаемых [3], в том числе подледные исследования, мониторинг состояния водной среды, например, с целью анализа влияния глобального потепления [4], патрулирование и обследование границ морских акваторий [5] и другие. При этом при проектировании подводных сетей необходимо учитывать ограничения, накладываемые условиями эксплуатации, такие как, например, ограничения скорости и дальности передачи информации в воде, так и высокие требования в части надежности и дальности связи, точности позиционирования абонентов в условиях ограниченных габаритов и энергопотребления систем, обеспечивающих сетевое взаимодействие абонентов [6]. В этой связи важной задачей является исследование и апробация предлагаемых алгоритмических и программных решений в части организации сетевого взаимодействия подводных объектов на имитационных моделях. Учитывая вышеуказанные особенности проектирования сетей подводных аппаратов, затруднительно использовать готовые решения для моделирования работы подводной сети. Таким образом, актуальной является разработка среды имитационного моделирования, которая позволит достаточно просто варьировать необходимые параметры сети и ее абонентов и проводить модельные эксперименты. В настоящем реферате изложены основные особенности разработанной имитационной модели и результаты ее апробации при исследовании субоптимальных алгоритмов информационного обмена в сети подводных аппаратов.

Алгоритм планирования информационных обменов. В ранее опубликованных работах [7] показано, что последовательность сообщений в выходной очереди узла сети влияет на оперативность связи между абонентов, а именно – на время нахождения сообщений в сети. Таким образом, внедрение алгоритмов упорядочивания выходной очереди сообщений позволит повысить оперативность связи. Ниже приводятся основные сведения и алгоритм упорядочивания сообщений в очереди, не имеющих предварительной упорядоченности.

В качестве критерия оперативности используются либо суммарное время Δ_s доставки всех сообщений из передаваемой последовательности, либо среднее по сообщениям время $\bar{\Delta}$ доставки. Для удобства изложения параметры сообщения, расположенного на k -й позиции в очереди рассматриваемого узла сопровождаются, нижним индексом $[k]$.

В общем случае сообщения распространяются по сети по многошаговым маршрутам, что связано с необходимостью ретрансляции сигналов из-за ограниченной дальности распространения гидроакустических сигналов, которыми обмениваются абоненты подводной сети. Это приводит к возникновению очередей на узлах-ретрансляторах, поскольку в течение одного периода обмена узел может получить несколько сообщений, которые необходимо ретранслировать, кроме того, он генерирует и собственные сообщения. Ясно, что в этом случае предсказать размер и содержание очередей сообщений в узлах-ретрансляторах на маршруте следования передаваемого сообщения невозможно. В связи с этим при дальнейшем анализе используется не

¹ Научный руководитель: профессор, д.т.н., г.н.с. Колесов Н.В.

точное значение времени доставки сообщения $\Delta_{[k]}$, а его оценка $\hat{\Delta}_{[k]}$, где время ожидания на каждом последующем шаге, кроме первого, заменим на его верхнюю границу. Для этого через \bar{n} обозначается верхняя граница длины очередей, а через E - верхняя граница длительности сообщений. В результате их произведение составит верхнюю границу времени ожидания на любом шаге для рассматриваемого сообщения. Тогда выражение для определения верхней границы времени доставки сообщения $\hat{\Delta}_{[k]}$, которое можно рассматривать как математическую модель информационного обмена в сети подводных аппаратов, учитывающую время ожидания в очереди на передачу и время переноса сообщений между аппаратами:

$$\hat{\Delta}_{[k]} = e_{[k]}^w + e_{[k],1}^t + (r_{[k]} - 1)\bar{n}E + \sum_{i=2}^{r_{[k]}} e_{[k],i}^t,$$

где $e_{[k]}^w$ – время ожидания в очереди узла отправителя, $e_{[k],1}^t$ - время от момента начала передачи сообщения до момента конца его приема (время переноса), $r_{[k]}$ – общее число шагов маршрута, по которому передается сообщение, находящееся на k -й позиции в очереди, i - порядковый номер шага маршрута.

Можно доказать, например, что верхняя граница $\hat{\Delta}_s$ для суммарного времени доставки в системе связи n неупорядоченных сообщений минимальна, если сообщения упорядочены по убыванию длительностей:

$$e_{[1]} \leq e_{[2]} \leq \dots \leq e_{[n]}.$$

Это утверждение формулирует частный оптимальный алгоритм упорядочивания сообщений. Авторами также предложены оптимальные алгоритмы упорядочивания для случаев наличия предварительных упорядоченностей в выходной очереди, для случаев, когда сообщения имеют разные приоритеты и алгоритмы оптимизации по критерию среднего времени доставки сообщений [7].

Среда имитационного моделирования сетей подводных аппаратов. Модели каналов проводных и беспроводных сетей различаются в зависимости от выбора технологии связи. Другими словами, невозможно разработать точную модель канала для универсального использования в каждом приложении [8]. В этой связи среда имитационного моделирования разработана с учетом ряда следующих особенностей и ограничений:

- определяющая особенность предложенной концепции – учет времени распространения сигнала.
- предложенная среда моделирования основана на существующем в АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» научно-техническом заделе и реализует, в том числе, протокол информационно-технического взаимодействия, дальность связи, принцип разделения каналов связи и то, что абоненты работают в системе единого времени;
- моделирование сети – псевдопараллельное – состояние всех объектов сети на $(i+1)$ -м шаге рассчитывается на основе их состояния на i -м шаге;
- в общем случае маршрут передачи сообщения является многошаговым;
- время передачи сообщения на одном шаге маршрута существенно больше шага моделирования;
- для любого сообщения маршрут всегда существует;
- среда имитационного моделирования реализована на принципах объектно-ориентированного подхода.

Среда имитационного моделирования представляет собой совокупность классов и установленных между ними функциональных связей, а имитационная модель представляет собой программу, в которой создаются сеть, обладающая определенной топологией и характеристиками узлов, заданными при создании объектов классов. Кроме того, в этой программе задается период исследования и тактирование модели.

Результаты моделирования. С помощью разработанной среды имитационного моделирования создан ряд моделей подводных сетей для проведения исследований, позволяющих оценить работу предложенных алгоритмов планирования [7]. В результате этих экспериментов подтверждено, что среда имитационного моделирования позволяет создавать модели, соответствующие математическому описанию сетей подводных аппаратов.

Применение алгоритмов планирования позволило сократить суммарное время пребывания сообщений в сети на 12-27% в зависимости от конфигурации сети и условий ее работы. Кроме того, в результате всех проведенных экспериментов выявлены следующие закономерности:

–эффективность применения предложенного алгоритма по критерию минимума суммарного времени доставки сообщений увеличивается с увеличением дисперсии длительностей сообщений,

–эффективность применения предложенного алгоритма по критерию минимума суммарного времени доставки сообщений предложенного алгоритма увеличивается с уменьшением степени заполненности очередей,

–обратное по отношению к определяемому предложенными алгоритмами упорядочение очередей дает наибольшее суммарное время доставки сообщений.

Заключение. В реферате приведены результаты исследования алгоритма планирования информационного обмена в сети подводных аппаратов с помощью специально разработанной среды имитационного моделирования сетей подводных аппаратов, отличающейся тем, что она позволяет учитывать время распространения сигнала в среде и гибко настраивать параметры имитационных моделей сетей подводных аппаратов. В результате проведенных исследований показана эффективность предложенных алгоритмов и выявлены закономерности, определяющие зависимость оперативности доставки сообщений от параметров сетей.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФ № 22-29-00339

ЛИТЕРАТУРА

1. Sathish, K., Venkata, R.C., Anbazhagan, R., Pau, G. Review of Localization and Clustering in USV and AUV for Underwater Wireless Sensor Networks // *Telecom*. 2023. No. 4. P. 43–64.
2. Щербатюк А.Ф. О методе навигации группы АНПА без использования гидроакустических маяков // *Гирроскопия и навигация*. 2022, Т. 30, № 4, С. 119.
3. Маевский А. М., Гайкович Б. А. Разработка легкого интервенционного автономного необитаемого подводного аппарата в целях использования в подводных резидентных системах // *Материалы XIV Всероссийской научно-практической конференции и X молодежной школы-семинара «Управление и обработка информации в технических системах» Ростов-на-Дону*. – 2019. – С. 83.
4. Ali M. F. et al. Recent advances and future directions on underwater wireless communications // *Archives of Computational Methods in Engineering*. – 2020. – Т. 27. – С. 1379-1412.
5. Киселев Л. В., Медведев А. В. Траекторное обследование границ морских акваторий группой автономных подводных роботов // *Известия Южного федерального университета. Технические науки*. – 2018. – № 3 (197). – С. 185-197.
6. Кеббал К.Г., Машошин А.И., Мороз Н.В. Пути решения проблем создания сетевой подводной связи и позиционирования // *Гирроскопия и навигация*. 2019, Т. 27, № 2 (105), С. 106-135.
7. Грузликов А.М., Колесов Н.В., Литуненко Е.Г., Скородумов Ю.М. Оптимизация информационных обменов в сети автономных абонентов (ТиСУ), № 6, 2022.
8. J. Wang et al., Wireless channel models for maritime communications // *IEEE Access*, vol. 6, pp. 68070–68088, 2018.

E.G. Litunenکو (CSRI Electropribor, Saint-Petersburg). **Simulation model of autonomous underwater vehicles network**

Abstract. The structure of the algorithmic model of the network of underwater vehicles is proposed. The description of the network model and the simulation results of the proposed algorithms are given.

УДК 629.735

Е. С. ЗЕМЛЯНЫЙ, М. В. ТЕКТОВ
(АО «РПКБ», Раменское)

ТЕХНОЛОГИЯ РАЗРАБОТКИ КВОРУМ-ЭЛЕМЕНТА ДЛЯ ДВАЖДЫ РЕЗЕРВИРУЕМЫХ СИСТЕМ И ДАТЧИКОВ

Рассмотрены вопросы применения логических кворум-элементов в системах резервирования комплекса бортового оборудования летательного аппарата при решении навигационных задач, в частности, для определения параметрических отказов датчиков.

Введение. Важной задачей в навигации является определение достоверного углового положения летательного аппарата (ЛА) в пространстве, для этого в составе некоторых комплексов бортового оборудования используются дважды резервированные курсовертикали (КВ). Резервирование это одна из важнейших задач комплекса бортового оборудования (КБО) [1].

Подход с внедрением в КБО нескольких вычислителей позволяет в каждый момент времени иметь информацию об углах ориентации от нескольких систем, что, в свою очередь, позволяет реализовать резервирование по принципу голосования. Резервирование по принципу голосования – это один из способов повышения надежности, который основан на применении дополнительного логического блока, называемого кворум-элементом, позволяющий осуществлять сравнение сигналов от нескольких систем, выполняющих одну и ту же функцию или измеряющих один и тот же физический параметр. Алгоритмы для резервирования и контроля систем с помощью кворум-элементов определяют неисправный канал и меняют его на исправный при несовпадении сравниваемых сигналов [2].

В работе разработка кворум-элемента проводилась для определения параметрического отказа или ухода КВ. Это опасное явление, которое потенциально может привести к аварийной или катастрофической ситуации, в особенности при полетах ЛА в условиях облачности. Выявление такого отказа и сигнализация о нем летчику является основной темой доклада.

Организация кворум-элемента. Разработанный алгоритм кворумирования был апробирован на полетных данных и предлагаются использоваться, как для определения параметрического отказа систем, так и для выявления наиболее точной системы по результатам сравнения с дальнейшей сигнализацией летчику о произошедшем, что повышает его ситуационную осведомленность и снижает нагрузку на экипаж.

Для выявления параметрических отказов КВ проводится сравнение их показаний по каналам крена и тангажа, таким образом используются два кворум-элемента (по числу измеряемых параметров).

Общая организация кворум-элемента заключается в следующем:

- осуществляется измерение параметров одновременно от трех датчиков;
- измеренные данные поступают в кворум-элемент, где производится их сравнение;
- по результатам сравнения осуществляется определение состояния кворум-элемента для каждого параметра.

Подобная система контроля, основанная на «голосовании» большинством, позволяет отслеживать соответствие входных сигналов на протяжении всего полета [3].

Кворум-элемент сравнения. Такой кворум-элемент основан на попарном сравнении показаний исследуемых датчиков. Схема кворум-элемента сравнения изображена на рисунке 1.

Обозначения на схеме:

X – измеряемый параметр;

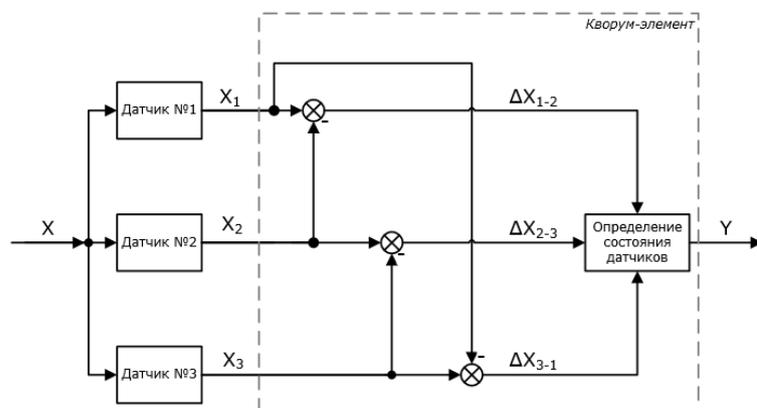


Рис. 1. Структурная схема кворум-элемента сравнения

$X_{1,2,3}$ – сигнал измеряемого параметра от соответствующего датчика;

ΔX – разность показаний датчиков;

Y – состояние кворум-элемента;

Кворум-элемент анализирует показания трех датчиков, сравнения их попарно между собой. Таким образом на выходе получается три разности ΔX , где индекс показывает между какими датчиками происходит сравнение. Далее каждая разница ΔX сравнивается с допуском.

Статистический кворум-элемент. Такой кворум-элемент основан на методах статистической проверки (статистических критериев). В данном докладе рассмотрен t -критерий Стьюдента, который позволяет сравнивать две выборки данных и на этом основании делать вывод о степени их различия [4]. Суть метода заключается в расчете t -коэффициента для каждого набора и его последующего сравнения с критическим значением из статистической таблицы t -критерия Стьюдента [5]. Схема такого кворум-элемента изображена на рис. 2.

Обозначения на схеме:

t – соответствующий статистический коэффициент;

Схема статистического кворум-элемента схожа с вариантом, рассмотренным ранее, за исключением того, что сумматор заменен на блок расчета t -критерия. В рассматриваемой схеме происходит не прямое сравнение показаний датчика, а накопленных в буфере выборок. Выходом блока является рассчитанный t -коэффициент. Алгоритм работы представлен на рис. 3 на примере расчета t -критерия для выборок показаний первого и второго датчиков.

Обозначения на схеме:

X_{11}, X_{1N} – элемент выборки (массива)

$X_1[N]$ – накопленная выборка;

t_{1-2} – статистический коэффициент выборок 1-го и 2-го датчиков.

Показания датчиков сохраняются в отдельные буферы, где формируется выборки из N значений. Далее обе выборки поступают в блок расчета статистических параметров, на основе которых в дальнейшем формируется t -коэффициент.

Состояние кворум-элемента. Независимо от вида кворум-элемента возможны 4 различных случая (группы решений) при работе кворум-элемента (см. таблицу 1):

1) если результат всех трех сравнений (показаний датчиков или коэффициентов Стьюдента) меньше критического значения, то считается что все датчики в работоспособном состоянии;

2) результат двух из трех сравнений больше критического значения, то есть разницы одного из датчиков с двумя другими не в допуске (в случае кворума сравнения) или два из трех критериев Стьюдента больше допустимого (в случае статистического кворума), то фиксируется параметрический отказ советующего датчика;

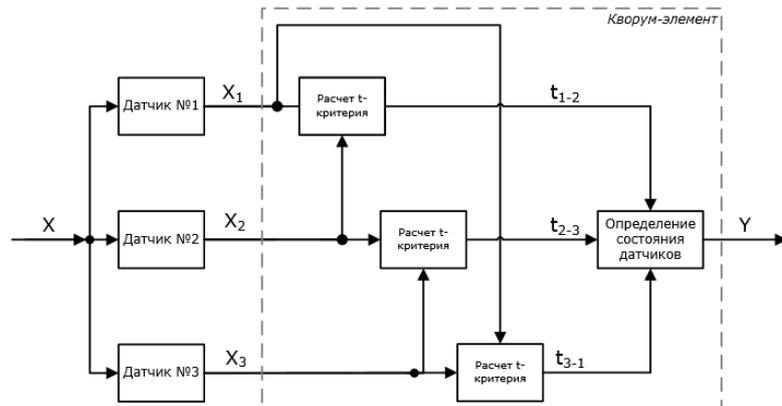


Рис. 2. Структурная схема статистического кворум-элемента

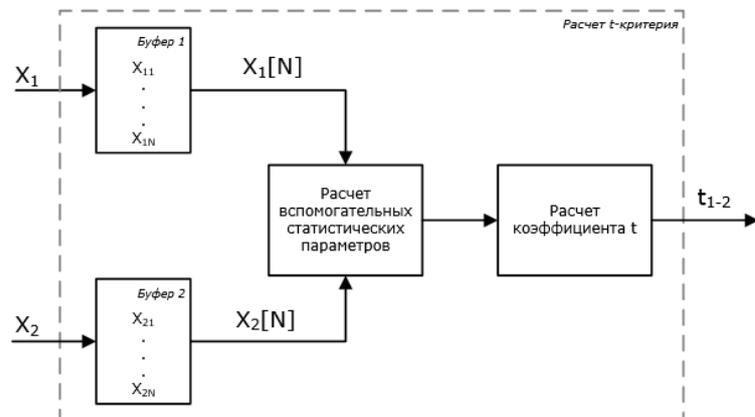


Рис. 3. Упрощенная схема блока расчета t -критерия

3) результат одного из трех сравнений не удовлетворяет критическому значению, то есть разницы одного из датчиков между двумя другими в допуске (один из статистических коэффициентов не в допуске), то фиксируется неопределенное состояние;

4) результат всех трех сравнений больше критического значения.

Т а б л и ц а 1

Состояние кворум-элемента

Группа решений	№ состояния	ΔX_{1-2} t_{1-2}	ΔX_{2-3} t_{2-3}	ΔX_{3-1} t_{3-1}	Состояние кворум-элемента
I	1	+	+	+	Все датчики в работоспособном состоянии
II	2	+	-	-	Параметрический отказ датчика № 3
	3	-	+	-	Параметрический отказ датчика № 1
	4	-	-	+	Параметрический отказ датчика № 2
III	5	+	+	-	Снижение точности 3
	6	-	+	+	Снижение точности 1
	7	+	-	+	Снижение точности 2
IV	8	-	-	-	Параметрических отказ трех датчиков

Символы «+» и «-» обозначают нахождение в допуске или за его пределами (разницы или коэффициента). Состояние «Снижение точности» говорит о том, что невозможно определить, какая из систем в отказе, рекомендуется пользоваться данными от системы, у которой разница с двумя другими в допуске.

Заключение. Предложенный алгоритм кворумирования показал свою эффективность в контрольных полетах и применим для любых дважды резервируемых систем и датчиков, которые проводят измерения одних и тех же параметров. Кроме того, на его основе можно построить эффективную мажоритарную систему резервирования.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белгородский С.Л. Автоматизация управления посадкой самолета. М.: Транспорт, 1972. 205 с.
2. Савина М.Г., Мусонов В.М., Худоногов В.П., Сеславин В.С. Применение кворум-элементов для контроля однотипных датчиков // Решетниковские чтения, 2013.
3. Красовский А.А., Вавилов Ю.А., Сучков А.И. Системы автоматического управления летательных аппаратов. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986. 480 с.
4. Крамер Г. Математические методы статистики, 2 изд., пер. с англ., М., 1975.
5. Большев Л. Н., Смирнов Н. В., Таблицы математической статистики, 2 изд., М., 1968.

E.S. Zemlyanu, M.V. Tektov (Joint Stock Company "Ramenskoe Design Company", Ramenskoe). **Technology for developing quorum elements for doubly redundant systems**

Abstract. The article examines the issues of using logical quorum elements in additional redundancy of the onboard equipment complex of aircraft equipment under transient loads, for example, to determine parametric failures of sensors.

УДК 681.518.54

Е.В. ЛУКОЯНОВ, Е.В. ДРАНИЦЫНА
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

СРАВНЕНИЕ МЕТОДОВ ОБНАРУЖЕНИЯ ОТКАЗОВ БИНС ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ТРОЙНОГО РЕЗЕРВИРОВАНИЯ

Приводится сравнение эффективности трех методов обнаружения отказов бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) с тройным резервированием. Предлагаемые методы основаны на анализе попарных разностей показаний однотипных инерциальных датчиков БИНС. Сравнение осуществляется путем полунатурного моделирования, в рамках которого к экспериментальным данным добавляются смоделированные отказы.

Введение. Как и любая навигационная техника, бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) подвержены отказам и могут выдавать навигационное решение с погрешностями, значительно превышающими заявленные точности. Это может быть вызвано аппаратными или программными отказами, а также условиями эксплуатации, отличающимися от определенных для этих систем. Для того чтобы повысить уровень отказоустойчивости комплексов на базе БИНС [1, 2], необходимо внедрять методы обнаружения, поиска и устранения отказов [3, 4].

Методы обнаружения и поиска отказов БИНС могут быть реализованы как на системном уровне, когда анализируется навигационное решение БИНС, так и на уровне инерциальных датчиков [5]. Методы поиска отказов на уровне датчиков позволяют помимо обнаружения реализовать процедуру изоляции или устранения отказов. Среди них можно выделить следующие методы:

- проверка на превышение диапазонов измеряемых величин, основанная на предполагаемой динамике движения объекта;
- контроль целостности посредством прямых проверок согласованности между собой величин, рассчитанных на основе различных комбинаций измерений, или с моделью движения объекта.

В случае обнаружения неисправности инерциального датчика дальнейшее использование его выходных данных невозможно. Если нет резервных инерциальных датчиков, это означает отказ БИНС в целом. Поэтому для повышения отказоустойчивости на системном уровне зачастую используется аппаратное резервирование БИНС. При резервировании БИНС, как правило, используется схема из трех однотипных систем, а отказавшая система определяется путем сравнения попарных разностей вырабатываемых однотипных навигационных параметров. В результате БИНС с отказом исключается из контура выработки комплексного навигационного решения. Такой подход используется не только в морской навигации, но и в авиации [6] и в спутниковых навигационных системах [7, 8].

Целью работы является сравнение эффективности трех методов обнаружения отказов тройной БИНС, основанных на анализе попарных разностей показаний одноименных инерциальных датчиков и вызванных их аномальными показаниями.

Постановка задачи обнаружения и поиска отказов. В работе предлагается реализовать поиск отказов на уровне инерциальных датчиков, что позволит не только сократить время, прошедшее от возникновения отказа до его обнаружения, но и изолировать отказ, используя алгоритмы прогнозирования, тем самым обеспечив бесперебойность выдачи навигационного решения.

Измерения, используемые для решения задач диагностики резервированной системы, представляют собой составной вектор выходных сигналов однотипных инерциальных датчиков разных БИНС. Под сигналами однотипных инерциальных датчиков подразумевается показания одноименных датчиков (акселерометров или гироскопов), измерительные оси которых ориентированы вдоль одной и той же оси симметрии объекта. Измерения можно представить в следующем виде:

$$S_i = [X_{1,i} \ Y_{1,i} \ Z_{1,i} \ X_{2,i} \ Y_{2,i} \ Z_{2,i} \ X_{3,i} \ Y_{3,i} \ Z_{3,i}]^T, \quad (1)$$

где $X_{r,i}$, $Y_{r,i}$, $Z_{r,i}$ – сигнал r -ой БИНС ($r = 1$ – основная, $r = 2, r = 3$ – резервные) по соответствующей измерительной оси в i -й момент времени.

Требуется решить задачу обнаружения факта наличия отказа в i -й момент времени и определить номер датчика, данные которого недостоверны. Предложенные методы основаны на анализе попарных разностей.

Первый метод основан на анализе *взвешенной суммы попарных разностей*. Для каждого измерения S_i рассчитывается вектор попарных разностей, после чего находится взвешенная сумма его компонент отнесенная к средней дисперсии компонент вектора S_i (считается, что она одинакова для всех одноименных датчиков). Функция принятия решения о появлении отказа в этом случае достаточно проста, если значение суммы превышает некоторого, заранее определенного порога (с привлечением экспертных данных о системе), то в системе присутствует отказ. Во втором методе, в отличие от первого для каждой попарной разности *порог срабатывания рассчитывается индивидуально*, что позволяет повысить чувствительность к отказам. Для определения факта наличия отказа достаточно определить превышение индивидуального порога хотя бы по одной из попарных разностей. Третий метод является в определенной степени вариацией второго в части формирования адаптивного порога обнаружения. Отличие заключается в том, что при вычислении порогового значения в качестве параметра теперь используются не сами значения попарных разностей, а их преобразования к главным компонентам [9]. Для определения факта наличия отказа достаточно определить превышение индивидуального порога хотя бы по одной из главных компонент попарных разностей.

Экспериментальные данные. Сравнение алгоритмов проводилось путем полунатурного моделирования работы трех БИНС в условиях вибрирующего неподвижного основания. Когда к полученным данным добавлялись смоделированные однократные или многократные (до 5 тактов подряд) аддитивные отказы среднего и низкого уровней, возникающих в произвольные моменты времени в показаниях гироскопов, по разным осям в трех однотипных БИНС. Амплитуда отказов задавалась случайным образом в диапазоне от 100 до 1000 °/ч.

Для каждого алгоритма производился расчет матрицы ошибок (confusion matrix), являющейся классической в задачах бинарной классификации [10], частным случаем которой является и задача обнаружения отказов. Анализ результатов моделирования показал, что алгоритмы, использующие адаптивный порог, обладают большей полнотой обнаружения в случае отказов малого и среднего уровня (~ 30-55 %), тогда как классический метод попарных разностей обеспечивает решение задачи на уровне (~ 2-37%). Для больших по уровню отказов все алгоритмы показали примерно одинаковый результат (~ 99-100%). Для задачи поиска отказавшего датчика рассчитывались аналогичные метрики, которые показали 100 % результат во всех экспериментах. Отсюда следует, что для решения задач диагностирования на высоком уровне требуется обеспечить в первую очередь решение задачи обнаружения малых по уровню отказов, при этом решение задачи поиска отказов после этапа обнаружения уже не вызывает затруднений.

Заключение. Проведен сравнительный анализ эффективности трех методов обнаружения отказов БИНС с тройным резервированием, основанных на сравнении попарных разностей параметров, измеряемых однотипными инерциальными датчиками. По приведенным результатам полунатурного моделирования можно сделать вывод, что наиболее трудоемкими для обнаружения являются малые по амплитуде отказы, в этом случае методы с адаптивным порогом решают эту задачу эффективнее.

*Работа проводилась при поддержке гранта РНФ №23-79-10071,
<https://rscf.ru/project/23-79-10071/>*

ЛИТЕРАТУРА

1. IMO Resolution MSC.252(83). Adoption of the revised performance standards for integrated navigation systems (INS).
2. Standard IEC 61924-2:2021. Maritime navigation and radiocommunication equipment and systems - Integrated naviga-

- tion systems (INS) - Part 2: Modular structure for INS - Operational and performance requirements, methods of testing and required test results.
3. Дмитриев С. П., Колесов Н. В., Осипов А. В. Информационная надежность, контроль и диагностика навигационных систем. – СПб: ОАО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", 2003. – 206 с.
 4. Koshayev D. A. Kalman filter-based multialternative method for fault detection and estimation //Automation and Remote Control. – 2010. – Т. 71. – №. 5. – С. 790-802.
 5. Groves P. D. Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems, [Book review] // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. – 2015. – Т. 30. – №. 2. – С. 26-27.
 6. Земляной Е. С., Тектов М. В. Кворум-элемент для определения параметрического отказа курсовертикалей //Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2023. – №. 6. – С. 104-109.
 7. Humphreys T. E., Ledvina, B. M., Psiaki, M. L., O'Hanlon, B. W., Kintner, P. M. Assessing the spoofing threat: Development of a portable GPS civilian spoofer //Proceedings of the 21st International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2008). – 2008. – С. 2314-2325.
 8. Веремеенко К. К., Антонов Д. А. Обнаружение сбоя спутниковых навигационных систем в интегрированной навигационной системе //XXIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. – 2016. – С. 497-500.
 9. Abdi H., Williams L. J. Principal component analysis //Wiley interdisciplinary reviews: computational statistics. – 2010. – Т. 2. – №. 4. – С. 433-459.
 10. Li, B., Wang, H., Mu, L., Shi, Z., & Du, B. A configuration design method for a redundant inertial navigation system based on diagnosability analysis //Measurement Science and Technology. – 2020. – Т. 32. – №. 2. – С. 025111.

E.V. Lukoyanov, E.V. Dranitsyna (CSRI Electropribor, ITMO University, Saint-Petersburg). **Comparison of methods for SINS fault detection when using triple reservation**

Abstract. Three algorithms for fault detection of redundant strapdown inertial navigation systems (SINS) are analyzed and compared. The proposed algorithms are based on the method of pairwise difference calculation for inertial sensor measurements of the same type. Comparison is supported by semi-natural simulation, in which the experimental data are complemented with the simulated faults.

УДК 681.51

В. С. БЫКОВА
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

ОПИСАНИЕ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ИНФОРМАЦИОННОЙ ПОДДЕРЖКИ ОПЕРАТОРА АВТОНОМНОГО НЕОБИТАЕМОГО ПОДВОДНОГО АППАРАТА

В настоящей работе рассматривается описание системы поддержки оператора, управляющего автономным необитаемым подводным аппаратом (АНПА). Задачи, которые выполняет оператор с помощью этой системы, определяют объекты управления и её основные функции, предназначенные для реализации в системе. Приводится описание структурной схемы разработанной автоматизированной системы, позволяющей оператору выполнять перечисленные во введении задачи, и рассмотрен алгоритм работы системы на примере формирования маршрутного задания.

Введение. В настоящее время для исследования Мирового океана всё чаще применяются автономные необитаемые подводные аппараты [1-2]. Одним из актуальных направлений разработки АНПА является создание многофункционального АНПА, способного выполнять широкий спектр специальных задач [3]. В этой связи играют важную роль вопросы подготовки АНПА к выполнению возложенных на него работ, взаимодействия с АНПА во время выполнения миссии и обработки заархивированных данных [4]. Эти задачи решаются оператором с использованием комплекса, включающего электронно-вычислительные машины, на которой размещается автоматизированная система информационной поддержки оператора. Система позволяет выполнять следующие задачи:

- планирование миссий [5];
- выполнение мероприятий по подготовке АНПА к походу;
- управление АНПА на этапе предстартовой подготовки;
- взаимодействие с АНПА во время выполнения миссии с помощью средств связи для обеспечения контроля выполнения миссии и передачи своевременных корректировок;
- анализ данных, накопленных во время выполнения миссии.

Целью работы является разработка автоматизированной системы поддержки оператора, выполняющей описанные выше задачи. В настоящем реферате приведено описание разработанной системы.

Назначение системы информационной поддержки оператора. Перечень задач, который приведен во введении, определяет основные функциональные возможности и объекты управления автоматизированной системы, описанию которой посвящен реферат.

Выполняемые функции. Система обеспечивает реализацию следующих функций:

- подготовка маршрутного задания на электронно-навигационной карте с учетом расчёта планируемого расхода энергии, оценки и прогнозирования обстановки по маршруту (надводной, подводной, донной);
- выполнение прогнозных навигационных расчетов местоположения АНПА на всех этапах выполнения миссии;
- определение собственного текущего местоположения, текущего времени и даты с использованием ГЛОНАСС/GPS;
- задание проверок и отображение результатов тестирования АНПА;
- синхронизация системы с АНПА;
- ввод маршрутного задания на АНПА и его проверка;
- информационный обмен со средствами радио и гидроакустической связи;
- считывание и хранение информации, накопленной АНПА во время выполнения миссии;

¹ Научный руководитель: д.т.н, проф., начальник НИЦ «ИСО» Машошин А.И.

Алгоритм функционирования системы при подготовке маршрутного задания. Маршрутное задание – это список задач и команд, предписанных АНПА к выполнению. Чтобы сформировать список задач, оператору необходимо задать путевые точки маршрута, задать моменты функционирования тех или иных технических средств, установленных на АНПА, указать параметры их работы. При включении в список элементов маршрутного задания комплексных задач, таких как «Поиск донного объекта», оператору требуется определить условия завершения при выполнении этого элемента маршрутного задания. Одним из таких условий является необходимость выполнения доклада по выбранным оператором каналам связи.

В целях информационной поддержки оператора система реализует следующие алгоритмы планирования:

- расчет расходования электроэнергии;
- прогноз времени проведения обсерваций [6];
- прогноз времени проведения сеансов связи [7];

Таким, образом, алгоритм работы «оператор-система» выглядит следующим образом:

1. Оператор поочередно задает элементы маршрутного задания.
2. Система выполняет прогнозные расчеты.
3. В случае отклонения результатов расчетов от норм (пороговое значение потребляемой энергии, точность прибытия в целевую точку маршрута, диапазон времени видимости спутников), система отображает соответствующую информацию на экране в виде оповещений.
4. При необходимости оператор корректирует элемент маршрутного задания.

Заключение. В работе описана система информационной поддержки оператора АНПА, приведены её основные функции и объекты управления. Также приведена структура разработанной системы, её основные составные части и описан алгоритм функционирования при подготовке маршрутного задания.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФИ (проект № 23-29-00803)

ЛИТЕРАТУРА

1. **А.В. Инзарцев, Л.В. Киселев, В.В. Костенко, Ю.В. Матвиенко, А.М. Павин, А.Ф. Щербатюк** [отв. ред. Л.В. Киселев]. Подводные робототехнические комплексы: системы, технологии, применение. Владивосток: Дальнаука. 2018. 368 с.
2. **Илларионов Г.Ю.** Базирование необитаемых подводных аппаратов на подводных носителях. – Подводные исследования и робототехника, 2007, № 1.
3. **В.С. Быкова, А.И. Машошин, И.В. Пашкевич.** Применение автономного необитаемого подводного аппарата для проводки судов через заминированный район. – Подводные исследования и робототехника, 2021, № 1 (35), С.31-40.
4. **Л.А. Наумов, Г.Ю. Илларионов, К.З. Лаптев, А.В. Бабак.** К вопросу о принципах планирования и особенностях формирования глобальных маршрутов автономных подводных роботов. – Известия ТулГУ. Технические науки. 2015. Вып. 11. Ч. 2, С. 82-90.
5. **А.В. Инзарцев, А.В. Багницкий.** Планирование и реализация траекторий движения автономного необитаемого подводного робота при выполнении мониторинга в акваториях различного типа. – Подводные исследования и робототехника, 2016, № 2(22), С. 25-35
6. **А.В. Лопарев.** Алгоритм прогноза времени проведения обсерваций при навигации подводного аппарата // Материалы XXXIII конференции памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова. 15-ая мультиконференция по проблемам управления. Санкт-Петербург, 2022. Издательство: "Концерн "Центральный научно-исследовательский институт "Электроприбор", 2022. С. 78-80
7. **Н.К. Матвеев.** Моделирование возмущенного орбитального движения космического аппарата: учебное пособие / Н.К. Матвеев – Санкт-Петербург: БГТУ «Военмех» им. Д.Ф.Устинова, 2019, 29 с.

V.S.Bykova (SRC Electropibor, JSC , Saint-Petersburg). **Description of the automated information support system for the operator of an autonomous underwater vehicle.**

Abstract. In this paper, we consider the description of the support system for an operator operating an autonomous underwater vehicle (AUV). The tasks that the operator performs with the help of this system determine the control objects and its main functions intended for implementation in the system. A description of the block diagram of the developed automated system is provided, which allows the operator to perform the tasks listed in the introduction, as well as a brief description of the algorithm of its functioning when forming a route assignment.

УДК621.39;004.896

Н. С. АГЕЕВА С. А. АГЕЕВ, А. В. САГИТОВ

(Государственный университет морского и речного флота им. адмирала С. О. Макарова,
Санкт-Петербург)

МЕТОД И АЛГОРИТМЫ СИСТЕМЫ ОПЕРАТИВНОЙ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКИМ СОСТОЯНИЕМ СУДОВОГО КОМПЛЕКСА СВЯЗИ

В работе предложены метод и алгоритмы оперативного технического состояния элементов судового комплекса связи, основанные на применении нечетких иерархических ситуационных сетей, которые могут быть реализованы при создании системы оперативной поддержки принятия решений для управления существующими и перспективными судовыми комплексами связи. Обоснована важность и актуальность выполненного исследования, которые приобретают особое значение для обеспечения мореплавания в дальних морских зонах, например, в арктических зонах мореплавания. Предложена и обоснована возможность реализации разработанного метода на основе применения концепции интеллектуальных агентов. Разработана функциональная структура интеллектуального агента для реализации оперативного функционального мониторинга технического состояния элементов судового комплекса связи. На основе результатов выполненной в работе оценки требуемой вычислительной производительности для реализации разработанных алгоритмов, показана возможность их аппаратно-программной реализации, позволяющей проводить мониторинг технического состояния элементов судового комплекса связи в режиме времени близком к реальному времени как на уже существующих, так и на перспективных аппаратно – программных платформах.

Введение. В настоящее время, в связи с возрастающей интенсивностью развития экономики страны, активным освоением новых арктических и приполярных территорий, возрастают роль и объемы морских и речных грузоперевозок. Для обеспечения данного вида транспортной логистики разрабатываются, создаются и эксплуатируются новые виды и классы судов, отличающиеся от судов предыдущего поколения высокой степенью автоматизации управления, в том числе и управления связью и навигацией. В этой связи возрастает роль систем оперативной поддержки принятия управленческих решений (СОППР) для обеспечения своевременной, адекватной и точной выработки и реализации управленческих решений для управления судовым комплексом связи (СКС).

СКС является большой, сложной, гетерогенной, иерархической и распределенной автоматизированной системой организационно-технического типа. Свойство надежности для СКС является одной из основных характеристик, обеспечивающих его эффективное применение по целевому назначению, от которого напрямую зависят безопасность судоходства и выполнение плана грузоперевозок [1, 2]. С возрастающей сложностью применяемого радиосвязного и телекоммуникационного оборудования и расширением перечня предоставляемых услуг связи значительно усложняется задача эффективного управления СКС. Судоводитель, от которого зависят качество и надежность функционирования СКС, как правило, имеет достаточно малый временной ресурс на проведение анализа текущего технического состояния СКС и выработку управляющих решений по устранению возникающих отказов или сбоев в работе элементов СКС. Кроме того, решения приходится принимать в условиях неполной информации о текущем техническом состоянии элементов СКС. Все это приводит к несоответствию физических и функциональных возможностей судоводителя (оператора) или лица принимающего решения (ЛПР) возрастающей сложности задач, которые необходимо решать для поддержания СКС в работоспособном состоянии. Многообразии основных параметров и характеристик элементов СКС, высокая динамика их изменения определяют сложность решения задачи оперативного мониторинга состояния сетевых элементов СКС традиционными методами, например, статистическими [3 – 7]. Таким образом, разработка и внедрение элементов интеллектуальной системы оперативной поддержки принятия решений для проведения оперативного мониторинга технического состояния элементов СКС является актуальной научно-технической проблемой.

Метод оценки состояния элементов СКС. В работе предлагается метод оперативного мониторинга технического состояния элементов СКС, основанный на использовании механизма иерархического нечеткого логического вывода и концепции применения распределенных интеллектуальных агентов (РИА). В предлагаемом подходе применение методов и алгоритмов интеллектуальной обработки данных обусловлено следующими обстоятельствами: неопределенностью причин, которыми могут быть вызваны отказы и изменения технического состояния элементов СКС; неполнотой информации об их техническом и функциональном состоянии; значительной временной задержкой передачи данных о функциональном состоянии элементов СКС в центр их обработки.

Как известно [3 – 5], оперативная поддержка принятия решений в условиях неопределенности представляет собой решение совокупности слабоструктурированных или неструктурированных задач в условиях временных ограничений на их решение. Характерными особенностями подобных задач являются отсутствие методов их решения на основе непосредственного преобразования данных.

Основным способом разрешения возникающих противоречий является отказ от традиционных методов, например, статистических, предъявляющих к точности входных данных, на основе которых проводится дальнейший анализ, достаточно высокие требования, что приводит к увеличению времени их анализа и выработки управляющих решений. Подобные требования являются неотъемлемым атрибутом строгого математического анализа и решения четко определенных задач. Применение же методов теории нечетких множеств, методов нечеткого логического вывода совместно с методами логического анализа в совокупности позволяет реализовать адекватные методы оперативной поддержки принятия решений в условиях неопределенности.

Предлагаемый метод заключается в следующем. После блока фаззификации машины нечеткого вывода Мамдани входные переменные, характеризующие состояние элементов СКС, принимают вид лингвистических входных переменных и задаются в следующем виде [3]:

$$\langle x, T, U, G, M \rangle, \quad (1)$$

где x – имя переменной; T – терм-множество, каждый элемент которого задается нечетким множеством на универсальном множестве U ; G – синтаксические правила, порождающие функции принадлежности названия термов; M – семантические правила, задающие функции принадлежности нечетких термов, порожденных синтаксическими правилами из G .

Нечеткий логический вывод для формирования оценок ситуаций состояния элементов СКС на основе метода нечеткого вывода Мамдани имеет следующий вид [3,7]:

$$(x_1 = a_{1j}\theta_j \dots \theta_j x_n = a_{nj}) \times w_j \Rightarrow d_j, j = 1, \dots, m, \quad (2)$$

где: a_{ij} – нечеткий терм, которым оценивается переменная x_i в j -ом правиле базы знаний; d_j – заключение j -ого правила; m – количество правил в базе знаний; w_j – весовые коэффициенты для каждого j -ого правила базы знаний ($w_j \leq 1$); θ_j – логическая операция, связывающая посылки в j -ом правиле базы знаний. В результате выполнения операции дефаззификации нечеткого множества Y , которую можно провести, например, с помощью метода определения центра тяжести, получается четкое значение выхода y .

Пример реализации подобной структуры в виде РИА представлен на рис. 1. В представленной структуре число иерархических уровней носит условный характер и может быть изменено в соответствии с решением конкретной задачи.

Метод мониторинга элементов СКС можно представить в виде обобщенного алгоритма, представленного на рис. 2.

Возможны два варианта принятия решения:

1. Решение принимается интеллектуальным агентом (ИА) непосредственно на самом элементе СКС, а вышестоящий уровень управления, например, ЛПР, только уведомляется о принятом решении. Это возможно, если ЛПР делегированы такие полномочия РИА как элементу СОППР.

2. Решение, как и в первом случае, принимается самим РИА, но квитируется ЛПР, а также может им корректироваться с учётом предпочтений ЛПР.

Для численного моделирования был выбран элемент СКС «КОММУТАТОР» в качестве примера (рис. 1). В численном эксперименте оценивалось состояние элементов по следующим функциональным параметрам: электрические параметры; производительность выполнения функциональных задач; состояние программного обеспечения, более подробно рассмотрено в работе [7].

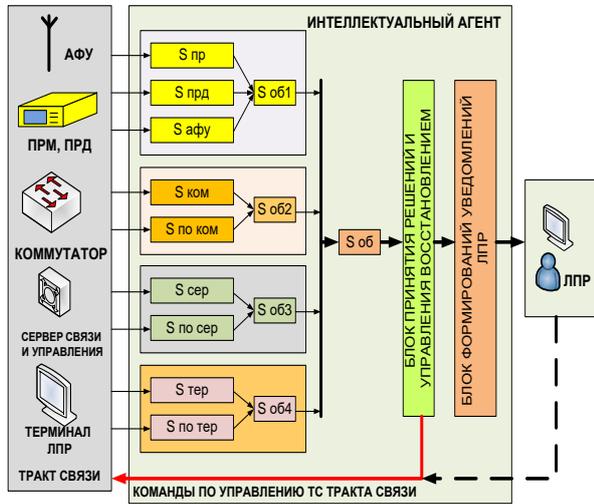


Рис. 1. Пример структуры ИИА (ИИА функционально состоит из функционального блока оценки ситуации, блока принятия решений и блока формирования уведомлений для ЛППР).

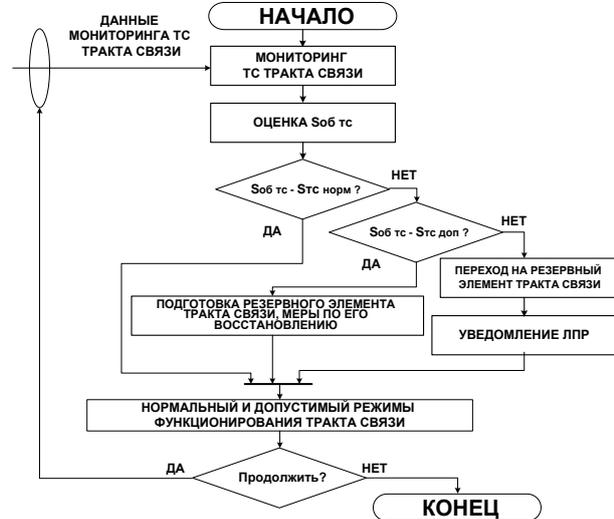


Рис. 2. Структура обобщенного алгоритма управления техническим состоянием элементов СКС.

На рис. 3 приведены примеры совместного функционирования функциональных модулей «Затухание», «Температура процессора» и «Напряжение питание» во временной области.

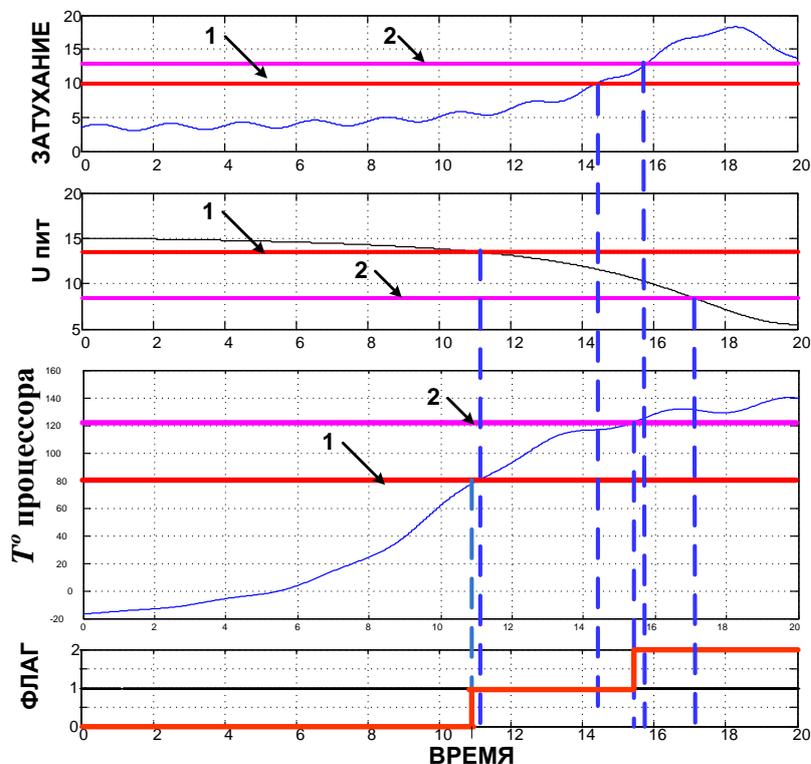


Рис. 3. Совместное функционирование модулей «Затухание», «Температура процессора» и «Напряжение питание» во временной области. «1» – допустимый уровень значения контролируемого параметра; «2» – критические значения; «ФЛАГ» – 0 ситуация в норме; «ФЛАГ» – 2 ситуация недопустима.

Полученные в численном эксперименте данные показывают высокую эффективность предложенного метода и алгоритмов, более подробно рассмотрено в работе [7].

Выводы. На основе анализа результатов численной экспериментальной оценки разработанных алгоритмов можно сделать выводы об их высокой эффективности. Точность и достоверность алгоритма оценки текущего технического состояния СКС и его элементов определяется характеристиками первичных источников анализируемой информации. Время оценки текущего технического состояния элемента СКС по сравнению со статистическими методами сократилось приблизительно в 8 – 12 раз [7]. Время принятия и реализации управленческого решения по поддержанию элементов СКС в требуемом техническом состоянии сократилось в 1.2 – 1.5 раза в среднем.

Направление дальнейших исследований связывается с использованием нечеткого вывода для принятия решений по функциональному управлению СКС.

ЛИТЕРАТУРА

1. ГОСТ 24.701-86. Единая система стандартов автоматизированных систем управления. Надежность автоматизированных систем управления. Основные положения.
2. Российский морской регистр судоходства. Правила по оборудованию морских судов часть IV. Радиооборудование НД № 2-020101-144.
3. **Пегат А.** Нечеткое моделирование и управление./А. Пегат; пер. с англ. – 2-е изд. – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013.- 798 с.: ил. – (Адаптивные и интеллектуальные системы).
4. **Поспелов Д.А.** Многоагентные системы – настоящее и будущее/ Д.А. Поспелов // Информационные технологии и вычислительные системы. – 1998. – № 1. – С.14-21.
5. **Чекинов С.Г.** Интеллектуальные программные исполнительные устройства (агенты) в системах связи/ С.Г. Чекинов // Информационные технологии. – 2001. – № 4. – С.6-11.
6. **Устюжанин А.Е.** Многоагентные интеллектуальные системы: Учебный курс / А.Е. Устюжанин. – М.: МФТИ, 2007. – 230 с.
7. **Агеев С. А., Агеева Н. С., Каретников В. В., Привалов А. А.** Метод оперативного оценивания состояния сетевых элементов для обеспечения качества услуг в корпоративных высокоскоростных мультисервисных сетях связи // С. А. Агеев и др. // Автоматизация процессов управления. - 2020. - №2 (60). - С. 25 – 35.

N.S. Ageeva, S.A. Ageev, A.V. Sagitov (Admiral Makarov State University of Maritime and Inland Shipping, Saint – Petersburg). **Method and algorithms of the system of operative support of decision making for management of technical condition of ship communication complex**

Abstract. The paper proposes a method and algorithms for operational monitoring of the technical condition of the elements of the ship communication complex, based on the application of fuzzy hierarchical situational networks, which can be implemented in the creation of a system of operational decision-making support for the management of existing and prospective ship communication complexes. The importance and relevance of the performed research are substantiated, which are of particular importance for ensuring navigation in long-range maritime zones, for example, in Arctic navigation zones. The analysis of the results of numerical modeling of the proposed algorithms has been carried out, which showed its high efficiency. The possibility of realization of the developed method on the basis of application of the concept of intelligent agents is proposed and substantiated. The functional structure of the intelligent agent for realization of the operative functional monitoring of the technical condition of the elements of the ship communication complex is developed. Based on the results of the evaluation of the required computational performance for the implementation of the developed algorithms, the possibility of their hardware-software implementation is shown, which allows to monitor the technical state of the elements of the ship-board communications complex in near-real time mode, both on existing and promising hardware-software platforms.

УДК 629.58

И. А. СМИРНОВ

(Центральный научно-исследовательский институт химии и механики, Москва)

МЕТОДЫ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ КАК ПЕРСПЕКТИВНЫЙ СПОСОБ РЕШЕНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ЗАДАЧ АВТОНОМНЫХ НЕОБИТАЕМЫХ ПОДВОДНЫХ АППАРАТОВ

В работе рассматривается применение алгоритмов машинного обучения для решения задачи навигации автономных необитаемых подводных аппаратов. Приведен обзор прикладных методов машинного обучения, выявлен спектр перспективных и актуальных задач, произведена классификация алгоритмов машинного обучения по характеру выполняемых задач.

Введение. На сегодняшний день существует широкая номенклатура задач, требующих выполнения работ под водой, в частности: проведение океанологических, гидрофизических, биологических исследований и геологоразведочных работ; выполнение обзорно-поисковых и осмотровых миссий, а также задач мониторинга и инспекции объектов подводной инфраструктуры как в замкнутых, так и на открытых протяженных акваториях.

Для проведения продолжительных подводных работ на значительном удалении от берега, в сложных и порой заранее неизвестных погодных условиях и окружающей обстановке видится актуальной необходимость перехода к преимущественно автономным средствам и методам решения перечисленных задач. Наиболее перспективным считается применение автономных необитаемых подводных аппаратов (АНПА) ввиду отсутствия функциональной зависимости от обеспечивающего судна-носителя, возможности проведения работ на большой акватории, высокой скорости перемещения и сбора данных, а также возможности работы в непосредственной близости от целевых объектов в условиях сложного рельефа. Участие оператора в управлении АНПА сводится к указанию целей и/или маршрута движения.

Несмотря на все разнообразие существующих технических решений в области построения и применения АНПА до недавнего времени спектр выполняемых ими задач был ограничен 15% от общего количества подводных работ. Это связано со сложностью синтеза системы оперативного планирования и принятия решений т.к. в ходе выполнения миссии в режиме близком к реальному времени необходимо корректировать и адаптировать маршрутное задание под актуальные внешние данные, в том числе посредством обучения. Ситуация также усугубляется отсутствием возможности коррекции по данным спутниковых навигационных систем и систем связи на постоянной основе.

Состав навигационного и гидроакустического комплексов современных АНПА позволяет осуществлять подводную навигацию и производить высокоточную съемку окружающей акватории с последующей обработкой данных оператором. Однако для решения тех же задач на борту и с учетом адаптации к условиям миссии необходимо разрабатывать алгоритмы обработки информации, интерпретации обстановки и принятия решений.

Предлагаемая работа посвящена обзору и классификации методов машинного обучения, пригодных для решения задачи автономной навигации АНПА.

Основная часть. Для решения задачи навигации можно применить метод визуальной одно-временной локализации и картографирования с использованием нейронных сетей (SLAM)[1].

Нейронные сети обладают способностью к обработке данных, распознаванию и классификации объектов, обучению. Такие возможности в постановке задачи навигации АНПА позволяют реализовать как систему обнаружения и классификации целевых объектов, так и автономную самоорганизующуюся адаптивную систему планирования траекторий движения и обхода препятствий. В частности, нейросетевые алгоритмы нашли свое применение в решении задач оценки положения подводного аппарата путем компенсирования неточностей навигационной системы

Научный руководитель: к.т.н., начальник отдела – гл. конструктор Судаков Н.В.

[2], в задачах планирования маршрута в условиях наличия подвижных препятствий [3,4], при создании модели распознавания объектов по гидроакустическим изображениям [5].

Выполнение ряда задач сопряжено с необходимостью проводить обследование и поиск на протяженных акваториях с учетом ограничений по времени. Таким образом, возникает потребность в увеличении числа аппаратов, привлекаемых для выполнения подводных работ, а также разработке алгоритмов их группового взаимодействия. Основа концепции роевых/групповых алгоритмов – это автономность, распределенное функционирование и самоорганизация. Построение системы планирования АНПА на основе таких алгоритмов реализовано в работах [6-8]. Следует отметить, что групповая работа мультиагентной системы предъявляет высокие требования к системе связи, которые в свою очередь также могут быть удовлетворены с применением методов искусственного интеллекта [9].

В таблице 1 представлена классификация методов в зависимости от характера выполняемых АНПА задач, сформированная по результатам обзора и анализа существующих разработок в России и за рубежом.

Таблица 1

Классификация методов для обеспечения задачи автономной навигации АНПА

Задача	Методы
Навигация в условиях присутствия единичных неподвижных препятствий, в том числе: <ul style="list-style-type: none"> – следование по маршруту; – картографирование. 	Искусственное потенциальное поле. Метод визуальной одновременной локализации и картографирования
Навигация в условиях частичного или полного отсутствия информации о фоноцелевой обстановке в условиях наличия протяженных и подвижных объектов.	Сверточные нейронные сети и биоинспирированные нейронные сети [10].
Обзорно-поисковые работы, инспекция подводных сооружений и коммуникаций, обслуживание кабельных линий, в том числе: <ul style="list-style-type: none"> – идентификация и классификация объектов; – увеличение набора тренировочных данных. 	Сверточные нейронные сети. Генеративно-состязательные нейронные сети.
Океанографические изыскания, проведение гидрографических, биологических, гидрофизических исследований на протяженных акваториях.	Генетические алгоритмы, роевой интеллект

Заключение. В работе рассмотрено применение алгоритмов машинного обучения для решения задачи навигации автономных необитаемых подводных аппаратов. Приведен обзор и анализ существующих отечественных и зарубежных решений в части применения методов машинного обучения для реализации алгоритмов управления АНПА. По результатам обзора произведена классификация алгоритмов искусственного интеллекта с привязкой к характеру выполняемых АНПА задач.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Пеньковский А.А., Мохрат М., Махмуд Ж., Колюбин С.А.** Робастная визуально-инерциальная одометрия наземных роботов для работы в динамическом окружении //XXX конференция молодых ученых «Навигация и управление движением», 2021, С. 49-53.
2. **J. Guo, D. Li, B. He.** Intelligent Collaborative Navigation and Control for AUV Tracking. In IEEE Transactions on Industrial Informatics, vol. 17, № 3, P. 1732–1741.
3. **Mohamad M.M., Dunnigan M.W., Taylor N.K.** Ant colony robot motion planning // Intern. conf. on “Computer as a tool”: EUROCON 2005 (Belgrade, Serbia, Nov. 21-24, 2005): Proc. N.Y.: IEEE, 2005. Vol. 1. Pp. 213–216. DOI: 10.1109/EURCON.2005.1629898.
4. **Гэн К.К., Тань Лиго, Чулин Н.А., Хэ Юн.** Планирование маршрута для квадрокоптера в неизвестной среде на основе монокулярного компьютерного зрения // Автоматизация. Современные технологии. 2015. № 12. С.14–19.
5. **В.В. Артюхин, А.И. Вяльшев, В.М. Добров, Ю.Н. Любин** Метод автоматической классификации подводных потенциально опасных объектов Civil SecurityTechnology, Vol. 16, 2019, No. 1 (59).
6. **Бычков И.В., Кензин М.Ю.** ИДСТУ СО РАН, Иркутск, Россия. Генетические алгоритмы в задачах планирования динамических миссий для группы автономных подводных роботов.

7. **Л.В.Киселев, А. В. Инзарцев.** Ситуационное управление группировкой автономных подводных роботов на основе генетических алгоритмов // Подводные исследования и робототехника. — С. 34–43.
8. **Petritoli E., Cagnetti M, Leccese F.** Simulation of Autonomous Underwater Vehicles (AUVs) Swarm Diffusion. Sensors 2020.
9. **Кузин Д. А. и др.** Применение методов машинного обучения для классификации акустических сигналов по спектральным характеристикам // Известия СПбГЭТУ ЛЭТИ. – 2021. – №. 3. – С. 48-54.
10. **Баракат Л.А., Квятковская И.Ю.** Планирование безопасных маршрутов безэкипажных судов на основе методов искусственного интеллекта // Вестник Астраханского государственного технического университета, Серия. Управление, вычислительная техника и информатика, 2023, № 3, С 46 – 54.

Smirnov I.A. (FSUE "CSRICM", Moscow). **Machine learning methods as a promising way to solve navigation problems of autonomous uninhabited underwater vehicles**

Abstract. The paper considers the application of machine learning algorithms to solve the problem of navigation of autonomous uninhabited underwater vehicles. An overview of applied machine learning methods is given, a range of promising and relevant tasks is identified, and machine learning algorithms are classified according to the nature of the tasks performed.

УДК 004.89

Ю. Л. СИЕК, А. Н. БОРИСОВ, М. А. БОРИСОВА
(Санкт-Петербургский государственный морской технический университет, Санкт-Петербург)**АНАЛИЗ ТОЧНОСТИ НЕЙРОСЕТЕВОГО ЭМУЛЯТОРА ДИНАМИКИ
АВТОНОМНОГО НЕОБИТАЕМОГО ПОДВОДНОГО АППАРАТА**

Представлен анализ точности нейросетевого эмулятора динамики автономного необитаемого подводного аппарата (АНПА). Рассматриваются вопросы обучения нейроэмулятора. Предложена архитектура нейронной сети для решения задачи прогнозирования динамики. Для выбранной архитектуры нейронной сети приведены результаты верификации нейроэмулятора по отношению к эталонной модели АНПА.

Введение. В настоящее время перед разработчиками информационно-управляющих систем (ИУС) морской подводной техники открываются новые возможности применения современных высокопроизводительных технологий для повышения качества функционирования. Актуальным способом построения ИУС автономных необитаемых подводных аппаратов является применение прогнозирующих моделей (ПМ). При этом для синтеза ПМ могут применяться современные методы машинного обучения, в том числе искусственные нейронные сети.

Недостатком ИУС с ПМ является высокая вычислительная сложность [1]. На каждом такте работы решается оптимизационная задача путем многократного интегрирования ПМ АНПА. В работе [2] предложены методы повышения вычислительной эффективности за счет использования параллельных вычислительных технологий, однако это не снижает сложности задачи. Также, качество процессов управления во многом определяется используемой для прогноза математической моделью АНПА, а, следовательно, и точностью идентификации ее параметров.

Рассмотренные недостатки приводят к необходимости разработки способов снижения вычислительной сложности алгоритмического обеспечения ИУС с сохранением уровня адекватности прогнозирующей модели. Для этого могут применяться искусственные нейронные сети (ИНС) [3, 4]. В работе приводится анализ точности нейросетевого эмулятора динамики АНПА.

Нейросетевые эмуляторы динамики. Нейронные сети, благодаря своим аппроксимирующим свойствам используются в качестве модели для представления динамики АНПА. В то время как аналитическое описание нелинейной динамической модели (НДМ) с помощью дифференциальных уравнений использует глубинные знания о системе на основе фундаментальных законов физики, нейросетевое моделирование рассматривает объект в качестве «черного ящика», для которого известны входные и выходные сигналы. Задача такой нейросетевой модели, называемой также нейроэмулятором (НЭ) системы, состоит в подражании поведению этого «черного ящика». При аналитическом описании объекта управления требуется определение некоторых параметров, таких как гидродинамические коэффициенты, присоединенные массы жидкости, моменты инерции. Для нейросетевой модели требуется определение общей архитектуры ИНС, а также подстройка коэффициентов нейронных связей, выполняемая в процессе обучения. Для синтеза НЭ исследуемый АНПА или его математическая модель используется для генерирования обучающей выборки, размер которой определяет точность ИНС.

Входными сигналами являются текущее состояние объекта управления $x(t_k)$ и вектор управления $\tau(t_k)$. Выходным сигналом является состояние АНПА на следующем такте работы ИУС $x(t_{k+1})$. Ошибка прогноза δ используется в методе обратного распространения ошибки при обучении ИНС.

Решение задачи обучения нейроэмулятора. Для прогнозирования динамики АНПА ИНС определяет отображение входного вектора вещественных параметров $x(t_k)$ и $\tau(t_k)$ в выходной вектор состояния $x^*(t_{k+1}) = \phi(x(t_k), \tau(t_k), W)$. При этом на основе обучающей выборки происходит настройка параметров нейронных связей W , которые приводят к наилучшей аппроксимации ϕ и минимизируют используемую функцию потерь. Отметим, что из-за особенностей гра-

дентных методов обучения ИНС важен выбор стратегии начальной инициализации весовых коэффициентов W .

В настоящее время многие исследователи отмечают эффективность инициализации параметров сети, основанной на предобучении ИНС [5]. Для этого процесс обучения сети разбивается на два этапа. На первом этапе послойно обучается автоассоциативная сеть (автоэнкодер), после чего полученными весами скрытых слоев автоассоциативной сети инициализируются нейроны скрытых слоев обычной ИНС.

Обучающая выборка формируется на основе вычисленных согласно известной имитационной модели [6] прогнозных значений вектора состояния на следующем такте работы ИУС (выходной вектор) по текущим элементам вектора состояния и управления (входной вектор). Стоит отметить, что в случае использования для обучения нейроэмулятора экспериментальных траекторных данных, в качестве входных и выходных векторов будут использоваться измеренные элементы вектора состояния. Таким образом, нейроэмулятор на основе конечного множества примеров переходов состояний объекта управления обучается формировать прогноз на потенциально бесконечном множестве значений входных аргументов.

В работе рассматривается управляемое движение АНПА в вертикальной плоскости. Подробная математическая модель представлена в работе [7]. Входным вектором в момент времени t_k является $x_B = [V_x(t_k) \ V_y(t_k) \ \omega_z(t_k) \ \theta(t_k) \ \tau(t_k)]^T$, где V_x, V_y - линейные скорости, ω_z - угловая скорость вращения, θ - угол дифферента, τ - управляющий сигнал.

Дальнейшее исследование направлено на определение оптимальной архитектуры НЭ. Для этого было проведено предобучение ИНС с различным количеством слоев от 3 до 15, и с различным количеством нейронов в скрытых слоях от 10 до 40 в течение 50 эпох. Результаты предобучения сведены в таблицу 1. В качестве метрики сравнения использовалась RMSE:

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{L} \sum_{i=1}^L \|x_i - x_i^*\|^2}, \quad (1)$$

где: x_i - значение прогноза с номером i из обучающей выборки, x_i^* - фактическое выходное значение ИНС, L - количество обучающих примеров, $\|x\|$ - норма вектора x .

Таблица 1

Результаты предобучения для различных конфигураций ИНС

Размер скрытого слоя	Количество слоев в сети					
	3	4	5	8	10	15
10	0.80	0.52	0.36	0.45	0.37	0.40
15	0.84	0.74	0.71	0.49	0.37	0.45
25	0.86	0.42	0.44	0.28	0.24	0.22
35	0.68	0.37	0.30	0.33	0.08	0.20
40	0.63	0.36	0.28	0.25	0.08	0.19

Анализ точности нейроэмулятора. Для верификации нейроэмулятора динамической модели АНПА проведено имитационное моделирование управляемой динамики в вертикальной плоскости. В работе в качестве эталонной модели использована разработанная классическими методами теоретической механики нелинейная динамическая модель управляемого движения аппарата. Анализ близости выходных значений НДМ и НЭ позволяет сделать выводы об адекватности построения прогнозирующей модели в виде глубокой нейронной сети. В качестве входного управляющего воздействия использован случайный сигнал с равномерным распределением вероятности, одновременно формируемым для обеих моделей генератором случайных чисел. На рисунке 1 представлены результаты моделирования в виде графиков ошибок выхода НЭ, по отношению к НДМ.

Результаты показывают, что ошибка НЭ на устоявшемся интервале моделирования не превышает 0.2% от номинальных значений, что свидетельствует об адекватности синтеза НЭ управляемого движения АНПА.

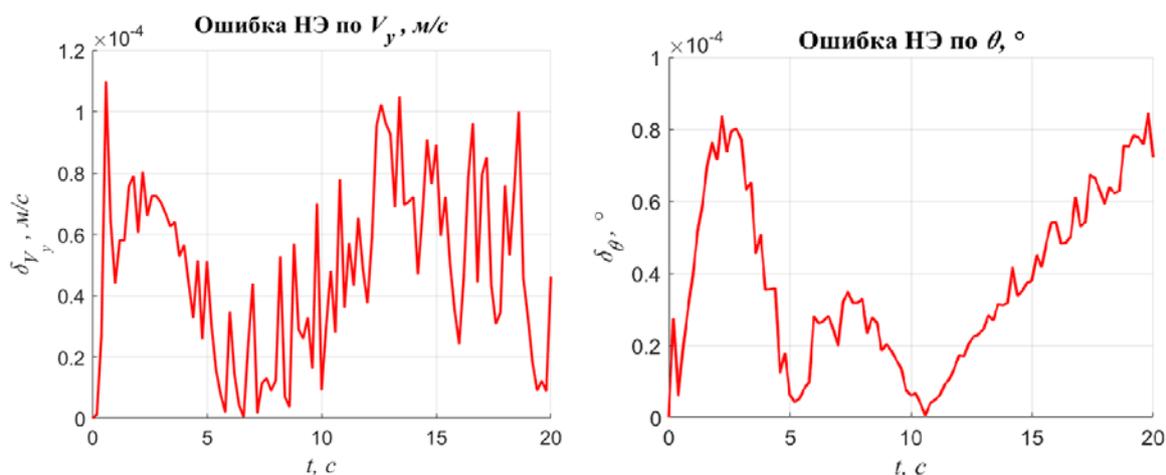


Рис. 1. Ошибка нейроэмулятора для линейной скорости и угла дифферента

Заключение. В работе проведен анализ точности нейросетевого эмулятора динамики АН-ПА. Представлена схема обучения нейроэмулятора динамики. Предложена архитектура нейронной сети для решения задачи прогнозирования динамики, особенностью которой является применение вспомогательных ИНС автоэнкодеров для инициализации коэффициентов нейронных связей. Для выбранной архитектуры нейронной сети приведены результаты верификации НЭ по отношению к эталонной модели АНПА, показывающие адекватность синтеза ПМ. Дальнейшие исследования могут быть направлены на применение в нейроэмуляторе альтернативных методов машинного обучения, таких как рекуррентные ИНС, деревья решений и градиентный бустинг.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Борисов, А. Н.** Управление движением автономного необитаемого подводного аппарата на основе прогнозирующей модели / А. Н. Борисов, Ю. Л. Сиек // Морской вестник. – 2020. – № 4(76). – С. 98–101.
2. **Борисов А. Н., Сиек Ю.Л.** Оценка производительности алгоритма оптимизации для управления с предсказанием автономным подводным аппаратом // Современные методы и средства океанологических исследований (МСОИ-2019). Материалы XVI всероссийской научно-технической конференции. Том II. – М.: ИД Академии Жуковского, 2019. С. 103–106.
3. **Кузнецов, Б. И.** Управление нелинейным динамическим объектом при помощи нейроконтроллера с предсказанием / Б. И. Кузнецов, Т. Е. Василец, А. А. Варфоломеев // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2008. – Т. 2, № 2(32). – С. 67–71.
4. **Бураков, М. В.** Нейронные сети и нейроконтроллеры: учеб. пособие / – СПб.: ГУАП, 2013. – 284 с.
5. **Ian Goodfellow, Yoshua Bengio, Aaron Courville.** Deep Learning. MIT Press. 2016. p. 781.
6. **Сиек, Ю. Л.** Разработка симулятора для моделирования управляемого движения автономного необитаемого подводного аппарата / Ю. Л. Сиек, А. Н. Борисов, П. О. Журкин // Труды Санкт-Петербургского государственного морского технического университета. – 2023. – № 2(6). – С. 153–169.
7. Thor I. Fossen. Handbook of Marine Craft Hydrodynamics and Motion Control. John Wiley & Sons Ltd. 2011. 582 p.

J.L.Siek, A.N.Borisov, M.A. Borisova, (State Marine Technical University, Saint-Petersburg). **Accuracy analysis of neural network emulator for autonomous underwater vehicle dynamics**

Abstract. The paper presents an analysis of the autonomous underwater vehicle (AUV) dynamics neural network emulator's accuracy. The issues of neural emulator training are considered. A neural network architecture for solving the dynamics prediction problem is proposed. For the selected architecture of the neural network the results of neural emulator's verification in relation to the reference model of the AUV are given.

УДК 681.518.54

Е.В. ЛУКОЯНОВ, О.В. ЗАЙЦЕВ, Д.В. АНТОНОВ
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)**КЛАССИФИКАЦИЯ ОТКАЗОВ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ
С ПОМОЩЬЮ ГРАФОВЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ**

Рассматривается проблема поиска информационных отказов в инерциальной навигационной системе с использованием графовых нейронных сетей. Приводятся результаты сравнения эффективности решения рассматриваемой задачи с использованием классических методов машинного обучения. В качестве данных для обучения и тестирования используется сгенерированный датасет на основе модели Номото, описывающей движение судна в горизонтальной плоскости.

Введение. В настоящее время все большую популярность набирает тема автономного судовождения [1], доказательством этого служит также проект «Автономное судовождение» [2], который включен в дорожную карту реализации стратегического направления в области цифровой трансформации транспортной отрасли РФ до 2030 года. Наряду с разработкой нормативно-правовой базы, обеспечивающей повышение уровня стандартов безопасности человеческой жизни на море, безопасного плавания судов, надежной перевозки грузов, повышаются и требования к средствам навигации, в частности инерциальным навигационным системам (ИНС), устанавливаемым на такого рода судах.

При наличии на борту ИНС с предрасположенностью к информационным отказам погрешность выработки навигационных параметров может выходить за пределы допуска при отсутствии аппаратных отказов в аппаратуре ИНС. Данная особенность ИНС в недостаточной степени учитывается традиционными методами мониторинга и диагностики. Этому способствует несовершенство используемых в них моделей отказов, а также недостаточный учет воздействующих на систему возмущений. Перспективным подходом к построению систем мониторинга является использование методов диагностики на основе данных [3,4]. Обычно методы на основе данных, использующие процедуру обучение с учителем более точны, чем методы без учителя, однако они требуют ручной разметки записанных данных, что может быть сложно и дорого в реальных промышленных системах [5]. В задаче диагностики отказов ИНС на автономных судах нет реальной возможности использовать методы обучения без учителя, такие как выявление аномалий, без оценки их работы специалистами, поэтому, так как, в настоящей работе точность является определяющим фактором, то применяются методы обучения с учителем на данных, полученных по модели Номото [6].

Одним из вариантов представления взаимосвязей между записанными данными в системе, например, между данными гироскопов и акселерометров ИНС, является граф. В свою очередь, графовые нейронные сети (GNN) моделируют зависимости между узлами на основе записанных данных, используя заранее заданную матрицу смежности – матричное представление графа, определяющее количество ребер между смежными вершинами. Первая концепция GNN была предложена в 2009 году [7], а позже нашли свое применение и диагностике [8]. В работе рассматривается подход на основе графовых сверточных нейронных сетей (GCN) для решения задачи классификации информационных отказов ИНС, а также приводится сравнение с классическими методами машинного обучения на основе случайного леса [9] и одной из вариаций градиентного бустинга [10].

Постановка задачи. Пусть имеется n измеряемых переменных (например, соответствующих выходам некоторых датчиков), тогда множество временных рядов длиной t можно представить как $s_i = (s_i^1, \dots, s_i^t) \in S$, $i = \overline{1, n}$. Каждый временной ряд можно разделить на сегменты $\omega_j = (s_i^t, \dots, s_i^{t-m+1}) \in \Omega$ скользящим окном размера m . Получившиеся сегменты используются для построения структур данных в виде графа, при наличии априорной информации о взаимосвязи измеряемых переменных. Граф в свою очередь описывается как $G = (V, E)$, где V –

множество вершин графа, а E – множество ребер. Каждая вершина и ребро могут иметь множество атрибутов (признаков), обозначаемых как $X_v \in \mathbb{R}^{n \times d_n}$ и $X_e \in \mathbb{R}^{c \times d_c}$ соответственно.

В текущей нотации, так как количество вершин соответствует количеству измеряемых переменных, матрица смежности графа будет иметь размерность $A \in \mathbb{R}^{n \times n}$, при этом размерность вектора признаков каждой вершины будет соответствовать размерности определенного ранее временного сегмента $\omega_j : d_n = m$. В рамках рассматриваемой задачи ребра не имеют признаков $X_e \in \emptyset$, а только отражают наличие связи между вершинами.

Таким образом, постановку задачи классификации отказов можно сформулировать следующим образом: требуется для каждого графа из множества $\{G_1, \dots, G_N\}$ определить класс отказа из множества $\bar{z} \in \{1, 2, \dots, C\}$, в котором один из классов соответствует работоспособному состоянию системы. Здесь C – обозначает количество классов, а z и $\bar{z} \in \{1, 2, \dots, C\}$ представляют собой прогнозируемый и истинный классы соответственно.

Архитектура графовой нейронной сети. Для применения графовых нейронных сетей необходимо знать матрицу смежности. В задачах классификации отказов с использованием многомерных временных рядов такие данные очень редки. Например, в [11] авторы используют классические статистические методы (KNN-graph, Radius-graph, Path-graph и др.) для построения матрицы смежности.

Для решения поставленной задачи используется архитектура графовой нейронной сети (Рис. 1) с двумя слоями GCN [12].

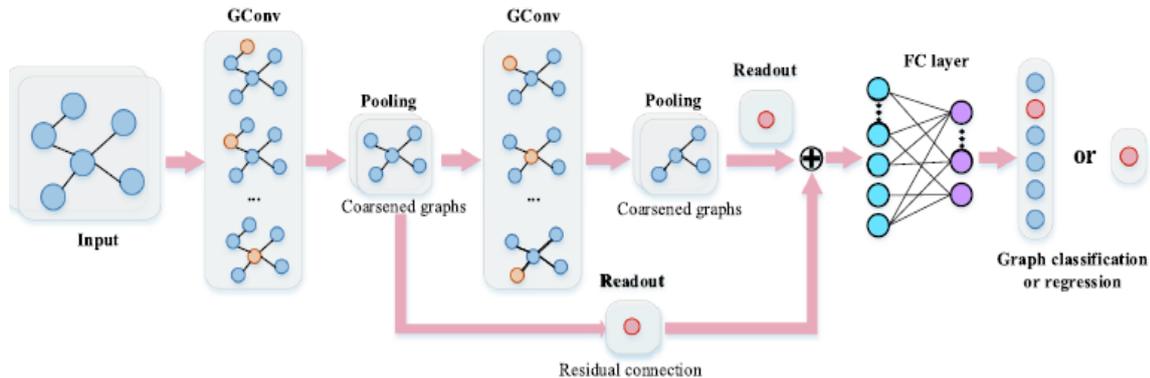


Рис. 1. Архитектура графовой нейронной сети для решения задачи классификации отказов.

Как видно, кроме двух основных сверточных слоев GConv используются два слоя объединения (Pooling) графов, два слоя считывания (Readout), и два полносвязных слоя (FC), обеспечивающих решение задачи классификации. В этой архитектуре слой объединения графов служит для огрубления (понижения разрешения) входного графа, что уменьшает его размерность и ускоряет вычисления. После этого слои считывания обеспечивают преобразование представлений в виде графа в векторную форму с помощью операции *sum/max/mean*. Кроме того, дополнительная связь (skip connection) в обход второго слоя также используется для улучшения производительности модели. В качестве функции потерь при обучении сети будем использовать перекрестную энтропию (cross-entropy loss – CE). Таким образом, критерий минимизации в задаче многоклассовой классификации будет иметь вид:

$$L_{CE}(z, \bar{z}) = -\log \left(\frac{e^{y_{\bar{z}}}}{\sum_{j=1}^C e^{z_j}} \right), \quad (1)$$

Классические методы машинного обучения для решения задачи классификации. В работе были рассмотрены различные подходы к классификации. Подход на основе случайного леса (*Random Forest*) – это метод ансамблирования в машинном обучении, который предпо-

лагает использование набора деревьев решений для решения задач прогноза или классификации. Он особенно хорошо подходит для решения задач многоклассовой классификации. Одним из преимуществ этого подхода является наличие встроенных механизмов предотвращения переобучения. При этом заметным ограничением является его значительная вычислительная сложность при работе с большими наборами данных. С помощью процедуры жадного поиска были получены следующие значения для гиперпараметров модели:

- максимальная глубина деревьев: 30;
- минимальное количество отсчетов, которое должно находиться в конечном узле: 1;
- минимальное количество отсчетов, необходимое для разделения узла: 2;
- количество деревьев: 10.

В качестве альтернативного варианта рассматривался подход, являющийся вариацией градиентного бустинга – LightGBM (LGBM). Одновременно с тем, что LGBM это алгоритм классического градиентного бустинга, он имеет уникальные функции: односторонний отбор на основе градиента (*Gradient-based One-Side Sampling – GOSS*), который уменьшает количество данных по результатам сравнения градиентов и оставляет те, в которых градиент меньше, и объединение взаимоисключающих признаков (*Exclusive Feature Bundling – EFB*), которое искусственно уменьшает выборку внутри алгоритма, объединяя признаки, между которыми есть однозначное взаимоисключение (например, один из признаков всегда равен 0 при наличии второго). Выбор гиперпараметров осуществлялся с учетом баланса между глубиной модели и ее возможностями обобщения:

- максимальная глубина деревьев: 30,
- минимальное количество отсчетов, которое должно находиться в конечном узле: 20;
- количество деревьев: 100.

Описание датасета. Модель Номото, описывающая движение судна в горизонтальной плоскости, представляет собой стационарную динамическую систему второго порядка (при выполнении условия постоянства продольной составляющей линейной скорости на интервале моделирования) и может быть записана в пространстве состояний в следующем виде:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + B\delta(t), \\ y(t) &= Cx(t) + v(t), \end{aligned} \quad (2)$$

где $x(t) \in R^{2 \times 1}$ – вектор состояния, который содержит поперечную составляющую линейной скорости и угловую скорость вращения судна в горизонтальной плоскости (по углу курса), $\delta(t) \in R^{1 \times 1}$ – угол перекладки руля, $y(t) \in R^{2 \times 1}$ – вектор измерений, содержащий оба параметра вектора состояний и ошибки измерений $v(t) \in R^{2 \times 1}$, которые описываются с помощью аддитивного гауссовского белого шума. Матрицы A, B и C подробно описаны в [13].

Процесс моделирования запускался 280 раз. В рамках каждого запуска был сгенерирован вектор $y(t)$ для длительности 50 мин с дискретностью 0,01 мин (всего 5 000 отсчетов для каждой переменной). Входной сигнал $\delta(t)$ представлял собой гармонический сигнал. В произвольный момент времени (с 10 по 40 минуту) моделировался отказ датчика ИНС. Пример интервала записи длительностью в 3 с представлен на Рис 2.

	u1	y1	y2	y_nominal1	y_nominal2	fault_u1	fault_y1	fault_y2	comp_fault
4995	-0.404861	-1.622259	-1.508909	-1.596626	-1.596626	0.0	0.0	1.0	0.0
4996	-0.404861	-1.234299	-1.508909	-1.199371	-1.199371	0.0	0.0	1.0	0.0
4997	-0.404861	-1.610808	-1.508909	-1.596626	-1.596626	0.0	0.0	1.0	0.0
4998	-0.404861	-1.241647	-1.508909	-1.199371	-1.199371	0.0	0.0	1.0	0.0
4999	-0.404861	-1.607999	-1.508909	-1.596626	-1.596626	0.0	0.0	1.0	0.0

Рис. 2. Структура записанных временных рядов по модели движения Номото

Набор данных, имитирующий выходные параметры ИНС с отказами, содержит следующие столбцы (таблица 1).

Таблица 2

Входные и выходные параметры модели

1	Входные параметры	Угол перекладки руля	u_1
2		Отказ гироскопа	fault_y1
3		Отказ акселерометра	fault_y2
4		Отказ во входных данных (в задаче не используется)	fault_u1
5	Выходные параметры	Угловая скорость + шум	y_1
6		Угловое ускорение + шум	y_2
7		Угловая скорость номинальная	$y_{1_nominal}$
8		Угловое ускорение номинальное	$y_{2_nominal}$

Анализ полученных данных показал, что сгенерированные признаки демонстрируют низкую мультиколлинеарность (зависимость между измеряемыми переменными). Низкая мультиколлинеарность предполагает, что каждый из параметров вносит в модель уникальную информацию. Этот факт позволил пойти по пути расширения количества признаков, описывающих модель, на основе уже смоделированных данных. В качестве функций для создания новых признаков были выбраны: первая и вторая производные, скользящие окна размерностью 5 и 10 отсчетов соответственно. Итого после расширения пространства признаков количество временных рядов, описывающих модель расширилось до ($n = 21$).

Результаты синтеза, обучения и тестирования графовой нейронной сети. На первом этапе временные ряды из датасета описанного выше нарезались без перекрытия окном в $m = 10$ отсчетов. Количество временных рядов будет соответствовать количеству вершин в графе, таким образом, по данным с одно запуска процесса моделирования получаем выборку из 500 графов ($5000/10 = 500$). Наличие или отсутствие ребра в графе между вершинами определяется по тепловой карте, при этом будем считать, что превышение порога в 0,6 единиц (уровень мультиколлинеарности разных параметров) соответствует наличию ребра между вершинами, иначе – отсутствие. Так как общее количество экспериментов составило 280, итоговой датасет для решения задачи классификации отказов будет включать $280 \cdot 500 = 140\,000$ графов.

На втором этапе все графы делятся в следующей пропорции – 80% подвыборка случайным образом выбираются в качестве обучающего набора, а остальные 20% резервируются в качестве тестового набора.

При обучении модели в качестве оптимизатора использовался стохастический градиентный спуск (*Stochastic Gradient Descent – SGD*) с коэффициентом инертности (*momentum*) равным 0,9. Начальная скорость обучения равнялась 0,01, размер батча 64, количество эпох обучения – 100. Для регулировки скорости обучения использовалась стратегия затухания с весом, инициализированным значением 0,0005.

Для рассматриваемых моделей сравнение эффективности решения задачи классификации определялась с помощью метрики F1-score, объединяющей в себе информацию как о точности, так и полноте решения. Все алгоритмы тестировались на вычислительных мощностях среды Google Colab без использования тензорных ускорений.

Таблица 1

Сравнение эффективности решения задачи классификации отказов

Модель	F1-score	Время работы, с
Random Forest	0,98	0,85
LGBM	0,98	8,63
GNN	0,98	0,28

Заключение. Рассмотрена проблема поиска информационных отказов в инерциальной навигационной системе с использованием графовых нейронных сетей. Проведено сравнение эффективности решения, поставленной задачи с классическими методами машинного обучения: случайный лес и облегченный градиентный бустинг. В качестве данных для обучения и тестирова-

ния использовался сгенерированный датасет на основе модели Номото, описывающей движение судна в горизонтальной плоскости. На тестовых данных все три алгоритма (Random Forest, LGBM, GNN) показали результат близкий к 100 %, однако с точки зрения эффективности вычислений метод на основе графовых нейронных сетей показал лучшие результаты.

Работа проводилась при поддержке гранта РФФ №23-79-10071.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ривкин Б. С. Беспилотные суда. Навигация и не только // *Гирокоспия и навигация*. 2021. Т. 29. №. 1. С. 111-132.
2. Транспорт Россия. [Электронный ресурс] URL: <https://transportrussia.ru/razdely/it-tehnologii/10398-avtonomnoe-sudovozhdenie.html> (дата обращения: 15.01.2024).
3. Gonzalez-Jimenez D., Olmo del J., Poza J., Garramiola F., Madina P. Data-driven fault diagnosis for electric drives: A review // *Sensors*. – 2021. – Т. 21. – №. 12. – С. 4024.
4. Lundgren A., Jung D. Data-driven fault diagnosis analysis and open-set classification of time-series data // *Control Engineering Practice*. – 2022. – Т. 121. – С. 105006.
5. Tao H., Wang P., Chen Y., Stojanovic V., Yang H. An unsupervised fault diagnosis method for rolling bearing using STFT and generative neural networks // *Journal of the Franklin Institute*. – 2020. – Т. 357. – №. 11. – С. 7286-7307.
6. Fossen T. I. Handbook of marine craft hydrodynamics and motion control. – John Wiley & Sons, 2011.
7. Scarselli F., Gori, M., Tsoi, A. C., Hagenbuchner, M., Monfardini, G. The graph neural network model // *IEEE transactions on neural networks*. – 2008. – Т. 20. – №. 1. – С. 61-80.
8. Chen, Z., Xu, J., Alippi, C., Ding, S. X., Shardt, Y., Peng, T., & Yang, C. Graph neural network-based fault diagnosis: a review // *arXiv preprint arXiv:2111.08185*. – 2021.
9. Sukchotrat T., Kim S. B., Tsung F. One-class classification-based control charts for multivariate process monitoring // *IIE transactions*. – 2009. – Т. 42. – №. 2. – С. 107-120.
10. Ke, G., Meng, Q., Finley, T., Wang, T., Chen, W., Ma, W., Ye, Q., Liu, T.Y. LightGBM: A highly efficient gradient boosting decision tree // *Advances in neural information processing systems*. – 2017. – Т. 30.
11. T. Li, Z. Zhou, S. Li, C. Sun, R. Yan, X. Chen. The emerging graph neural networks for intelligent fault diagnostics and prognostics: A guideline and a benchmark study // *Mechanical Systems and Signal Processing*. – 2022. – Т. 168. – С. 108653.
12. Kipf T. N., Welling M. Semi-supervised classification with graph convolutional networks // *arXiv preprint arXiv:1609.02907*. – 2016.
13. Margun, A. & Iureva, Radda & Antonov, Daniil. (2024). Machine Learning Approaches for Failures Detection in Inertial Navigation Systems. 532-537. 10.1109/SmartIndustryCon61328.2024.10515549.

E.V. Lukoyanov, O.V. Zaitsev, D.V. Antonov (CSRI Electropribor, ITMO University, Saint-Petersburg). **Fault classification task for inertial navigation system using graph neural networks**

Abstract. The problem of fault classification in inertial navigation system using graph neural networks is considered. The results of an effectiveness comparison of solving the stated problem using classical machine learning methods are presented. A generated dataset based on the Nomoto model is used as training and testing data. The model describes the movement of the vessel in the horizontal plane.

УДК 681.518.54

Р.Л. КРЮЧКОВ

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет "ЛЭТИ" им. В.И. Ульянова (Ленина), Санкт-Петербург)

О.В.ЗАЙЦЕВ

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

ДИАГНОСТИКА ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДОВ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ

Исследование направлено на улучшение надежности инерциальных навигационных систем (ИНС) с помощью методов машинного обучения для прогнозирования температуры внутри ИНС и классификации её состояний. Использование LSTM и градиентного бустинга обеспечивает эффективный анализ данных о температуре, выявление неисправностей и адаптацию к изменяющимся условиям эксплуатации, повышая тем самым эффективность и надежность ИНС.

Введение. В современном мире, где технологические инновации непрерывно развиваются, особое внимание уделяется повышению надежности и эффективности сложных технических систем. ИНС, являющиеся критически важными компонентами в авиации, морском и автомобильном транспорте, не являются исключением. Эффективность и надежность ИНС напрямую влияют на безопасность и точность навигации транспортных средств, подчеркивая необходимость постоянного мониторинга и улучшения их работы.

Исходя из этой потребности, настоящее исследование направлено на повышение отказоустойчивости ИНС посредством внедрения методов машинного обучения. Ключевой задачей является создание двух подсистем:

- для прогнозирования температуры внутри ИНС, усреднённой по всем датчикам,
- для бинарной классификации оперативного состояния системы на основе анализа полученных и прогнозируемых данных о температуре внутри ИНС.

Постановка задачи прогноза. Прогнозирование температуры внутри ИНС осуществляется на основе динамически накапливаемых значений температуры, измеряемых датчиками внутри устройства. Данные значения агрегируются с целью формирования временного ряда, который отражает изменение температуры во времени. Задачей является разработка модели, способной на момент времени t предоставлять прогноз температуры на заданный горизонт времени вперёд с максимальной точностью.

Особенностью поставленной задачи является реализация механизма дообучения модели в процессе эксплуатации ИНС. Это предполагает корректировку параметров прогнозирующей модели на основе поступающих новых данных о температуре, что позволяет учитывать возможные изменения в характеристиках работы устройства и внешних условиях. Таким образом, модель адаптируется к текущему состоянию системы, повышая точность и актуальность прогнозов.

Для реализации задачи прогнозирования выбрана рекуррентная нейронная сеть с долгой краткосрочной памятью (LSTM)[1], обладающая способностью эффективно работать с временными рядами и улавливать долгосрочные зависимости между наблюдениями. Применение LSTM позволяет не только генерировать прогнозы на основе изученных данных, но и обеспечивает возможность непрерывного обучения сети в режиме реального времени.

Постановка задачи классификации. В задаче бинарной классификации рассматривается обработка и анализ данных температуры, полученных из ИНС, а также прогнозируемых значений температуры. Данные представляют собой временные ряды измеренных и прогнозируемых значений температуры внутри ИНС. На основе этих данных требуется построить классификацион-

¹ Научный руководитель: проф. Колесов Н.В.

ный алгоритм, способный с высокой точностью идентифицировать потенциальные неисправности или отклонения от нормального функционирования ИНС, выраженные через аномальные значения температуры. Целью классификации является определение наличия или отсутствия ошибок в работе системы, что соответствует двум классам: "Есть ошибка" и "Нет ошибки".

Для решения задачи классификации предполагается использование метода машинного обучения, способного обрабатывать временные ряды и выявлять в них закономерности, указывающие на наличие или отсутствие ошибок. В качестве решения рассмотрен алгоритм градиентного бустинга[2], обладающий способностью агрегировать множество слабых предиктивных моделей в одну сильную, что обеспечивает высокую точность классификации.

Основная цель поставленной задачи — разработка и апробация классификационной модели, которая позволит оперативно и точно определять состояние ИНС на основе анализа текущих и прогнозируемых значений температуры, тем самым способствуя повышению надежности и эффективности системы предиктивного обслуживания.

Используемые данные. В рамках настоящего исследования использованы измерения температуры, полученные из ИНС, которые подразделяются на две основные категории: архивные (записанные) данные и данные, поступающие в реальном времени. Архивные данные включают в себя исторические записи температуры ИНС, которые были собраны в ходе предыдущих эксплуатационных циклов. Эти данные отражают нормальные условия работы системы, а также фиксируют различные аномальные ситуации, возникшие в прошлом. Вторая категория данных поступает непосредственно от ИНС в процессе её текущей эксплуатации и используется для обновления моделей в реальном времени, позволяя адаптировать алгоритмы к изменяющимся условиям работы.

Оба типа данных содержат информацию о температурных показаниях, измеренных датчиками ИНС. Для анализа используются как абсолютные значения температуры, так и её изменения во времени, что позволяет выявлять долгосрочные тенденции и краткосрочные колебания, связанные с эксплуатационными особенностями устройства.

Кроме того, в исследование включены смоделированные сценарии, которые имитируют различные типы потенциальных отказов системы. Это обеспечивает возможность тестирования и настройки алгоритмов классификации и прогнозирования на широком спектре условий, включая как стандартные, так и критические ситуации, что способствует повышению общей надежности и эффективности предложенных решений.

Заключение. В работе приведены результаты апробации современных алгоритмов машинного обучения (сеть LSTM и градиентный бустинг) для решения задачи интеллектуальной диагностики бортовой ИНС (классификация информационных отказов и прогноз температуры ИНС).

Исследование выполнено за счет гранта РФФИ № 23-79-1007.

ЛИТЕРАТУРА

1. S. Hochreiter and J. Schmidhuber. 1997. "Long Short-term Memory. Neural computation 9(8):1735–1780.
2. J. H. Friedman, "Stochastic Gradient Boosting," Technical Report, Stanford University, Stanford, 1999.

R.L. Kryuchkov(CSRI Electropribor, Saint Petersburg Electrotechnical University "LETI", St. Petersburg, Russia.), O.V. Zaytsev (CSRI Electropribor, ITMO University, Saint-Petersburg, Russia). **Diagnostics of inertial navigation systems using machine learning methods**

Abstract. The research is aimed at improving the reliability of inertial navigation systems (INS) using machine learning methods for temperature forecasting and state classification. The use of LSTM and gradient boosting ensures efficient analysis of temperature data, fault detection, and adaptation to changing operational conditions, thereby enhancing the efficiency and reliability of INS.

5УДК 519.673

И. Б. ОБОДКОВ, С. В. КОЗИК
(ГУМРФ им. адм. С. О. Макарова, Санкт-Петербург)

ПРИМЕНЕНИЕ НЕЙРОСЕТЕЙ ДЛЯ СОЗДАНИЯ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ОЦЕНКИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖЕЙ МОРСКИХ СУДОВ

От состояния экипажа зависит выбор принятых решений и действий, которые влияют на управление судном, в том числе и на безопасность плавания в целом. Определение состояния и работоспособности личного состава позволяет оценить риск и своевременно принять соответствующие меры. В работе предлагаются модели с использованием нейронных сетей по оценке работоспособности моряка.

Введение. В настоящее время повышение степени безопасности плавания остается главной задачей для мирового судоходства. Одним из ее аспектов является человеческий фактор, под которым обычно понимается действие или бездействие моряка, которое может привести к негативным результатам. Международная морская организация (ИМО) прилагает значительные усилия для его нивелирования. Все они заключаются в формировании требований к подготовке плавсостава, создании регламентов процедур, которые бы уменьшали роль человека в технологическом процессе, а также издании руководств для моряков по контролю усталости. Однако, несмотря на предпринимаемые меры, доля аварийности по вине человека почти не уменьшилась [1, с. 5]. В связи с этим данный вопрос требует иных подходов. Доказано, что правильность принятия решений моряком зависит от его функционального состояния (ФС) [2]. «ФС – это интегральный динамический комплекс наличных характеристик физиологических, психологических, поведенческих функций и качеств, которые обуславливают выполнение деятельности» [3, с. 264]. Существует несколько видов ФС, например, монотония, стресс, утомление [4, с. 90]. Известно, что любое из этих ФС характеризуется соответствующим уровнем работоспособности, т. е. «способности к выполнению конкретной деятельности в рамках заданных временных лимитов и параметров эффективности» [5, с. 27]. Таким образом, оценив работоспособность можно выяснить ФС моряка и принять решение о допуске его к вахте или судовым работам.

В докладе будут рассмотрены и охарактеризованы различные способы оценки состояния моряка. Главной целью работы является создание с помощью нейронных сетей адекватной математической модели результатов оценок работоспособности, полученных в ходе применения экспериментальной методики, о которой будет рассказано ниже.

Способы оценки состояния моряка. Можно выделить несколько способов оценки ФС моряка. Их можно разделить на две группы: субъективные и объективные. Они имеют свои сильные и слабые стороны.

Субъективные методики. В рекомендованном ИМО руководстве [6] предложено несколько таких инструментов: дневник сна, оценка сонливости по шкале Каролинска и самооценка усталости по шкале Самн-Перелли. Все эти способы контроля ФС являются опросниками [1, с. 29]. Их основными преимуществами являются простота, пригодность для применения в судовых условиях и скорость проведения. Однако форма опросника ставит под сомнение адекватность полученных результатов, так как они могут быть легко подделаны самим моряком. Еще одним недостатком является то, что из всех видов ФС оценивается только одно – усталость. Таким образом, необходимо перейти к методам, позволяющим проводить объективную оценку ФС.

Объективные методики. К объективным способам контроля ФС относятся психодиагностические тесты и аппаратное измерение физиологических параметров.

Первый из них заключается в выполнении испытуемым особых тестовых заданий. Существует множество наборов таких тестов разной степени эффективности. Одной из наиболее надежных и быстрых психодиагностических методик была признана батарея из пяти тестов, включающих самодиагностику, оценки точности, скорости, координации действий испытуемого, а также оценку его общего состояния [1, с. 33-34]. Результатом данной методики является оценка работоспособности в баллах от 0.0 до 10.0. Это число будет являться характеристикой ФС. В связи с трудоемкостью и длительностью процедуры такой способ не подходит для судов-

вых условий. Но для целей настоящей работы результаты, полученные предлагаемым методом, принимаются в качестве целевых (моделируемых).

Второй метод основан на связи таких физиологических параметров, как частота сердечных сокращений, аккомодация глаз, динамика кровенаполнения подкожных сосудов и т. д., с ФС [7, с. 16]. Величины этих параметров можно определить благодаря некоторым физическим явлениям. Одним из таких является эмиссия с поверхности тела электронов, формирующая поле вокруг него. Параметры такого поля связаны с ФС человека [8, с. 72] и могут быть использованы для его объективной оценки. Именно этот способ является наиболее перспективным для использования на судах.

Моделирование оценки работоспособности. В настоящее время существует математическая модель (коэффициент корреляции на обучающей выборке около 0,95), связывающая показателя вышеуказанного тестирования и параметры излучения вокруг пальцев, зафиксированного способом газоразрядной визуализации [2]. Данная модель основана на предположении о том, что итоговая функция представляет линейную зависимость, и была получена методом линейного регрессионного анализа. Для улучшения существующей модели необходимо исходить из нелинейности итоговой зависимости. Чтобы построить требуемую модель, было принято решение воспользоваться нейронной сетью на базе перцептрона с одним скрытым слоем из пакета программ STATISTICA 10 [9].

По результату исследования архитектуры нейронной сети по числу нейронов на скрытом слое, выбору функции активации, а также по поиску и отбрасыванию «шумящих» параметров, которые негативно влияют на работу модели, коэффициент корреляции на тестовой выборке составил 0,80.

Заключение. В работе описаны различные способы оценки функционального состояния моряка. Предложена математическая модель оценок работоспособности, полученных в ходе применения экспериментальной методики.

Применение нейронной сети для оценки работоспособности личного состава показало коэффициент корреляции 0,80 на тестовой выборке. Дальнейшие исследования будут направлены на повышение коэффициента корреляции до показателя не меньше 0,95. Полученные результаты будут представлены в рамках итогового доклада.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Снежкова А.Ю.** Оценка способов контроля усталости членов экипажа. выпускная квалификационная работа специалиста. СПб.: ГУМРФ им. адм. Макарова, 2023. – 67 с.
2. **Соколова И.А.** Обоснование метода обеспечения безопасности плавания судов на основе оценки функционального состояния судоводителя. Диссертация на соискание ученой степени к. т. н. СПб.: ГУМРФ им. адм. Макарова, 2018. – 152 с.
3. **Корецкая И. А., Куприна О. А., Манухина С. Ю.** Функциональные состояния как показатель эффективности деятельности. М.: Вестник университета, № 9, 2014, С. 264–266.
4. **Леонова А. Б.** Структурно-интегративный подход к анализу функциональных состояний человека. М.: Вестник Московского университета. Серия 14. Психология, № 1, 2007, С. 87–104.
5. **Дорогина О.И.** Работоспособность личности: психологические аспекты. Практико-ориентированная монография. Екатеринбург.: Урал. гос. пед. ун-т, 2010. – 188 с.
6. **GUIDELINES ON FATIGUE.** MSC.1/Circ.1598. International Maritime Organization. 2019 – 60 p.
7. **Самойлов В.О.** Методология и методы оценки функционального состояния человека. СПб.: Биотехносфера, № 6. 2009. С. 14-16.
8. **Зусманович Ф.Н., Булатова Т.Е.** Применение метода моноимпульсной газоразрядной фотографии в исследованиях кожи пальцев рук. Курган: Вестник Курганского государственного университета, № 1, 2004, С. 70-74.
9. **Халафян А.А.** Методы машинного обучения в Data Mining пакета STATISTICA. Изд.: Горячая Линия – Телеком. 2022. – 260 с.

I.B. Obodkov, S.V. Kozik (Admiral Makarov SUMIS, St. Petersburg). **The use of neural networks in the creation of mathematical models to assess the performance of crew members of ships**

Abstract. The state of the crew determines the choice of decisions made and actions that affect the management of the vessel, including the safety of navigation in general. Determining the condition and performance of personnel allows assessing the risk and taking appropriate measures in a timely manner. The paper proposes models using neural networks to assess the performance of a seafarer.

В АВТОРСКОЙ РЕДАКЦИИ

УДК 519.688

С. А. ГЕРАСИМОВ
(ГУАП, Санкт-Петербург)

С. В. КОЗИК
(ГУМРФ им. адм. С. О. Макарова, Санкт-Петербург)

РЕДУКЦИЯ НЕЙРОННОЙ СЕТИ БЕЗ ВМЕШАТЕЛЬСТВА В ЕЕ СТРУКТУРУ И МЕТОДИКУ ОБУЧЕНИЯ

Представлена методика редукции нейронной сети без применения специальных алгоритмов и внесения коррективов в алгоритм обучения и архитектуру сети. Приведено описание программы, позволяющей произвести анализ признаков для выявления наименее значимого из них, и выдвинут план ее развития.

Введение. Идея редукции нейронных сетей (НС) не нова, однако большинство этих методов применимы на этапе обучения НС и не затрагивают исходные данные, хотя уменьшение размерности входных параметров способствует сильному уменьшению нейронных связей, а, следовательно, и уменьшает скорость работы и обучения НС. Примерами таких методов являются: групповая L1-регуляризация (суть метода заключается в вводе маскирующего слоя, обучения сети, отбрасывания нейронов в соответствии с этим маскирующим слоем и последующее дообучение сети) [1] и L0-регуляризация (метод схож с L1-регуляризацией, однако решение по удалению нейрона применяется на основе статистики значимости нейрона) [2].

Предлагаемый авторами доклад посвящен разработке алгоритма редукции входного вектора НС.

Постановка задачи и условия ее решения. Главная задача алгоритма – увеличение коэффициента корреляции модели сети на тестовой выборке без существенного ухудшения коэффициента корреляции на обучающей выборке путем уменьшения размерности входного вектора параметров. Все вычисления будут производиться в среде STATISTICA10 [3], что накладывает ограничения на какие-либо изменения в алгоритме обучения НС.

Среда STATISTICA10 предоставляет возможность анализа чувствительности параметров нейронных сетей [4], однако в этой же среде предлагается использовать среднее значение чувствительности параметра в качестве фактора удаления переменной. Такой метод отбора параметров обладает существенным недостатком – если в какой-либо нейронной сети чувствительность конкретного параметра существенно меньше чувствительности того же параметра в остальных нейронных сетях, то среднее значение чувствительности существенно уменьшается несмотря на высокие показатели в большинстве нейронных сетей.

Описание алгоритма. Для нивелирования влияния исключительных случаев предлагается перейти от абсолютных значений (значение чувствительности) к относительным (позиция в отсортированном массиве параметров по чувствительности). В таком случае за общую значимость признака можно взять сумму позиций или среднюю позицию признака.

Суть алгоритма заключается в поочередном исключении незначимых признаков до тех пор, пока корреляция не перестанет возрастать либо до тех пор, пока ее значение не станет удовлетворять поставленной задаче.

Описание программы редукции нейронной сети. Программа представляет собой однооконное приложение, запрашивающее путь до файла в Excel формате и путь с именем сохраняемого файла. В исходном файле в первом листе должна находиться таблица с коэффициентами чувствительности признаков НС (см таблицу 1), а во втором листе должна находиться таблица с параметрами сети (см. таблицу 2). В сохраняемом файле содержится таблица с названиями признаков, коэффициентами чувствительности и с суммарной позицией каждого признака (см. таблицу 3).

Таблица 1

Пример таблицы коэффициентов чувствительности признаков нейронных сетей

	IMEAN2_1L_F	ISUM2_3R	ISF2_1R_F	RVK2_3R_F	ISUM2_3L_F	ID2_3R_F	IMEAN2_2L_F	АдлжЗнач	IF2_5L	IMEAN2_3L	СвадЛевая	ISF2_4R_F
17.MLP 335-9-1	1,139	1,024	1,065	1,011	1,055	1,015	1,036	1,049	1,123	1,037	1,041	1,033
19.MLP 335-9-1	2,217	2,463	1,925	2,369	1,878	2,077	1,914	1,564	1,858	1,981	1,866	1,683

Таблица 2

Пример таблицы с параметрами нейронных сетей

ID	Архитектура	Производительность обучения	Контр. производительность	Тест. производительность	Ошибка обучения	Контрольная ошибка	Тестовая ошибка	Алгоритм обучения	Функция ошибки	Ф-я актив. скрытых нейр.	Ф-я актив. выходных нейр.
19	MLP 335-9-1	0,997	0,613	0,420	0,003	0,365	0,514	BFGS 63	Сум. квадр.	Гиперболическая	Гиперболическая
17	MLP 335-9-1	0,871	0,619	0,475	0,100	0,323	0,447	BFGS 30	Сум. квадр.	Гиперболическая	Гиперболическая

Таблица 3

Пример таблицы после выполнения алгоритма

Признак	Сеть 1	Сеть 2	Сеть 3	Сеть 4	Сеть 5	Сеть 6	Сумма позиций
KF2_5R_F	0,998	0,994	0,993	0,999	0,997	1,001	1775
ISR2_mR_F	1,000	0,988	1,002	0,993	1,002	1,000	1651
СахасПравая_F	1,001	0,988	1,000	0,994	1,000	1,001	1645
ISF2_5L	1,000	1,000	0,999	1,001	1,000	1,000	1641
IR2_mL	1,000	1,024	0,996	0,997	1,000	1,001	1639

Заключение. Представленный алгоритм никак не затрагивает процесс обучения сети и ее архитектуру. Кроме того, алгоритм доказал свою эффективность на практике – на реальной задаче удалось за счет удаления шумящих признаков повысить коэффициент корреляции предсказаний НС и действительный значений:

- с 85% до 99% для обучающей;
- с 57% до 67,5% для контрольной;
- с 39% до 50,7% для тестовой выборки.

Планируется автоматизация всех шагов алгоритма, начиная с построения НС и заканчивая решением об удалении конкретного параметра, с последующей записью промежуточных исследований в нереляционную базу данных для последующего анализа.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Y. He, X. Zhang and J. Sun**, Channel Pruning for Accelerating Very Deep Neural Networks / 2017 IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV), Venice, Italy. – 2017. – pp. 1398-1406
2. **C. Louizos, M. Welling, and D. P. Kingma**, Learning Sparse Neural Networks through L0 Regularization. 2018. [Online]. Available: <https://arxiv.org/abs/1712.01312>
3. **Халафян А.А.** Методы машинного обучения в Data Mining пакета STATISTICA. Изд.: Горячая Линия – Телеком. 2022. – 260 с.
4. **Pizarroso J, Portela J, Muñoz A**, NeuralSens: Sensitivity Analysis of Neural Networks // Journal of Statistical Software. – 2022. Vol. 102(7). – pp. 1-36

S.A.Gerasimov (SUAI, Saint Petersburg), S.V. Kozik (Admiral Makarov SUMIS, St. Petersburg). **Method for reducing a neural network without intervention in its structure and training methods**

Abstract. The report presents a method for reducing a neural network without using special algorithms and making adjustments to the learning algorithm and network architecture. A description of a program that allows analyzing features to identify the least significant of them is given, and a plan for its development is put forward.

УДК 004.896

Т. С. ХОРЕВ
(Московский авиационный институт, Москва)

МЕТОДИКА ФОТОМОНИТОРИНГА ДЕФЕКТОВ НАРУЖНОЙ ПОВЕРХНОСТИ ВОЗДУШНОГО СУДНА НА ЕГО СТОЯНКЕ ГЕТЕРОГЕННОЙ ГРУППЫ РОБОТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НЕЙРОСЕТИ КЛАССИФИКАТОРА

Предложена методика фотомониторинга дефектов наружной поверхности воздушного судна на его стоянке с применением гетерогенной группы роботов. Рассмотрена структура и аппаратный состав гетерогенной группы роботов для проведения фотомониторинга. Представлены результаты экспериментальных исследований по применению нейросети-классификатора для выявления дефектов на кадрах, полученных фотоаппаратурой.

Введение. Гетерогенные группы роботов, объединяющие различные их типы, в частности беспилотные летательные аппараты (БЛА) и наземные колесные роботы (НКР), активно разрабатываются в последние десятилетия [1,2,3]. Одной из областей применения таких гетерогенных групп является автоматизированный фотомониторинг наружных поверхностей стационарных объектов аэродромной инфраструктуры [4], расположенных на открытых пространствах, в частности наружных поверхностей воздушных судов (ВС) на их стоянках, с целью выявления дефектов и особенностей этих поверхностей. Автоматизация этой процедуры позволяет существенно сократить время ее проведения, повысить надёжность выявления и локализации дефектов наружной поверхности, и таким образом повысить экономическую эффективность и надёжность эксплуатации ВС.

Предлагаемый доклад посвящен методике фотомониторинга наружной поверхности ВС с локализацией дефектов на его трехмерной модели с применением нейросетевого классификатора. Предложены структура и аппаратный состав гетерогенной группы роботов для решения указанной задачи.

Аппаратный состав и структура компонентов гетерогенной группы роботов. Структура и аппаратный состав гетерогенной группы роботов представлена на рисунке 1. В качестве НКР предлагается использовать четырёхколёсного робота с приводом на все колёса и поворотным механизмом на оси передней колёсной пары. На НКР устанавливается блок системы технического зрения, размещённый в двухосевом управляемом подвесе, для осуществления фотосъёмки нижней части наружной поверхности ВС. Для обнаружения препятствий и предотвращения столкновений с ними используется сканирующий лазерный дальномер (лидар). Бортовая навигационная система (НС) НКР содержит датчики первичной информации: приёмник спутниковой навигационной системы (СНС), энкодеры (измерители скоростей вращения колёс и угла поворота передней оси колёсной пары), курсовой гироскоп (измеритель курсовой угловой скорости НКР). Информация от этих датчиков поступает в вычислитель, где и формируется комплексное навигационное решение НКР. В качестве БЛА предлагается использовать гексакоптер. Такой тип БЛА обеспечивает высокую грузоподъёмность и устойчивость при выполнении мониторинга. Гексакоптер оснащается блоком системы технического зрения, устанавливаемым в управляемом трёхосевом подвесе для осуществления фотосъёмки верхней части наружной поверхности ВС. Бортовая НС БЛА содержит датчики первичной информации: приёмник СНС и курсовертикаль. Предложенная структура гетерогенной группы роботов обеспечивает возможность мониторинга всей наружной поверхности ВС на основе объединения изображений, получаемых с бортов БЛА и НКР, с последующей обработкой изображений для выявления дефектов и их локализации.

Методика выявления и локализации дефектов наружной поверхности ВС. В бортовые компьютеры НКР и БЛА загружается трехмерная модель наружной поверхности ВС. В процессе мониторинга НКР и БЛА определяют свое положение в стартовой системе координат на сто-

Научный руководитель: к.т.н., доцент Черноморский А.И.

янке ВС. При перемещении НКР по стоянке он также определяет расположения ВС на стоянке по информации о расположении стоек шасси, поступающей от лидара [5].

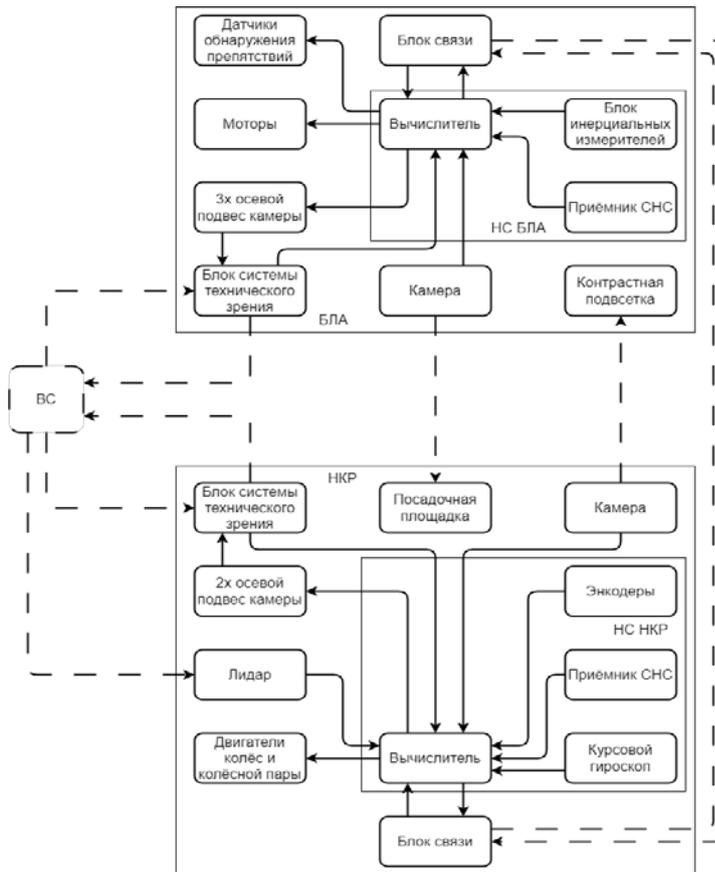


Рис. 1. Структура гетерогенной группы роботов для фотомониторинга наружной поверхности ВС

Затем в процессе мониторинга изображения от фотоаппаратуры БЛА и НКР разделяются на небольшие участки и обрабатываются нейросетью-классификатором для обнаружения дефектов на кадрах. В моменты обнаружения дефектов координаты НКР и БЛА, и ориентация фотоаппаратуры фиксируются и сохраняются на борту НКР вместе с полученными изображениями дефектов. По окончании мониторинга полученные изображения группируются с использованием этой информации. На основе информации о положении ВС на стоянке, расположении и ориентации фотоаппаратуры, обнаруженные дефекты локализируются на трехмерной модели ВС.

Нейросеть для обнаружения дефектов. Для обнаружения дефектов применяется нейросеть, классифицирующая изображения по трём классам: «дефект»; «не дефект»; «фон». «Дефектом» считается изображение, на котором присутствует дефект поверхности объекта мониторинга. «Не дефектом» считается

изображение поверхности без повреждений. «Фоном» считается изображение, на котором объект мониторинга отсутствует. При подборе нейросети использовались следующие критерии: минимизация числа параметров нейросети (числа коэффициентов, которые необходимо определить для обучения нейросети); максимизация размера входного изображения; минимизация объема памяти, занимаемого нейросетью (МВ); максимизация оценки точности по типу «Тор-1» определения изображений из стандартного набора ImageNet [6, 7]. Характеристики рассмотренных структур нейросетей приведены в таблице 1.

Т а б л и ц а 1

Характеристики рассмотренных структур нейросетей

Наименование нейросети	Число параметров нейросети	Размер входного изображения	Точность Тор-1	Размер нейронной сети (МВ)
Inception v3	23 851 784	299x299x3	0.779	92
VGG-16	138 357 544	224x224x3	0.713	528
ResNet-50	25 636 712	224x224x3	0.749	98
VGG-19	143 667 240	224x224x3	0.713	549

На основе этих характеристик выбрана нейросеть Inception V3, для дообучения которой сформирована обучающая выборка из фотографий металлического листа с нанесенными на нём характерными дефектами (рисунок 2). Набор фотографий листа включает в себя изображения с различных ракурсов, на разных расстояниях, при разном освещении. Каждая фотография нарезалась на изображения 299x299 пикселей в 4-х масштабах: ориги-



Рис. 2. Лист с дефектами для формирования обучающей выборки

нал, уменьшенное в два раза изображение, уменьшенное в 4 раза изображение и уменьшенное в 8 раз изображение. Затем полученные изображения были рассортированы по классам.

Таким образом была сформирована рассортированная по классам выборка из 26875 изображений. Выборка была разделена на обучающие (85%) и тестовые (15%) изображения. Результаты тестирования дообученной нейросети представлены в таблице 2.

Т а б л и ц а 2

Результаты тестирования нейросети Inception V3

Дефект присутствует		Дефект отсутствует	
Корректное обнаружение	Не обнаружение дефекта	Ложное обнаружение	Корректное не обнаружение
75%	25%	9%	91%

Проведённый анализ показал, что нейросеть Inception V3 подходит для использования на борту НКР и БЛА. Она обеспечивает достаточно высокую скорость обработки изображений и достаточную точность обнаружения дефектов (75%), что достаточно для оперативной классификации участков изображений в реальном времени. Классификация «не дефектов» и «фона» осуществляется менее эффективно, что связано со сложностью различения этих классов при сортировке изображений оператором в процессе формирования обучающей выборки, однако это не препятствует решению задачи.

Заключение. В докладе предложена структура гетерогенной группы роботов для фотомониторинга наружной поверхности ВС, состоящая из четырехколесного НКР и БЛА гексакоптерного типа. Предложена методика выявления и локализации дефектов наружной поверхности ВС. Приведено экспериментальное исследование по дообучению и применению нейросети классификатора Inception V3 для поиска дефектов на изображении. Результаты эксперимента показали, что дообученная нейросеть обеспечивает обнаружение имеющих место на поверхности дефектов с вероятностью 0.75 и обнаружение ложных дефектов с вероятностью 0.09.

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
(проект № 23-29-00958).*

ЛИТЕРАТУРА

1. Xiao, Xuesu & Dufek, Jan & Murphy, Robin. (2021). Autonomous Visual Assistance for Robot Operations Using a Tethered UAV.
2. Miki T. UAV/UGV Autonomous Cooperation: UAV Assists UGV to Climb a Cliff by Attaching a Tether: 2019 International Conference on Robotics & Automation (ICRA 2019) / T. Miki, P. Khrapchenkov, K. Hori. – Montreal, Canada, 2019
3. Cantelli, L., Presti, M.L., Mangiameli, M., Melita, C.D., & Muscato, G. (2013). Autonomous Cooperation Between UAV and UGV to Improve Navigation and Environmental Monitoring in Rough Environments.
4. Jovančević, I., Pham, HH., Orteu, JJ. et al. 3D Point Cloud Analysis for Detection and Characterization of Defects on Airplane Exterior Surface. J Nondestruct Eval 36, 74 (2017).
5. Chernomorsky A. I., Lelkov K. S., Kuris E. D. About One way to increase the accuracy of navigation system for ground wheeled robot used in aircraft parking //Smart Science. – 2020. – Т. 8. – №. 4. – С. 219-226.
6. Russakovsky O. et al. Imagenet large scale visual recognition challenge //International journal of computer vision. 2015. Т. 115. №. 3. С. 211-252.
7. Открытая база данных изображений ImageNet <https://image-net.org/> (дата обращения 31.01.2023).

T. S. Khorev (Moscow Aviation Institute, Moscow). **Methodology for photomonitoring defects on the external surface of an aircraft during its parking by a heterogeneous group of robots using a neural network classifier**

Abstract. A methodology for photomonitoring defects on the external surface of an aircraft during its parking using a heterogeneous group of robots is proposed. The structure and hardware composition of the heterogeneous group of robots for conducting photomonitoring are examined. The results of experimental studies on the application of a neural network classifier to detect defects in frames obtained by photographic equipment are presented.

УДК 004.89

С. В. ОКУНЬКОВ

(Институт проблем точной механики и управления РАН, Саратовский национальный исследовательский государственный университет имени Н.Г. Чернышевского, г. Саратов)

ВЛИЯНИЕ СИНТЕТИЧЕСКИХ ДАННЫХ НА РЕЗУЛЬТАТ КЛАССИФИКАЦИИ ЦВЕТНЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ

В работе исследовано влияние доли синтетических данных на результат решения задачи мультиклассовой классификации цветных изображений. Было установлено, что разные архитектуры нейронных сетей (НС) имеют разную чувствительность к обучению синтетическим данным. Для каждой рассмотренной модели определена эффективная доля синтетических данных.

Введение. При решении различных задач методами и алгоритмами машинного и глубокого обучения часто возникают проблемы, связанные с высокой степенью несбалансированности редко встречаемых классов по сравнению с остальными. Такой дисбаланс классов в ряде случаев обуславливается спецификой самой научно-прикладной области, в которой решается задача классификации. Одним из методов борьбы с данной проблемой является урезание исходной выборки по наименьшему классу [1]. Этот метод работает потому, что практически всегда используются модели нейронных сетей, которые являются предобученными и фактически при обучении на конкретных данных идет дообучение их последних слоев. Главным минусом этого метода является потеря части информации, которая могла бы быть полезна при обучении, что отрицательно сказывается на метриках. Альтернативным широко распространённым методом является аугментация (дополнение) редких классов выборки синтетическими данными, полученными путем моделирования. Но в настоящий момент вопрос об оптимальном проценте синтетических данных является недостаточно изученным. Под оптимальным процентом понимается такой процент синтетических данных, при котором метрики качества моделей являются максимальными и не деградируют по сравнению с обучением на исходной неаугментированной выборке. **Целью работы** является изучение влияния доли синтетических данных в редких классах на результат решения задачи мультиклассовой классификации цветных изображений. Для достижения поставленной цели была решена задача определения доли синтетических данных, начиная с которой метрики модели либо престают улучшаться, либо начинают деградировать. В качестве нейросетевых моделей были выбраны следующие предобученные НС: ResNet34, ResNet50 - как наиболее популярные архитектуры НС для решения задач классификации; Xception - как одна из самых компактных и эффективных НС; DeiT, ViT - как самые современные архитектуры НС.

Обучение моделей. Для решения поставленной задачи был взят набор данных (датасет) из 20 971 RGB изображений, полученный и описанный авторами ранее в работе [2], изображения в котором разделялись на 6 классов. Соотношение классов в ней составляло C0 (11,89%), C1 (26,2%), C2 (13,64%), C3 (32,66%), C4 (11,38%), C5 (2,18%), C6 (2,04%). Как видно, выборка была существенно несбалансированна.

На основе этого набора данных была сформирована новая выборка путем случайного выбора из каждого его класса количества данных равное количеству данных в классе C6 (426 изображений). Таким образом размер новой выборки составил 2 982 изображений и при этом соотношение классов в ней было сбалансированным. После чего набор данных был разделен на две выборки: обучающую и тестовую в соотношении 4 к 1. Получившаяся обучающая выборка была принята за базовую при дальнейших действиях по аугментации и дополнению классов. Количество данных в ней принималось за 100%.

На базовой выборке были обучены модели НС. На данном этапе все модели показали достаточно хороший результат относительно основной метрики Точности (Accuracy), которая оказалась больше 0,56 для всех НС (рис. 1).

¹ Научный руководитель: д.ф.-м.н., заведующий лабораторией Барулина М.А.

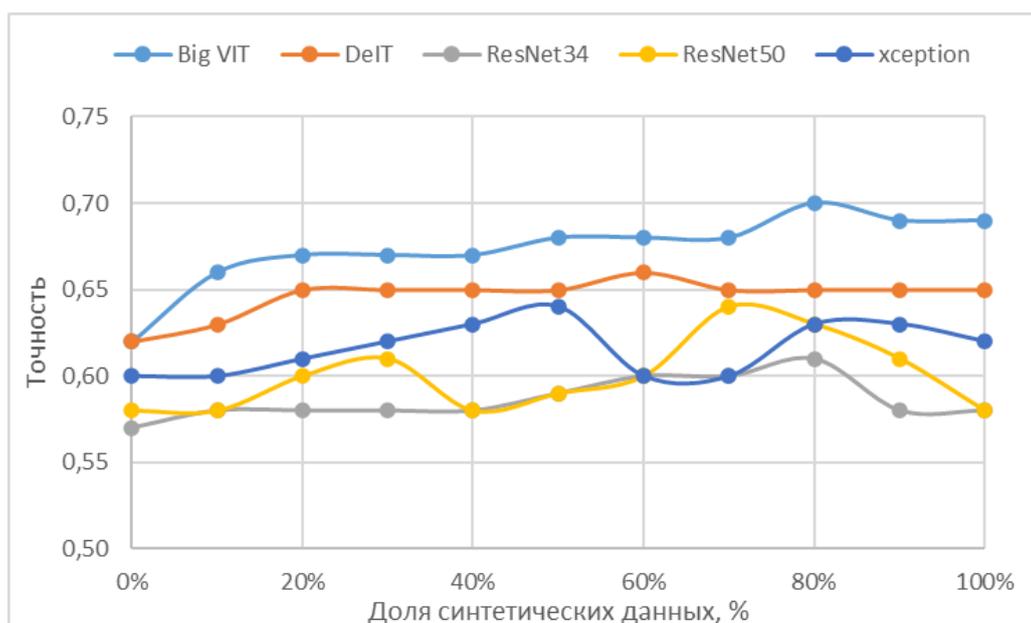


Рис. 1. График зависимости значения Точности (Accuracy) от доли (%) синтетических данных в выборке

На следующем этапе базовая выборка дополнялась примерами с шагом 10% согласно следующим правилам: к редким классам добавлялись синтетические данные, к остальным добавлялись уникальные примеры из исходной выборки. Таким образом были получены 10 наборов с разным процентом синтетических данных в них. Как можно видеть из рис.1, у всех моделей метрика Точность (Accuracy) с увеличением доли синтетических данных увеличивалась до определенного значения, разного для разных архитектур НС. Для Big ViT эффективная доля синтетических данных составила 60-80%. Для Xception – 40-50%. Для DeIT – 15-20%, после превышения этого значения улучшения метрик практически не происходило. Архитектуры ResNet показали себя нестабильными при обучении на синтетических данных, для них приемлемая доля синтетических данных составила не более 10-15%.

Заключение. Показано, что разные архитектуры НС имеют разную чувствительность к обучению синтетическим данным. Для более подробного анализа и выработки конкретных рекомендаций по выбору доли синтетических данных для обучающей выборки, необходимо рассмотреть остальные метрики, такие как Precision, Recall, F1 для каждого класса выборки.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Barulina M., Okunkov S., Ulitin I., Sanbaev A.** Sensitivity of Modern Deep Learning Neural Networks to Unbalanced Datasets in Multiclass Classification Problems. *Applied Sciences* 2023, 13(15), 8614. <https://www.mdpi.com/2076-3417/13/15/8614>
2. **Barulina M., Sanbaev A., Okunkov S., Ulitin I., Okoneshnikov I.** Deep Learning Approaches to Automatic Chronic Venous Disease Classification. *Mathematics* 2022, 10, 3571. <https://www.mdpi.com/2227-7390/10/19/3571>
3. Окуньков С.В., Улитин И.В. Проблема выбора оптимального размера выборки для решения медицинских задач классификации методами глубокого обучения. *Вестник медицинского института «Реавиз»: реабилитация, врач и здоровье*, 2023. Т. 13. №. 2S. С. 61-62.

S.V. Okun'kov (Institute for Problems of Precision Mechanics and Control of the Russian Academy of Sciences, Saratov State University, Saratov). **Influence of synthetic data on the result of color image classification**

Abstract. The paper investigated the influence of the share of synthetic data on the result of solving the problem of multiclass classification of color images. It was found that different neural network (NN) architectures have different sensitivity to learning synthetic data. For each model considered, an effective share of synthetic data was determined.

УДК 004.89

И.В. УЛИТИН

(Институт проблем точной механики и управления РАН, Саратовский национальный исследовательский государственный университет им. Н.Г. Чернышевского, г. Саратов)

В.И. КОЛПАК

(Институт земного магнетизма, ионосферы и распространения радиоволн им. Н.В. Пушкова РАН, г. Троицк, Институт космических исследований РАН, Москва)

ПРОБЛЕМЫ КЛАССИФИКАЦИИ МУЛЬТИВАРИАТИВНОГО ВРЕМЕННОГО РЯДА НА ПРИМЕРЕ ЗАДАЧИ ДЕТЕКЦИИ АВРОРАЛЬНОГО КИЛОМЕТРОВОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

В работе исследована применимость классических алгоритмов искусственного интеллекта (ИИ) для классификации мультивариативных временных рядов. Для анализа использовались спутниковые данные о напряжении электрического поля Земли в диапазоне частот, потенциально связанных с авроральным километровым радиоизлучением (АКР). Применение классических алгоритмов показало необходимость дополнительного преобразования данных для улучшения классификации.

Введение. Мультивариативный временной ряд — это система одномерных рядов, в которой каждому моменту времени соответствуют несколько значений разных показателей. Примерами такого временного ряда могут быть спутниковые данные, значения с нескольких датчиков топливных станций. Одной из сложнейших задач машинного обучения, решаемых в области обработки временных рядов, является задача классификации мультивариативного временного ряда, когда необходимо определить тип сигнала в определенный промежуток времени. Сложность задачи обуславливается небольшим количеством публикаций на данную тему и трудоемкостью необходимых для решения вычислений [1]. При этом существует большое количество как классических алгоритмов машинного обучения, например деревьев решений и бустингов (англ. boosting), так и алгоритмов глубокого обучения, которые могли бы использоваться для решения задачи классификации мультивариативного временного ряда.

Целью данной работы является исследование применимости классических алгоритмов (деревья и бустинг на деревьях, метод опорных векторов, метод ближайших соседей) машинного обучения для классификации мультивариативного временного ряда на примере задачи детекции аврорального километрового радиоизлучения.

Авроральное километровое радиоизлучение (АКР) — это мощное естественное радиоизлучение в диапазоне частот 30–800 кГц, генерируемое в околоземной плазме и распространяющееся от Земли [3]. В качестве мультивариативного временного ряда были использованы данные космического аппарата GGS WIND, которые представляют собой записанные значения напряжения электрического поля для диапазонов частот от 20кГц до 1000кГц. Измерения проводились раз в минуту в течение 18720 мин. Каждой частоте из рассматриваемого интервала с шагом 4 кГц соответствовал временной ряд - значения напряжения электрического поля в конкретный момент времени. То есть, мультивариативный временной ряд состоял из 256 временных рядов, поделенных на интервалы, на которых наблюдалось или отсутствовало авроральное километровое радиоизлучение.

Предобработка данных и обучение моделей. Для решения задачи с помощью машинного и глубокого обучения одним из важнейших этапов является этап подготовки набора данных для обучения. Для задач классификации мультивариативных временных рядов этот этап имеет особую важность, так как заключается не только в очистке и нормировании данных, но и в их перекомпоновке. Фактически на этом этапе мы пересобираем исходный набор данных так, чтобы задача классификации на нем в принципе могла быть решена. В нашем случае исходным набором данных были спутниковые данные, содержащие большое количество дополнительной информации, которую в

¹ Научный руководитель: д.ф.-м.н., заведующий лабораторией Барулина М.А.

данном случае можно рассматривать как избыточную. Из полного набора данных были взяты значения напряжения электрического поля, которые наблюдались в диапазоне [20кГц..1000кГц]. Далее были вручную выделены временные промежутки, на которых наблюдалось АКР. Каждому моменту времени было сопоставлено значение, которое равнялось единице, если в этот момент времени наблюдалось АКР, или равнялось нулю, если в этот момент времени АКР не наблюдалось. Минимальная длительность промежутка с АКР составила 4 мин., максимальная — 1193 мин. Минимальная длительность промежутка без АКР составила 2 мин., максимальная — 2433 мин.

Далее была создана выборка, состоящая из последовательностей одинаковой длины. Для этого вся последовательность временного ряда была поделена на блоки — каждый блок определял подпоследовательность, в которой либо наблюдалось, либо отсутствовало АКР. Количество моментов времени в блоке было взято равным минимальной длине АКР — 4 мин. Таким образом, выборка состояла из 58 подпоследовательностей. Далее выборка была разделена на выборку для обучения (43 блока, 21 с АКР и 22 без АКР), и выборку для проверки качества обучения (15 блоков, 8 с АКР и 7 без АКР).

На следующем шаге были использованы классические алгоритмы ИИ, широко используемые для решения задач классификации: случайный лес (Random Forest), бустинг на деревьях (конкретно - алгоритм CatBoost), метод опорных векторов (Support Vector Machine, SVM) и k-ближайший соседней (k Nearest Neighbors, kNN). Для оценки качества детекции АКР были использованы следующие метрики True Positive Rate (TPR), False Positive Rate (FPR), True Negative Rate (TNR), False Negative Rate (FNR) для каждого из классов, относительно которых осуществляется классификация. TPR или TNR — доля объектов “класса А” или количество объектов не из “класса А”, которые были правильно распознаны моделью. Величины FPR и FNR — доля объектов, которые были неправильно отнесены или не отнесены к “классу А”, соответственно. Также вычислялись значения метрик F1, Precision и Recall. Полученные результаты представлены в Таблице 1.

Таблица 1

Значения метрик класса “АКР”

Алгоритмы машинного обучения	Значения метрик						
	TPR	TNR	FPR	FNR	F1	Precision	Recall
CatBoost	0.71	0.88	0.12	0.29	0.82	0.77	0.88
SVM	0.75	0.71	0.29	0.25	0.71	0.71	0.71
kNN	0.86	0.38	0.62	0.14	0.5	0.75	0.38
Random Forest	0.50	0.71	0.29	0.50	0.63	0.55	0.71

Как видно из Таблицы 1, классические алгоритмы плохо справились с задачей детекции АКР. Наилучший результат показал CatBoost - 71% блоков он правильно соотнес к блокам с АКР, и 88% блоков было корректно соотнесено к блокам без АКР. Но такие значения метрик все еще слишком низкие для практического использования этих моделей.

Заключение. Из полученных результатов следует, что рассмотренные подходы неспособны на требуемом уровне решать задачу классификации мультивариативного временного ряда. Более качественные метрики могут быть получены увеличением набора данных для обучения (например, посредством получения подпоследовательностей с помощью оконного сдвига по исходной последовательности или добавления новых данных в исходную выборку).

Также видится перспективным построение классификатора на основе шейплетов [1] относительно каждой частоты, или же использование такого подхода, как визуализация спектрограммы временных рядов и их классификация с помощью свёрточных нейронных сетей или же других алгоритмов классификации изображений [2].

ЛИТЕРАТУРА

1. **Bostrom A., Bagnall A.** Binary shapelet transform for multiclass time series classification //Transactions on Large-Scale Data-and Knowledge-Centered Systems XXXII: Special Issue on Big Data Analytics and Knowledge Discovery. – 2017. – С. 24-46.

2. **Barulina M., Sanbaev A., Okunkov S., Ulitin I., Okoneshnikov I.** Deep Learning Approaches to Automatic Chronic Venous Disease Classification. *Mathematics*. 2022. 10, 3571. <https://www.mdpi.com/2227-7390/10/19/3571>
3. **Колпак В.И., Могилевский М.М., Чугунин Д.В., Чернышов А.А., Моисеенко И.Л., Куямаото А., Тсучия Ф., Касахара Е., Шойн М, Миши Е., Шинохара И.** Статистические свойства аврального километровой радиоизлучения по наблюдениям на спутнике ERG (Arase). *Солнечно-земная физика*. 2021. Т. 7, № 1. С. 13–20. DOI: 10.12737/szf-71202102

I.V.Ulitin (Precision Mechanics and Control Institute, Saratov National Research State University named after N.G. Chernyshevsky, Saratov), V.I.Kolpak (Pushkov Institute of Terrestrial Magnetism, Ionosphere and Radio Wave Propagation, Space Research Institute, Moscow). **Problems of classification of multivariable time series by the example of the problem of detection of auroral kilometer radiation.**

Abstract. The paper examines the applicability of classical AI algorithms for the classification of multivariate time series. The analysis used satellite data on the Earth's electric field strength in the frequency range potentially associated with auroral kilometer radiation (AKR). The use of classical algorithms showed the need for additional data transformation to improve classification.

УДК 004.946]

К.О. КОСТИКОВ, А.Н. ИСМАИЛОВ, Е.В. ЗАЙКОВСКАЯ, М.А. ПЕХОВА, И.П. ИВАНОВ, Д.П. ПОСЕВИН
(МГТУ им. Н.Э.Баумана, Москва)

ПРИМЕНЕНИЕ ЖЕСТОВЫХ ИНТЕРФЕЙСОВ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ОБЪЕКТАМИ ВИРТУАЛЬНОЙ РЕАЛЬНОСТИ

В работе рассмотрена проблема создания жестового интерфейса для управления объектами виртуальной реальности. Разработан прототип веб-ориентированной информационной системы с использованием технического зрения для реализации бесконтактного взаимодействия пользователя с объектами внутри VR-сцены.

Введение. Использование жестов лежит в основе разработки современных бесконтактных интерфейсов управления устройствами и сервисами. Жестовые интерфейсы позволяют пользователям управлять компьютерами, роботизированными системами и другими аппаратными средствами с помощью движения кисти или пальцев руки.

Целью разработки жестовых интерфейсов является необходимость обеспечения дистанционного взаимодействия с объектами как реального мира [1], так и виртуального. Использование бесконтактных интерфейсов может быть актуальным для управления медицинским оборудованием, например, в хирургических операционных, где требуется обеспечивать стерильные условия. Многие методы диагностики предполагают применение различных видов излучающего оборудования, что с учетом требований радиационной безопасности приводит к необходимости дистанционного управления приборами в защищенных помещениях с помощью специальных пультов.

Для распознавания жестов существуют различные алгоритмы технического зрения [2]. Известны два подхода к распознаванию жестов с использованием технологий технического зрения.

Первый подход основан на моделировании руки пользователя с помощью нейронной сети. Такие алгоритмы отслеживают траекторию жеста, другими словами в момент перемещения кисти руки происходит сопоставление координат опорных точек с координатами опорных точек эталонного жеста. Когда отслеживаемые координаты точек кисти руки попадают с заданным допуском в те же позиции, что и позиции опорных точек эталонного жеста, система распознает его. Существуют и другие алгоритмы, которые реализовывают изменение положения перемещаемой части тела, вычисляют характер движения, а затем определяют жест. Обычно это делается с помощью методов статистического моделирования.

Второй подход основан на сравнении текущего изображения жеста с набором эталонных изображений. Такие методы используют алгоритмы технического зрения, которые производят захват изображения движения пользователя во время выполнения того или иного жеста и передают его в нейронную сеть для распознавания схожести текущего изображения жеста производимого пользователем в данный момент времени с данными об эталонных жестах, на которых обучена нейронная сеть.

Целью данной работы является разработка жестового интерфейса, который взаимодействует с пользователем, управляющим движением объекта внутри сцены виртуальной реальности, посредством изменения положения кисти его руки. Приложение использует предоставляемую библиотекой MediaPipe [3] сверточную нейронную сеть, основанную на регрессионной модели, которая отслеживает перемещение ключевых точек, привязанных к суставам и кончикам пальцев. Нейронная сеть является предобученной.

Таким образом, задачей распознавания жеста является реализация метода принимающего последовательность наборов координат и возвращающего принадлежность входных данных к тому или иному жесту.

Создание прототипа. Для реализации прототипа приложения управления объектами виртуальной реальности посредством жестового интерфейса использовались следующие технологии:

- язык программирования Python — для обнаружения точек пальцев, калибровки камеры, расчета соотношений координат реального и виртуального мира;

- библиотека компьютерного зрения OpenCV — для получения изображений и проведения с ними необходимых преобразований [4];
- библиотека MediaPipe — для распознавания кисти руки и обнаружения ключевых точек запястья, суставов и кончиков пальцев;
- протокол WebSockets — для реализации сетевого взаимодействия между компонентами информационной системы [5];
- веб-фреймворк A-Frame — для реализации сцен и моделей виртуальной реальности;
- веб-фреймворк Electron.js — для создания настольного приложения в целях удобства использования и запуска информационной системы.

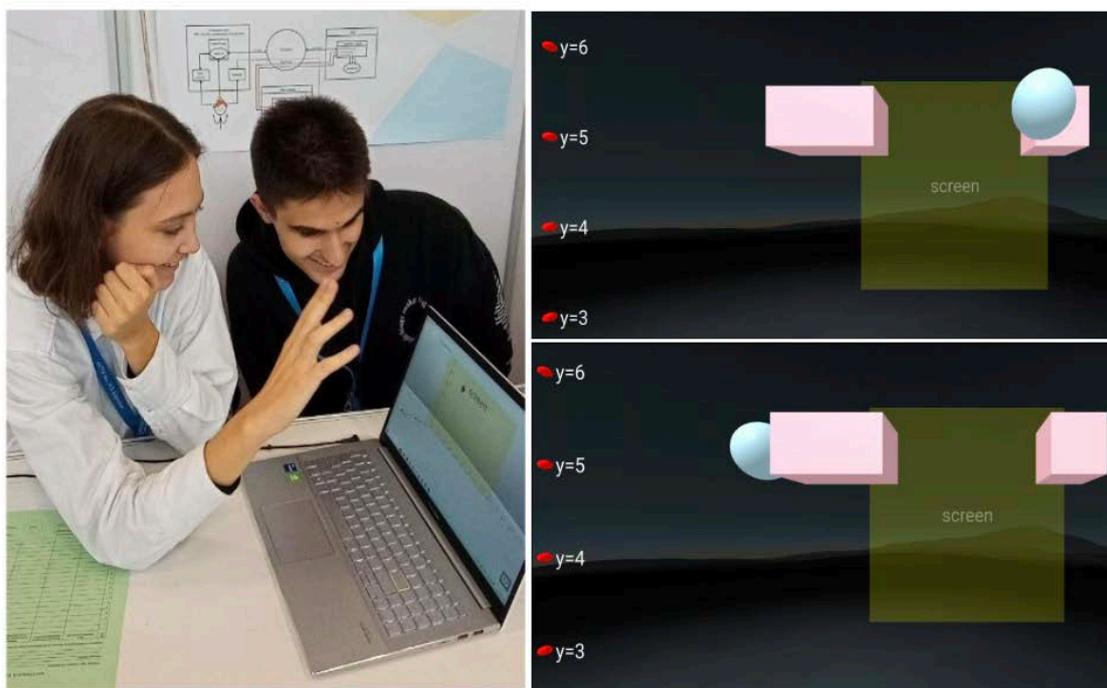


Рис. 1. Пример использования бесконтактного интерфейса управления сценой виртуальной реальности

Информационная система работает следующим образом:

- Пользователь располагает кисть руки на расстоянии 20-50 см от веб-камеры, подключенной к персональному компьютеру, передавая изображение кисти во фреймворк MediaPipe. Определение координат ключевых точек кисти руки происходит в каждом кадре видео потока приходящего с веб-камеры.
- С помощью вычисления разности координат между определенными и эталонными ключевыми точками для каждого кадра определяются управляющие комбинации, которые далее передаются по протоколу WebSockets в JavaScript-приложение загруженное в браузер. Приложение, получив управляющий жест, вычисляет новые координаты для объектов в виртуальной сцене посредством фреймворка A-Frame.
- Полученные значения координат объектов в виртуальной сцене передаются в веб-страницу, отображающую виртуальное пространство, где можно наблюдать перемещение объектов, подчиняющееся движениям руки, расположенной в поле зрения камеры в реальном пространстве.

В разработанном прототипе используются упрощенные жесты управления, использующие положение большого пальца относительно кисти руки. Такой подход позволяет распознавать жесты на основе значений углов поворота отрезков, соединяющих ключевые точки, относительно друг друга и камеры. Наличие вычислительного алгоритма, определяющего жест по углу отклонения пальца, делает задачу распознавания жеста менее ресурсозатратной по сравнению с задачей предсказания координат ключевых точек. Это возможно за счет того, что для обнаружения жеста нет необходимости использования моделей искусственного интеллекта, а достаточно лишь классических геометрических расчетов. Однако для формулирования оконча-

тельных выводов об эффективности, точности и скорости распознавания жеста указанными выше способами необходимо проведение дополнительных исследований и численных экспериментов.

Заключение. Итогом работы является прототип веб-ориентированной информационной системы, реализующей взаимодействие пользователя с объектами виртуальной реальности посредством жестового интерфейса. Функционал системы предоставляет возможность управлять объектами виртуальной реальности, которые расположены внутри виртуальной сцены, посредством движений кисти руки.

Развитие приложения возможно в следующих направлениях: усовершенствование алгоритмов распознавания жестов, расширение жестового функционала, доработка графического пользовательского интерфейса, оптимизация процесса передачи данных по сети. Полученные результаты в дальнейшем могут быть использованы в качестве программной подсистемы удаленного управления реальными или виртуальными объектами в робототехнике, игровой индустрии, медицине и других областях науки и техники.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Толстой И.М.** Разработка жестового интерфейса для взаимодействия пользователя с робототехническими средствами / Савельев А.И., Денисов А.В. // Робототехника и техническая кибернетика. - №4(21). - Санкт-Петербург: Центральный научно-исследовательский и опытно-конструкторский институт робототехники и технической кибернетики. - 2018. - С. 24-25.
2. **Девятков В.В., Алфимцев А.Н.** Распознавание манипулятивных жестов / Девятков В.В., Алфимцев А.Н. // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Приборостроение. - 2007. - №3. - С. 56-74.
3. **Ассанович Б.А.** Распознавание жестовых команд на основе инструмента MediaPipe и нейросети LSTM / Информационные системы и технологии: материалы международного научного конгресса по информатике. В 3-х частях, Минск, 27-28 октября 2022 года / Редколлегия: С.В. Абламейко (гл. ред.) [и др.]. Часть 2. - Минск: Белорусский государственный университет, 2022. - С. 106-111
4. **Шапиро Л., Стокман Д.** Компьютерное зрение / Пер. с англ. - М.: БИНОМ, Лаборатория знаний, 2006. - 752 с.
5. **Шестаков В.С.** Применение технологии websocket в web-приложениях технологического назначения / В.С. Шестаков, А.С. Сагидуллин // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. - 2015. - Т. 58, №4. - С. 328-330.

K.O. Kostikov, A.N. Ismailov, E.V. Zaikovskaya, M.A. Pehova, I.P. Ivanov, D.P. Posevin (The Bauman Moscow State Technical University, Moscow). **Using gesture interfaces to control virtual reality objects**

Abstract. The paper considers the problem of creating a gesture interface for controlling virtual reality objects. A prototype of a web-based information system using machine vision has been developed to implement contactless user interaction with objects inside a VR scene.

Секция 4. ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПРИБОРОВ НАВИГАЦИИ

УДК 681.51

М. А. ВЛАСОВА

(Университет ИТМО, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

РАЗРАБОТКА МАГНИТНОГО ЭКРАНА УСТАНОВКИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ГАЗОВЫХ ЯЧЕЕК

В работе предложена и исследована конструкция магнитного экрана для определения параметров газовых ячеек. В разработанном экране получены линии магнитного резонанса, вычислена ширина. Проведён сравнительный анализ резонансных линий при различных условиях, показывающий вклад экрана в достоверное определение ширины линии магнитного резонанса.

Введение. Ключевым компонентом квантовых датчиков, работающих на эффекте магнитного резонанса (МР), например гироскопов и магнитометров с оптической накачкой, является газовая ячейка, в объёме которой заключено рабочее вещество [1-3]. Атомы этого вещества способны вступать в резонанс при внешнем воздействии на них лазером накачки или магнитным полем резонансной частоты. При изготовлении квантовых датчиков важно определять характеристики газовых ячеек, например, прозрачность, давление буферного газа, процент загрязнений и примесей в рабочем веществе [4]. Один из наиболее важных параметров газовых ячеек – это время жизни щелочного металла, входящего в состав рабочего вещества. Оно определяется путём получения линии магнитного резонанса и измерения её ширины [5]. Однако для получения достоверных результатов определения ширины резонанса, а также достижения высокого уровня их повторяемости, необходимо обеспечить постоянство условий, в которых проводится эксперимент. В частности, необходимо поддерживать магнитное поле, в котором находится ячейка, однородным и минимизировать его шум. Наиболее эффективным способом снижения постоянной и шумовой составляющей магнитного поля является экранирование материалами с высокой магнитной проницаемостью [6].

Работа посвящена разработке магнитного экрана установки для определения параметров газовых ячеек квантовых датчиков.

Конструкция магнитного экрана. Конструктивно разрабатываемый экран представляет собой многослойный цилиндр без торцов. Стенки цилиндра выполнены из экранирующих материалов – пермаллоя и аморфного кобальта [7, 8]. Пермаллой обладает высокой магнитной проницаемостью и хорошо экранирует постоянную составляющую магнитного поля. Для защиты от высокочастотных переменных магнитных полей используется аморфный кобальт. Стоит отметить, что аморфные материалы являются гибкими и лёгкими (300 г/м²), что позволяет оперативно менять конфигурацию экрана (добавлять и убирать слои) в зависимости от требований к экранированию. Между экранирующими слоями устанавливается изолятор или оставляется воздушный зазор для достижения лучших экранирующих свойств [9].

Определение коэффициентов экранирования. В работе исследована конструкция экрана, представляющая собой сборку из трёх слоёв пермаллоя и четырёх слоёв аморфного кобальта МАР-1К (производство ФГУП «ЦНИИ КМ «Прометей»). Эффективность экранирования оценивалась путём нахождения коэффициента экранирования в центре экрана [10], который показывает во сколько раз индукция магнитного поля в экране меньше индукции внешнего магнитного поля. Для измерения индукции магнитного поля использовался феррозондовый магнитометр. На рисунке 1 представлена зависимость коэффициента экранирования переменного магнитного поля от частоты для двух конфигураций описанного выше магнитного экрана: в полной сборке и в сборке из трёх слоёв пермаллоя без аморфного материала.

Видно, что наличие в конструкции экрана аморфного материала значительно улучшает эффективность его экранирования на частотах от 30 Гц и выше.

¹ Научный руководитель: к.т.н., начальник лаборатории Безмен Г.В.

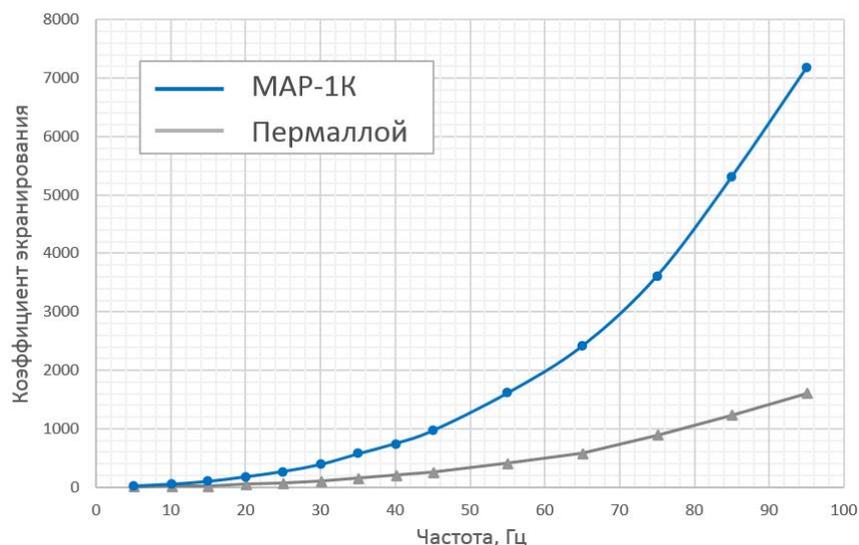


Рисунок 1. Зависимость коэффициента экранирования от частоты для двух конфигураций экранирующих материалов: только пермаллой, пермаллой и аморфный кобальт

Получение линии резонанса. Для оценки влияния магнитного экрана на качество определения ширины линии магнитного резонанса, был проведён эксперимент по получению и расчёту её ширины [11] в экспериментальной цезиевой газовой ячейке. Эксперимент проводился в трёх условиях: без магнитного экрана (рисунок 2а), в магнитном экране из трёх слоёв пермаллоя (рисунок 2б) и в магнитном экране из трёх слоёв пермаллоя и четырёх слоёв аморфного кобальта (рисунок 2в).

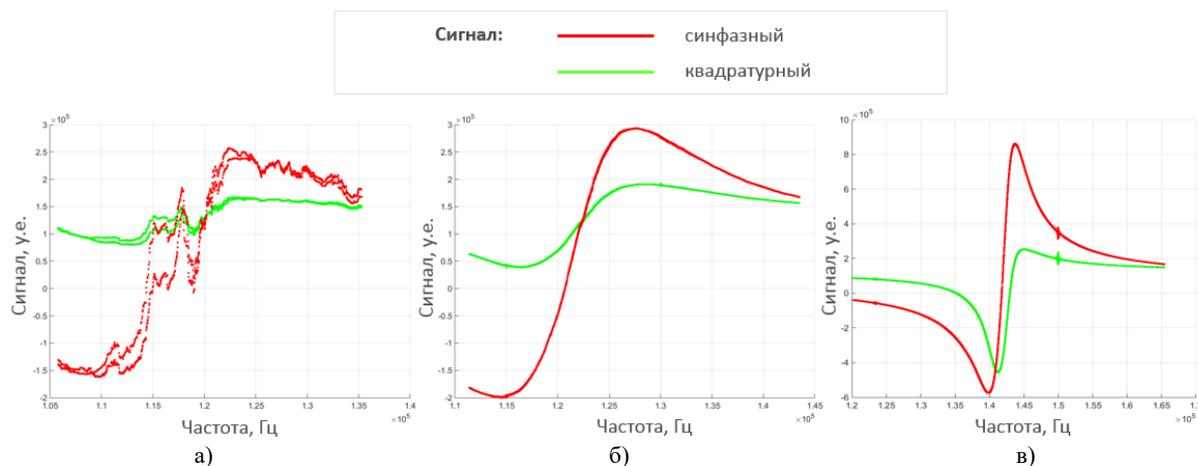


Рисунок 2. Резонансные кривые, полученные: а) без экрана, б) в экране из трёх слоёв пермаллоя, в) в экране из трёх слоёв пермаллоя и четырёх слоёв аморфного кобальта

Видно, что наличие шумов на графике, полученном без экрана (2а), не позволяет достоверно идентифицировать линию магнитного резонанса. Кроме того, резонансные кривые на рисунках 2а и 2б являются «уширенными» - их ширины составляют 866.3 и 977.8 Гц соответственно. Это происходит из-за наличия неоднородности магнитного поля в исследуемой ячейке. На графике (2в), полученном в экране из пермаллоя и аморфного кобальта, наблюдается незашумлённая и не уширенная внешним магнитным полем линия магнитного резонанса, ширина которой составляет примерно 610.18 Гц. При этом значения ширин, полученных на исследуемой ячейке в другие промежутки времени в таком экране, отличались незначительно, что говорит о высоком уровне повторяемости результатов и достижении необходимого экранирования для получения не уширенной внешним магнитным полем линии.

Заключение. В работе предложена конструкция магнитного экрана установки для определения параметров газовых ячеек квантовых датчиков, снижающая зашумлённость и уширение линии резонанса внешним магнитным полем. Такая конструкция обеспечивает

высокую достоверность и повторяемость результатов при определении ширины линии магнитного резонанса.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Пешехонов В. Г.** Перспективы гироскопии //XIII Всероссийское совещание по проблемам управления ВСПУ-2019, 2019. С. 36-38.
2. **Вершовский А. К. и др.** Гироскоп на ядерном магнитном резонансе: предельные характеристики //Гироскопия и навигация. – 2018. – Т. 26. – №. 1. – С. 100.
3. **Голев И. М., Никитина Е. А., Заенцева Т. И.** Магнитометрические датчики для систем навигации //Датчики и системы. – 2019. – №. 9. – С. 22-27
4. **Власова М. А., Шевченко А. Н.** Разработка требований к конструкции газовой ячейки ядерного магнитного гироскопа //Навигация и управление движением. – 2021. – С. 199-201.
5. **N. Castagna et al.** A large sample study of spin relaxation and magnetometric sensitivity of paraffin-coated Cs vapor cells //Appl Phys B – 2009 – p.763-772
6. **He K. et al.** A high-performance compact magnetic shield for optically pumped magnetometer-based magnetoencephalography. Review of Scientific Instruments, 2019. Т. 90. №. 6. С. 064102.
7. **Кулаченков Н. К., Шевченко А. Н., Безмен Г. В.** Исследование магнитных экранов с использованием современных методов проектирования //Навигация и управление движением. – 2016. – С. 678-682.
8. **Климова Е. Н., Шевченко А. Н.** Исследование возможности использования аморфного железа в качестве магнитного экрана ВОГ. Альманах научных работ молодых ученых Университета ИТМО, 2022. С. 49-52.
9. Патент на изобретение № 2 012 175 С1 Российская Федерация, МПК H05K 9/00, G12B 17/02 Ферромагнитный экран, заявл. 08.01.1990 : опубл. 30.04.1994 / Зайцев Ю.А., Петров В.Н., заявитель Сибирский научно-исследовательский институт метрологии
10. **Реутов Ю. Я., Ригмант М. Б.** Классические магнитные экраны. – ИФМ УрО РАН, 2006.
11. **Georg Bison, Robert Wynands, Antonie Wies** Optimization and performance of an optical cardio-magnetometer

M.A. Vlasova, A.N. Shevchenko (State Research Center Concern CSRI Elektropribor, ITMO University, St. Petersburg).
The design of a magnetic shield for determining the parameters of vapor cells

Abstract. The paper proposes and investigates the design of a magnetic shield for determining the parameters of vapor cells. Magnetic resonance lines were obtained in the developed shield and their widths were calculated. A comparative analysis of resonance lines under various conditions has been carried out, showing the contribution of the shield to the reliable determination of the width of the magnetic resonance line.

УДК 537.635

П.В. ШЕПТУХИН А.Н. ШЕВЧЕНКО
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

СРАВНЕНИЕ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОСТОЯННОЙ РЕЛАКСАЦИИ ПОПЕРЕЧНОЙ НАМАГНИЧЕННОСТИ В СИСТЕМЕ M_x -МАГНИТОМЕТРА

Проведено сравнение двух методов определения постоянной релаксации поперечной намагниченности в системе M_x -магнитометра: по амплитудным характеристикам квадратурной и синфазной составляющих прецессии атомного момента; по разности фаз между опорным сигналом и сигналом прецессии. Выполнено компьютерное моделирование точности определения постоянной релаксации обоими методами в условиях флуктуаций внешнего магнитного поля во время регистрации линии магнитного резонанса. Проведен анализ данных, полученных в результате десяти экспериментальных измерений сигнала магнитометра. На основе полученных результатов оценена прецизионность каждого метода и сделаны выводы об их применимости для оценки качества газовых ячеек квантовых датчиков. Показано, что метод, согласно которому оценка постоянной релаксации рассчитывается по размахам сигналов, обеспечивает более высокую точность оценки постоянной релаксации по сравнению с методом, использующим разность фаз.

Введение. В настоящее время квантовые датчики являются неотъемлемой частью таких высокоточных приборов, как квантовые гироскопы, магнитометры и стандарты частоты [1, 2]. В квантовых датчиках, работающих на эффекте магнитного резонанса, газовая ячейка является главным компонентом [3, 4]. Для обеспечения требуемой точности приборов, использующих квантовые датчики, необходимо оценивать параметры изготавливаемых ячеек. Ключевыми параметрами газовых ячеек, от которых в первую очередь зависит точность и чувствительность изготавливаемого датчика, являются постоянные релаксации намагниченности ядер рабочего вещества ячейки: продольная (Γ_1) и поперечная (Γ_2) [2]. Для газовых ячеек в большинстве случаев постоянные релаксации принимаются равными друг другу, поэтому необходимость в оценке постоянной релаксации продольной намагниченности отсутствует и в настоящей работе исследовались только методы оценки постоянной поперечной релаксации Γ_2 . В литературе описано два основных метода оценки поперечной релаксации [5–7], основанных на системе M_x -магнитометра, которая будет описана ниже. Целью работы является оценка среднеквадратического отклонения (СКО) получаемых при помощи этих методов оценивания поперечной релаксации. Для этого были проведены математическое моделирование влияния шумов внешнего магнитного поля на оценку поперечной релаксации, а также сравнительный анализ оценок, полученных двумя методами на основе экспериментальных данных, полученных при работе с цезиевым M_x -магнитометром.

Постановка задачи. Система M_x -магнитометра (рис. 1) используется для измерения модуля внешнего магнитного поля B_0 . Для этого производится лазерная накачка газа ячейки светом с круговой поляризацией. Перпендикулярно излучению лазера накачки генерируется синусоидальное электромагнитное поле B_{rf} и ячейка просвечивается линейно поляризованным излучением лазера измерения. Плоскость поляризации света лазера измерения поворачивается при его прохождении через ячейку. На поляризационном светоделительном кубе, размещенном после ячейки, световой поток разделяется на 2 составляющие, поляризованные перпендикулярно друг другу. Обе составляющие попадают на фотоприёмники, а разность сигналов фотоприёмников отправляется на синхронный детектор, где опорным сигналом является генератор синусоидального тока для B_{rf} . Варьируя частоту f поля B_{rf} , на выходе синхронного детектора получаем 3 сигнала: синфазную и квадратурную составляющие, а также разность фаз между входным и опорным сигналами (фазовый сдвиг).

Квадратурная и синфазная составляющие имеют формы контуров поглощения и дисперсионного контура соответственно. Эти контуры описываются уравнениями (1) и (2) соответственно:

Научный руководитель: к.т.н., начальник лаборатории Безмен Г.В.

$$A(f) = -P_0\Gamma_2 \frac{f_r}{(f-f_0)^2+\Gamma_2+\Gamma^2}, \quad (1)$$

$$D(f) = -P_0 \frac{f_r(f-f_0)}{(f-f_0)^2+\Gamma_2+\Gamma^2}, \quad (2)$$

где P_0 – константа, объединяющая прочие влияющие факторы (такие, как мощность лазера накачки и число атомов на энергетических уровнях), Γ – наблюдаемая полуширина контура поглощения, f_r – частота Рабби, f_0 – частота Лармора, Γ_2 – постоянная поперечной релаксации, f – частота электромагнитного поля B_{rf} .

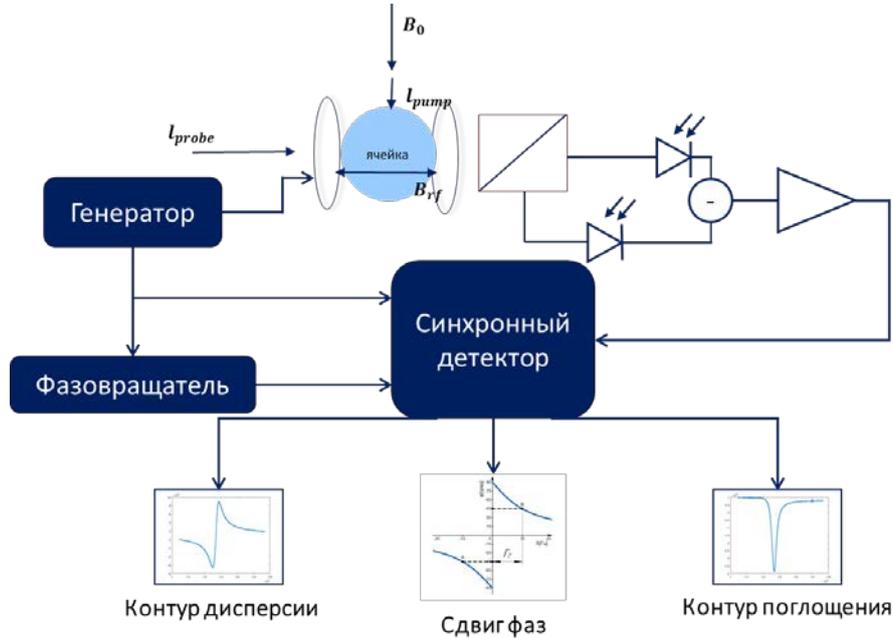


Рис. 1. Система Мх-магнитометра

Минимум контура поглощения будет наблюдаться при частоте опорного сигнала, равной частоте Лармора (f_0). Частота Лармора связана с полем B_0 через гиромагнитное отношение γ , которое зависит от рабочего вещества газовой ячейки: $f_0 = B_0\gamma$. В свою очередь, частота Рабби связана с амплитудой переменного поля B_{rf} через то же самое гиромагнитное отношение: $f_r = \gamma B_{rf}$.

Как уже упоминалось выше, из литературы известно два метода позволяющие оценить величину постоянной поперечной релаксации Γ_2 [8].

- Первый основывается на контурах поглощения и дисперсии. Для получения оценки поперечной релаксации Γ_2^R (верхним индексом мы будем обозначать, каким методом была получена оценка) необходимо знать полуширину контура поглощения Γ и размахи каждого из контуров. Расчётная формула данного метода выглядит следующим образом:

$$\Gamma_2^R = \frac{\Gamma}{\sqrt{S+1}}; S = \frac{R_n}{R_d} - 1, \quad (3)$$

где Γ_2^R – оценка Γ_2 первым методом, R_n и R_d – размахи контуров поглощения и дисперсии соответственно. Термин "размах" здесь употребляется для обозначения разности между максимальным и минимальным значениями контуров.

- Второй метод основывается только на анализе разности фаз $\varphi(f)$ между входным сигналом и опорным сигналом. Для получения оценки находят значение $\varphi(f_0)$ на частоте Лармора, затем определяют частоту f_1 , при которой $\varphi(f_1)$ отличается на 45° от $\varphi(f_0)$. Модуль разности $|f_1 - f_0|$ дает оценку постоянной поперечной релаксации. Расчётную формулу для данного метода можно записать в следующем виде:

$$\Gamma_2^\varphi = |\varphi^{-1}(f_0) - \varphi^{-1}(f_0 \pm 45^\circ)|, \quad (4)$$

где Γ_2^ϕ – оценка Γ_2 вторым методом, φ^{-1} – функция обратная функции описания фазового сдвига φ , а f_0 – частота Лармора. В случае если синхронный детектор не образует на своём выходе сигнал фазового сдвига, то он может быть найден по следующей формуле:

$$\varphi(f) = \arctan \frac{A(f)}{D(f)}, \quad (5)$$

где f – частота электромагнитного поля B_{rf} в момент регистрации, а $A(f)$ и $D(f)$ – контуры поглощения и дисперсии соответственно.

При отсутствии шумов оба метода эквивалентны и дают одинаковые оценки. Однако при анализе реальных экспериментальных зашумленных сигналов эти методы могут давать различающиеся оценки. В связи с этим возникает необходимость сравнительного анализа описанных методов в условиях зашумленности сигналов, характерной для реальных экспериментальных измерений.

Алгоритм исследования. В ходе исследования было проведено компьютерное моделирование и проанализированы реальные сигналы магнитометра. Оценки постоянной поперечной релаксации рассчитывались двумя методами, описанными выше.

При компьютерном моделировании генерировались наборы контуров поглощения и дисперсии. Каждый набор имел разную мощность белого шума частоты Лармора, что эквивалентно наличию шума во внешнем поле B_0 . По полученным сигналам рассчитывались оценки поперечной релаксации первым (Γ_2^R) и вторым (Γ_2^ϕ) методами, после чего строилось распределение полученных оценок и рассчитывалось их среднеквадратическое отклонение.

Также было записано 10 сигналов магнитометра в одинаковых условиях. По этим экспериментальным данным были получены оценки поперечной релаксации Γ_2 двумя методами и рассчитаны их СКО.

Результаты компьютерного моделирования. По полученным в результате моделирования оценки поперечной релаксации были построены гистограммы:

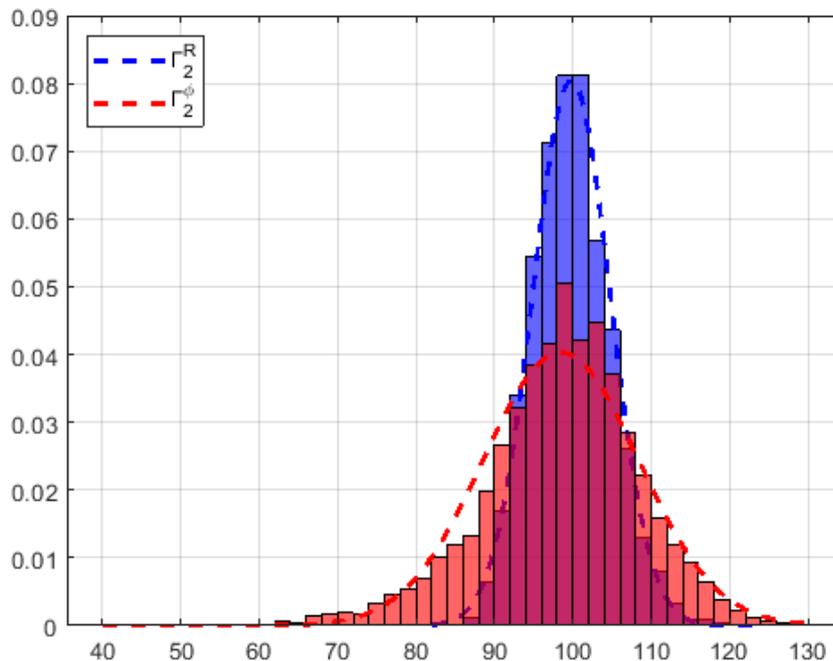


Рис. 2. Распределение полученных при компьютерном моделировании значений оценок Γ_2^R и Γ_2^ϕ . СКО белого шума частоты Лармора – 13.93, истинное значение – 100, размер выборки – 5000.

По гистограммам, видно, что оценка Γ_2^R (синяя гистограмма) имеет меньшее среднеквадратическое отклонение (СКО) по сравнению с Γ_2^ϕ (красная гистограмма).

Экспериментальные результаты представлены в таблице 1.

Разброс значений оценок поперечной постоянной релаксации рассчитанных на основе экспериментальных данных

Γ_2^R	Γ_2^ϕ
$\overline{\Gamma_2^R} = 566 \text{ Гц}$ СКО = 12 Гц $ \delta_{P=95\%, N=10} = 1.23\%$	$\overline{\Gamma_2^\phi} = 608 \text{ Гц}$ СКО = 52 Гц $ \delta_{P=95\%, N=10} = 4.91\%$

В таблице представлены средние значения выборок, их СКО и модули относительных погрешностей, рассчитанных по критерию Стьюдента с доверительным интервалом 95%. По таблице видно, что Γ_2^R имеет меньший разброс значений.

Заключение. Постоянная поперечной релаксации Γ_2 является ключевым параметром, определяющим точность и чувствительность квантовых датчиков, в частности, Мх-магнитометров. Точное определение Γ_2 необходимо для оценки качества газовых ячеек, используемых в этих датчиках.

В данной работе проведён сравнительный анализ двух методов оценки постоянной поперечной релаксации Γ_2 в системе Мх-магнитометра: метода, основанного на размахах квадратурной и синфазной составляющих сигнала, и метода, использующего разность фаз между входным и опорным сигналами.

Для достижения поставленной цели были проведены математическое моделирование влияния шумов внешнего магнитного поля на оценку Γ_2 , а также экспериментальные измерения с использованием цезиевого Мх-магнитометра. Оценки Γ_2 , полученные двумя методами, были сравнены по их среднеквадратическим отклонениям (СКО).

Результаты исследований показали, что метод, основанный на размахах контуров поглощения и дисперсии, обеспечивает более высокую точность и меньшие СКО оценок постоянной поперечной релаксации Γ_2 по сравнению с методом, использующим разность фаз. Это позволяет рекомендовать данный метод при контроле качества газовых ячеек квантовых датчиков.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пешехонов В.Г. Перспективы развития гироскопии //Гироскопия и навигация. – 2020. – Т. 28. – №. 2. – С. 109.
2. Degen C.L., Reinhard F., Cappellaro P. Quantum sensing //Reviews of modern physics. 2017. Т. 89. №. 3. С. 035002.
3. Vlasova M.A., Shevchenko A.N. Development of Alkali Vapor Cell for Miniature Nuclear Magnetic Gyroscope //IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – IOP Publishing, 2022. – Т. 1215. – №. 1. – С. 012013.
4. Shevchenko A.N., Zakharova E.A. RESEARCH OF MAGNETIC RESONANCE QUALITY FACTOR DEPENDENCE ON CESIUM DISTRIBUTION IN QUANTUM ROTATION SENSOR CELL //Journal Scientific and Technical Of Information Technologies, Mechanics and Optics. – 2019. – Т. 122. – №. 4. – С. 567.
5. Hafiz M. A. et al. Characterization of Cs vapor cell coated with octadecyltrichlorosilane using coherent population trapping spectroscopy //Journal of Applied Physics. – 2015. – Т. 117. – №. 18.
6. Jiang M. et al. Characterization of 87Rb MEMS vapor cells for miniature atomic magnetometers //Applied Physics Letters. – 2023. – Т. 123. – №. 6.
7. Шевченко А.Н., Кузьмин А.Г., Титов Ю.А. Масс-спектрометрическое измерение состава газовых смесей в ячейках квантового датчика вращения //Научное приборостроение. – 2018. – Т. 28. – №. 2. – С. 62-68.
8. Bison G., Wynands R., Weis A. Optimization and performance of an optical cardiomagnetometer //JOSA B. – 2005. – Т. 22. – №. 1. – С. 77-87.

P.V. Sheptukhin, A.N. Shevchenko (JSC Concern Central Research Institute "Elektropribor", St. Petersburg). **Comparison of methods for determining the relaxation constant of the transverse magnetization in the M_x -magnetometer system.**

Abstract. This paper compares two methods for determining the transverse magnetization relaxation constant in an Mx-magnetometer system: one based on the amplitudes of two signal components and another based on their phase difference. Computer modeling was performed to analyze the effect of noise on the calculation results for both methods. The analysis of data obtained from ten experimental measurements of the magnetometer signal was conducted. Based on the results, the precision of each method was evaluated, and conclusions were drawn about their applicability for assessing the quality of gas cells in quantum sensors. It is shown that the method based on signal amplitudes provides higher accuracy in estimating the relaxation constant compared to the method using phase difference.

УДК 67.05

Ю.С. АНДРЕЕВ, Т.В. БАСОВА
(Национальный исследовательский университет ИТМО, Санкт-Петербург)

МЕТОД ОПЕРАЦИОННОГО КОНТРОЛЯ РЕЖУЩЕГО ИНСТРУМЕНТА И ОБРАБАТЫВАЕМЫХ ЗАГОТОВОК В УСЛОВИЯХ ГИБКИХ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ СИСТЕМ

В работе представлен метод операционного контроля режущего инструмента и обрабатываемых заготовок на оборудовании с числовым программным управлением (ЧПУ) в условиях гибких производственных систем. Внедрение предложенного метода позволяет обеспечить работоспособное состояние автономно работающих технологических систем за счёт разработанных алгоритмов обработки результатов измерений систем технического диагностирования и контроля (СТДиК) режущих инструментов и заготовок.

Введение и постановка задачи. Современные приборы навигации не могут функционировать при недостаточно высокой точности их изготовления в связи с появлением дополнительных динамических нагрузок и вибраций, нарушающих нормальную работу изделий и вызывающих разрушение [1]. Повышение точности изготовления деталей и сборочных узлов увеличивает долговечность и надежность эксплуатации механизмов и приборов. В результате этого, повышение уровня автоматизации производства для обеспечения качества и производительности изготовления деталей и сборочных единиц в различных отраслях приборостроения и машиностроения является одним из приоритетных направлений их развития. Это способствует росту потребности в многофункциональном автоматизированном оборудовании, оснащённом СТДиК, проектировании и внедрении гибких производственных систем, а также в разработке способов для обеспечения их работоспособного состояния [2].

Во время механической обработки износ и поломка режущего инструмента, превышение сил резания, тепловые явления, низкая достоверность данных и прочее могут быть причинами неработоспособного состояния технологических систем, как по обеспечению параметров производительности, так и по параметрам качества изготовления деталей [3, 4]. Данные нюансы особенно важны при рассмотрении гибких производственных систем в связи с исключением персонала, выполняющего постоянный контроль технологической операции.

При выполнении аналитического обзора отечественных и зарубежных исследовательских работ в области обеспечения работоспособного состояния технологических систем, можно сделать вывод, что автоматизация производства путем внедрения СТДиК, устанавливаемых в рабочую зону технологического оборудования, способствует поддержанию работоспособного состояния технологических систем. Однако существующие СТДиК имеют ряд недостатков. Так, в статьях отечественных исследователей [5-7] было подчеркнuto, что возможны сбои СТДиК, вызванные стружкой, вибрацией, механическими повреждениями и т.п. Алгоритмы функционирования СТДиК почти не адаптируются под конкретные производственные потребности, например, по умолчанию не предусмотрен операционный контроль режущих инструментов и заготовок. Исходные алгоритмы функционирования СТДиК не обеспечивают автономную работу технологической системы. Применение только одного типа датчика не позволяет получать объективные и достоверные данные о технологической системе. Более того, для работы СТДиК необходимы кадры управляющей программы, именуемые циклами измерения, для программирования которых требуется сбор и обработка данных о контролируемых заготовках и/или режущих инструментах. Поэтому разработка метода операционного контроля режущих инструментов и заготовок, подразумевающего автономную работу технологической системы за счёт мультисенсорного объединения данных об изменении геометрических параметров режущих инструментов и заготовок с автоматизацией программирования и управления информацией о режущих инструментах, является актуальной и важной.

Целью работы является обеспечение работоспособного состояния технологической системы по параметрам качества изготовления деталей в течение требуемого времени за счёт разработки и внедрения метода операционного контроля режущего инструмента и обрабатываемых заготовок в условиях гибкой производственной системы. Предлагаемый метод операционного кон-

троля отличается от существующих применением усовершенствованных алгоритмов формирования кода управляющих программ, алгоритмов определения геометрических параметров режущих инструментов и обрабатываемой заготовки, а также обработкой результатов их измерений, посредством чего он обеспечивает работоспособное состояние автономно работающих технологических систем. Преимуществом метода является минимизация, как производственного брака, так и технологических простоев.

Разработка метода операционного контроля режущего инструмента и обрабатываемых заготовок. Для достижения поставленной цели был разработан метод операционного контроля режущих инструментов и обрабатываемых заготовок, базирующийся на результатах контроля инструментов и заготовок путем определения их геометрических параметров в начале и в конце технологических переходов СТДиК, работающих по циклам измерения и размещенных в коде управляющей программы для оборудования с ЧПУ [7-9]. Метод в упрощенном виде представлен как блок-схема (рис. 1), которая подразумевает выполнение ряда последовательных алгоритмов. Геометрические параметры обрабатываемого элемента, а также значение износа режущего инструмента фиксируются в системе ЧПУ с целью автоматического расчёта величины коррекции с учётом радиуса режущего инструмента на последнем чистовом технологическом переходе. Подобный подход позволяет адаптировать технологическую систему к изменяющимся условиям обработки за счёт выявления погрешности обработки и её последующей компенсации. Также в предложенном методе учитываются усовершенствованные алгоритмы СТДиК, база данных параметров режущих инструментов, а также информация из САМ (Computer-Aided Manufacturing) системы (рис. 2) [10].



Рис. 1. Блок-схема алгоритма операционного контроля режущего инструмента обрабатываемой заготовки

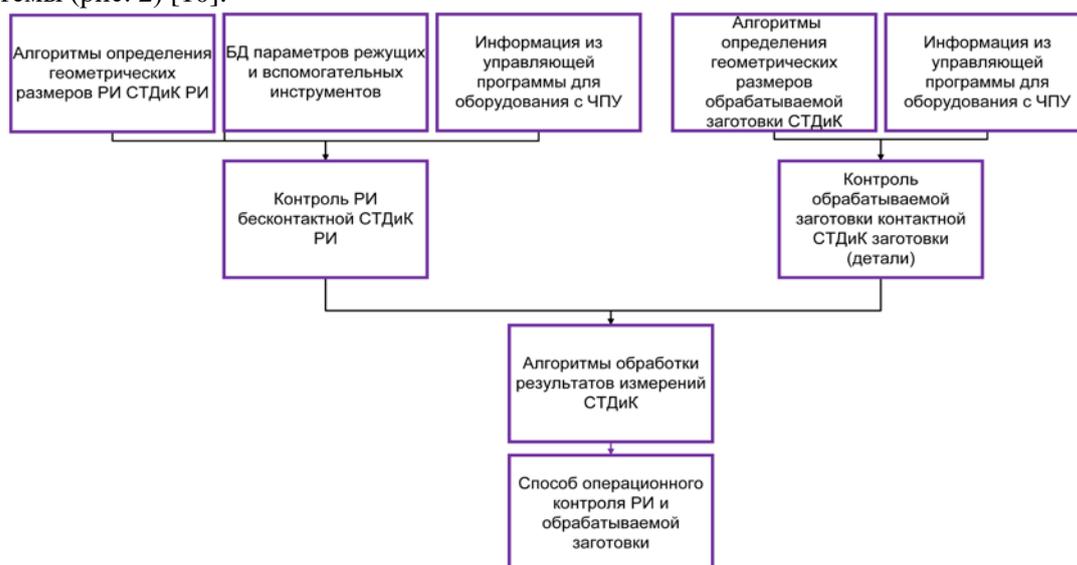


Рис. 2. Компоненты предлагаемого способа операционного контроля

При функционировании оборудования с ЧПУ по разработанному методу операционного контроля автоматически системой ЧПУ формируется отчет пользователя, часть данных определяется в результате функционирования оборудования с ЧПУ по алгоритмам обработки результатов измерений геометрических параметров заготовки, другая часть – в результате обра-

ботки данных измерений геометрических параметров режущих инструментов [11]. После экспериментальной апробации разработанного метода на основании данных из отчёта построена прогнозная модель износа режущего инструмента, представляющая собой математическую модель, применение которой способствует определению момента, когда режущий инструмент потребует замены или обслуживания. Использование построенной прогнозной модели способствует обеспечению работоспособного состояния технологической системы по параметрам качества изготовления деталей в течение заданного времени.

Заключение. Разработан метод операционного контроля режущих инструментов и заготовок в условиях гибкой производственной системы. Внедрение данного метода на оборудовании с ЧПУ, входящего в состав гибкой производственной системы, позволило обеспечить работоспособное состояние технологической системы на уровне не ниже 0,8, сократить производственные простои не менее чем на 60%, а также исключить производственный брак изготовления деталей точностью до 7-го качества. Дальнейшие исследования нацелены на прогнозирование ресурса режущего инструмента на основании данных, полученных с помощью метода исследования технологических систем.

*Работа проводилась при поддержке Фонда содействия инновациям
(договор № №1561ГССС15-L/88044 от 11.09.2023)*

ЛИТЕРАТУРА

1. **Юльметова О.С., Щербак А.Г.,** Челпанов И.Б. / Под ред. Валетова В.А. Специальные технологии изготовления прецизионных узлов и элементов гироскопических приборов. Учебное пособие – СПб: Университет ИТМО, 2017. – 131 с.
2. **Шаумян, Г.А.** Комплексная автоматизация производственных процессов / Г. А. Шаумян. - Москва: Машиностроение, 1973. - 639 с.: граф., цв. ил.; 26 см. - Библиогр.: с. 638-639
3. **Лысенко А.Ф., Изюмов А.И., Гончаров О.В.** К оценке погрешности обработки деталей при интеллектуальном управлении станком //Advanced Engineering Research. – 2014. – Т. 14. – №. 3 (78).
4. **Сидоров А.С.** Мониторинг и прогнозирование износа режущего инструмента в мехатронных станочных системах //Уфа: Уфимский государственный авиационный технический университет. – 2007. – С. 122.
5. **Мартинов Г.М., Мартинова Л.И.** Перспективы развития систем числового программного управления в концепции «Индустрия 4.0» //Инновации, №8, 2016. с.17-20.
6. **Мартинова Л.И., Стась А.В.** Исследование и разработка автоматического цикла контроля положения заготовок на станках с ЧПУ //Системы проектирования, технологической подготовки производства и управления этапами жизненного цикла промышленного продукта (CAD/CAM/PDM–2017). – 2017. – С. 63-66.
7. **Мартинов Г.М.** Система ЧПУ" АксиОМА Контрол": перспективы развития в поле мировых трендов //Вестник МГТУ Станкин. – 2018. – №. 1. – С. 106-110.
8. **Weckenmann A.** et al. Probing systems in dimensional metrology //CIRP annals. 2004. vol. 53. No. 2.pp. 657-684.
9. **Uekita M., Takaya Y.** On-machine dimensional measurement of large parts by compensating for volumetric errors of machine tools //Precision Engineering. – 2016. – vol. 43. – pp. 200-210.
10. **Третьяков И.В.** Мониторинг оборудования: сбор и обработка машинных данных //Автоматизация в промышленности. – 2017. – №. 10. – С. 50-53.
11. **Мартинова Л.И., Стась А.В.** Исследование и разработка автоматического цикла контроля положения заготовок на станках с ЧПУ //Системы проектирования, технологической подготовки производства и управления этапами жизненного цикла промышленного продукта (CAD/CAM/PDM–2017). – 2017. – С. 63-66.

Yu.S. Andreev, T.V. Basova (ITMO University, Saint Petersburg). **The method of operational control of cutting tools and workpieces in flexible production systems.**

Abstract. The paper presents a method for operational control of cutting tools and workpieces on equipment with numerical control in flexible manufacturing systems. Implementation of the proposed method allows ensuring the operational state of autonomously operating technological systems due to the developed algorithms for processing the results of measurements of technical diagnostics and control systems of cutting tools and workpieces.

А. А. РЫЖАЯ

(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина), Санкт-Петербург)

ФОРМИРОВАНИЕ СТРУКТУРИРОВАННОГО СВЕТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РЕТРОРЕФЛЕКТОРОВ

Представлены экспериментальные способы формирования структурированного света с помощью комбинации двух ретрорефлекторов (кубических угловых отражателей (КУО)) со специальным интерференционным фазосдвигающим покрытием, входящих в состав поляризационного интерферометра. Выполнено практическое получение оптического вихря в ближней и дальней зонах.

Введение. Тематика структурированного света активно развивается в создании пучков с орбитальным и спиновым угловыми моментами, обладающих уникальными свойствами, такими как оптические вихри (ОВ) и топологические векторные поля. ОВ являются популярной темой исследований, и сферы их применения различны: микроскопия, зондирование атмосферы, астрономия и т.д.

Существует несколько методов создания оптических вихрей, включая компьютерные голограммы, спиральные фазовые пластины, преобразование режимов и т.д. В предлагаемой работе описывается формирование оптического вихря с использованием лучей, отраженных от комбинации двух КУО со специальным интерференционным фазосдвигающим покрытием. Отраженное от КУО излучение характеризуется определенной дифракционной картиной дальнего поля, которая в основном зависит от отношения размера КУО к длине волны, углов между гранями и типа их покрытия. При отражении от ретрорефлектора волновой фронт разделяется на шесть частей. Пучки с различными поляризационными состояниями и фазовыми сдвигами изменяются за счет дифракции, интерферируют и образуют дифракционную картину дальнего поля [1, 2, 3].

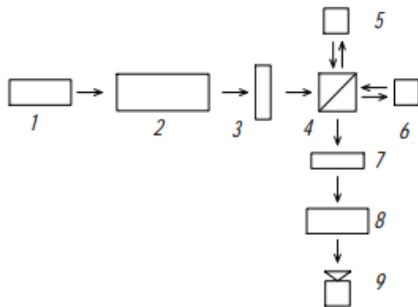


Рис. 1. Схема экспериментальной установки в ближней зоне

3. Далее луч разделяется светоделительным кубом 4 на две волны с равной интенсивностью и поляризацией. После этого пучки отражаются от КУО 5 и 6, и совмещаются с помощью светоделительного куба, создавая требуемое распределение поляризации. Далее направляется на поляризатор 7. Вторым поляризатором используется для определения результирующей поляризационной структуры луча посредством его вращения. Для наблюдения за полученными результатами использовалась камера 9 или экран. Так же в ряде опытов дополнительно устанавливался объектив 8 [4].

Вторая часть работы заключалась в том, что для подтверждения теоретических данных [1,2] была собрана экспериментальная схема, представленная на рис. 2, где в качестве источника так же используется He-Ne лазер 1.

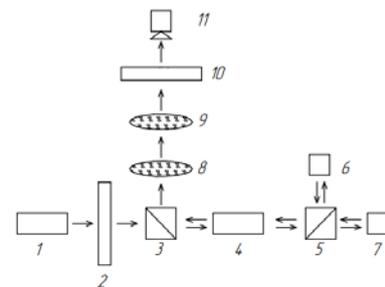


Рис. 2. Схема экспериментальной установки в дальней зоне

Научный руководитель: д.ф.-м.н., проф. Венедиктов В.Ю.

Далее установлен поляризатор 2. Затем луч направляется на светоделительный кубик 3, пройдя его в прямом направлении, попадает на коллиматор 4 и разделяется неполяризуемым светоделительным кубом 5 на две волны с равной интенсивностью и поляризацией. После этого лучи отражаются от КУО 6 и 7 и рекомбинируются в светоделительном кубике, создавая требуемое распределение поляризации. Затем луч проходит обратно через коллиматор 4 и отражается с помощью светоделительного кубика 3 на дополнительную систему линз 8 и 9. Эти линзы сформировали телеконвертер, который позволил увеличить видимое фокусное расстояние приблизительно до 15 метров. Дальше направляется на поляризатор 10. Изображение было зафиксировано с помощью фотоаппарата 11 [5].

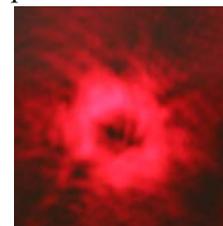


Рис.3. Результат, полученный без поляризатора

На рис. 3 представлена дифракционная картина дальнего поля, полученная без использования поляризатора 10 на выходе экспериментальной установки.

При вращении поляризатора 10 наблюдалось изменение распределения интенсивности, также происходило изменение структуры поляризации (рис. 4).

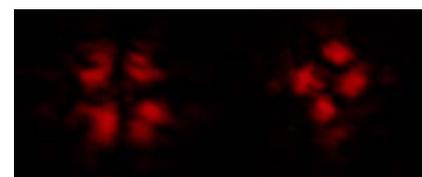


Рис. 4. Результаты, полученные при вращении поляризатора

Установка третьей части эксперимента почти идентична первой, только на данном этапе линейный поляризатор был заменен на круговой поляризатор 2. После светоделительного куба 4 и двух ретрорефлекторов установлено зеркало 7 для направления пучка. Для того, чтобы понять имеет ито-

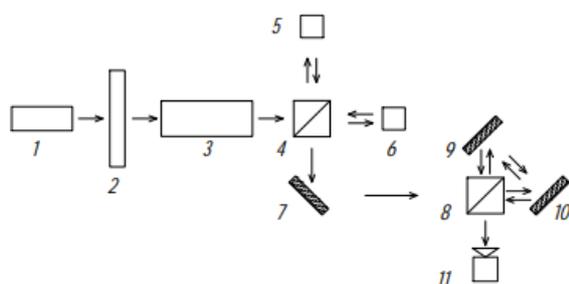


Рис. 5. Схема экспериментальной установки для формирования скалярного вихря в ближней зоне

вый луч фазовую структуру, которая подобна оптическому вихрю с топологическим зарядом 2, в схеме, представленной на рис. 5, добавлен интерферометр сдвига, который состоит из светоделительного кубика 8 и двух зеркал 9 и 10. В данном эксперименте для определения вихря и его топологического заряда используется интерферометр сдвига, потому что это достаточно легкая и небольшая оптическая система, а интерференционная картина в меньшей степени подвержена влиянию воздушных потоков и вибрации.

Полученный результат был зафиксирован камерой 11 и представлен на рис.6, пучок имеет фазовую структуру оптического вихря с топологическим зарядом два. На картине отчетливо видна вилкообразная структура, несмотря на имеющиеся aberrации [6].

Заключение. Описано экспериментальное исследование формирования структурированного света, отраженного от системы двух КУО со специальным фазосдвигающим покрытием. На основе теоретических данных созданы схемы, позволяющие проводить анализ структурированного света в ближней и дальней зоне. Полученные результаты показывают, что интерференция полученного изображения соответствует теоретическим исследованиям [1,2].

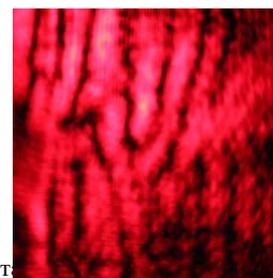


Рис. 6. Результат, полученный с помощью интерферометра сдвига

ЛИТЕРАТУРА

1. Sokolov A.L., Murashkin V.V. Retroreflective spatial polarization interferometer // Appl. Opt. 2020. V. 59. № 32. P. 9912–9923. <https://doi.org/10.1364/AO.40323>
2. Ищенко Е.Ф., Соколов А.Л. Поляризационная оптика. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2019. 576 с.
3. Соколов А.Л., Мурашкин В.В., Акентьев А.С. и др. Угловые отражатели с интерференционным диэлектрическим покрытием // Квант. электрон. 2013. Т. 43. № 9. С. 795–799.
4. Венедиктов В.Ю., Гаврильева К.Н., Гудин Ю.С. и др. Поляризационный интерферометр и структурированный свет // Фотоника. 2022. Т. 16. № 3. С. 226–234.
5. B. A. Evtushenko, K. N. Gavril'eva, Yu. S. Gudina, V. D. Nenadovich, A. A. Ryzhaya, A. A. Sevruygin, A. L. Sokolov, E. V. Shalymov, V. Yu. Venediktov, "Structured light production with the use of polarization interferometer," Proc. SPIE 12266, Environmental Effects on Light Propagation and Adaptive Systems V, 1226609 (26 October 2022); doi: 10.1117/12.2635926

6. **A. A. Ryzhaya, E. K. Iurieva, B. A. Evtushenko, A. A. Sevryugin, E. V. Shalymov, V. Yu. Venediktov, A. L. Sokolov**, "Production of axially symmetrical structured light in polarization interferometer," Proc. SPIE 12768, Holography, Diffractive Optics, and Applications XIII, 127680S (27 November 2023); doi: 10.1117/12.2686519

Ryzhaya A. A. (Saint Petersburg Electrotechnical University "LETI", Saint Petersburg). **Formation of structured light using a combination of two retroreflectors**

Within the framework of this work, experimental methods for the formation of structured light using a combination of two retroreflectors (cubic corner reflectors) are presented with a special interference phase-shifting coating which are the part of the polarization interferometer. Practical production of an optical vortex in the near and far zones has been performed.

УДК 681.7.068.2

Д. В. ГЛИТА
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

МЕТОД ИЗМЕРЕНИЯ ДЛИНЫ БИЕНИЙ ОРТОГОНАЛЬНЫХ МОД В СВЕТОВОДАХ, СОХРАНЯЮЩИХ ПОЛЯРИЗАЦИЮ ИЗЛУЧЕНИЯ

В работе представлен модифицированный метод измерения длины биений ортогональных мод одномодовых световодов, сохраняющих поляризацию излучения. Метод основан на локальном механическом воздействии на оптическое волокно, а именно, прокаткой по нему стального ролика малого диаметра. Использование предложенного метода развитию технологии анизотропных световодов в части повышения их поляризационной устойчивости.

Введение. Анизотропные волоконные световоды (АВС), сохраняющие линейную поляризацию излучения, широко используются в качестве датчиков для волоконно-оптических гироскопов в различного рода системах навигации подвижных объектов гражданского и военного назначения. Чувствительность этих датчиков зависит от способности АВС сохранять линейное состояние поляризации излучения [1].

Степень сохранения поляризации излучения (поляризационная устойчивость, h), определяется отношением мощностей ортогональных мод по осям y и x (P_y и P_x , соответственно) на выходе из АВС длиной L :

$$h = (P_y/P_x)L^{-1}, \quad (1)$$

Поляризационная устойчивость световода, в свою очередь, обеспечивается высоким значением его двойного лучепреломления по осям x и y ($\beta_x - \beta_y$) [2]:

$$h = h_0/(1 + (\beta_x - \beta_y)^2 L_0^2), \quad (2)$$

где: h_0 и L_0 константы, связанные с поляризационной устойчивостью световода и его длиной, соответственно, которые зависят от степени однородности материала АВС; β_x и β_y – значения лучепреломления световода по осям x и y , соответственно.

Двойное лучепреломление световода определяется длиной биений ортогональных мод (L_b), для измерения которых существует несколько методов [3, 4]. Наиболее простой из них использует локальное вибрационное возмущение, перемещающееся по длине волокна [5].

Целью работы являлась модификация метода измерения длины биений ортогональных мод одномодовых световодов, сохраняющих поляризацию излучения, механическим локальным возмущением посредством прокатки по АВС стального ролика малого диаметра. Внедрение метода связано с развитием технологии анизотропных световодов в части повышения их поляризационной устойчивости.

Методика исследования и разработка метода измерения длины биений ортогональных мод одномодовых световодов. Установка для проведения исследований (рис. 1) содержит типичный набор элементов для измерения поляризационных свойств световодов. Отличительной особенностью является наличие ролика (6), который перемещается стабилизированным механическим приводом со скоростью 0,2 мм/с.

Ролик поджимается к волокну грузом массой 100 г. Диаметр стального закалённого ролика, равный 3 мм, соразмерен с длиной биений ортогональных мод L_b . В исходном состоянии, без механического воздействия, при скрещенных поляризаторе и анализаторе, излучение по волокну не проходит. Оно появляется периодически на выходе из АВС при воздействии ролика на волокно в области совпадения фаз ортогональных мод.

Для оценки работоспособности разработанного метода использовали АВС с эллиптической напрягающей оболочкой и известным значением L_b , равным 3 мм. Мощность излучения на входе в световод составляла 0,8 мВт. Вращением поляризатора и анализатора устанавливались

¹ Научный руководитель: к.ф.-м.н, старший научный сотрудник Кулеш А.Ю.

максимальное значение мощности на выходе волокна. Вращением анализатора достигалась минимальная мощность проходящего излучения. Затем по волокну прокатывался ролик с постоянной скоростью, и регистрировалось изменение мощности излучения во времени. С учётом скорости перемещения ролика строилась зависимость периодического изменения величины измеряемого излучения от линейной координаты перемещения ролика. Расстояние между минимальными значениями измеряемого сигнала должно соответствовать длине биений ортогональных мод L_b .

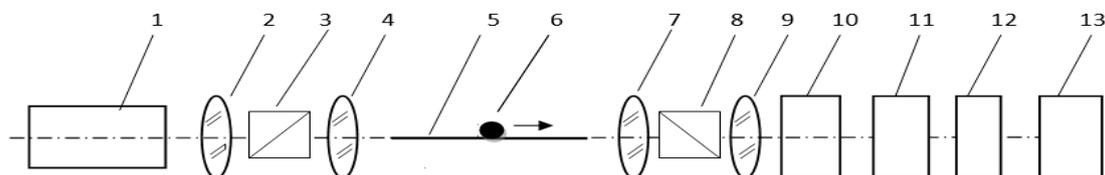


Рис. 1. Установка для измерения длины биений: 1 – источник излучения на 1,55 мкм; 2, 4, 7, 9 – объективы, 3 – поляризатор, 5 – оптическое волокно, 6 – ролик, 8 – анализатор, 10 – фотоприемник, 11 – усилитель, 12 – осциллограф, 13 – компьютер.

Полученная зависимость мощности измеряемого фотоприемником излучения от времени (рис. 2) даёт величину длины биений ортогональных мод L_b , соответствующую ранее измеренной методом спектрального сканирования (15 с). Совпадение результатов измерения L_b разными методами свидетельствует о достоверности результатов, полученных разработанным методом измерения длины биений ортогональных мод одномодовых световодов, сохраняющих поляризацию излучения.

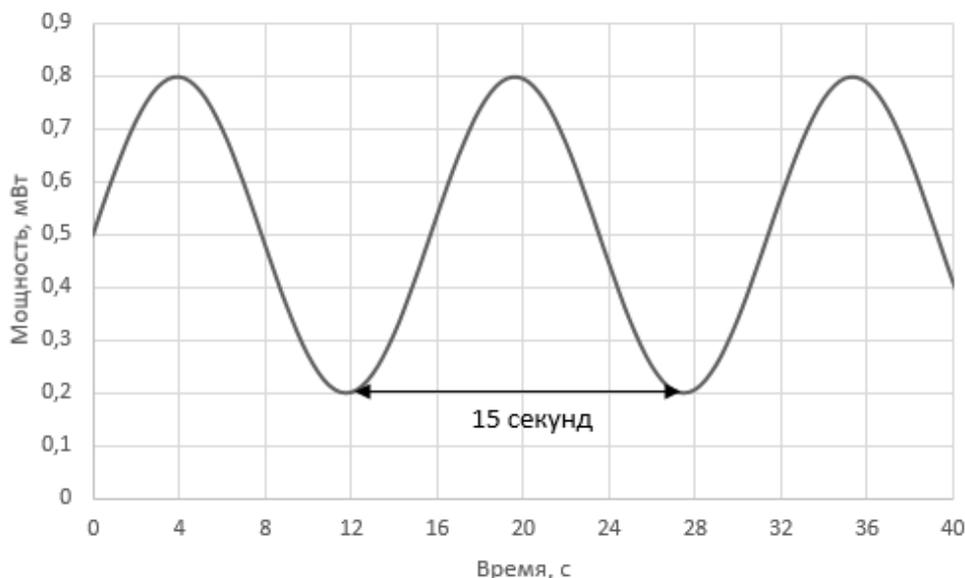


Рис. 2. Изменение мощности излучения, измеряемого фотоприемником в процессе прокатки ролика по волокну

Заключение. В результате исследований разработан модифицированный метод измерения длины биений ортогональных мод в анизотропных волоконных световодах, позволяющий оперативно определять двойное лучепреломление при разработке технологии изготовления оптического волокна с улучшенными параметрами поляризационной устойчивости. Проверена достоверность метода. Дальнейшие работы направлены на внедрение метода в технологию изготовления анизотропных волоконных световодов с целью повышения их поляризационной устойчивости.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Herve C. Lefevre.** The Fiber-Optic Gyroscope. Artech House Publishers; 2nd ed. edition ISBN-10, 1608076954, 2014.
2. **Tsubokawa M., Shibata N. and Seikai S.** Journal of lightwave technology. 1985. Vol. LT-3. № 4. P. 850-853.

3. **Calvani R., Caponi R. and Cisternino F.** Journal of lightwave technology. 1989. Vol. 7.№ 8. P. 1187-1195.
4. **K.V. Dukel'skii, M.A. Eron'yan, A.V. Komarov, Yu N. Kondrat'ev, L.G. Levit, E.I. Romashova, M.M. Serkov, A.V. Khokhlov, and V.S. Shevandin** MCVD technology for single-mode low-damping fiber lightguides stable against micro-bends J. Optical Technol. V. 69, № 11, pp. 849- 852 (2002).
5. **French W.G. and Tasker G.W.** Fabrication of optical fibers with improved cross sectional circularity. U.S. Patent 4154591.

D.V. Glita (JSC «Concern «Central Research Institute «Elektropribor», St. Petersburg). **Method for measuring the beat length of orthogonal modes in light guides that preserve the polarization of radiation.**

Abstract. The paper presents a modified method for measuring the beat length of orthogonal modes of single-mode light guides that preserve the polarization of radiation. The method is based on local mechanical action on the optical fiber, namely, rolling a small-diameter steel roller along it. The usage of this method will help develop the technology of anisotropic light guides in terms of increasing their polarization stability.

УДК 681.51

Д. Д. ШУРМЕЛЕВ

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЕТАЛИ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НА ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПАХ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ АДДИТИВНЫМ СПОСОБОМ

Описаны современные методы проектирования изделий в промышленности с использованием 3D-печати металлическими порошковыми материалами и последовательность моделирования деталей бесплатформенной инерциальной навигационной системы на волоконно-оптических гироскопах с применением технологий аддитивного производства и CAD-среды Creo 9.0.

Введение. Вследствие приближения четвертой промышленной революции (Industry 4.0), в промышленности происходит быстрое развитие одной из ее основных черт – аддитивного производства и 3D-печати изделий металлическими порошковыми материалами. В связи с чем встает вопрос о внедрении и применении новых технологий в промышленности, изучении методов аддитивного производства, материалов, используемых для печати, достоинствах и недостатках различных методов и 3D-принтеров в изготовлении изделий. Также рассматриваются возможности оптимизации за счет 3D-печати массогабаритных характеристик разработанных изделий, в том числе и навигационных систем [1-3].

На сегодняшний день изготовление навигационных приборов осуществляется за счет классических методов получения изделий, подразумевающих снятие материала с заготовки за счет механического воздействия. Использование аддитивного производства при изготовлении изделий позволит повысить мобильность производства и заменить большое количество оборудования, но и повысить физико-механические свойства изделий, уменьшить их массогабаритные характеристики, получить наилучшее качество поверхности, уменьшить затраты на материалы.

Работа посвящена аддитивному производству, его технологиям и моделированию деталей бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) на волоконно-оптических гироскопах (ВОГ) для изготовления аддитивным способом. Цель работы заключается в разработке 3D-модели деталей БИНС на ВОГ и исследовании различных САД-сред для определения наиболее оптимальной из них, при этом критерием оптимальности является возможность проведения проверочных расчетов над деталями БИНС на ВОГ, подверженными генеративному дизайну.

Обзор аддитивного производства в промышленности. Аддитивное производство – это изготовление изделия на основе данных цифровой модели детали, посредством послойного добавления материала. К основным достоинствам аддитивного производства относят мгновенную передачу 3-х мерной модели по сети, экономию материала, минимизацию отходов, меньшие массогабаритные характеристики изделия, возможность изготавливать изделия любой формы и типоразмера, возможность применять любые материалы при изготовлении изделий, благодаря чему аддитивное производство применимо ко всем сферам деятельности [4].

Аддитивное производство, в зависимости от задач, подразделяется на две основные группы технологий формирования слоев материала при построении модели – Bed Deposition и Direct Deposition. К технологии Bed Deposition относят такие методы, как SLM (Selective Laser Melting), SLS (Selective Laser Sintering), SLA (Stereolithography Apparatus), DLP (Digital Light Processing), EBM (Electron Beam Melting), LOM (Laminated Object Manufacturing), Binder Jetting, а к технологии Direct Deposition относят DMD (Direct Metal Deposition), LENS (Laser Engineered Net Shape), DLP (Digital Light Processing), FDM (Fused Deposition Modeling) др. [5]. Стоит отметить, что наиболее распространенными методами в промышленности являются –SLM, DMD, FDM и Binder Jetting, предназначенные для печати металлических изделий, а также применяются для изготовления вспомогательных изделий под выполнение готовых изделий SLA, SLS, DLP, использующие в качестве материала термопласты, фотополимерные смолы и т.п.

Построение деталей БИНС на ВОГ в Creo 9.0. В рамках работы рассмотрен инерциальный измерительный модуль БИНС на ВОГ, моделирование которого выполняется в САД-среде Creo 9.0. Построение инерциального измерительного модуля можно разделить на выполнение кон-

структивных элементов и выполнение корпуса. Изначально строятся конструктивные элементы, не подлежащие оптимизации массогабаритных параметров и предназначенные для закрепления гироскопов и акселерометров, такие как инерциальные чувствительные элементы, болышки, площадки и кольцо. После чего выполняется корпус изделия, представляющий собой больших габаритов модель, описывающую конструктивные элементы. В дальнейшем, корпус подвергается оптимизации массогабаритных размеров и после проведения генеративного дизайна будет связывать конструктивные элементы. Построение детали, также, включает в себя анализ на оптимизацию, за счет которого происходит оптимизация формы, массы и размеров изделия без потери физико-механических свойств и эксплуатации изделия.

Сравнительный анализ результатов моделирования детали БИНС на ВОГ. Вследствие различий в функционале, инструментах, алгоритмах вычисления и возможностях CAD-сред, был проведен анализ результатов генеративного проектирования на определенную деталь в CAD-средах Creo 9.0 и Autodesk Fusion 360 с целью определения влияния CAD-сред на результат моделирования. В результате проектирования детали были получены незначительные изменения в результатах генеративного проектирования, конечная масса модели в Creo 9.0 составила 0,52 кг, в Autodesk Fusion 360 0,44 кг. Незначительные изменения в результатах генеративного проектирования могут быть обусловлены различиями в функционале CAD-сред, в характеристиках материалов и в параметрах генеративного проектирования.

На основании полученных данных в процессе проектирования составлена сравнительная таблица характеристик функционала CAD-сред Creo 9.0 и Autodesk Fusion 360, представленная в таблице 1.

Таблица 1

Характеристики функционала CAD-сред

Параметры сравнения	Наименование CAD-среды	
	Creo 9.0	Autodesk Fusion 360
Удобство построения	+	-
Удобство генеративного проектирования	+	+
Вариативность генеративного проектирования	-	+
Проведение проверочных расчетов над моделью	-	+
Удобство в проведении расчетов	-	+
Вариативность проводимых расчетов	-	+
Доработка модели	+	+
Импорт модели	+	+
Возможность выбора языка	+	-
Вспомогательная информация (справочная информация)	+	+

По результатам проектирования БИНС на ВОГ и анализу характеристик функционала CAD-сред выявлено, что модель из Creo 9.0 не поддается дальнейшим расчетам, вследствие чего наиболее пригодной для проведения генеративного проектирования CAD-средой является Autodesk Fusion 360.

Результаты моделирования. В результате моделирования было получено оптимизированное изделие, представленное на рисунке 1. Масса детали, изготовленной классическим методом, составила 2,3 кг, а полученная при генеративном дизайне – 0,52 и 0,44 кг. Определено, что полученные детали выдерживают нагрузку в пределах 2000 Н или 200 кг, а их собственная частота составляет 2715 Гц. Из чего следует, что проведение генеративного дизайна не влечет потери физико-механических свойств инерциального измерительного модуля БИНС на ВОГ и позволяет применять их в готовом изде-

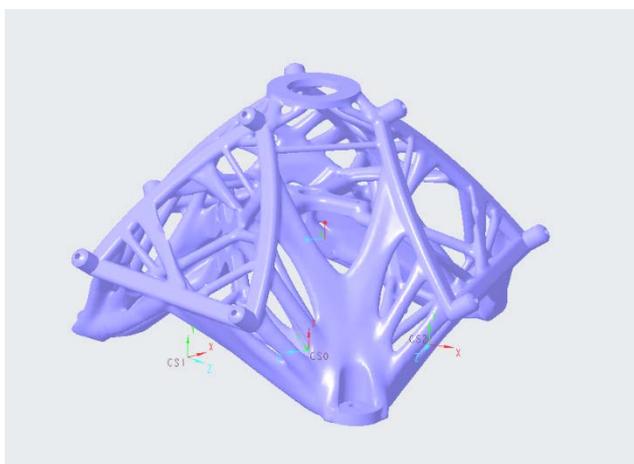


Рис. 1 Результат моделирования детали БИНС на ВОГ

лии. При этом применение генеративного дизайна позволяет экономить средства и материалы для изготовления исследуемой детали, ускоряет процесс выполнения изделия за счет применения 3D-печати.

Заключение. Рассмотрены и описаны современные методы проектирования изделий с использованием 3D-печати металлами. Построена 3D-модель БИНС на ВОГ с использованием аддитивного производства – генеративного дизайна в САД-среде Creo 9.0. На основании полученных в процессе проектирования данных, проведен анализ характеристик функционала САД-сред, определена наиболее пригодная САД-среда для построения 3D-модели.

ЛИТЕРАТУРА

1. Manufacturing Digital Transformation and Innovation Primer for 2021 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.gartner.com/en/documents/3996518> (дата обращения: 30.10.2023).
2. Четвёртая промышленная революция [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://ru.wikipedia.org/wiki/Четвёртая_промышленная_революция (дата обращения: 10.11.2023).
3. The Global Impact of Industrie 4.0 Enables and Accelerates Worldwide Digital Business Success [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.gartner.com/doc/3796464/global-impact-industrie--enables> (дата обращения: 15.11.2023).
4. Аддитивные технологии [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://ru.wikipedia.org/wiki/Аддитивные_технологии (дата обращения: 08.12.2023).
5. Аддитивные технологии в машиностроении [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://elib.spbstu.ru/dl/2/3548.pdf/download/3548.pdf> (дата обращения: 25.12.2023).

D.D.Shurmelev (State Research Center of the Russian Federation – Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg). **Simulation results of parts of a free-platform inertial navigation system on a fiber optic gyroscope for additive manufacturing**

Abstract. Modern methods of designing products in industry using 3D printing with metal powder materials and the sequence of modeling parts of a free-platform inertial navigation system on fiber-optic gyroscope with the use of additive manufacturing technologies and CAD-environment Creo 9.0 are described.

Секция 5. ТЕОРИЯ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

УДК 517.977.5

А. С. ТОМИЛОВА

(Санкт-Петербургский государственный университет, Санкт-Петербург)

СИНТЕЗ ЗАКОНА УПРАВЛЕНИЯ КОЛЁСНЫМ РОБОТОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА ОПТИМАЛЬНОГО ДЕМПФИРОВАНИЯ

Рассматривается нелинейная математическая модель полноприводного колёсного робота. На основе принципа оптимального демпфирования выполняется синтез закона управления, который гарантирует асимптотическую устойчивость нулевого положения равновесия. Решается задача стабилизации нулевого положения равновесия замкнутой системы.

Введение. Вопросы синтеза нелинейных систем управления являются одними из наиболее сложных и актуальных проблем современной теории управления [1-3]. Это связано с тем, что в большинстве случаев математическая модель динамики объекта управления задается нелинейными дифференциальными уравнениями, и для таких систем не существует универсального подхода к синтезу управления. Выбор того или иного метода, как правило, зависит от множества факторов, в частности от вида системы.

Существуют различные методы синтеза закона управления для нелинейных систем, например, метод линеаризации обратной связью [4], методы на основе принципа оптимальности Беллмана [5], метод оптимального демпфирования (ОД) [3], впервые предложенный В.И. Зубовым в начале 1960-х годов. В данной работе синтез закона управления проводится на основе метода оптимального демпфирования, который, в отличие от классических методов, основанных на решении уравнения Гамильтона-Якоби-Беллмана, не требует решения этого уравнения и при этом позволяет найти приближенный к оптимальному закон управления нелинейной системой. Необходимо отметить, что оптимальное управление, получаемое методом оптимального демпфирования, удается построить в том случае, если известна функция Ляпунова.

Доклад посвящен синтезу закона управления полноприводным колёсным роботом на основе метода оптимального демпфирования. Целью управления является перевод колёсного робота из начального положения в нулевое положение равновесия, то есть решается задача стабилизации нулевого положения равновесия. Показано, что метод оптимального демпфирования позволяет найти приближенное решение поставленной задачи оптимального управления путем сведения её к задаче параметрической оптимизации [6, 7]. Приведено допустимое множество, для которого найденный закон управления гарантирует асимптотическую устойчивость нулевого положения равновесия.

Постановка задачи. Рассмотрим нелинейную математическую модель полноприводного колёсного робота [7]

$$\dot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{R}(\boldsymbol{\eta})\mathbf{v}, \quad (1)$$

где $\boldsymbol{\eta} = (x, y, \varphi)^T$ - вектор состояния объекта управления; x, y - координаты центра масс, φ - угол поворота робота; $\mathbf{v} = (v_x, v_y, w)^T$ - вектор скорости, который в данном случае является управляющим воздействием; \mathbf{R} - матрица поворота вокруг оси Oz .

Введем интегральный функционал, характеризующий качество процессов управления на движениях замкнутой системы [7, 8]:

$$J = J(\boldsymbol{\eta}, \mathbf{v}) = \int_0^{\infty} (\boldsymbol{\eta}^T \mathbf{P} \boldsymbol{\eta} + \lambda \mathbf{v}^T \mathbf{v}) dt, \quad (2)$$

где \mathbf{P} - симметрическая, положительно определенная матрица, $\lambda > 0$ - весовой множитель.

Научный руководитель: д. ф.-м. н., профессор Сотникова М.В.

Ставится задача синтеза закона управления полноприводным колёсным роботом, обеспечивающего перевод объекта из начального положения в нулевое положение равновесия. Построенное управление гарантирует асимптотическую устойчивость нулевого положения равновесия и наилучшее качество переходных процессов по отношению к заданному функционалу (2).

Синтез оптимального закона управления. Оптимальное управление будем искать, решая задачу ОД [6, 7]. Для этого введем вспомогательный функционал L :

$$L = L(\boldsymbol{\eta}, \mathbf{v}) = \boldsymbol{\eta}^T \mathbf{V} \boldsymbol{\eta} + \int_0^t (\boldsymbol{\eta}^T \mathbf{P} \boldsymbol{\eta} + \lambda \mathbf{v}^T \mathbf{v}) d\tau, \quad (3)$$

где квадратичная форма $\boldsymbol{\eta}^T \mathbf{V} \boldsymbol{\eta}$ является кандидатом на функцию Ляпунова, \mathbf{V} - заранее неизвестная положительно определенная матрица.

Пусть функция W определяет скорость изменения функционала (3) на движениях системы управления (1). Тогда метод оптимального демпфирования состоит в поиске такого управления, которое доставляет минимум функции W . Формализованная постановка задачи ОД по отношению к функционалу (3) имеет вид

$$W = W(\boldsymbol{\eta}, \mathbf{v}) \rightarrow \min_{\mathbf{v} \in E^3}, \quad \mathbf{v} = \mathbf{v}_d(\boldsymbol{\eta}) := \arg \min_{\mathbf{v} \in E^3} W(\boldsymbol{\eta}, \mathbf{v}). \quad (4)$$

Для поиска оптимального управления находим частную производную функции W по переменной \mathbf{v} и приравниваем её к нулю. Решая такую систему, получим управление

$$\mathbf{v} = \mathbf{v}_d(\boldsymbol{\eta}) = -\lambda^{-1} \mathbf{R}^T(\boldsymbol{\eta}) \mathbf{V} \boldsymbol{\eta}, \quad (5)$$

Оптимальное управление (5) зависит от выбора матрицы \mathbf{V} , которая влияет на устойчивость нулевого положения равновесия. Поиск матрицы \mathbf{V} осуществляется параметрическим способом с помощью вектора варьируемых параметров $\mathbf{h} \in H_v \subset E^6$ (H_v – допустимое множество, состоящее из векторов \mathbf{h} , для которых нулевое положение равновесия асимптотически устойчиво), который задает её коэффициенты [7].

В статье [6] предложен параметрический алгоритм построения приближения. Поиск вектора \mathbf{h} будем осуществлять с помощью минимизации функции $J_d(\mathbf{h})$ на допустимом множестве H_v . Функция $J_d(\mathbf{h})$ определяется выражением

$$J_d = J_d(\mathbf{h}) = \int_0^{\infty} (\boldsymbol{\eta}_d^*(t, \mathbf{h}, \boldsymbol{\eta}_0)^T \mathbf{P} \boldsymbol{\eta}_d^*(t, \mathbf{h}, \boldsymbol{\eta}_0) + \lambda \mathbf{v}_d^*(t, \mathbf{h}, \boldsymbol{\eta}_0)^T \mathbf{v}_d^*(t, \mathbf{h}, \boldsymbol{\eta}_0)) dt,$$

где $\boldsymbol{\eta}_d^*(t, \mathbf{h}, \boldsymbol{\eta}_0)$ – решение задачи Коши для замкнутой системы (1), (5) с начальными условиями $\boldsymbol{\eta}(0) = \boldsymbol{\eta}_0$; $\mathbf{v}_d^*(t, \mathbf{h}, \boldsymbol{\eta}_0) := \mathbf{v}_d(\boldsymbol{\eta}_d^*(t, \mathbf{h}, \boldsymbol{\eta}_0), \mathbf{h})$ – решение задачи ОД для заданного вектора \mathbf{h} и соответствующего ему решения $\boldsymbol{\eta}_d^*(t, \mathbf{h}, \boldsymbol{\eta}_0)$.

Следовательно, получаем задачу параметрической оптимизации:

$$J_d = J_d(\mathbf{h}) \rightarrow \min_{\mathbf{h} \in H_v}, \quad \mathbf{h}_d := \arg \min_{\mathbf{h} \in H_v} J_d(\mathbf{h}), \quad J_{d0} = J_d(\mathbf{h}_d). \quad (6)$$

Таким образом, решение задачи оптимального демпфирования (4) сводится к решению задачи параметрической оптимизации (6).

Зададим допустимое множество H_v в виде:

$$H_v = \{\mathbf{h} \in E^6 : \lambda_{\min}(\mathbf{V}(\mathbf{h})) > 0, \lambda_{\max}(-\lambda^{-1} \mathbf{V}^2(\mathbf{h}) + \mathbf{P}) \leq 0\},$$

где $\lambda_{\min}(\mathbf{V}(\mathbf{h}))$ - минимальное собственное число матрицы $\mathbf{V}(\mathbf{h})$, $\lambda_{\max}(-\lambda^{-1} \mathbf{V}^2(\mathbf{h}) + \mathbf{P})$ - максимальное собственное число матрицы $-\lambda^{-1} \mathbf{V}^2(\mathbf{h}) + \mathbf{P}$.

Для корректного построения оптимального управления необходимо найти начальное приближение вектора \mathbf{h} , принадлежащее H_v , поскольку в этом случае при численном решении задачи (6) каждое построенное приближение будет оставаться в H_v , и найденное управление обеспечивает асимптотическую устойчивость нулевого положения равновесия.

Начальное приближение \mathbf{h}_0 будем искать с учетом следующих неравенств:

$$\lambda_{\min}(\mathbf{V}(\mathbf{h}_0)) \geq 0, \quad \lambda_{\min}(\lambda^{-1}\mathbf{V}^2(\mathbf{h}_0)) \geq \lambda_{\max}(\mathbf{P}).$$

Таким образом, решая задачу (6) с начальным приближением \mathbf{h}_0 , получим оптимальное управление вида (5), которое обеспечивает достижение поставленной цели управления, и при этом гарантирует асимптотическую устойчивость нулевого положения равновесия.

Заключение. В результате работы выполнен синтез закона управления полноприводным колёсным роботом с использованием метода оптимального демпфирования. Приведено допустимое множество, для которого найденный закон управления гарантирует асимптотическую устойчивость нулевого положения равновесия. Решена задача стабилизации нулевого положения равновесия.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Khalil H.K.** Nonlinear Systems. Third edition. Prentice Hall, Upper Saddle River, New Jersey, 2002. 768 p.
2. **Slotine J., Li W.** Applied nonlinear control. New Jersey: Prentice Hall, 1991. 476 p.
3. **Зубов В.И.** Теория оптимального управления судном и другими подвижными объектами. Л.: Судостроение, 1966. 352 с.
4. **Ким Д.П.** Теория автоматического управления. Т. 2. Многомерные, нелинейные, оптимальные и адаптивные системы: Учеб. пособие. М.: Физматлит, 2004. 464 с.
5. **Беллман Р.** Динамическое программирование. М.: Изд-во иностр. лит., 1960. 400 с.
6. **Veremey E. I.** On practical application of Zubov's optimal damping concept // Вестник Санкт-Петербургского университета. Прикладная математика. Информатика. Процессы управления. 2020. Т. 16. № 3. С. 293-315.
7. **Томилова А.С.** Применение метода оптимального демпфирования к синтезу закона управления колёсным роботом // Процессы управления и устойчивость. 2023. Т. 10. № 1. С. 95-99.
8. **Веремей Е.И.** Линейные системы с обратной связью. СПб.: Лань, 2013. 448 с.

A.S. Tomilova (Saint-Petersburg State University, Saint-Petersburg). **Synthesis of the control law for a wheeled robot using the optimal damping method**

Abstract. A nonlinear mathematical model of a wheeled robot is considered. Based on the principle of optimal damping, a control law is synthesized, which guarantees the asymptotic stability of the zero equilibrium position. The problem of stabilizing the zero equilibrium position of a closed-loop system is solved.

УДК 681.51

Б.Х. НГУЕН, С.К. НГУЕН

(Институт проблем машиноведения РАН, Университет ИТМО, г. Санкт-Петербург)

УПРАВЛЕНИЕ НА БАЗЕ НАБЛЮДАТЕЛЯ НЕЛИНЕЙНЫМИ СИСТЕМАМИ С ГАРАНТИЕЙ ЗАДАННОГО КАЧЕСТВА РЕГУЛИРОВАНИЯ

Предложен метод синтеза закона управления нелинейными системами на базе наблюдателя с гарантией нахождения выходных сигналов в заданных множествах. Для решения задачи использовано преобразование координат, позволяющее свести задачу с ограничениями к задаче без ограничений. Закон управления синтезирован с помощью наблюдателя Люенбергера. Результаты моделирования иллюстрируют эффективность предложенного метода.

Введение. В работах [1-5] рассмотрены проблемы управления с обеспечением ограничения переходных процессов регулируемых сигналов в некоторых множествах, заданных разработчикам требованиями к работе системы. Решения указанных проблем на базе техники линейных матричных неравенств (ЛМН), которые расширяют применимость полученного метода на практике, можно найти в [4, 5]. Однако законы управления в [5] синтезированы с предположением, что вектор состояния является измеряемым. Предлагаемый доклад посвящен разработке метода управления нелинейными системами на базе наблюдателя при условии, что доступен измерению только выход системы.

Постановка задачи. Рассмотрим нелинейную систему вида

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu + G\varphi(z) + Df, \\ y &= Cx, \quad z = Nx, \end{aligned} \quad (1)$$

где $x \in \mathbb{R}^n$ – неизмеряемый вектор состояния, $u \in \mathbb{R}^m$ – сигнал управления, $y \in \mathbb{R}^p$ – измеряемый выходной сигнал, $f \in \mathbb{R}^l$ – неизвестное возмущение такое, что $|f(t)| \leq \bar{f}$; $z \in \mathbb{R}^q$ – аргумент нелинейной функции $\varphi(\cdot): \mathbb{R}^q \rightarrow \mathbb{R}^n$, удовлетворяющей условию глобально Липшицевой функции, т.е. $\forall z_1, z_2 \in \mathbb{R}^q, \exists k_l > 0: |\varphi(z_1) - \varphi(z_2)| \leq k_l |z_1 - z_2|$, матрицы A, B, C, D, G, N известны и имеют соответствующие размерности. Система (1) наблюдаема и управляема.

Целью является разработка закона управления, гарантирующего нахождение выходного сигнала $y(t)$ объекта (1) в следующем множестве:

$$\mathcal{Y} = \{y \in \mathbb{R}^p: \underline{g}_i(t) < y_i(t) < \bar{g}_i(t), i = 1, \dots, p\} \text{ для любых } t \geq 0, \quad (2)$$

где $\underline{g}_i(t)$ и $\bar{g}_i(t)$ – заданные непрерывные ограниченные функции вместе со своими первыми производными по времени.

Метод решения. Рассмотрим наблюдатель Люенбергера вида:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}} &= A\hat{x} + Bu + G\varphi(\hat{z}) + L(y - C\hat{x}), \\ \hat{z} &= N\hat{x}, \end{aligned} \quad (3)$$

где $\hat{x} \in \mathbb{R}^n$ – вектор оценивания x ; $L \in \mathbb{R}^{p \times n}$ – матрица коэффициентов усиления для (3).

Принимая во внимание (1) и (3), получим уравнение динамики ошибки оценивания $\tilde{x}(t) = x(t) - \hat{x}(t)$ в виде

$$\dot{\tilde{x}}(t) = (A - LC)\tilde{x}(t) + G[\varphi(z) - \varphi(\hat{z})] + Df. \quad (4)$$

Теорема 1. Пусть для заданных $c > 0, \alpha > 0, \tau_1 > 0$ существуют матрица $Y \in \mathbb{R}^{n \times p}$ и положительно определенная матрица $P = P^T$, и $\tau_2 > 0$, такие, что выполнены следующие ЛМН:

¹Научный руководитель: д.т.н., профессор Фуртат И.Б.

$$\begin{bmatrix} \Psi + \tau_2 k_l^2 I + (2\alpha + \tau_1)P & PU \\ * & -\tau_2 I \end{bmatrix} \leq 0, \quad (5)$$

$$-c\tau_1 + \gamma^2 \tau_2 \leq 0,$$

где $\gamma = |D|\bar{f}$; $\Psi = A^T P + PA - N^T Y^T - YN$; $U = (GG^T + I)^{\frac{1}{2}}$; "*" определяет симметричный блок соответствующей матрицы; I, O – единичная и нулевая матрицы соответствующей размерности.

Тогда $L = P^{-1}Y$ и ошибка оценивания $\tilde{x}(t)$ экспоненциально сходится к инвариантному множеству. Верхняя оценка $\tilde{x}(t)$ при этом задается следующим образом:

$$\limsup_{t \rightarrow \infty} |\tilde{x}(t)| \leq \Delta = \sqrt{\frac{c}{\lambda_{\min}(P)}}. \quad (6)$$

Рассмотрим замену координат вида:

$$y(t) = \Phi(\varepsilon(t), t) = \frac{\bar{g}(t)e^\varepsilon + \bar{g}(t)}{e^\varepsilon + 1}, \quad (7)$$

где $\varepsilon(t) \in \mathbb{R}^q$ – дифференцируемая функция времени t .

Зададим закон управления как

$$u = -(LB)^{-1} \left[K\varepsilon + CA\hat{x} + k_l \text{sign}(\varepsilon) \left\| \left(\frac{\partial \Phi^{-1}}{\partial \varepsilon} \right)^{-1} \right\| \|CG\| \|N\| |\hat{x}| \right]. \quad (8)$$

Теорема 2. Пусть для заданных $c_1, c_2 > 0, \alpha > 0, \bar{e} > 0, \bar{\theta} > 0, \bar{\psi} > 0$ существуют матрицы $K \in \mathbb{R}^{p \times p}, \tau_s > 0, s = 1, \dots, 5$, такие, что для любого $\sigma \in \{\sigma_1, \sigma_2\}$ выполнены следующие линейные матричные неравенства:

$$\begin{bmatrix} -\sigma K + (\tau_1 - \tau_2)I & 0,5\sigma CA & 0,5I & 0,5\sigma I \\ * & -\tau_3 I & 0 & 0 \\ * & * & -\tau_4 I & 0 \\ * & * & * & -\tau_5 I \end{bmatrix} \leq 0, \quad (9)$$

$$-c_1^2 \tau_1 + c_2^2 \tau_2 + \bar{e}\tau_3 + \bar{\theta}\tau_4 + \bar{\psi}\tau_5 \leq 0,$$

где "*" определяет симметричный блок соответствующей матрицы, I, O – единичная и нулевая матрицы соответствующей размерностью. Тогда закон управления (8) обеспечивает выполнение целевого условия (2).

Численное моделирование. Рассмотрим объект (1) со следующими параметрами:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -0,1 & -2 & -3 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 1 & 2 \\ 1 & 1 \\ 1 & 3 \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} 0,1 & 0 \\ 0 & 0,1 \\ 0,1 & 0,1 \end{bmatrix}, D = \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} 2 & 1 & 1 \\ 1 & 2 & 1 \end{bmatrix},$$

$$N = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 \\ 1 & 1 & 1 \end{bmatrix}, f(t) = 0.1 + \sin(3t) + \text{sat}(d(t)), \varphi = [z_1 + \sin(z_1), \sin(z_2)],$$

где $\text{sat}\{\cdot\}$ – функция насыщения, $d(t)$ – белый шум интенсивности 0,1 и временем выборки 0,1.

Параметры функции $\Phi(\varepsilon, t)$ зададим в виде:

$$\bar{g}_1(t) = 3,52e^{-0,5t} + 0,1, \quad \bar{g}_2(t) = 1,62\cos(0,5t) + 1,52,$$

$$\underline{g}_1(t) = 1,62e^{-0,5t} - 0,1, \quad \underline{g}_2(t) = \cos(0,5t) + 0,8,$$

При $c_1 = 0,1; c_2 = 10$, мы получим $\sigma_1 = 1,84$ и $\sigma_2 = 136$ (формулы для вычисления σ_1 и σ_2 см. в [4]). Тогда при $\sigma = 136$ найдем $K = \begin{bmatrix} 42,48 & 0,20 \\ 0,20 & 42,48 \end{bmatrix}$, при $\sigma = 1,84$ найдем $K = \begin{bmatrix} 404,72 & 6,34 \\ 6,34 & 404,72 \end{bmatrix}$.

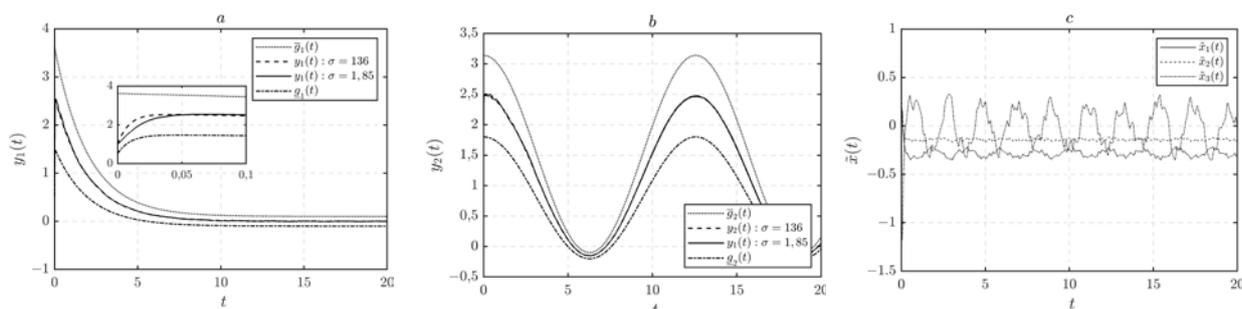


Рис. 1. Переходные процессы по $y_1(t), y_2(t)$ в замкнутой системе (a, b); ошибка оценивания $\tilde{x}(t)$ (c).

Переходные процессы при двух различных значениях σ по $y_1(t), y_2(t)$ при $x(0) = \text{col}\{\frac{5}{3}, \frac{2}{3}, -1\}$ приведены на рис. 1(a, b). Вектор оценивания $\tilde{x}(t)$ приведен на рис. 1c. Как показано на графиках, выходные сигналы всегда находятся в заданных множествах, несмотря на отсутствие сходимости к нулю ошибки оценивания вектора состояния системы.

Заключение. В работе предложен новый метод синтеза закона управления многоканальными нелинейными объектами с гарантией нахождения регулируемых переменных в заданных множествах на его основе [1-5]. Предложенный метод позволяет рассчитывать параметры регулятора с помощью техники линейных матричных неравенств. Полученные результаты, проверенные моделированием, подтвердили аналитические выводы и доказали эффективность разработанного метода.

Работа выполнена в ИПМаш РАН при поддержке госзадания № FFNF-2024-0008 (№ 124041100006-1 в ЕГИСУ НИОКТР)

ЛИТЕРАТУРА

1. **Furtat I., Nekhoroshikh A., Gushchin P.** Synchronization of multi-machine power systems under disturbances and measurement errors // International Journal of Adaptive Control and Signal Processing. 2022. DOI: 10.1002/acs.3372
2. **Фуртат И.Б., Гушин П.А.** Управление динамическими объектами с гарантией нахождения регулируемого сигнала в заданном множестве // Автоматика и телемеханика. 2021. № 4. С. 121–139.
3. **Furtat I., Gushchin P.** Nonlinear feedback control providing plant output in given set // International Journal of Control. 2021. <https://doi.org/10.1080/00207179.2020.1861336>
4. **Nguyen B., Furtat I., Vrazhevsky S.** Control of Linear Systems with Guarantee of Outputs in Given Sets at Any Time // 62th IEEE Conference on Decision and Control (CDC) - 2023, pp. 1667-1672
5. **Нгуен Б., Фуртат И.Б.** Управление объектами с секторной нелинейностью с гарантией нахождения регулируемой переменной в заданном множестве. Мехатроника, автоматизация, управление. 2022;23(7):351-355. <https://doi.org/10.17587/mau.23.351-355>

B.H. Nguyen, X. K. Nguyen, (ITMO University, IPME RAS, Saint Petersburg). **Observer-based control of nonlinear systems with a guarantee of the performance of control**

Abstract. A method of control synthesis for nonlinear systems based on an observer with a guarantee of finding output signals in given sets is proposed. To solve this problem, a coordinate transformation is used, which allows to reduce a problem with constraints to a control problem without constraints. The law of control is synthesized with the help of the Luenberger observer. The results of the simulation illustrate the effectiveness of the proposed method.

УДК 681.51

Т. Д. ДАНГ
(Университет ИТМО, г. Санкт-Петербург)

АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ НЕЛИНЕЙНЫМИ ОБЪЕКТАМИ С ЗАПАЗДЫВАНИЕМ В КАНАЛЕ УПРАВЛЕНИЯ

Предлагается алгоритм управления нелинейными объектами с запаздыванием во входном сигнале. Алгоритм состоит из предиктора регулируемой величины для асимптотического прогноза значения вектора состояния на величину запаздывания. Получены достаточные условия устойчивости замкнутой системы, сформулированные в виде разрешимости линейных матричных неравенств. Приведены результаты моделирования, иллюстрирующие эффективность предлагаемого решения.

Введение. На практике широко распространены задачи управления процессами с запаздыванием в канале управления. Неучет данного запаздывания может привести к невыполнению поставленной цели или потере устойчивости замкнутой системы. Для устойчивых линейных объектов с запаздыванием впервые был предложен предиктор О. Смита в [1] для прогноза регулируемой величины на время запаздывания. Позже А. Манитиус и А. Олброт предложили новый пропорционально-интегральный предиктор для неустойчивых линейных систем [2], который построен на базе решения уравнения динамики. В [3–6] было показано, что численная реализация предиктора [2] может стабилизировать только определенный класс неустойчивых объектов с запаздыванием. В [7] предложен новый предиктор для неустойчивых объектов. По сравнению с [2] схема прогноза [7] не содержит интегральной составляющей, поэтому техническая реализация и расчет параметров в [7] проще, чем в [2]. В [8, 9] результаты [7] обобщены на объекты с большим временем запаздывания.

Однако работы [7–9] применимы только для линейных систем. В настоящем докладе предложено обобщить результаты работ [8, 9] на объекты с секторной нелинейностью.

Постановка задачи. Рассмотрим объект с запаздыванием в канале управления, который описывается уравнением

$$\dot{x} = Ax(t) + F\varphi(x) + Bu(t-h), \quad t \geq 0, \quad u(s) = 0, \quad s < 0, \quad (1)$$

где $x(t) \in \mathbb{R}^n$ – измеряемый вектор состояния, $u(t) \in \mathbb{R}^m$ – сигнал управления, $h > 0$ – известное время запаздывания, $\varphi(x) \in \mathbb{R}^q$ – известная Липшицева нелинейная функция, которая удовлетворяет условию: $\forall x_1, x_2 \in \mathbb{R}^n: |\varphi(x_1) - \varphi(x_2)| < L|x_1 - x_2|$, $L > 0$ – известная константа; матрицы A, B, F – известные матрицы соответствующих размерностей, пара (A, B) управляема и выполнено условие $B^+B = I_m$, B^+ – псевдообратная матрица для матрицы B и I_m – единичная матрица порядка m .

Требуется разработать алгоритм управления, который обеспечит выполнение условия

$$\limsup_{t \rightarrow \infty} |x(t)| \leq \delta, \quad (2)$$

где $\delta = O(h)$; $O(h)$ для $h > 0$ означает, что $\lim_{h \rightarrow 0} \frac{O(h)}{h} = const.$

Метод решения. Для прогноза регулируемого сигнала рассмотрим предиктор в виде

$$\dot{\bar{x}}(t) = A\bar{x}(t) + F\varphi(x(t)) + D(x(t) - \bar{x}(t-h)) + Bu(t). \quad (3)$$

Зададим закон управления как

$$u(t) = -K\bar{x}(t), \quad (4)$$

где матрица K выбирается из условия гурвицевости матрицы $A - BK$.

Введем ошибку прогноза $e(t) = x(t) - \bar{x}(t-h)$ и с учетом (1) и (3) перепишем ее в виде

¹Научный руководитель: д.т.н., профессор Фуртат И.Б.

$$\dot{e}(t) = Ae(t) - De(t-h) - F[\varphi(x(t)) - \varphi(\bar{x}(t-h))]. \quad (5)$$

Рассмотрим новую переменную $x_1(t) = x(t) - e(t)$ и продифференцируем ее вдоль решений (1) и (5). В результате получим

$$\dot{x}_1(t) = (A - BK)x_1(t) + De(t-h) + F\varphi(x_1(t)). \quad (6)$$

Введем следующие обозначения:

$$x_p = \text{col}\{x_1, e\}, \quad A_p = \begin{bmatrix} A - BK & O_{n \times m} \\ O_{n \times m} & A \end{bmatrix}, \\ D_p = \begin{bmatrix} O_{n \times m} & D \\ O_{n \times m} & D \end{bmatrix}, \quad B_p = \begin{bmatrix} I_{n \times n} & O_{n \times n} \\ O_{n \times n} & I_{n \times n} \end{bmatrix},$$

где $O_{n \times m}$ – нулевая матрица размеров $n \times m$. С учетом обозначений перепишем (5) и (6) как

$$\dot{x}_p = A_p x_p(t) + D_p x_p(t-h) + B_p \psi(t), \quad (7)$$

где $\psi(t) = \text{col}\{F[\varphi(x(t)) - \varphi(\bar{x}(t-h))], F\varphi(x_1(t))\}$.

Утверждение 1. Рассмотрим систему управления, состоящую из объекта (1), предиктора регулируемой величины (3) и закона управления (4). Пусть для заданного числа $\alpha > 0$ и матриц K, D существуют коэффициент $\beta > 0$ и матрицы $P > 0, P_2 > 0, P_3 > 0, Q > 0, S > 0$ такие, что выполнено линейное матричное неравенство

$$\Psi := \begin{bmatrix} \Psi_{11} & P - P_2^T + (A_p + D_p)^T P_3 & O_{4n \times 4n} & -hP_2^T D_p & P_2^T B_p \\ * & -P_3 - P_3^T + hS & O_{4n \times 4n} & -hP_3^T D_p & P_3^T B_p \\ * & * & -e^{-2\alpha h} Q & O_{4n \times 4n} & O_{4n \times (2m+n)} \\ * & * & * & -hS & O_{4n \times (2m+n)} \\ * & * & * & * & -\beta I_{2m+n} \end{bmatrix} < 0$$

где $\Psi_{11} = P_2^T (A_p + D_p) + (A_p + D_p)^T P_2 + 2\alpha P + Q + \gamma P^2 + I \|F\| L$. Тогда решения замкнутой системы (3)–(6) предельно ограничены и выполнено целевое условие (2).

Для подтверждения эффективности предложенного алгоритма проведено численное моделирование системы четвертого порядка с гармоническими нелинейностями. Продемонстрирована сходимость переменных состояния к нулю.

Заключение. Синтезирован алгоритм управления нелинейными системами с запаздыванием во входном сигнале. Алгоритм основан на использовании предиктора регулируемой величины. Получены достаточные условия устойчивости замкнутой системы в виде разрешимых линейных матричных неравенств. Эффективность алгоритма продемонстрирована результатами моделирования.

*Исследование выполнено при поддержке Госзадания
№ 121112500298-6 (ЭГИСУ НИОКТР) в ИПМаш РАН.*

ЛИТЕРАТУРА

1. **Smith J.M.** Closer Control of Loops with Dead Time // Chem. Eng. Prog. 1959. No. 53. P. 2217–2219.
2. **Manitius A.Z., Olbrot A.W.** Finite Spectrum Assignment Problem for Systems with Delays // IEEE Trans. Autom. Control. 1979. V. AC-24. No. 4. P. 541–553.
3. **Van Assche V., Dambrine M., Lafay J.F., Richard J.P.** Some Problems Arising in the Implementation of Distributed-Delay Control Laws // Proc. 38th IEEE Conf. On Decision and Control, Phoenix, 1999.
4. **Engelborghs K., Dambrine M., Rose D.** Limitations of a Class of Stabilization Methods for Delay Systems // IEEE Trans. Autom. Control. 2001. V. AC-46. No. 2. P. 336–339.
5. **Mondi'e S., Dambrine M., Santos O.** Approximation of Control Laws with Distributed Delays: a Necessary Condition for Stability // Kybernetika. 2002. V. 38. No. 5. P. 541–551.
6. **Mondi'e S., Michiels W.** Finite Spectrum Assignment of Unstable Time-Delay Systems With a Safe Implementation // IEEE Trans. Autom. Control. 2003. V. 48. No. 12. P. 2207–2212.
7. **Kristic M.** Delay Compensation for Nonlinear, Adaptive, and PDE Systems. Birkhauser, 2009.

8. **И. Б. Фургат, П. А. Гущин** Алгоритм управления объектами с запаздывающим входным сигналом на базе субпредикторов регулируемой величины и возмущения // Автоматика и телемеханика. 2019. № 2. С. 3–23.
9. **Furtat I., Gushchin P.** Tracking control algorithms for plants with input time-delays based on state and disturbance predictors and sub-predictors // Journal of the Franklin Institute. 2019. Vol. 356. P. 4496–4512.

T.D. Dang (ITMO University, Saint Petersburg). **Control of nonlinear systems with delays in the input signal**

Abstract. An algorithm for control of nonlinear systems with input time-delay is proposed. The algorithm consists of a state predictor for an asymptotic prediction of the value of the state vector and a dynamic control law for compensation of disturbances. Sufficient conditions for the stability analysis of the closed-loop system are obtained and formulated in the form of solvability of linear matrix inequalities. Simulation results illustrate the efficiency of the proposed solution.

УДК 535.16

А. ЧУЙКО

(Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара)

АНАЛИЗ ХАОТИЧЕСКИХ РЕЖИМОВ ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ ТВЕРДЫХ ТЕЛ ПРИ ДЕЙСТВИИ КУСОЧНО-НЕПРЕРЫВНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ

Рассматривается свободное движение спутника-гиростата относительно центра масс, при действии внутренних кусочно-непрерывных возмущений. Проведен анализ хаотических режимов движения спутников-гиростатов с помощью метода Мельникова и других численно-графических инструментов.

Введение. В настоящее время важным и малоизученным явлением являются хаотические режимы движения спутников-гиростатов, учет которых необходим в рамках планирования и реализации космических миссий, поскольку в таких режимах малая неточность в задании начального состояния системы с течением времени нарастает и процесс становится непредсказуемым, что может привести к нежелательным последствиям. В работе [1] рассматривается случай малого внутреннего момента, представленного в виде гладкой функции, но в реальных системах возмущения могут быть и кусочно-непрерывными. Рассматривается задача влияния возмущений различной природы на динамику космического аппарата и на ее возможную хаотизацию. Подобные исследования проводились в рамках оценки хаотических режимов [1-3].

Постановка задачи. В работе рассматривается свободное движение динамически симметричного спутника-гиростата относительно центра масс. Данная система имеет четыре степени свободы (три степени свободы основного тела и дополнительная степень свободы ротора). Движение спутника описывается динамическими уравнениями Эйлера, для которых существуют явные аналитические гетероклинические решения [1], описывающие движение вдоль сепаратрис в фазовом пространстве системы. На основе этих решений проведен анализ хаотических режимов возмущенного движения спутника-гиростата при действии периодических кусочно-непрерывных возмущений.

Подобный вид возмущений может представлять собой приближения для произвольного вида периодических колебательных возмущений, включая импульсные. Природа подобных возмущений может быть самой разной, начиная от механических асимметрий, порождающих импульсные периодические биения, удары и эффекты периодического трения, а также периодические помехи в электрических цепях электродвигателя ротора. В любом случае, во всех упомянутых и других случаях возникающие периодические возмущения могут быть разложены в ряд Фурье, либо заменены на модельные типы с кусочно-непрерывными формами амплитуды, что и сделано в настоящей работе, где рассматриваются кусочно-непрерывные сигналы ступенчатого и треугольного вида:

$$M_{\Delta} = \mu \text{sign}(\sin[v t]), M_{\Delta} = \mu \arcsin(\sin[v t]), \quad (1)$$

где M_{Δ} - внутренний момент взаимодействия соосных тел, μ – безразмерный малый параметр, v – частота возмущения. Такие сигналы могут быть представимы в виде кусочно-заданных функций или в виде тригонометрического ряда Фурье. Малость возмущения понимается в смысле малых работ сил/моментов, совершаемых периодическим возмущением по отношению к имеющейся кинетической энергии системы. Безразмерный параметр характеризует это возмущение как малое, если он принимает значение много меньше единицы. Топологически это может быть охарактеризовано как сохранение в целом формы возмущенного фазового портрета системы по сравнению с невозмущенным случаем.

Анализ хаотических режимов. Для обнаружения хаотической динамики в работе используется метод Мельникова [2], основанный на построении функции Мельникова, простые нули которой свидетельствуют о наличии в системе хаотической динамики. Для реализации метода ис-

пользуются уравнения движения спутника-гиростата в гамильтоновой форме в переменных Андуайе-Депри [5]. Это позволяет свести систему с четырьмя степенями свободы к системе с одной степенью свободы. При анализе системы в случае представления возмущений указанного вида через разложение в ряд Фурье полученные функции Мельникова имеют явную полигармоническую структуру, а значит функция имеет множество простых нулей, что и является доказательством наличия хаотической динамики данной системы.

Для сравнения с использованием численных методов получена кусочно-непрерывная функция Мельникова, которая также имеет простые нули. Помимо аналитического аппарата, хаотические режимы движения можно показать с помощью численного моделирования, в основе которого лежит построение сечений Пуанкаре [3] в пространстве Андуайе-Депри. Сравнивая сечения Пуанкаре для невозмущенной (рис. 1) и возмущенной (рис. 2) систем, можно наблюдать появление хаотического слоя вблизи сепаратрис.

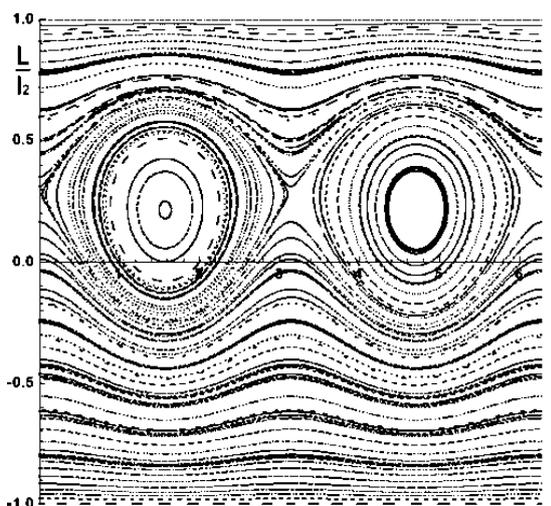


Рис. 1. Сечения Пуанкаре для невозмущенной системы

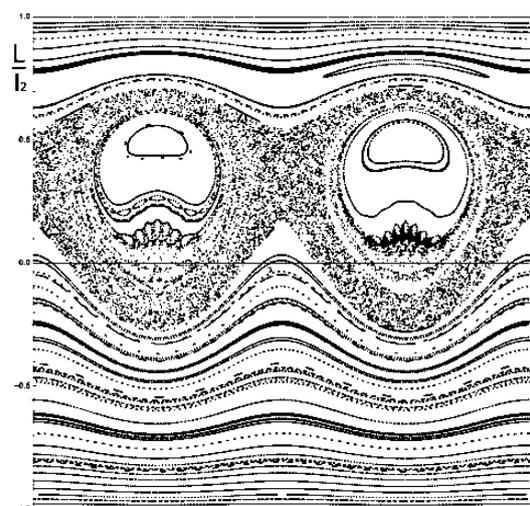


Рис. 2. Сечения Пуанкаре для возмущенной системы

Заключение. В докладе аналитически и численно показано наличие хаотической динамики спутника-гиростата при действии кусочно-непрерывных возмущений. Применение метода Мельникова при описании возмущений в виде ряда Фурье является более простым и универсальным способом, так как представление подобных функций как кусочно-непрерывных не всегда возможно. В перспективе результаты данного анализа можно применять для рассмотрения возможности подавления хаоса.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Doroshin, A.V.** Heteroclinic dynamics and attitude motion chaotization of coaxial bodies and dual-spin spacecraft. *Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation*. 2012. Vol. 17. № 3. P. 1460-1474.
2. **Мельников В.К.** Об устойчивости центра при периодических по времени возмущениях. Труды Московского математического общества, 1963. № 12. С. 1–56.
3. **Архангельский Ю.А.** Аналитическая динамика твердого тела. М: Наука, 1977. С. 17-22.
4. **Васильев, В.Н.** Системы ориентации космических аппаратов. М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. С. 36-44.
5. **Кузнецов С.П.** Динамический хаос. М: Физматлит, 2001, С. 107-116.

A. Chuiko (Samara National Research University named after academician S.P. Korolev, Samara). **Analysis of chaotic modes of perturbed motion of solid bodies under the action of piecewise continuous perturbations.**

Abstract. The free motion of a gyrostat satellite relative to the center of mass, under the action of internal piecewise continuous perturbations, is considered. Chaotic modes of gyrostat satellite motion are analyzed using the Melnikov method and other numerical and graphical tools.

УДК 681.51

В. Г. ПОЛОЖАЙ, А. Н. НИКОНОВ

(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина), Санкт-Петербург)

АДАПТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПО ВЫХОДУ ПРОЦЕССОМ ТОРМОЖЕНИЯ В УСЛОВИЯХ НЕСТАЦИОНАРНОЙ СИЛЫ СЦЕПЛЕНИЯ

Рассматривается задача минимизации времени остановки транспортного средства в условиях изменяющегося сцепления и неизвестного покрытия. Проблемы: нелинейная динамика тормозного усилия и ограниченный набор датчиков. Предлагается адаптивный регулятор на основе нейронной сети и подстройки весов, что требует минимальной априорной информации. Эффективность проверяется моделированием.

Введение. В современном мире, где дорожные и погодные условия постоянно меняются, безопасность и эффективность торможения транспортных средств становятся приоритетными. Задача состоит в минимизации времени остановки, что усложняется нелинейным и динамически изменяющимся характером тормозной силы, которая зависит от множества факторов, в том числе от давления на тормозную педаль и степени проскальзывания колес. Использование релейных контроллеров, характеризующихся простотой и надежностью, нередко приводит к проблемам с избыточной амплитудой отклика, вызывая неконтролируемое поведение транспортного средства при торможении [1]. Адаптивные ПИД-регуляторы с функцией идентификации, регулирующие уровень проскальзывания колес, чувствительны к вариациям конструкции и отклонениям от заложенной в них модели, которая требует регулярной калибровки [2]. Предлагаемый подход к решению этой проблемы основан на методе прямого адаптивного управления, который не требует точного моделирования или идентификации процесса торможения. Он основан на использовании многослойной нейронной сети в сочетании с алгоритмом вычисления динамической ошибки и корректировки весов, что позволяет достичь стабильного и эффективного управления тормозным усилием за счет снижения чувствительности к первоначальной информации о параметрах системы, а также сокращения числа датчиков по сравнению с традиционными системами.

Постановка задачи. Рассматривается динамическая система торможения транспортного средства, включающих линейную и угловую скорости движения, сигнал управления и нелинейные функции, определяющие динамику системы. Цель управления - минимизация времени остановки, при этом учитываются динамические характеристики системы и ограниченные измерения состояния. Для достижения этой цели решены следующие задачи:

1. Формулировка аналитического прототипа нелинейного закона управления, обеспечивающего достижение заданного многообразия ψ в условиях ограниченных данных измерений системы.
2. Разработка общей структуры для алгоритмов для нейро-регулятора, способного адаптироваться и корректировать управление в реальном времени в ответ на изменяющиеся условия и параметры торможения.

Предлагаемое решение. В работе рассматриваются два вида регуляторов торможения: с двумя датчиками (ускорения и угловой скорости) и с одним датчиком ускорения. С целью обоснования исключения из контура управления датчика скорости движения автомобиля и энкодера частоты вращения колеса, в преобразованной системе эти величины выражены через ускорение. Рассмотрен аналитический прототип нелинейного закона управления. Отметим, что в силу существенной нелинейности системы, вид точного аналитического решения получается громоздким и чувствительным к большому набору параметров автомобиля и дорожного покрытия. В настоящем докладе вместо аналитического решения предлагается использовать адаптивный регулятор на базе искусственной нейронной сети [3]. Нейросетевой регулятор подстраивает тормозное усилие, опираясь на динамические характеристики, выведенные из одномерного вход-

ного пространства [4]. Таким образом, нейросетевой регулятор использует априорную информацию качественного характера о системе и её динамике (состав измерений, а также существование производных и интеграла ускорения по времени). Подобно аналитическому прототипу, который не требует измерения скорости и частоты вращения колеса, получая всю необходимую информацию на основе измерений ускорения, нейрорегулятор воспроизводит эталонную нелинейную функцию управления [5].

Моделирование и результаты. Проведенное моделирование демонстрирует, как система реагирует на изменение условий торможения, корректируя управляющий сигнал с целью достижения желаемого результата. Графики показывают, что управляющее воздействие (u) меняется во времени для функционирования в окрестности максимальной силы сцепления, а значит стремится к минимизации тормозного пути. Также на графиках приведены скорость вращения ($w * r$) и частота вращения (v).

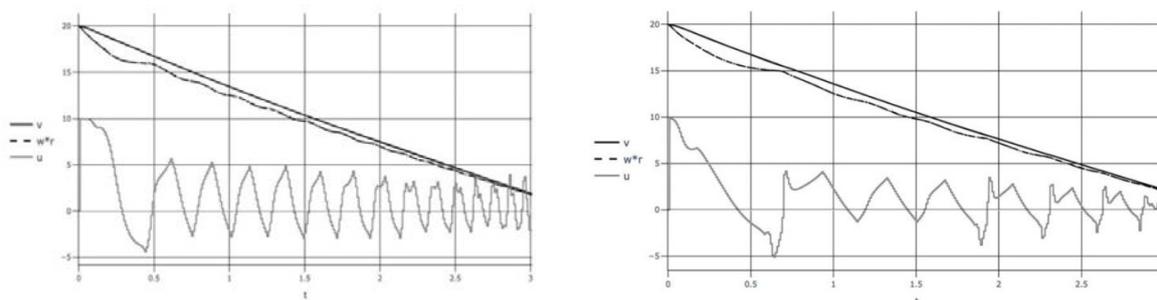


Рис. 1. Графики процессов торможения с датчиками скорости и частоты вращения колеса (слева) и с датчиком ускорения (справа)

Заключение. Полученные результаты демонстрируют потенциал предложенного регулятора в задачах подобных торможению транспортных средств, особенно в условиях ограниченной априорной информации о системе и необходимости адаптивных методов управления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Тюкин И.Ю., Терехов В.А. Адаптация в нелинейных динамических системах. М.: Изд-во ЛКИ, 2008. 384 с.
2. Терехов В.А., Ефимов Д.В., Тюкин И.Ю. Нейросетевые системы управления. Кн. 8. / Под общ. ред. А.И. Галушкина. М.: ИПРЖР, 2002. 480 с.
3. Никонов А.Н. Нейросетевой регулятор с блоком численного дифференцирования для адаптивного управления по выходу нелинейным динамическим объектом // V Международная научная конференция по проблемам управления в технических системах (ПУТС-2023). Сборник докладов. Санкт-Петербург. 26 – 28 сентября 2023 г. СПб.: СПбГЭТУ «ЛЭТИ». 298 с. - с.57-60
4. Hans B. Pacejka & Egbert Bakker The magic formula tyre model, Vehicle System Dynamics: International Journal of Vehicle Mechanics and Mobility, 1992, 21:S1, 1-18
5. N. Nikonov and K. M. Zheronkin Modification of Adaptive Neural Network's Learning Algorithms to Account Singularities of a Dynamic Plant Actuation's Channel, 2019 III International Conference on Control in Technical Systems (CTS), St. Petersburg, Russia, 2019, pp. 93-96.

V.G. Polozhay, A.N. Nikonov (Department of Automation and Control Processes, Saint-Petersburg Electrotechnical University ETU "LETI", Saint-Petersburg, Russian Federation) **Adaptive output control of braking process under non-stationary clutch force conditions**

Abstract. The process of vehicle braking with the problem of minimizing the stopping time under conditions of nonstationarity of the adhesion force with a previously unknown type of pavement, as well as a minimum set of sensors is considered. Two problems are noted: the nonlinear and dynamic nature of the braking force characteristics, which depend on the braking signal, such as the driver's pedal pressure, as well as variable road surface conditions; and the minimum set and types of sensors required to successfully minimize the stopping time. To address these problems, an adaptive controller is proposed. It is based on the known universal functional structure of direct adaptive control containing a multilayer neural network, an algorithm for calculating the dynamic error, and an algorithm for adjusting the weights. The advantage of the regulator is minimal a priori information about the controlled system, which makes it possible to solve problems similar to the braking process. Numerical simulation of the process is used to verify the regulator.

УДК 004.942

В. А. ДМИТРИЕВ, М. Я. МАРУСИНА
(Университет ИТМО, г. Санкт-Петербург)

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ПОСТРОЕНИЯ МОДЕЛИ БОНД-ГРАФА СИСТЕМ С МНОЖЕСТВОМ ТЕЛ

Моделирование многодоменных физических систем является сложной задачей с высокой вероятностью ошибки в процессе построения модели. Высокоэффективным методом построения модели является применение Бонд-Графов. Формализм Бонд-Графов позволяет унифицировать моделирование многодоменных физических систем и применим для модульного подхода к моделированию. В настоящей работе теория множества тел применяется на основе метода многосвязных или векторных Бонд-Графов с целью разработки библиотеки многосвязных Бонд-Графов, позволяющей существенно ускорить процесс построения модели.

Введение. Моделирование и симуляционные модели стремительно набрали популярность, в особенности для областей, в рамках которых объекты испытывают внешние воздействия случайного характера, как, например, шагающие роботы или тяжелая специализированная техника [1]. Моделирование является недорогим способом экспериментальной проверки систем, состоящих из конечного числа жестких тел, соединенных между собой шарнирами, которые могут иметь вращательные или поступательные степени свободы, обладать свойствами демпфирования и податливости, а также конструктивными особенностями. Задающее воздействие поступает на такие системы от силового агрегата. Существует несколько процедур, с помощью которых можно вывести дифференциальные уравнения динамики системы жестких тел. В частности, они могут быть основаны на методе Ньютона-Эйлера или принципе д'Аламбера-Лагранжа. В случае больших систем эти процедуры трудоемки и чреваты ошибками. Снижение вероятности возникновения ошибок проектирования можно достичь за счет унификации процесса построения моделей. Наиболее эффективным способом получения модели в рассматриваемом случае представляется применение Бонд-Графов [1, 2]. Основная идея метода Бонд-Графов заключается в том, что системы различных физических областей непрерывно взаимодействуют между собой посредством обмена энергии, как основной характеристической единицы модели. То есть Бонд-Граф можно назвать описательной характеристической картиной изменения энергии в системе. Формализм Бонд-Графов, выраженный в едином графическом представлении элементов для разных типов доменов, позволяет унифицировать моделирование многодоменных физических систем и применим для модульного подхода к моделированию. Предлагаемый доклад посвящен построению переходов от элементов модели Бонд-Графа с единичными связями к многосвязным, с целью ускорения процесса построения модели Бонд-Графа и уменьшения вероятности ошибки в данном построении за счет формирования и применения библиотеки многосвязных Бонд-Графов.

Особенности построения моделей на основе Бонд-графов. Графическое представление моделей Бонд-Графа жестких тел, уравнений вращения, призматических соединений и т.д. – повторяемо для различных систем с множеством тел. Свернув данные части в подсистемы для их дальнейшего использования в готовом виде, разработчик получает возможность снизить вероятность возникновения ошибок в построении моделей. Эти подсистемы будут образовывать библиотеку, применимую для большинства многодоменных систем, т.е. систем, сформированных из нескольких типов доменов, таких как, например, гидравлическое управление механизмами навесного оборудования специализированной техники или электрические приводные системы в шагающей робототехнике.

Одной из важных частей работы является применение мультисвязей в Бонд-Графах. Обобщенными переменными для Бонд-Графа с единичными связями являются усилие и поток. Для многомерного Бонд-Графа усилие $e(t)$ и поток $f(t)$, также являются обобщенными переменными, но записываются в векторном представлении, а мощность P определяется следующим выражением:

$$\underline{P}(t) = \underline{e}^T(t) \cdot \underline{f}(t),$$

Для многосвязных Бонд-Графов усилие и поток представляют собой вектор импульса и вектор перемещения. Одним из основных свойств метода Бонд-Графов является применение причинности к используемым элементам. Причинность позволяет определять в любой момент времени входные и выходные сигналы для каждой связи, или мультисвязи. Графически она представляется как вертикальная линия, по направлению к данной линии определяется и направление усилия, а в противоположном – потока. Графическое представление для связи и мультисвязи представлено на рис. 1.

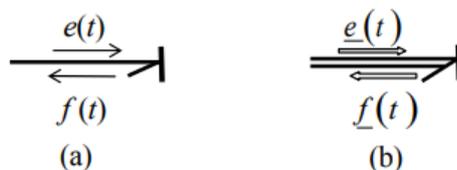


Рис. 1. Символьное представление причинно-следственных связей; а) для Бонд-Графов с единичными связями; б) для мультисвязей

Соответственно, в рамках реализации мультисвязного Бонд-Графа изменяются и элементы, представляющие данный Бонд-Граф. Используя эти знания, можно сформировать библиотеку графического представления многодоменных Бонд-Графов. Для примера разберем представление пространственного движения жесткого тела.

Для определения пространственного движения жесткого тела используются уравнения Эйлера. Бонд-Граф, представляющий трехмерное движение твердого тела на основе уравнений Эйлера, показан на рис. 2. Бонд-Граф позволяет использовать элементы, полностью отражающие как собственный, так и тензорный вид уравнения Эйлера.

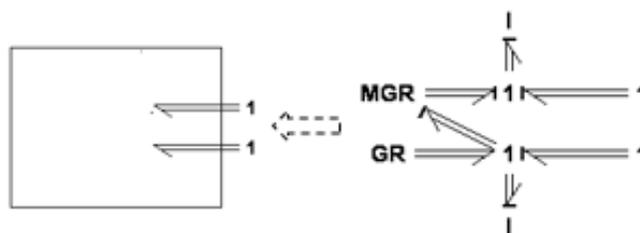


Рис. 2. Представление модели жесткого тела с помощью Бонд-Графов

На рис. 2 блоки I моделируют инерцию тела, связь (1) верхнего пересечения представляет вектор скорости центра масс, аналогичная связь нижнего пересечения, а блоки GR и MGR [3] – являются элементами перехода (или модуляции) в уравнении Эйлера.

Подобным образом моделирование методом Бонд-Графов позволяет реализовать все требуемые элементы, такие как призматические шарниры, тела со смещенным центром масс и так далее, наполняя библиотеку по мере необходимости.

Заключение. Особенности Бонд-Графов позволили унифицировать построение систем с множеством тел путем создания библиотеки повторяемых элементов (модулей системы). При этом для работы со сформированными модулями достаточно параметризовать сформированные подмодели в соответствии с физическими и геометрическими свойствами каждого из компонентов и затем собрать их в соответствии с конфигурацией системы (заданной структурой взаимосвязей).

ЛИТЕРАТУРА

1. F. Cellier, "Hierarchical non-linear bond graph: A unified methodology for modelling complex physical systems", *Simulation*, Vol 58, No. 4, pp. 230-248.
2. X. Zhou and Y. Cui. Dynamic characteristics of single-loop gear system based on bond graph method // *Journal of Vibroengineering*. 2022. Vol. 24. No. 3. P. 604–614.

3. **Gonzalez-Avalos G, Gallegos NB, Ayala-Jaimes G, Garcia AP, Ferreyra García LF, Rodríguez AJP.** Modeling and Simulation of Physical Systems Formed by Bond Graphs and Multibond Graphs // Symmetry in Graph Algorithms and Graph Theory III. 2023. 15(12):2170.

V. A. Dmitriev, M. Ya. Marusina (ITMO University, Saint Petersburg, Russia) **Optimization of the process of constructing a bond graph model of systems with multiple bodies**

Abstract. Modeling of multi-domain physical systems is a complex task with concomitantly high probability of error in the process of model building. A highly efficient method of model building is the use of Bond-Graphs. Bond-Graphs formalism allows to unify modeling of multidomain physical systems and is applicable for modular approach to modeling. In this paper, the many-body theory is applied on the basis of the method of multi-connected or vector Bond-Graphs to develop a library of multi-connected Bond-Graphs, which allows us to significantly accelerate the model building process.

Секция 6. ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ

УДК 520.8, 528.061

С.М. ТАРАСОВ, В.В. ЦОДОКОВА
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Санкт-Петербург)

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СПОСОБОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЗИМУТА НАЗЕМНОГО ОРИЕНТИРА АВТОМАТИЗИРОВАННЫМ АСТРОНОМИЧЕСКИМ ПРИБОРОМ

Производится сравнительный анализ различных способов определения астрономического азимута наземного ориентира: по наблюдению Полярной звезды, по наблюдению множества звезд вблизи плоскости меридиана, а также вблизи вертикала наземного ориентира.

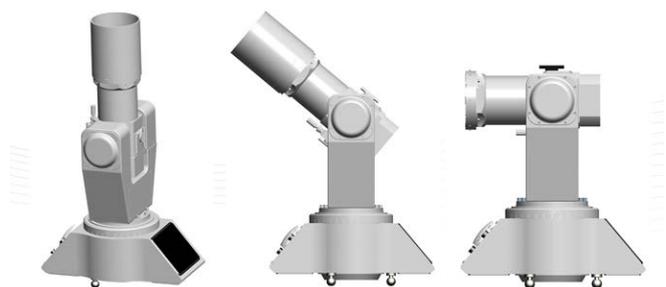


Рис. 1. Автоматизированный астрономический прибор

Введение. Определение астрономических азимутов наземных ориентиров является неотъемлемой частью работ по развертыванию и поддержанию астрономо-геодезических сетей. На сегодняшний день для этих задач применяются классические астрономические инструменты (теодолиты АУ-01 и ДКМ-3А) [1], а также современные электронные тахеометры, модернизированные для наблюдения звезд [2, 3].

В АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор» рассматривается возможность создания автоматизированного астрономического прибора (ААП) [4], внешний вид которого приведен на рис. 1.

В отличие от классических астрономических инструментов и модернизированных тахеометров, ААП позволяет осуществлять поиск, идентификацию и наведение на звезды в автоматическом режиме без участия оператора, таким образом, значительно упрощается и ускоряется процесс астрономических наблюдений, а также повышается точность азимутальных определений вследствие отсутствия влияния человеческого фактора.

ААП выполнен по схеме классического теодолита [1]. Основными составными частями ААП являются: объектив; телевизионная камера; приводы вертикального (ПВН) и горизонтального (ПГН) наведения, предназначенные для поворотов визирной оси в вертикальной и горизонтальной плоскостях; система горизонтирования, состоящая из шаговых двигателей и прецизионных датчиков горизонта (ДГ); спутниковая навигационная аппаратура (СНА); блок управления на основе панельного компьютера.

Кроме того, в ААП используется электронный звездный каталог и реализован алгоритм [4], учитывающий одновременное наблюдение множества звезд в поле зрения объектива, что позволяет по взаимному расположению наблюдаемых звезд осуществлять их идентификацию [5] и определять астрономический азимут и высоту точки, соответствующей пересечению визирной осью объектива небесной сферы (без необходимости наведения визирной оси ААП непосредственно на центр одной из наблюдаемых звезд). Таким образом, азимутальные определения с использованием ААП могут производиться по наблюдению звезд в любой видимой части небесной сферы, что позволяет выбрать область неба, соответствующую наилучшим условиям наблюдений, и, тем самым, обеспечить наибольшую точность.

Целью работы является сравнительный анализ трех способов определения астрономических азимутов наземных ориентиров с использованием ААП: по наблюдениям Полярной звезды; по наблюдениям звезд вблизи плоскости меридиана; по наблюдениям звезд вблизи вертикала наземного ориентира.

Погрешность определения астрономического азимута наземного ориентира. В соответствии с моделью погрешностей ААП выражение для оценки среднеквадратического отклонения (СКО) случайной составляющей погрешности $\sigma_{\text{АНО}}$ определения астрономического азимута наземного ориентира $A_{\text{НО}}$ можно представить в следующем (упрощенном) виде:

¹ Научный руководитель: к.т.н. Кузьмина Н.В.

$$\sigma_{\text{АНО}} = \sqrt{\frac{\cos^2 q \cos^2 \delta}{\cos^2 h} \sigma_{\lambda}^2 + \frac{\sin^2 A}{\text{ctg}^2 h} \sigma_{\varphi}^2 + \sigma_{\text{ПГН}}^2 + \sigma_{\text{Б}_\Gamma}^2 + \frac{(\sigma_{\text{ДГ}}^2 + \sigma_{\text{Б}_\text{В}}^2) \text{tg}^2 h}{2} + \frac{\sigma_{\text{о}\delta}^2 (\sin^2 q + \cos^2 q \cos^2 \delta)}{2N_{\text{К}} \cos^2 h} + \frac{\sigma_{\text{ХУ}}^2}{2N_{\text{К}} \cos^2 h}}, \quad (1)$$

где σ_{φ} , σ_{λ} – СКО погрешностей определения исходных данных: астрономической широты φ и долготы λ места наблюдений; $\sigma_{\text{ДГ}}$ – СКО погрешности ДГ; $\sigma_{\text{ПГН}}$ – СКО погрешности датчика угла ПГН; $\sigma_{\text{Б}_\Gamma}$, $\sigma_{\text{Б}_\text{В}}$ – СКО погрешностей учета биений оси вращения ПВН в горизонтальной и вертикальной плоскостях; $\sigma_{\text{о}\delta}$ – СКО погрешностей расчета экваториальных координат звезд в звездном каталоге; $\sigma_{\text{ХУ}}$ – СКО погрешностей определения координат изображений звезд телевизионной аппаратурой (с учетом углового масштаба изображения); $N_{\text{К}}$ – количество кадров, регистрируемых в одной серии астрономических наблюдений; q – параллактический угол; δ – склонение визирной оси; A , h – астрономический азимут и высота визирной оси при наблюдении звезд.

Различие между рассматриваемыми способами заключается в изменении параметров, характеризующих условия наблюдения: A , h , и, следовательно, зависимых от них параметров q , δ (табл. 1).

Т а б л и ц а 1

Значения параметров, характеризующих условия наблюдения

Наименование способа	Астрономический азимут визирной оси A , град.	Высота визирной оси h , град.
По наблюдению Полярной звезды	0	φ
По наблюдению звезд вблизи плоскости меридиана	0	40
По наблюдению звезд вблизи вертикала наземного ориентира	$A_{\text{НО}}$	40
Примечание - высота наблюдения звезд $h \approx 40^\circ$ является оптимальной с точки зрения влияния боковой рефракции и составляющих погрешности в выражении (1), зависящих от h .		

Результаты сравнительного анализа. Сравнительный анализ проводился с использованием выражения (1) при $N_{\text{К}} = 100$ и следующих значениях СКО входящих погрешностей: $\sigma_{\varphi} = 0,3''$; $\sigma_{\lambda} = 0,45''$; $\sigma_{\text{ДГ}} = 0,2''$; $\sigma_{\text{ПГН}} = 0,5''$ для способов а) и б) или $\sigma_{\text{ПГН}} = 0''$ для способа в); $\sigma_{\text{Б}_\Gamma} = \sigma_{\text{Б}_\text{В}} = 0,4''$; $\sigma_{\text{о}\delta} = 0,1''$; $\sigma_{\text{ХУ}} = 0,2''$.

На рисунке 2 представлены графики зависимости СКО погрешности определения азимута наземного ориентира при реализации способов определения азимута по наблюдениям Полярной звезды и звезд вблизи плоскости меридиана от широты места наблюдений.

Графики показывают, что СКО погрешности определения астрономического азимута наземного ориентира всегда меньше при наблюдении звезд вблизи плоскости меридиана на фиксированной высоте $h=40^\circ$, нежели Полярной звезды (за исключением случая, когда $\varphi=h=40^\circ$ и оба способа показывают идентичный результат).

На рисунке 3 представлен график, характеризующий погрешности определения астрономического азимута наземного ориентира при реализации способов по наблюдениям звезд вблизи плоскости меридиана и вертикала наземного ориентира.

По представленным графикам можно сделать вывод, что при реализации способа, представленного на рисунке 3 справа, наблюдается зависимость погрешности $\sigma_{\text{АНО}}$ от положения наземного ориентира относительно плоскости меридиана (т.е. его азимута $A_{\text{НО}}$), а при реализации способа, представленного на рисунке 3 слева, указанной зависимости нет. Следует отметить, что итоговая погрешность $\sigma_{\text{АНО}}$ при реализации способа определения азимута по наблюдениям звезд вблизи плоскости меридиана существенно зависит от погрешности датчика угла ПГН $\sigma_{\text{ПГН}}$

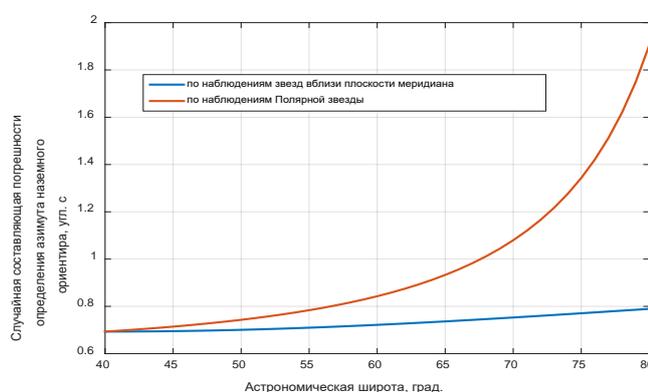


Рис. 2. СКО погрешности определения азимута наземного ориентира при реализации способов определения азимута по наблюдениям Полярной звезды и звезд вблизи плоскости меридиана

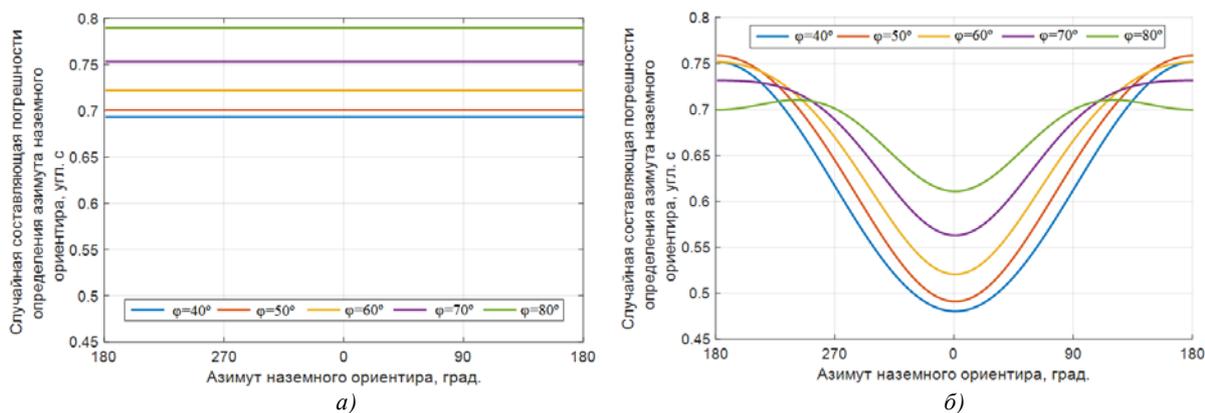


Рис. 3. Погрешности определения азимута наземного ориентира при реализации способов по наблюдениям вблизи плоскости меридиана (а) и вертикала наземного ориентира (б)

Заключение. Произведен анализ точности трех способов определения астрономического азимута наземного ориентира автоматизированным астрономическим прибором: по наблюдениям Полярной звезды, по наблюдениям множества звезд вблизи плоскости меридиана, а также вблизи вертикала наземного ориентира.

В результате сравнительного анализа показано:

- при наблюдении множества звезд вблизи меридиана обеспечивается более высокая точность определения азимута наземного ориентира, чем при наблюдении Полярной звезды, за счет снижения влияния составляющих погрешности определения азимута, зависящих от h ;
- способы определения азимута наземного ориентира по наблюдениям множества звезд вблизи меридиана и вблизи вертикала наземного ориентира сопоставимы по точности, при этом в случае использования второго способа не предъявляются жесткие требования к точностным характеристикам привода горизонтального наведения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Глазунов А.С. Современные тенденции в геодезической астрономии // Интерэкспо Гео-Сибирь. Новосибирск: СГГА, 2008. С. 183–188.
2. Baladimos, D.D., Korakitis, R., Lambrou, E., Pantazis, G., Fast and accurate determination of astronomical coordinates Φ , Λ and azimuth using a total station and GPS receiver, *Survey Review*, 2003, vol. 37, pp. 269–275.
3. Брагин А.А., Луповка В.А. Определение астрономического азимута с помощью электронных тахеометров // Известия высших учебных заведений. Геодезия и аэрофотосъемка. – 2010. – № 5. – С. 25-30.
4. Тарасов С.М. Исследование влияния инструментальной погрешности автоматизированного астрономического прибора в задаче определения азимута наземного ориентира // Гироскопия и навигация. Том 29. №2 (113), 2021. С. 97-109.
5. Гайворонский С.В., Русин Е.В., Цодокова В.В. Сравнительный анализ алгоритмов идентификации звезд на изображении // XVI конференция молодых ученых «Навигация и управление движением». СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2014. С. 284–290.

S.M. Tarasov, V.V. Tsodokova (Concern CSRI Elektropribor, JSC, Saint Petersburg). **The comparative analysis of azimuth determination methods with automated astronomical device**

Abstract. The paper describes three various methods of astronomical azimuth determination: by observing Polar star, multiple stars near the meridian plane and near the vertical plane of the landmark. The results of a comparative analysis are presented.

УДК 531.383-1:537.2

Е.Д. ИВАНОВА

(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», г. Санкт-Петербург)

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ОПТИЧЕСКОГО ПРИБОРА СОПРОВОЖДЕНИЯ

Проведён численный расчёт конечно-элементной модели оптического прибора сопровождения при воздействии гармонической вибрации и механических ударов. Исследовано влияние динамических воздействий на ориентацию осей визирования оптических устройств, входящих в состав прибора сопровождения. Даны рекомендации по доработке конструкции для снижения влияния ударных и вибрационных воздействий на точностные характеристики прибора сопровождения.

Введение. Оптический прибор сопровождения (ПС), предназначенный для обнаружения и слежения за движущимися морскими объектами, представляет собой устройство, в котором располагаются узкопольный телевизионный канал, узкопольный тепловизионный канал и канал лазерного дальномера. Для обеспечения требований назначения ПС важно учитывать факторы, способные спровоцировать расхождение осей визирования этих оптических устройств. Входящий в состав ПС гиросtabilизатор изолирует устройство от вращательного движения основания, вызванного качкой, и обеспечивает его горизонтирование. Однако помимо качки на прибор могут действовать также вибрационные и ударные нагрузки.

Целью настоящей работы является оценка влияния гармонической вибрации и одиночных механических ударов на ориентацию осей визирования оптических устройств.

Описание расчётной модели и метода решения. В целях рационализации задачи элементы реальной конструкции, не влияющие на её общую жёсткость, были заменены эквивалентными массами. Так, в состав расчётной модели, представленной на рисунке 1, входят опора (1), кронштейн (2) и узел телевизионный дальномерный (УТД) (3), внутри которого расположены лазерный дальномер (4), объектив телевизионного канала (ТВК) (5) и тепловизор (6).

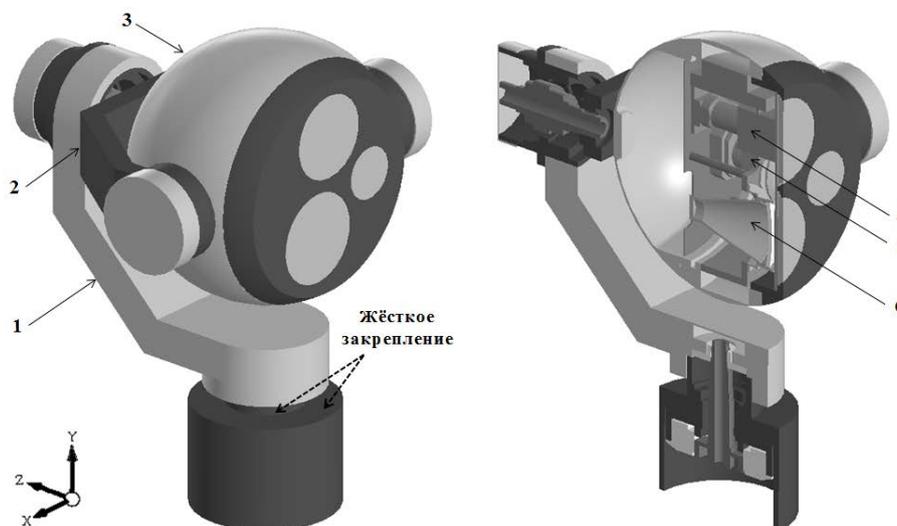


Рис. 1. Расчётная модель ПС: 1 – опора; 2 – кронштейн; 3 – УТД;
4 – лазерный дальномер; 5 – объектив ТВК; 6 – тепловизор

Масса рассматриваемого прибора составляет 78 кг, его габаритные размеры – 727×540×524 мм. Корпус УТД, а также опора и кронштейн выполнены из алюминиевого сплава Д16, плотность которого равна 2770 кг/м³, модуль упругости – $7,2 \cdot 10^4$ МПа [2].

¹ Научный руководитель: ведущий научный сотрудник Романенко С.Г.

Численное решение задачи проводилось в программном комплексе, построенном на методе конечных элементов. Данный метод позволяет решать глобальные системы уравнений и получать решения для конструкций со сложными граничными условиями и геометрией [1].

Рассматриваемые динамические воздействия. Будем рассматривать случай, когда на ПС в процессе эксплуатации вдоль каждой оси действуют вибрационные и ударные нагрузки. Согласно техническим требованиям, прибор, установленный на открытой палубе надводного корабля, может испытывать следующие нагрузки: гармоническую вибрацию с амплитудой виброускорения 2g в диапазоне частот от 1 до 60 Гц; одиночный механический удар полусинусоидальной формы с амплитудой 5g и длительностью 0,5-2 мс.

Результаты расчёта. Перед проведением расчётов были определены первые три собственные частоты ПС: по оси X – 44,1 Гц, по оси Y – 46,7 Гц, по оси Z – 68,9 Гц [3].

В результате динамического расчёта были определены значения отклонений осей визирования оптических устройств (4)-(6) (рисунок 1) при вибрационных и ударных воздействиях. Максимальные отклонения осей визирования достигаются при вибрации и ударе, действующих вдоль оси Y (таблица 1). Полученные значения отклонений при действии гармонической вибрации вдвое превышают допустимое значение, т.к. для обеспечения требуемой точности ПС отклонения осей визирования не должны превышать 45 угл. сек.

В результате анализа напряжённо-деформированного состояния конструкции установлено, что недопустимые отклонения осей визирования обусловлены недостаточной жёсткостью конструкции [3]. Одним из вариантов решения данной проблемы является повышение собственных частот ПС с целью достижения условия частотной виброустойчивости. Для этого требуется либо повысить жёсткость конструкции, либо уменьшить её массу.

Рекомендации по доработке конструкции. Повысить жёсткость конструкции можно посредством внесения изменений в конструкцию ПС. Для этого необходимо: опору и кронштейн сделать более округлой формы; увеличить толщину опоры на 25 мм, толщину кронштейна – на 8 мм; а также увеличить диаметр вала, обеспечивающего поворот ПС вокруг оси Z, до 88 мм (в месте посадки кронштейна). В таком случае общая масса ПС составит 92 кг, а первые три собственные частоты колебаний конструкции: по оси X – 75,9 Гц, по оси Y – 73,3 Гц, по оси Z – 78,5 Гц.

Альтернативным вариантом решения проблемы недопустимых отклонений является уменьшение массы корпуса УТД, а также повышение жёсткости кронштейна путём замены материала этих элементов (алюминиевого сплава) на карбон, характеризующийся меньшей плотностью (1450 кг/м^3) и более высоким модулем упругости ($2 \cdot 10^5 \text{ МПа}$) [4]. В таком случае масса корпуса УТД уменьшится почти на 50%, а общая масса ПС не превысит 66 кг. При этом форма и размеры деталей не изменятся. Первые три собственные частоты колебаний ПС составят: по оси X – 76,4 Гц, по оси Y – 72,4 Гц, по оси Z – 70,7 Гц.

Рассчитанные с учётом изменения форм и размеров деталей конструкции (вариант №1), а также после замены материала (вариант №2) значения отклонений осей визирования оптических устройств при действии вибрации и ударов представлены в таблице 1.

Таблица 1

Значения отклонений осей визирования ПС (угл. сек.)

	Гармоническая вибрация			Одиночный удар		
	X	Y	Z	X	Y	Z
Исходная конструкция						
Дальномер	81,6	92,4	52,3	35,6	44,4	22,1
Тепловизор	82,1	91,4	56,5	35,8	43,5	24,9
Объектив ТВК	78,6	89,9	52,5	34,2	43,0	22,7
Вариант №1: изменение форм и размеров опоры, кронштейна и вала						
Дальномер	34,1	43,0	24,4	16,6	22,3	11,2
Тепловизор	34,7	42,2	27,7	16,9	21,8	12,8
Объектив ТВК	31,1	41,6	24,2	15,3	21,4	11,1
Вариант №2: замена материала кронштейна и корпуса УТД на карбон						
Дальномер	36,3	36,6	39,8	19,3	21,8	19,1
Тепловизор	36,8	35,5	41,3	19,6	20,6	21,6
Объектив ТВК	33,4	34,3	40,3	17,4	20,1	19,7

Как видно из таблицы 1, оба варианта доработки конструкции приводят к уменьшению отклонений осей визирования, значения которых не превышают допустимое значение.

Заключение. Проведён численный расчёт конечно-элементной модели оптического прибора сопровождения при действии гармонической вибрации и одиночных механических ударов. Проведена оценка влияния указанных динамических воздействий на ориентацию осей визирования оптических устройств, входящих в состав прибора сопровождения. Полученные в результате расчёта значения угловых отклонений осей визирования позволили сделать вывод, что для обеспечения требуемой точности слежения за объектом необходимо уменьшить влияние вибрационных воздействий, например, за счёт изменения форм и размеров деталей конструкции, либо путём замены материала кронштейна и корпуса УТД с предлагаемого изначально алюминиевого сплава на конструкционный композитный материал карбон.

Возможные направления дальнейших исследований связаны с оценкой влияния температурных воздействий на характеристики прибора сопровождения.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Макаров Е.Г.** Метод конечных элементов в прочностных расчетах. – СПб: БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова, 2017. – 136 с.
2. **Белецкий В.М., Кривов Г.А.** Алюминиевые сплавы: состав, свойства, технология, применение / под общ. ред. академика РАН И.Н. Фридляндера. – К.: «КОМИНТЕХ», 2005. – 365 с.
3. **Арсеньев С.И.** Численные методы решения динамических задач механики деформируемого твердого тела: учебное пособие / С.И. Арсеньев, Н.Г. Буткарева, А.М. Мишин, В.А. Санников, И.Н. Титух. – СПб: БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова, 1997. – 71 с.
4. **Мелешко А.И., Половников С.П.** Углерод, углеродные волокна, углеродные композиты. – М.: «САЙНС-ПРЕСС», 2007. – 192 с.

E.D. Ivanova (State Research Center of the Russian Federation Concern CSRI Elektropribor, JSC, Saint Petersburg). **Influence assessment of the dynamic loads on the characteristics of the optical tracking device**

Abstract. This study presents the numerical calculation of the optical tracking device under the action of harmonic vibration and mechanical shocks. Also the work includes the influence study of dynamic loads on the positions of the optical devices sighting axes. As the result, of the work the recommendations are provided. They lead to decrease shock and vibration effect on the accuracy characteristics of the tracking device.

УДК 681.783.322.3

Л. В. ВОДИЧЕВА, Я. С. САВЕЛЬЕВА
(АО «НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова», г. Екатеринбург)

АВТОНОМНАЯ ПРЕЦИЗИОННАЯ НАЧАЛЬНАЯ ВЫСТАВКА ПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Рассматривается задача начальной выставки инерциальной навигационной системы (ИНС) для космических средств выведения, инерциальная измерительная система которой построена на базе трёхосного гиросtabilизатора с установленными на его платформе маятниковыми акселерометрами. Предлагаются пути повышения точности начальной выставки, основанные на совершенствовании алгоритмов и организации измерений в процессе предстартовой подготовки.

Введение. Одной из основных задач подготовки инерциальной навигационной системы (ИНС) к работе является определение начальной ориентации приборной системы координат (ПСК) относительно навигационного базиса. Для космических средств выведения навигационным базисом является ортогональная инерциальная стартовая система координат, в момент старта жёстко связанная с Землёй. Одна из осей инерциальной стартовой системы координат направлена вдоль вертикали к общеземному эллипсоиду, две другие ориентированы в горизонтальной плоскости. Целью работы является описание методики начальной выставки повышения точности за счет совершенствования алгоритмов и организации измерений в процессе предстартовой подготовки.

Постановка задачи. В докладе рассматривается ИНС, измерительная система которой построена на базе трёхосного гироскопического стабилизатора с установленными на его платформе маятниковыми акселерометрами. Ортогональная приборная система координат геометрически привязывается к осям чувствительности акселерометров. В процессе предстартовой подготовки платформа разворачивается с помощью двигателей стабилизации и датчиков момента так, что оси ПСК ориентируются вдоль осей инерциальной стартовой системы координат (грубая выставка), затем платформа стабилизируется в инерциальном пространстве и далее сохраняет ориентацию на участке точной выставки и в полёте. На интервале точной выставки осуществляется определение ориентации ПСК относительно горизонтальной плоскости (горизонтирование) путём измерения нормальной реакции опоры на ускорение силы тяжести (далее – ускорение силы тяжести) и направления на Север путём измерения горизонтальной составляющей скорости вращения Земли (гироскопирование).

Описание методики начальной выставки. При определении параметров ориентации используется методика начальной выставки и калибровки ИНС, разработанная в НПО автоматики. Методика позволяет обеспечить потенциально достижимую для заданного уровня инструментальных погрешностей точность с помощью достаточно простых алгоритмов [1]. Методика включает: 1) формирование разностного сигнала измерения (разность между кажущимся ускорением, измеряемым акселерометрами трёхосного гироскопического стабилизатора и эталонным по результатам грубой выставки), что позволяет линеаризовать уравнения состояния и измерения для последующего оценивания; 2) двойное интегрирование разностного сигнала, эффективно сглаживающее шумы измерения и высокочастотные возмущающие воздействия; 3) введение промежуточных (обобщённых) параметров [2], представляющих собой функции инструментальных погрешностей и оцениваемых углов рассогласования, что позволяет заметно снизить размерность фильтра; 4) оценку обобщённых параметров с помощью фильтра Калмана по каждой оси отдельно, что также в три раза снижает размерность фильтра; 5) оценку выходных параметров по обобщённым с помощью простых алгебраических соотношений [3].

В предположении, что проекции кажущегося ускорения на оси ПСК с достаточной степенью точности аппроксимируются полиномами первого порядка, полезный разностный сигнал перемещения по каждой измерительной оси можно представить в виде:

¹ Научный руководитель: Бельский Л. Н.

$$\Delta s_p(t) = s_{p,0} + v_{p,0}t + a_{p,0} \frac{t^2}{2} + b_p \frac{t^3}{6}, \quad p = x, y, z, \quad (1)$$

где $a_{p,0}$ – обобщённые параметры, эквивалентные ускорению и представляющие собой в первом приближении линейную функцию углов рассогласования относительно горизонтальной плоскости (углов «негоризонта») и погрешностей акселерометров; b_p – обобщённые параметры, эквивалентные угловой скорости ухода гиросtabilизированной платформы (ГСП) и являющиеся функцией угла рассогласования в азимуте и составляющих ухода ГСП [2].

Разностный сигнал перемещения является входным сигналам измерения для четырёхмерного линейного фильтра Калмана, вектор состояния которого включает коэффициенты полинома (1). По коэффициентам $a_{p,0}$ оцениваются углы «негоризонта»; по коэффициентам b_p – угол рассогласования в азимуте. Такой подход позволяет свести к минимуму погрешности, обусловленные ветровыми колебаниями корпуса ракеты-носителя на стартовом столе, и методические погрешности алгоритмов и обеспечить заданную точность горизонтирования с помощью акселерометров, точностные характеристики которых определяются полётными требованиями.

Для определения азимутального угла с заданной точностью нестабильность скорости ухода ГСП от запуска к запуску должна быть на порядок меньше, чем это требуется для полёта. Эта проблема решается с помощью двухпозиционного гироскопирования. В этом случае обработка информации датчиков осуществляется при двух ориентациях ГСП, длительность каждой из которых составляет 10-15 мин. Во второй, предстартовой, ориентации оси ПСК с точностью до погрешностей грубой выставки ориентируются вдоль осей инерциальной стартовой системы координат; первая ориентация развёрнута относительно второй на заданный угол вокруг вертикальной оси. Двухпозиционное гироскопирование позволяет исключить влияние на точность азимутальной выставки нестабильности скорости ухода ГСП от запуска к запуску. Угол разворота выбирается исходя из минимизации влияния инструментальных погрешностей на точность гироскопирования.

Кроме того, приближения (1) достаточно для обеспечения точности горизонтирования, но для обеспечения точности гироскопирования степень аппроксимирующего полинома должна быть на порядок выше [3]. Для оценки коэффициентов такого полинома можно было использовать фильтр пятого порядка. Однако, было найдено более простое и эффективное решение: порядок оценивающего фильтра остаётся равным четырём, а полученные обобщённые параметры затем корректируются. Снижение порядка фильтра позволяет более эффективно фильтровать низкочастотные возмущения, вызываемые ветровыми колебаниями. Принятые технические и алгоритмические решения позволили обеспечить и требуемую точность гироскопирования с помощью гироскопов, точностные характеристики которых определяются полётными требованиями.

Результаты моделирования. Оценка точности начальной выставки проводилась как аналитически, так и с помощью математического моделирования. Результаты математического моделирования и результаты оценок, полученные по результатам пусков ракеты-носителя «Союз-2», показали, что в условиях ветровых колебаний с частотой $0.7 \div 1$ Гц и амплитудой $4 \div 7'$ по углу и $2 \div 3$ см по перемещению погрешности горизонтирования (3σ) не превышают $10''$, а погрешности оценки азимутального угла – $1.7'$.

Заключение. Описана методика повышенной точности начальной выставки ИНС в процессе предстартовой подготовки, разработанная в НПО автоматики и обеспечивающая высокую точность как горизонтирования, так и гироскопирования с помощью инерциальных датчиков, используемых для решения навигационных задач в полёте. Это позволяет не включать в наземную и бортовую аппаратуру системы управления дополнительное оборудование, предназначенное специально для начальной выставки, в частности, дорогостоящие оптические средства измерения. Эффективность технологии подтверждена математическими расчётами, стендовыми и натурными испытаниями.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Бельский, Л.Н.** Ускоренная прецизионная начальная выставка и калибровка ИНС летательного аппарата на подвижном основании / Л.Н. Бельский, Л.В. Водичева // Гироскопия и навигация. 2001. № 4(35). С. 3–18.
2. **Бельский, Л.Н.** Оценка обобщенных параметров в задаче начальной выставки и калибровки ИНС для космических средств выведения / Л.Н. Бельский, Л.В. Водичева, Ю.В. Парышева // XXVIII Санкт Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2021. С. 181–184.
3. **Hung, J.C. and White, H.V.** Self-Alignment Techniques for Inertial Measurement Units, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1975, vol. AES-11, no. 6, pp. 1232–1247.

L.V. Vodicheva, Ya.S. Savel'eva («Scientific & Production Association of Automatics named after the academician N.A. Semikhatov»), JSC, Yekaterinburg). **Precision initial self-alignment of a gimballed inertial navigation system**

Abstract. Initial alignment of an inertial navigation system (INS) for space launch vehicles is considered. The INS inertial measurement system is based on a three-axis gyroscopic stabilizer with three pendulous accelerometers mounted on its platform. Methods for improving accuracy based on perfecting the algorithms and technique for taking measurements in the process of a prelaunch preparation are proposed.

УДК 681.783.322.3

Л.В. ВОДИЧЕВА, А.Д. КРАЙНОВА
(АО «НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова» Екатеринбург)**ОСОБЕННОСТИ НАЧАЛЬНОЙ ВЫСТАВКИ ПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НА БАЗЕ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ИНТЕГРАТОРОВ ЛИНЕЙНОГО УСКОРЕНИЯ**

Рассматривается начальная выставка платформенной инерциальной навигационной системы (ИНС) для изделий ракетно-космической техники. В качестве измерителей кажущегося ускорения используются гироскопы, оси чувствительности которых совершают в пространстве движение по поверхности конуса, приводящее к существенным погрешностям определения начальной ориентации приборной системы координат. В докладе обсуждаются методы определения и учета параметров «конуса» с целью повышения точности начальной выставки ИНС.

Введение. Важнейшим этапом подготовки любой ИНС к работе является выработка начальных условий, включающая задачу выставки приборной системы координат (ПСК), жестко связанной с осями чувствительности инерциальных измерителей, относительно навигационной системы координат. В качестве навигационной системы координат для изделий ракетно-космической техники используется инерциальная стартовая система координат (ИССК), связанная с Землей в момент старта t_0 и реализуемая с помощью гиросtabilизированной платформы с установленными на ней измерителями кажущегося ускорения. Использование гироскопа (ГИ) в качестве измерителей кажущегося ускорения позволяет обеспечить высокую точность и надежность работы системы в полете, однако создает значительные проблемы при решении задачи начальной выставки. Это связано с движением фактической оси чувствительности ГИ по поверхности конуса, которое в условиях предпусковой подготовки приводит к существенным погрешностям определения начальной ориентации ПСК. Целью работы является описание методики оценки параметров «конуса» и их учета при решении задачи начальной выставки, что позволяет существенно повысить точность решения задачи.

Постановка задачи. Начальная выставка осуществляется в два этапа. На этапе грубой выставки гиросtabilизированная платформа (ГСП) приводится в положение, при котором с точностью до погрешностей приведения оси ПСК совпадают с осями ИССК. Затем платформа стабилизируется и реализуется этап точной выставки, в процессе которого на основе обработки информации ГИ на некотором интервале времени определяется угловое рассогласование между ПСК и ИССК. Предполагая, что рассогласование в азимуте осуществляется с помощью внешних измерений и в момент t_0 ИССК совпадает с географической системой координат $ONHE$ (ON – на Север, OH – вертикально вверх, OE – на Восток), будем рассматривать только рассогласование относительно горизонтальной плоскости, которое будем задавать через два угла «негоризонта».

Определение углов «негоризонта». При определении углов «негоризонта» используется методика, разработанная и используемая в НПОА для решения задач начальной выставки и калибровки ИНС [1]. Методика включает двойное интегрирование измеряемого разностного сигнала кажущегося ускорения и его обработку четырехмерным фильтром Калмана по каждой составляющей отдельно. Элементы вектора состояния фильтра включают обобщенные параметры, представляющие собой функции углов рассогласования и инструментальных погрешностей приборов и эквивалентные линейному ускорению и угловой скорости. По обобщенным параметрам оцениваются выходные параметры решаемой задачи [2].

Расчет углов «негоризонта» в географической системе координат осуществляется с помощью соотношений:

$$\Delta\theta = \frac{a_i^N - b_i^N \cdot t_i}{g}, \quad \Delta\psi = -\frac{a_i^E - b_i^E \cdot t_i}{g}, \quad (1)$$

где a_i, b_i – выходные параметры фильтра, соответствующие ускорению и производной от ускорения в соответствующих осях географической системы координат; t_i – время наблюдения; i – номер цикла обработки; g – величина ускорения силы тяжести.

Описание специфической погрешности ГИ. Точность начальной выставки зависит, главным образом, от инструментальных погрешностей приборов. Модель погрешностей ГИ, кроме типичных составляющих, влияние которых на точность начальной выставки достаточно хорошо изучено, содержит специфическую погрешность – «конус» ГИ.

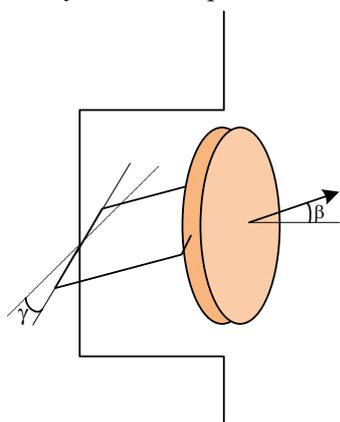


Рис. 1. Гиросинтегратор

Из-за неидеальности изготовления ГИ ось подвеса ротора и ось вращения ротора не ортогональны оси вращения внешней рамки, что задается с помощью двух углов γ и β . Это приводит к тому, что при ненулевых входных ускорениях фактическая ось чувствительности описывает в пространстве конус. За номинальное положение оси чувствительности ГИ принимается ось вращения рамки, представляющая собой ось конуса.

Для математического описания «конуса» нужно спроектировать входное кажущееся ускорение на оси прямоугольной подвижной системы координат, связанной с каждым из ГИ. В этом случае проекции кажущегося ускорения на фактические оси ГИ имеют вид:

$$\dot{w} = \dot{w}_\eta \cdot \cos A - \sin \beta \cdot \dot{w}_\xi + \sin \gamma \cdot \dot{w}_\zeta, \quad (2)$$

где $A = \sqrt{\beta^2 + \gamma^2}$ – амплитуда «конуса», \dot{w}_η – проекция действующего ускорения на номинальную ось чувствительности, $\dot{w}_\xi, \dot{w}_\zeta$ – проекции действующего ускорения на оси, связанные с вращающейся рамкой и ортогональные оси вращения рамки.

В выходном сигнале ГИ «конус» проявляется как гармоническая составляющая, которая накладывается на полезный сигнал. Частота гармонического сигнала пропорциональна кажущемуся ускорению вдоль оси чувствительности, амплитуда – перпендикулярной составляющей вектора кажущегося ускорения.

Для исключения влияния «конуса» необходимо решить две задачи: определить параметры конуса β и γ и учесть «конус» в выходном сигнале ГИ (2). Для решения первой задачи в состав параметров, оцениваемых фильтром Калмана в режиме калибровки ИНС, включаются параметры «конуса». В процессе предстартовой подготовки эти параметры учитываются. При учете «конуса» измеряемое кажущееся ускорение пересчитывается в подвижные оси каждого из ГИ, а затем с помощью соотношения (2) из выходного сигнала ГИ исключается составляющая, обусловленная «конусом».

Для верификации алгоритмов решения этих задач и оценки точности была разработана математическая модель процесса начальной выставки и калибровки «конуса», позволяющая оценить погрешности определения углов «негоризонта» без учета «конуса» и с учетом «конуса». Исследовалось два варианта фильтра – четырехмерный, в состав оцениваемых параметров которого параметры «конуса» не включались, и шестимерный, в уравнениях состояния и измерения которого параметры «конуса» учитывались.

Результаты моделирования. Результаты исследований показали, что погрешности определения углов «негоризонта» из-за «конуса» ГИ зависят от варианта фильтра, от длительности обработки информации и от величины углов «конуса».

Рассмотрим погрешности оценки углов «негоризонта» из-за «конуса» ГИ на интервале $t = 20$ с (табл. 1), длительность которого меньше одного периода вращения рамки, и на интервале $t = 300$ с (табл. 2), который включает несколько периодов, при $\beta = \gamma = 5'$ для всех ГИ.

Оценка параметров «конуса» происходит только с помощью шестимерного фильтра, в вектор состояния которого эти параметры включены. В четырехмерном фильтре предполагается, что полезный сигнал по ускорению является только полиномом первого порядка и не содержит гармонической составляющей. Из таблицы 1 видно, что на коротких интервалах обработки погрешности

оценки углов «негоризонта» как с учетом, так и без учета «конуса» практически не зависят от порядка фильтра, при этом учёт «конуса» позволяет уменьшить погрешности в 400-500 раз.

Т а б л и ц а 1

Погрешности при $t = 20$ с

Порядок фильтра	Вид оценки погрешности	Погрешность в угл. с	
		$\delta(\Delta\psi)$	$\delta(\Delta\theta)$
4	Без учета «конуса» и без оценки «конуса»	536	174
	С учетом «конуса», но без оценки «конуса»	0,95	0,46
6	Без учета «конуса», с оценкой «конуса»	536	174
	С учетом «конуса» и с оценкой «конуса»	0,95	0,46

Т а б л и ц а 2

Погрешности при $t = 300$ с

Порядок фильтра	Вид оценки погрешности	Погрешность в угл. с	
		$\delta(\Delta\psi)$	$\delta(\Delta\theta)$
4	Без учета «конуса» и без оценки «конуса»	22	6,3
	С учетом «конуса», но без оценки «конуса»	1,18	0,34
6	Без учета «конуса», с оценкой «конуса»	1,13	0,325
	С учетом «конуса» и с оценкой «конуса»	1,13	0,325

На интервале $t = 300$ с при обработке четырехмерным фильтром возмущения из-за «конуса», осредняются, и в сравнении с интервалом $t = 20$ с погрешность оценки углов «негоризонта» уменьшается более чем в 20 раз. Учёт «конуса» позволяет уменьшить погрешности оценки углов «негоризонта» ещё в 20 раз. При обработке шестимерным фильтром погрешности оценки углов «негоризонта» не зависят от учета «конуса», поскольку параметры «конуса» оцениваются и отделяются от полезного сигнала.

При изменении параметров «конуса» β , γ , погрешность оценки углов «негоризонта» изменяется пропорционально.

Заключение. В работе описана методика оценки параметров движения фактической оси чувствительности ГИ по поверхности конуса и их учета при решении задачи начальной выставки ИНС для изделий ракетно-космической техники. Результаты моделирования показали, что одновременная оценка и учёт параметров «конуса» позволяют повысить на два порядка точность определения начальной ориентации ПСК относительно плоскости горизонта.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бельский Л.Н., Водичева Л.В. Ускоренная прецизионная начальная выставка и калибровка ИНС летательного аппарата на подвижном основании // Гироскопия и навигация. 2001. № 4(35). С. 3-18.
2. Бельский Л.Н., Водичева Л.В., Савельева Я.С. Автономная прецизионная начальная выставка платформенной инерциальной навигационной системы // Материалы XXV конференции молодых ученых «Навигация и управление движением», 2024 г.

L.V.Vodicheva, A.D.Krainova (JCS «Scientific & Production Association of Automatics named after the academician N.A. Semikhatov», Yekaterinburg). **Improving the accuracy of the initial alignment of the platform and ins based on linear acceleration gyroscopic integrators**

Abstract. INS initial alignment for space launch vehicles is considered. To measure specific force, gyroscopic integrators (GI), whose sensitive axes are moving along a cone surface, are used. The GI «cone» can cause significant errors of initial alignment. Methods and algorithms for estimating «cone» parameters and correcting GI outputs are discussed in the paper.

В АВТОРСКОЙ РЕДАКЦИИ

УДК 629.7.052:531.5

М. Д. ЖИЛИНСКИЙ

(Рязанский государственный радиотехнический университет, Рязань)

СРАВНЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ФИЛЬТРОВ ОБЕЛЕНИЯ СИГНАЛОВ БОРТОВОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ МУЛЬТИГАРМОНИЧЕСКОЙ КОРРЕЛИРОВАННОЙ ПОМЕХИ

Предложен метод обработки сигнала акселерометра, основанный на упрощенном вычислении весовых коэффициентов обеляющего фильтра. Приводится сравнение предлагаемого метода с известным алгоритмом обеления по вычислительной сложности. Показана эффективность предлагаемого метода.

Введение. В связи с развитием систем навигации для небольших беспилотных летательных аппаратов вертолетного типа остро стоит вопрос о повышении точности начальной выставки бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) в условиях жестких временных, массогабаритных и аппаратных ограничений. Основной проблемой, мешающей точной начальной выставки навигационной системы на неподвижном основании, является коррелированная помеха, вызываемая работой винтомоторной группы летательного аппарата, регистрируемая акселерометрами БИНС вместе с полезным сигналом (ускорением свободного падения) [1]. Это особенно актуально для случаев, когда беспилотному летательному аппарату (БПЛА) необходимо произвести взлет сразу же после одновременного включения всех бортовых систем (оперативный выход из режима гибернации). Для того, чтобы не исключить в ходе обеления информативную составляющую, она исключается при оценивании автокорреляционной матрицы, на основе которой строится обеляющий фильтр.

При наличии коррелированной помехи в акселерометрических данных зачастую для её компенсации используют обеляющие фильтры (ОФ) [2]. Целью работы является сравнение эффективности работы ОФ с предлагаемым алгоритмом, основанным на аппроксимации обращения автокорреляционной матрицы с аддитивной составляющей белого шума путем вычитания этой аддитивной составляющей из заранее обращенной матрицы. Сравнение производится с помощью имитационного моделирования на примере обработки сигнала, смоделированного на основе данных, полученных с реального летательного аппарата.

Алгоритм функционирования обеляющего фильтра. В основе метода выделения сигнала на фоне небелого шума лежит обеление сигнала путём КИХ-фильтрации с параметрами, определяемыми коэффициентами обратной к автокорреляционной матрице (АМ) помех.

Для формирования АМ использовалась модель в виде суммы узкополосных составляющих, описываемых многосвязными марковскими процессами. Для моделирования применялась авторегрессионная модель из 5-ти гармонических коррелированных помех, параметры которых представлены в таблице 1, и аддитивного некоррелированного центрированного гауссовского шума с относительной мощностью P_n . Результатом моделирования являлась формируемая дискретная последовательность $\mathbf{x}=[x_n]$, полученная путем пропуска белого шума через авторегрессионный формирующий фильтр и представляющая собой массив данных x_n , где $n=0 \dots N-1$.

Таблица 1

Параметры коррелированных помех

	1-я гармоника	2-я гармоника	3-я гармоника	4-я гармоника	5-я гармоника
f_i , Гц	4	8	20	40	80
a_i , м/с ²	1,961	0,49	9,807	0,981	0,098

В таблице 1 вредные ускорения обозначены как a_i , где $i=1 \dots 5$.

АМ \mathbf{R}_i представляет собой сумму матриц \mathbf{R}_i , описывающих узкополосные компоненты энергетического спектра помехи с гауссовскими огибающими:

Научный руководитель: доцент, профессор Андреев В.Г.

$$\tilde{\mathbf{R}}_c = \sum_{i=1}^5 \mathbf{R}_i. \quad (1)$$

При вычислениях используется операция нормирования матрицы $\tilde{\mathbf{R}}_c$ к первому элементу $\tilde{r}_{0,0}$, лежащему на её главной диагонали:

$$\mathbf{R}_c = \frac{\tilde{\mathbf{R}}_c}{\tilde{r}_{0,0}}, \quad (2)$$

где \mathbf{R}_c — нормированная АМ небелозумной составляющей помехи.

После нормировки, к элементам матрицы \mathbf{R}_c , лежащим на главной диагонали, добавляется некоррелированная шумовая компонента P_n :

$$\mathbf{R} = \frac{\mathbf{R}_c + P_n \mathbf{I}}{1 + P_n}, \quad (3)$$

где \mathbf{R} — АМ помехи с единичной дисперсией, \mathbf{I} — единичная матрица. Массивом \mathbf{w} коэффициентов w_j импульсной характеристики нерекурсивного ОФ порядка q является крайний левый вектор-столбец матрицы \mathbf{R}^{-1} размером $(q+1) \times (q+1)$, $j=0, 1, \dots, q$, нормированный к единичной длине.

После нахождения коэффициентов w_j ОФ производится обработка входной последовательности \mathbf{x} в скользящем окне (обеление небелозумной компоненты). Однако такой метод требует значительных вычислительных затрат, ввиду вычислительной сложности операции обращения матрицы \mathbf{R} размером $(q+1) \times (q+1)$; при использовании метода исключения Гаусса вычислительная сложность пропорциональна $(q+1)^3$. Отметим, что поскольку матрица \mathbf{R} является теплицевой, то для нее существует метод быстрого обращения Левинсона – Дербина, количество операций в котором пропорционально $2(q+1)^2$, что уменьшает вычислительные затраты на обработку входного сигнала \mathbf{x} [3]. Однако в случае жестких временных ограничений эта методика также может не отвечать выдвигаемым требованиям. Поэтому предлагается альтернативный метод решения этой проблемы, основанный на приближенном равенстве:

$$(1+a)^{-1} \approx 1 - a, \quad (4)$$

где $a \ll 1$. Причём, чем меньше величина ускорения a , тем точнее данное соотношение.

Предлагается при постоянных параметрах коррелированных (матрица \mathbf{R}_c неизменна) и изменяющемся уровне мощности белозумных помех вместо пересчёта весовых коэффициентов обеляющего КИХ-фильтра путем обращения автокорреляционной матрицы \mathbf{R} , рассчитанной по формуле (3), при каждом изменении P_n , вычитать из заранее обращенной матрицы \mathbf{R}_c^{-1} некоррелированную составляющую P_n с последующей нормировкой:

$$\mathbf{w}_s = \frac{\mathbf{R}_c^{-1} - P_n \mathbf{I}}{1 - P_n} \mathbf{i}, \quad (5)$$

где \mathbf{w}_s — вектор весовых коэффициентов w_{sj} предлагаемого адаптивного обеляющего нерекурсивного фильтра, рассчитанный по упрощенному алгоритму, \mathbf{i} — крайний левый вектор-столбец единичной матрицы.

Результаты сравнения. Критерием сравнения является число вычислительных операций, затрачиваемых на расчет весовых коэффициентов фильтров при заданной точности оценивания ускорения (не хуже, чем $0,1 \text{ м/с}^2$). Данные, полученные в ходе имитационного моделирования, сведены в таблицу 2. При этом относительная мощность P_n мешающей компоненты в виде белого гауссовского шума была принята 10^{-3} .

Таблица 2

Количество математических операций для вычисления коэффициентов фильтра порядка q

Порядок фильтра q	1	2	3	4	5
Метод исключения Гаусса	8	27	64	125	216
«Ускоренный» алгоритм обращения Левинсона-Дербина	8	18	32	50	72
Предлагаемый упрощенный алгоритм	7	13	21	31	43

Заключение. Произведено сравнение метода оптимального обеления сигнала с предлагаемым упрощенным методом. Для метода исключения Гаусса количество операций пропорционально $(q+1)^3$, для метода быстрого обращения Левинсона – Дербина — $2(q+1)^2$, а для предложенного метода (q^2+3q+3) . Так, при порядке фильтра $q=5$ предлагаемый метод выигрывает по сравнению с методом исключения Гаусса более чем в 5 раз, а по сравнению с методом Левинсона – Дербина выигрыш составляет более 1,6 раз. Эффективность предложенного метода подтверждена с помощью имитационного моделирования. Отметим, что преимущества предлагаемого метода возрастают с увеличением порядка фильтра q . Это подтверждает высказанное ранее предположение, что предложенный метод позволяет значительно сократить время, затрачиваемое непосредственно на обработку навигационной информации.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Власенко, А.** Интегральные гироскопы iMEMS — датчики угловой скорости фирмы Analog Devices. *Журнал «Электронные компоненты»*. 2003, № 2. С. 36–38.
2. **Орлов, П. В.** Выделение сигнала на фоне коррелированных помех и некоррелированного шума. *Журнал «Молодой ученый»*. 2019, № 24(262). С. 145–148.
3. **Марпл-мл, С. Л.** Цифровой спектральный анализ и его приложения. М.: Мир, 1990. 584 с.

M.D. Zhilinsky, (RSREU, Ryazan). **Improving the accuracy of the initial exhibition on-board inertial navigation system aircraft under the influence of multiharmonic correlated interference**

Abstract. The paper proposes a method for processing the accelerometer signal based on a simplified method for calculating the weight coefficients of the whitewashing filter. The proposed method is compared with the known method by the number of mathematical operations spent on calculating these coefficients. The conclusion is made on the effectiveness of the developed methodology.

УДК 681.51

С.П. АБЛЯСОВА
(МГУ имени М.В. Ломоносова, Москва)**МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЛЕТА ЧЕРЕЗ ПОЛЮС: ИСПОЛЬЗОВАНИЕ
КВАЗИКООРДИНАТ И КВАЗИУГЛОВ ОРИЕНТАЦИИ**

Рассматривается задача согласованного моделирования траекторных параметров движения объекта и показаний инерциальных датчиков при движении объекта над или под географическим полюсом. Показано, что указанную задачу моделирования можно решить на основе использования квазигринвичской системы координат, квазигеографических (квазигеоцентрических) координат, квазиуглов ориентации вместо традиционных. Нулевой тест алгоритмов автономного инерциального счисления, когда траектория движения объекта пересекает ось вращения Земли подтверждает предложенное решение задачи.

Введение. При тестировании бортовых алгоритмов функционирования инерциальных навигационных систем (например, бескарданных) встает задача согласованного моделирования траекторных параметров движения объекта - координат, компонент вектора линейной скорости, углов ориентации корпуса объекта, «идеальных» показаний инерциальных датчиков - датчиков угловой скорости и акселерометров - при движении объекта над или под географическим полюсом. Особенность такого моделирования заключается в том, что в соответствующих моделях нельзя использовать традиционные параметры, такие как долгота, угол курса, поскольку последние не определены в точках, лежащих на оси вращения Земли. Поскольку традиционные модели имитаторов движения объекта оперируют, как правило, с географическими координатами и угловым движением сопровождающего географического трехгранника, то в окрестности полюса соответствующие математические модели вырождаются и не применимы. Поэтому предлагается введение квазигринвичской системы координат и использование соответствующих квазигеографических координат, квазиуглов ориентации вместо традиционных.

Целью работы является описание задачи моделирования траекторных параметров движений объекта и согласованной имитации показаний инерциальных датчиков при пересечении точек, лежащих над или под географическим полюсом, для определенности северным, при использовании квазигринвичской системы координат, квазигеографических (квазигеоцентрических) координат и квазиуглов ориентации вместо традиционных.

Квазигринвичская и квазигеографическая системы координат. При имитации траектории пролета объекта через полюс полагается, что пересечение полюса происходит вдоль меридиана с известным значением географической долготы λ_0 , а начальное значение географической широты φ_0 полагается достаточно близким к 90° . При переходе к квазикоординатам и квазикоординатным трехгранникам упомянутый меридиан объявляется плоскостью квазиэкватора. Как следствие, квазиширота на полюсе будет иметь нулевое значение.

Квазигринвичская система координат $O\eta^q$ вводится двумя последовательными поворотами гринвичской системы координат $O\eta$ вокруг оси $O\eta_2$ на угол $\frac{-\pi}{2}$ и вокруг нового положения первой оси на угол $\frac{-\pi}{2} + \lambda_0$. Плоскость квазиэкватора совпадает с плоскостью меридиана, проходящего через точки, у которых значение географической долготы одинаково и равно λ_0 .

Квазигеографическая система координат Ox^{0q} определяется последовательностью поворотов трехгранника $O\eta^q$ вокруг $O\eta_3$ на угол $\lambda^q + \frac{\pi}{2}$ и поворотом полученного трехгранника вокруг первой оси на угол $\frac{\pi}{2} - \varphi^{0q}$.

Моделирование траектории. Для моделирования траектории в квазикоординатах воспользуемся кинематическими уравнениями движения модельной точки М:

$$\begin{aligned}\frac{d}{dt}\varphi^{0q} &= \frac{V_N^q}{R}, \\ \frac{d}{dt}\lambda^q &= \frac{V_E^q}{R\cos\varphi^{0q}}, \\ \frac{d}{dt}R &= V_{UP}^q,\end{aligned}\quad (1)$$

где V_E^q, V_N^q, V_{UP}^q – компоненты линейной относительной скорости в проекциях на оси квазигеографической системы координат Ox^{0q} , R – модуль радиус-вектора.

Начальные условия на квазиординаты имеют вид:

$$\begin{aligned}\varphi^{0q}(t|0) &= 0, \\ \lambda^q(t_0) &= \frac{\pi}{2} - \varphi^0(t_0), \\ R(t_0) &= a + h(t_0) - \frac{ae^2}{2}\sin^2\varphi(t_0) \left(\cos^2\varphi(t_0) - \frac{1}{4}\sin^2\varphi(t_0) \right) + O(0,1m), \\ \psi^q(t_0) &= \frac{-\pi}{2},\end{aligned}\quad (2)$$

где $\varphi^0(t_0)$ и $\varphi(t_0)$ – значения геоцентрической и географической широт соответственно в начальный момент времени t_0 , $h(t_0)$ – географическая широта в момент времени t_0 . ψ^q – угол истинного квазикурса, т.е. угол между осью Mx_2^{0q} (направлением на квазисевер) и проекцией продольной оси объекта на плоскость $Mx_1^{0q}x_2^{0q}$, отсчитываемый по часовой стрелке от оси Mx_2^{0q} . На начальном интервале времени угол квазикурса $\psi^q(t_0) = \frac{-\pi}{2}$, что соответствует движению объекта по квазиэкватору в сторону убывания квазидолготы. Кинематические уравнения (1) интегрируются с начальными условиями (2). Полученная в квазигеографических координатах траектория используется для моделирования показаний инерциальных датчиков.

Моделирование показаний инерциальных датчиков. Перед моделированием показаний акселерометров определяется вектор абсолютной угловой скорости трехгранника Ms , жестко связанного с объектом. Этот этап ничем не отличается от уже известного способа моделирования ДУС в географических координатах [2].

Показания акселерометров вычисляются на основе уравнений движения модельной точки M в осях трехгранника Mx^{0q} (см. [1], [2].):

$$\begin{aligned}\frac{d}{dt}A_{x^{0q}\eta^q} &= \hat{\Omega}_{x^{0q}}A_{x^{0q}\eta^q}, \\ \frac{d}{dt}V_{x^{0q}} &= (\hat{\Omega}_{x^{0q}} + 2\hat{u}_{x^{0q}})V_{x^{0q}} + f_{x^{0q}} + g_{x^{0q}},\end{aligned}\quad (3)$$

где $A_{x^{0q}\eta^q}$ – матрица ориентации трехгранника Mx^{0q} относительно квазигринвичской системы координат $O\eta^q$, $f_{x^{0q}}$ – вектор внешней удельной силы, действующей на точку M – идеальное измерение блока акселерометров, $\hat{u}_{x^{0q}}$ – кососимметрическая матрица, соответствующая вектору угловой скорости вращения Земли в осях квазигеоцентрического трехгранника Mx^{0q} , $g_{x^{0q}}$ – вектор удельной силы тяжести, $\hat{\Omega}_{x^{0q}}$ – вектор угловой скорости трехгранника Mx^{0q} .

Нулевой тест. На основе симитированных показаний инерциальных датчиков было осуществлено моделирование алгоритмов автономного инерциального счисления БИНС, когда в качестве опорного навигационного трехгранника использовался географический трехгранник с законом относительно свободной ориентации в азимуте. Такой опорный трехгранник традиционно используется в авиации. Результаты имитации алгоритмов инерциального счисления показали практическое совпадение вычисленных траекторных параметров с исходными траекторными параметрами, лежащими в основе моделирования

Заключение. В работе описана задача моделирования траекторных параметров движений объекта и согласованной имитации показаний инерциальных датчиков при пересечении точек, лежащих над или под географическим полюсом при использовании квазигринвичской системы координат, квазигеографических (квазигеоцентрических) координат и квазиуглов. Такой прием позволяет осуществлять последующее полноценное тестирование бортовых алгоритмов инерциального счисления на траекториях такого типа.

ЛИТЕРАТУРА

1. Вавилова Н.Б., Голован А.А., Парусников Н.А. *Математические основы инерциальных навигационных систем.* – М.: Издательство Московского университета, 2020, – 160 с.

2. Богданов О.Н. МЕТОДИКА СОГЛАСОВАННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ИЗМЕРЕНИЙ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ, ТРАЕКТОРНЫХ ПАРАМЕТРОВ ОБЪЕКТА С ПРИЛОЖЕНИЕМ К ЗАДАЧАМ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ И СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ. Диссертация на соискание степени кандидата физико-математических наук. 2015

S. P. Abyasova (Lomonosov Moscow State University). **Simulation of flight through the pole: using quasi-coordinates and quasi-angles of orientation**

Abstract. The task of agreed on simulation of an object's trajectory parameters - coordinates, components of the linear velocity, attitude angles, "ideal" readings of inertial sensors - angular rate sensors and accelerometers - when the object moves above/below the pole is in demand in the task of testing on-board navigation algorithms of inertial navigation systems (for example, strapdown - INS). The peculiarity of the mentioned simulation problem is that traditional parameters that are longitude and heading cannot be used in the relevant models, since the latter are not defined at points lying on the axis of Earth rotation. It is proved that this simulation can be done by using a quasi-Greenwich coordinate system, quasi-geographic (quasi-geocentric) coordinates, and quasi-angles of orientation instead of traditional ones. The zero test of inertial dead reckoning algorithms, when the trajectory of an object crosses the axis of Earth rotation, confirms the proposed solution to the problem.

The problem of navigation in polar regions is considered. Since the values of longitude and true heading are not determined, it is proposed to use a quasi-greenwich and quasi-geographic coordinate systems. As a result, the trajectory passing through and the measurements of inertial sensors were simulated.

А. А. БЕЛАШ, И. Ю. ВОЛОШИН
(АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», г. Гатчина)

ОПЫТ РАЗРАБОТКИ МАГНИТНОГО КУРСУКАЗАТЕЛЯ

Приводится краткое описание ключевых моментов в разработке навигационного прибора - магнитного курсоуказателя. Представлены требования к прибору, его состав, математические выражения, описывающие алгоритм работы курсоуказателя, порядок калибровки чувствительных элементов и учёт углов наклона при выработке магнитного курса. Показано, что применение данных алгоритмов обеспечивает функционирование прибора в соответствии с указанными требованиями.

Введение. В теории и практике навигации и управления движением судов одной из главных задач является определение географического курса подвижного объекта. Для её решения применяются либо гироскопы, либо курсоуказатели, построенные на базе бесплатформенных инерциальных навигационных систем. На случай их выхода из строя необходим резервный курсоуказатель [1].

Наиболее популярным и надежным вариантом построения резервного курсоуказателя является прибор, построенный на основе магнитных чувствительных элементов (ЧЭ) [1, 3]. Настоящая работа посвящена краткому описанию некоторых аспектов проектирования малогабаритного магнитного курсоуказателя (МКУ), таких как: состав прибора, методика калибровки ЧЭ и алгоритмы работы МКУ, оценка точности разработанного прибора.

Состав МКУ. При разработке МКУ выдвигались следующие требования: погрешность измерения магнитного курса в пределах $\pm 5^\circ$ при воздействии статических наклонов и качки подвижного объекта по крену и дифференту в пределах $\pm 30^\circ$. В состав МКУ вошли:

- три микромеханических акселерометра с взаимно ортогональными осями чувствительности, выпускаемые АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»;
- три магнитометра с взаимно ортогональными осями чувствительности на основе магниторезистивных датчиков Honeywell HMC1052L;
- микроконтроллер, предназначенный для регистрации и обработки выходных сигналов ЧЭ;
- система электропитания.

Калибровка ЧЭ. Одним из важнейших вопросов является калибровка датчиков МКУ, позволяющая минимизировать погрешности измерения [4 - 7].

Проекция вектора линейного ускорения n на оси связанного с измерительным модулем МКУ трехгранника xyz формируются по показаниям акселерометров u_{ni} , $i = x, y, z$ в соответствии с формулой:

$$\begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix} = CN \cdot \begin{bmatrix} Mnx & 0 & 0 \\ 0 & Mny & 0 \\ 0 & 0 & Mnz \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} u_{nx} - Snx \\ u_{ny} - Sny \\ u_{nz} - Snz \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где Sni – смещение нуля i -го акселерометра; Mni – масштабный коэффициент i -го акселерометра; CN - матрица 3×3 , характеризующая переход от измерительных осей акселерометров к осям измерительного модуля.

Проекция вектора напряженности магнитного поля m на оси связанного с измерительным модулем МКУ трехгранника xyz формируются по показаниям магнитометров u_{mi} , $i = x, y, z$ в соответствии с формулой:

$$\begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} = CM \cdot \begin{bmatrix} Mmx & 0 & 0 \\ 0 & Mmy & 0 \\ 0 & 0 & Mmz \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} u_{mx} - Smx \\ u_{my} - Smy \\ u_{mz} - Smz \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где Smi – смещение нуля i -го магнитометра; Mmi – масштабный коэффициент i -го магнитометра; CM – матрица 3×3 , характеризующая переход от измерительных осей магнитометров к осям измерительного модуля.

Для калибровки акселерометров n_x, n_y, n_z используются различные положения измерительных осей МКУ относительно вектора силы тяжести g , используемого в качестве эталона. Для калибровки магнитометров m_x, m_y, m_z вместо g используется абсолютный вектор индукции магнитного поля Земли (МПЗ) T , направленный под углом магнитного наклона относительно горизонта [8]. В ходе калибровки определяются все компоненты выражений (1) и (2) путём записи показаний с датчиков на различных положениях поворотного стенда из немагнитных материалов и их дальнейшей обработке в специальном программном обеспечении.

Алгоритм работы МКУ. Алгоритм выработки курса магнитного K можно представить следующим образом:

- по показаниям акселерометров МКУ формируются углы крена θ и дифферента ψ , отражающие изменение ориентации системы координат прибора $x_k y_k z_k$ относительно горизонтальной системы координат $x_k y_k z_k$ (рисунок 1);
- далее производится преобразование сигналов магнитометров на оси $x_k y_k z_k$ и вычисление текущего значения магнитного курса по формуле [4]:

$$K = \arctg\left(\frac{-m_{xk}}{m_{yk}}\right) = \arctg\left(\frac{-(m_x \cos \theta + m_z \sin \theta)}{m_y \cos \psi + (m_x \sin \theta - m_z \cos \theta) \sin \psi}\right), \quad (3)$$

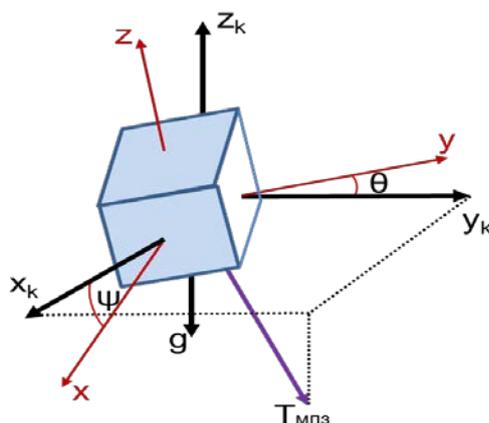


Рис. 1. Иллюстрация наклона МКУ по углам ψ и θ

Оценка точности МКУ. С помощью упомянутого ранее поворотного стенда был проведён эксперимент с прибором по измерению курса в горизонте и при дифференте на 30° . Результаты эксперимента представлены в таблице 1.

Таблица 1

Результаты контроля курса МКУ

Курс поворотного стенда, ...°	Курс МКУ, ...°	Наклон, ...°	Погрешность, ...°
0	1	0	1
90	91,2		1,2
180	181,2		1,2
270	271,6		1,6
0	0,2	30	0,2
90	90,4		0,4
180	181,1		1,1
270	273,9		3,9

Заключение. Представлено описание основных аспектов разработки МКУ: главные компоненты прибора, подход к калибровке ЧЭ и алгоритмы работы МКУ, а также эксперимент для оценки точности разработанного прибора. В результате создан макет МКУ, отвечающий задан-

ным требованиям. Погрешность определения курса с учётом представленных алгоритмов лежит в пределах $\pm 4^\circ$ при наклонах объекта до 30° .

На следующем этапе разработки будет выполнена работа по уточнению магнитного склонения местоположения объекта для расчёта его географического курса, а также исследована температурная модель ЧЭ МКУ.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Алексеев А.Н.** Навигация и лоция (для судоводителей маломерных судов). – М.: Пищевая пром-сть, 1979. 256 с.
2. **Konvalin C.** Compensating for Tilt, Hard-Iron, and Soft-Iron Effects / Christopher Konvalin // MEMSense LLC. – 2009. – с. 2-10.
3. **Матвеев В.В.** Мобильные устройства в научно-исследовательской и экспериментальной работе / изд. 2-е, испр. и доп. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2021. 134 с.
4. **Grygorenko V.** Magnetic compass with tilt compensation / Vadym Grygorenko // Infineon | Cypress. - с. 15.
5. **Николаев П. Н., Эспиноза Валлес А. С., Щербаков М. С., Соболев Д. Д.** Калибровка бортовых магнитометрических датчиков системы ориентации университетского наноспутника SamSat-ION / Петр Николаевич Николаев, Ангело Сальватор Эспиноза Валлес, Михаил Сергеевич Щербаков, Дмитрий Денисович Соболев // Гирскопия и навигация. Том 31. №3 (122) - 2023. 109 - 121 с.
6. **Ru X., Gu N., Shang H., Zhang H.** MEMS inertial sensor calibration technology: current status and future trends / Xu Ru, Nian Gu, Hang Shang, Heng Zhang // MDPI | Micromachines. – 2022, с. 28.
7. **К. Mohamadabadi.** Anisotropic Magnetoresistance Magnetometer for inertial navigation systems. / Kaveh Mohamadabadi // Electronics. Ecole Polytechnique. - 2013., с. 129.
8. **Драницына Е.В., Емельянцева Г.И.** Основы навигации [Учебное пособие]. – СПб: Университет ИТМО, 2011. 156 с.

Belash A.A, Voloshin, I.Y. (Concern CSRI Elektropribor, JSC, Gatchina). **Experience in developing a magnetic course indicator, XXVI Conference of Young Scientists “Navigation and Motion Control”**

Abstract. A brief description of the key points in the development of a navigation device, a magnetic course indicator, is provided. The requirements for the device, its composition, mathematical expressions describing the algorithm of the course indicator, the procedure for calibrating sensors and taking into account the angles of inclination when calculating a magnetic course are presented. It is shown that the application of these algorithms ensures the operation of the device in accordance with the specified requirements.

УДК 681.2.083

А. Н. ПУШКИН, Р. М. АНТОНОВ, А. В. НЕКРАСОВ
(АО «Инерциальные Технологии «Технокомплекса», г. Раменское,
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва)

ОДОМЕТР НА ОСНОВЕ МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ

Исследуется возможность построения одометра на основе микромеханического инерциального измерительного блока (ИИБ). Приведены основные математические уравнения реализации одометра, описана конструкция предполагаемого датчика. Для отработки алгоритмов разработано технологическое программное обеспечение. Представлены результаты стендовых испытаний.

Введение. Основным средством определения скоростей и координат наземных комплексов (НК) является совместная обработка измерений бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) и спутниковой навигационной системы. Во время движения НК при отсутствии сигнала спутниковой навигационной системы с течением времени будут расти ошибки навигационных параметров ввиду инструментальных ошибок чувствительных элементов БИНС.

С целью снижения ошибок, накапливаемых БИНС, широко используются в качестве корректирующей информации данные от колесных одометров. Одометр — прибор для измерения количества оборотов колеса [1]. В настоящее время широко применяются механические одометры, принцип действия которых основан на механическом измерении поворота колеса и пересчёта его в перемещение НК, такой прибор был предложен Героном Александрийским еще в I век до н.э. [3]. Отдельно стоит отметить хубодометр Видера Рута 1900 г. [4] этот прибор представляет собой неподвижный относительно вектора силы тяжести эксцентричный груз, который имеет одну степень свободы относительно вращающегося корпуса. В настоящее время в литературе [1,2,5,6] широко освещен вопрос создания одометра, использующего микромеханические акселерометры. Принцип его действия аналогичен хубодометру и основан на определении положения вектора силы тяжести относительно вращающегося колеса. Одометр или группа одометров, базирующихся на микромеханических инерциальных измерительных блоках, обеспечивает возможность получения более полной ИИБ, о качестве дорожного покрытия и артикуляции подвески НК, при подсчете масштабного коэффициента одометра.

Цель работы — описание конструкции и алгоритма функционирования одометра на основе микромеханических инерциальных датчиков. При этом в основе работы одометра заложено измерение угла между некоторой подвижной осью, лежащей в плоскости вращения колеса НК, и истинной вертикалью.

Описание принципа действия. Для описания принципа работы представим колесо, движущееся по неподвижной горизонтальной поверхности без проскальзывания. Оси Ox , Oy лежат в плоскости вращения колеса. Ось Oz направлена горизонтально вдоль оси вращения и дополняет тройку до правой. Тогда показания триады акселерометров, входящих в состав инерциального измерительного блока (ИИБ), установленного на колесе, можно представить в упрощенном виде, считая, что объект обладает сравнительно низкой динамикой и ускорением центра масс колеса можно пренебречь:

$$\begin{cases} a_x \approx a_n \cdot \cos \Phi_z - a_\tau \cdot \sin \Phi_z + g \cdot \sin \chi = \delta r (\ddot{\chi} \cdot \cos \Phi_z - \dot{\chi} \cdot \sin \Phi_z) + g \cdot \sin \chi \\ a_y \approx -a_n \cdot \sin \Phi_z + a_\tau \cdot \cos \Phi_z + g \cdot \cos \chi = \delta r (-\ddot{\chi} \cdot \sin \Phi_z + \dot{\chi} \cdot \cos \Phi_z) + g \cdot \cos \chi \\ a_z \approx 0 \end{cases} \quad (1)$$

где: a_x , a_y , a_z — измерения блока акселерометров по собственным осям чувствительности; a_τ , a_n — тангенциальное и нормально ускорение при движении ИИБ по окружности, действующее на блок акселерометров; χ — угол между осью x ИИБ и направлением истинной вертикали; $\dot{\chi}$, $\ddot{\chi}$ — относительные угловые скорость и ускорение колеса; δr — смещение центра ИИБ относи-

тельно оси вращения; Φ_z – произвольный угол положения ИИБ относительно положения вектора δr на колесе.

Ввиду постоянства модуля вектора ускорения силы тяжести Земли амплитуда высокочастотной (полезной) составляющей сигнала изменяется в диапазоне от $-g$ до $+g$. Считая, что объект обладает сравнительно низкой динамикой и ускорение центра масс колеса на порядок меньше измеряемой величины, а нормальные и тангенциальные ускорения могут быть компенсированы, угол поворота колеса $\chi(t)$ определяется из невозмущенной модели измерений [1]:

$$\chi(t) = -\arctan\left(\frac{a_x}{a_y}\right). \tag{2}$$

По значениям угла $\chi(t)$ определяется суммарный пройденный угол и, через масштабный коэффициент одометра, пройденный путь:

$$S(t) = R_{эфф} \cdot f(\chi), \tag{3}$$

где: $R_{эфф}$ – эффективный радиус колеса; $S(t)$ – пройденный путь; $f(\chi(t))$ – некоторая функция учета количества оборотов колеса, основанная на разрывности функции арктангенса.

Конструкция одометра. Для отработки решений разработан макет одометрического модуля, реализованный на основе микроконтроллера ESP32, блока акселерометров MPU6050, модуля беспроводной связи и системы питания, установленных в одном корпусе. Также проработана возможность монтажа одометрического модуля на колесо НК.

Синтез алгоритма. Структурная схема алгоритма работы предлагаемого одометра представлена на рис.1. Смещения центра масс, как линейные, так и угловые, могут возникать из-за неточности конструкции корпуса, размещения элементов внутри него, а также установки модуля непосредственно на колесо. Эти смещения можно

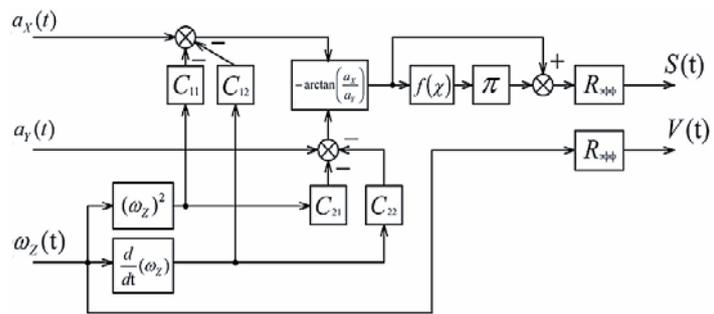


Рис. 1 Структурная схема алгоритма

учесть алгоритмически, что позволит минимизировать погрешности. На участках движения НК с постоянной скоростью алгоритмически вычисляются коэффициенты $C_{11}, C_{12}, C_{21}, C_{22}$, компенсирующие это смещение. С некоторыми допущениями измерение угловой скорости ω_z по каналу гироскопа, входящего в состав ИИБ, считаем равным $\dot{\chi}$.

Стендовые испытания. Для отработки основных схемно-конструкторских решений и алгоритмов функционирования одометра были произведены испытания на наклонно-поворотном столе, с постоянными значениями угловых скоростей до 1000 °/с и угловыми ускорениями.

По результатам проведенных экспериментов при различных режимах вращения одометрического модуля точность определения заданного угла поворота составила 15 угл. мин. при скоростях вращения до 500 °/с, при больших скоростях ошибка определения угла возрастает. Разработанный алгоритм устойчив к инструментальным погрешностям ИИБ и погрешностям при установке ИИБ на колесо. В результате стендовых испытаний был сделан вывод что датчик обладает необходимой точностью для использования его в классическом одометрическом счислении, точность такого счисления составляет доли процентов (0.03 % [7], 0.05 % [8]) от пройденного пути. На основе выдвинутых предположений были проведены натурные эксперименты с использованием автомобиля, точность составила от 0.1% до 1% от пройденного пути. При уве-

личении линейной скорости (более чем 35 км/ч) точность счисления ухудшается вследствие повышения амплитуды вибраций, влияющих на работу алгоритма определения угла.

Заключение. В ходе проведенного исследования были разработаны макет одометрического датчика, специализированные алгоритмы для обработки измерений одометра и программное обеспечение для отработки макета. Проведенные испытания позволили оценить точностные характеристики одометра. Точность определения расстояния составила от 0.1% до 1% от пройденного пути. Для повышения точности предполагается разработать методику динамического определения масштабного коэффициента одометра при различных внешних условиях.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Дзуев А.А., Тихомиров В.В., Бабаев Е.В.** Цифровой одометр на основе микромеханического блока акселерометров – фильтр нижних частот и интегральное преобразование Гильберта в задаче счисления линейной скорости и пути, Авиакосмическое приборостроение, 2020.
2. **Дзуев А.А., Тихомиров В.В., Бабаев Е.В., Некрасов А.В., Кретов П.Ю.** Синтез и результаты численного моделирования алгоритма цифрового одометра, построенного на микромеханическом блоке акселерометров, Авиакосмическое приборостроение, 2020.
3. **Елисеев В.С., Половинченко М.И., Воскобойников С.Г.** Технические достижения древней Греции, сборник научных статей 2-й Всероссийской научной конференции перспективных разработок молодых ученых: в 3 т. Том 2. Юго-Западный государственный университет; Московский политехнический университет. 2018
4. **Corbitt T. et al.** Measuring Road Running Courses. – Ted Corbitt, 1964.
5. **Mezentsev O., Collin J.** Design and Performance of Wheel-mounted MEMS IMU for Vehicular Navigation // IEEE International Symposium on Inertial Sensors and Systems. 2019.
6. **Collin J.** MEMS IMU Carouseling for Ground Vehicles // IEEE Transactions on Vehicular Technology. 2015
7. **Vasilyuk, Nikolay & Токарев, Д.** Идентификация геометрических смещений одометров в инерциально-спутниковой навигационной системе, установленной на наземном транспортном средстве. 2020.
8. **Вавилова Н. Б. и др.** Результаты разработки и тестирования навигационных систем дефектоскопов магистральных нефте-и газопроводов //Сборник материалов XXII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. – 2015. – С. 318-323.

A.N. Pushkin, R.M. Antonov, A.V. Nekrasov (JSC «Inertial Technologies«Technocomplex»). **Odometr based on micromechanical sensors**

Abstract. The possibility of building an odometer based on micromechanical sensors is investigated. The basic mathematical equations of odometer realization on the basis of micromechanical inertial measuring unit are given. Technological software is developed to work out the algorithms, the design of the proposed sensor is described. The results of bench tests are given.

УДК 629.7.05

А.Р. ХАУСТОВА

(Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения,
Санкт-Петербург)**АНАЛИЗ ТРЕБОВАНИЙ К БЕСПЛАТФОРМЕННЫМ ИНЕРЦИАЛЬНЫМ СИСТЕМАМ ДЛЯ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СИСТЕМ НАБЛЮДЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

В работе рассмотрены требования, предъявляемые к малогабаритной бесплатформенной инерциальной системе (БИНС), устанавливаемой в составе радиолокационной станции (РЛС) с синтезированием апертуры, для обеспечения необходимого качества радиолокационного изображения. Приводится расчет характеристик гироскопов и акселерометров для БИНС.

Введение. Наибольший вклад в искажение радиолокационного изображения вносят некомпенсированные искажения фазовой истории траекторного сигнала, вызванные траекторными нестабильностями. При активных радиопомехах погрешность спутниковой навигационной системы значительно возрастает и возможно нарушение выработки ее данных, что не позволит провести компенсацию фазовых искажений. При этом требуемая погрешность позиционирования РЛС должна быть минимальной, что в миллиметровом диапазоне выдвигает жесткие условия к точности систем навигации беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Для решения задачи компенсации фазовых искажений радиолокационного изображения для БПЛА имеет смысл использовать данные БИНС для обеспечения требуемой точности определения углов, скорости и координат. Предлагаемый доклад посвящен определению параметров чувствительных элементов БИНС с учетом требований к качественной выработке радиолокационного изображения.

Определение требований к чувствительным элементам БИНС, устанавливаемой на БПЛА. Алгоритм расчета погрешностей БИНС состоит из следующих этапов [1]:

1. Расчет времени синтезирования апертуры [2], необходимой для дальнейших расчетов:

$$T_c \approx \frac{a_\omega \cdot \lambda \cdot R_H}{2 \cdot \delta l \cdot V \cdot \sin \theta_H}, \quad (1)$$

Где a_ω – коэффициент расширения диаграммы направленности синтезированной апертуры при наложении оконной функции ($a_\omega=1,5$); R_H – дальность наблюдения ($R_H=10;20;30$ км); θ_H – угол наблюдения ($\theta_H=45^\circ$); δl – разрешающая способность по азимуту ($\delta l = 5;10;20$ м); V – скорость платформы фазового центра антенны ($V=40 - 60$ м/с); λ – длина волны ($\lambda=0,032$ м).

2. Расчет допустимой спектральной плотностей белых шумов акселерометров и гироскопов [3]:

$$n_a = 8,8 \cdot 10^4 \cdot \delta r / T_c^{3/2}, \quad (2)$$

$$n_\omega = 784 \cdot \delta r / T_c^{5/2}, \quad (3)$$

где δr – разрешающая способность по дальности ($\delta r = 2$ м – заданное значения по требованиям разработчиков РЛС).

3. Расчет допустимого масштабного коэффициента для акселерометра и гироскопа [4]:

$$\beta_{\max} < \frac{0,2 \delta r}{T_c^2}, \quad (4)$$

$$\gamma_{\max} < \frac{0,1 \delta r}{T_c^2} \quad (5)$$

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор Пелевин А.Е.

4. Расчет допустимой систематической погрешности для акселерометра и гироскопа [5]:

$$b_{a,0} < 1,4 * 10^5 \delta r / T_c^2, \quad (6)$$

$$b_{\omega,0} < 8,93 * 10^4 \delta r / T_c^2, \quad (7)$$

Анализ допустимых погрешностей датчиков свидетельствует о том, что при рассчитанных значениях времени синтезирования и разрешении по дальности 2 м допустимый масштабный коэффициент, систематическая погрешность и спектральная плотность шума акселерометра равны соответственно β_{\max} – от 0,08 до 0,22; $b_{a,0}$ – от 54 820 до 153 635 μg и n_a – от 51 802 до 112 204 $\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$. Для гироскопа эти величины составляют γ_{\max} – от 0,03 до 0,1; $b_{\omega,0}$ – от 34 967 до 97 997 $^\circ/\text{h}$; n_ω – от 204 до 740 $^\circ/\sqrt{\text{h}}$. Таким образом, при разрешении по дальности, равном 2 м, и интервале синтезирования до 2,26 с можно использовать промышленные недорогие БИНС.

Заключение. В работе рассчитано время синтезирования T_c при разных значениях дальности наблюдения, разрешающей способности по азимуту и скорости платформы фазового центра антенны. С учетом полученных результатов проведены расчеты погрешностей чувствительных элементов БИНС с учетом требуемых характеристик, заданных разработчиками РЛС.

В дальнейшем планируется рассмотреть другие характеристики чувствительных элементов БИНС, выбрать подходящие по данным характеристикам чувствительные элементы и исследовать возможность повышения точности выработки координат и скоростей за счет обработки информации.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Е. П. Великанова и др.** Анализ требований к точностным характеристикам инерциальной системы навигации в радаре с синтезированной апертурой антенны: Гироскопия и навигация. Том 24, No 4 (95), 2016. с. 47-57.
2. **Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю.** Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли. М.: «Радиотехника», 2005. 368 с.
3. **Woodman O.J.** An introduction to inertial navigation. [Электронный ресурс], 2007.
4. **Матвеев В.В.** Инерциальные навигационные системы. ТулГУ, 2012. 199 с.
5. **Doerry A. W.** Motion Measurement for Synthetic Aperture Radar [Электронный ресурс], 2015.

A.R. Khaustova (University of Aerospace Instrumentation, Saint-Petersburg). **Analysis of requirements for free-form inertial systems for radar surveillance systems of unmanned aerial vehicles**

Abstract. The principle of synthesized aperture is used to obtain radar images from small-sized radar stations placed on unmanned aerial vehicles (UAVs). In radar antennas, the radiation of probing radio pulses and the reception of reflected ones occur sequentially both in time and in space within the period. In this case, the trajectory of the phase center of the antenna of the radar with aperture synthesis when receiving reflected signals should be set with an accuracy of fractions of a wavelength (λ). The paper considers the requirements for a small-sized strapback inertial system (BINS) installed as part of an aperture synthesis radar to meet these requirements. The characteristics of gyroscopes and accelerometers for BINS are calculated.

УДК 629.056.6

А.А. НАЗАРОВ

(Донской государственной технической университет, г. Ростов-на-Дону)

МОДЕЛИРОВАНИЕ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ БЕСПИЛОТНОЙ СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОЙ ПЛАТФОРМЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАММНОГО ПАКЕТА MATLAB

Рассматриваются перспективы развития беспилотных систем в агропромышленной сфере. На примере автономной сельхоз платформы производятся шаги по имитационному моделированию движения и измерений инерциальной системы. В состав инерциальной системы включены акселерометр, гироскоп и магнитометр. Рассматриваются основные особенности, необходимые для получения объективных измерений.

Введение. Современные технологии в области сельского хозяйства все более актуальны для повышения эффективности с точки зрения экономии ресурсов. В частности, применение беспилотных технологий для создания автономной сельскохозяйственной платформы позволяет выполнять различные задачи, такие как посев, обработка почвы и анализ её химического состава. Одной из причин такой тенденции, можно отнести предотвращение глобальных вызовов в сфере продовольственной и биологической безопасности человечества [1].

Инерциальная навигационная система (ИНС) является одной из ключевых технологий, используемых в беспилотных транспортных средствах для определения их положения и ориентации в пространстве. Принцип работы ИНС основан на измерении ускорения и угловой скорости с помощью инерциальных измерительных датчиков. Интерес к ИНС за последнее десятилетие заметно усиливается в связи с развитием, в том числе беспилотных систем [2].

MATLAB предоставляет инструменты для создания математических моделей, имитации работы ИНС и анализа полученных данных. Это позволяет исследовать различные аспекты навигационной системы, такие как фильтрация данных, компенсация ошибок и оптимизация алгоритмов. Предлагаемый доклад посвящен моделированию инерциальной навигационной системы беспилотной сельскохозяйственной платформы с использованием программного пакета MATLAB. В ходе доклада рассматриваются основные шаги по моделированию, как самой платформы, так и подключению к ней измерителей для получения характеристик.

Имитационное моделирование ИНС. Для реализации имитационного моделирования ИНС необходимо решить поэтапно следующие задачи:

- 1) Произвести имитационное моделирование механических элементов, из которых состоит платформа, определить тип связи между ними.
- 2) Реализовать алгоритм движения платформы по заранее определенной траектории, состоящей из массива ключевых точек.
- 3) Разработать модель ИНС, включающую в себя трехосевые акселерометры, гироскопы и магнитометры.

Для имитации физической модели платформы был создан цифровая модель с использованием системы автоматического проектирования (САПР) SolidWorks и плагина Simscape Multibody Link. В результате конвертации был получен файл Agrobot.xml, который успешно импортирован в рабочее пространство Simulink при помощи команды smimport. Результат конвертации представлен на рис.1 и совпадает с реальным объектом по массогабаритным параметрам. Исходная модель платформы обладает большим количеством конечных элементов, требующих в совокупности большое количество вычислений при моделировании, поэтому была упрощена до примитивной фигуры параллелепипеда.

Отладка и тестирование сопряжений приводных колес произведены согласно следующему сценарию: определены контактные силы между приводными колесами и грунтом, коэффициенты демпфирования сопряжений равны $1 \frac{\text{Нм}}{\text{градус/сек}}$ и $0.1 \frac{\text{Нм}}{\text{градус/сек}}$ соответственно для колес и амортизаторов.

Научный руководитель: д.т.н., профессор Погорелов В.А.

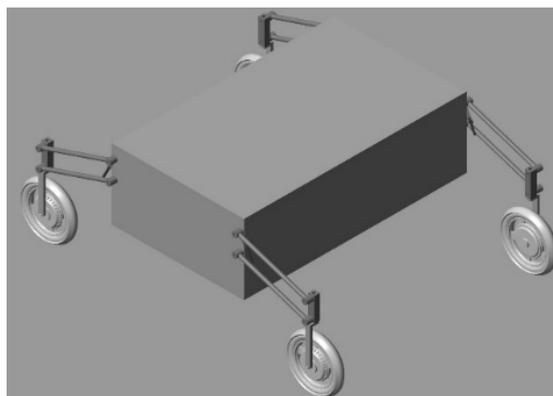


Рис.1. Внешний вид Simscape модели платформы

Для реализации задачи движения был определен массив ключевых точек, имитирующий участок поля с сельскохозяйственной культурой. Процесс работы моделирования представлен на рис.2 и включает следующие элементы: беспилотная сельхоз платформа, перемещающаяся в пространстве по ключевым точкам сплайна и ограниченный участок, имитирующий грунт.

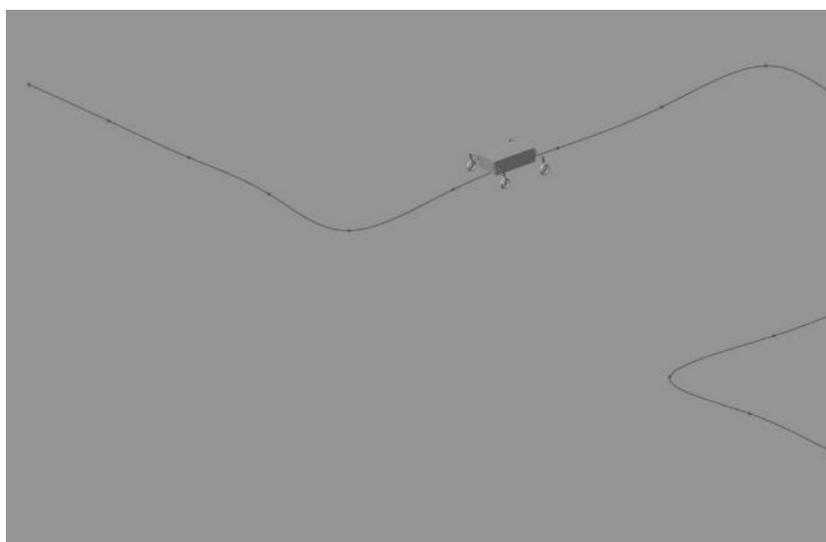


Рис.2. Результат моделирования движения платформы

С помощью блока ИНС пакета Navigation toolbox было промоделировано поведение акселерометра, гироскопа и магнитометра. Снимаемые с блока выхода сигналы соответствуют кажущемуся ускорению по трем осям, угловой скорости и величине магнитного потока. Для получения выходных параметров инерциальной измерительной системы необходимо было подать на вход блока такие параметры, как линейное ускорение, угловую скорость и ориентацию в виде кватерниона по трем осям. На этапе получения математической модели транспортного средства был включен блок сопряжения, который соответствовал механической связи с шестью степенями свободы. Необходимость такого решения обосновывается тем, что, соединив этот блок с выходом модели, регламентируется движение в пространстве объекта, угловая и линейная скорость которого не ограничивается. Программный пакет Matlab позволил получить следующие данные платформы в режиме моделирования: линейные ускорения, угловые скорости, величину магнитного поля магнитометра, угловую ориентацию в пространстве, положение в конкретный момент времени. Все полученные параметры в совокупности с цифровой моделью являются инерциальной системой, с помощью которой в дальнейшем планируется получение навигационного решения.

Заключение. В ходе проделанной работы была получена цифровая модель платформы, используемая для моделирования ИНС с учетом возможностей кинематики и движения по заранее определенной траектории. Цифровая модель ИНС может быть подстроена, при необходи-

мости, под конкретные параметры датчиков. В дальнейшем, снимаемая с модели информация может быть использована для получения навигационных решений. Величина шума ИНС может регулироваться вплоть до её нулевой степени влияния. Предполагается, что результаты доклада могут найти свое применение для исследования и решения навигационных задач в агропромышленной сфере. Результаты могут быть полезны для инженеров и других специалистов в сфере навигации и автономного управления беспилотными транспортными средствами.

ЛИТЕРАТУРА

1. Труфляк Е.В., Курченко Н. Ю., Креймер А. С. Точное земледелие: состояние и перспективы. Краснодар : КубГАУ, 2018. С. 3-10.
2. Матвеев, В.В. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. Санкт-Петербург : ГНЦ РФ ОАО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор", 2009. С. 5-7.
3. Борисов И.И., Колюбин С.А. Имитационное моделирование мехатронных систем. Санкт-Петербург : ИТМО, 2020. С 68-70.

A.A.Nazarov (Don state technical university, Rostov-on-Don). **Inertial measurement system modeling of unmanned agricultural platform using Matlab software package**

Abstract. The report considers the prospects of development of unmanned systems in the agro-industrial sphere. On the example of an autonomous agricultural platform the steps on simulation modeling of motion and measurements of the inertial system are carried out. The inertial system includes accelerometer, gyroscope and magnetometer. The main features necessary for obtaining objective measurements are considered.

УДК 681.2-5

Н. Д. БОГДАНОВ, А. Е. МОРОЗОВ

(ПАО «Пермская научно-производственная приборостроительная компания, г. Пермь)

КОМПЕНСАЦИЯ СМЕЩЕНИЯ ЦЕНТРОВ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ МАСС АКСЕЛЕРОМЕТРОВ ДРУГ ОТНОСИТЕЛЬНО ДРУГА В ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ

Описывается один из типов так называемого Size-effect – смещение центров чувствительных масс акселерометров относительно друг друга. Предложен и апробирован способ минимизации влияния Size-effect путем программной компенсации.

Введение. Информация инерциальных датчиков является важной составляющей работы алгоритмического модуля инерциальных навигационных систем (ИНС), в связи с чем исключение их неверных показаний играет немалую роль при улучшении точности ИНС. Одним из способов программного улучшения точностных характеристик ИНС является применение компенсационной схемы учета влияния Size-effect – восприимчивости акселерометров к вращению, возникающего по причине пространственного разнесения центров чувствительных масс (ЧМ) от центра масс акселерометрической платформы. Данный эффект невозможно исключить физически, однако он устраняется программно с помощью пересчета. Согласно статье [1], существует два типа источников Size-effect: смещение центров ЧМ акселерометров друг от друга и смещение центров ЧМ от центра вращения объекта. В настоящем реферате рассматривается первый тип источника Size-effect, метод его компенсации, а также практические результаты по его минимизации.

Целью работы является разработка компенсационной схемы этого типа Size-effect, а также оценка эффективности ее применения в составе алгоритмического модуля прототипа малогабаритной ИНС [2].

Смещение триады акселерометров. С этой целью, как правило [3], ЧМ акселерометров программно смещают в точку C_1 – центр окружности, проходящей через центры ЧМ трех акселерометров, составляющих триаду. Однако в настоящей работе используется точка пересечения трех нормалей к корпусам акселерометров от центров чувствительных элементов (ЧЭ) акселерометров – точка C_2 , являющаяся центром окружности, проходящей через центры ЧЭ акселерометров (см. рис. 1). Такой подход позволяет снизить нагрузку на бортовой вычислитель ИНС благодаря отсутствию необходимости умножения на нулевые элементы векторов d_x, d_y, d_z в случае компенсации смещения центров ЧМ акселерометров друг от друга.

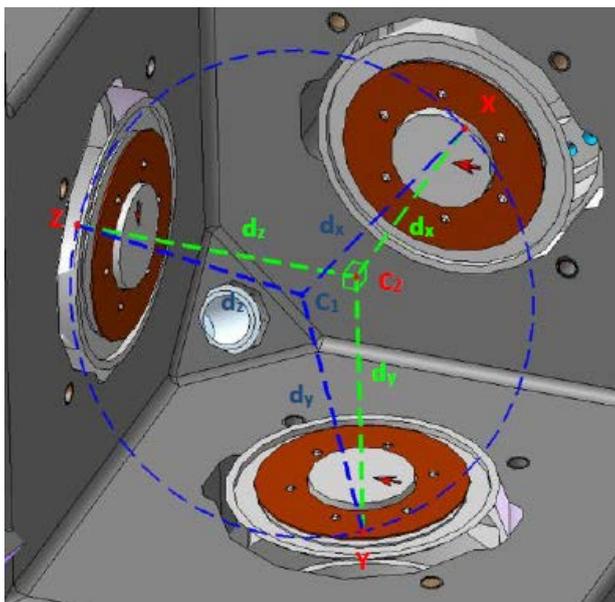


Рис. 1. Сведение центра чувствительных масс триады акселерометров

Коэффициенты векторов d_x, d_y, d_z определяются расстоянием между принятым началом системы координат (точка C_1 или C_2) к центру ЧЭ каждого из акселерометров (точки X, Y, Z), а определяющими особенностями в конструкции будут посадочные места акселерометров (платформа) и тип используемого акселерометра. На практике [4] этих коэффициентов оказывается достаточно для программного сведения ЧМ акселерометров в одну материальную точку.

Акселерометры КА-1 на платформе малогабаритной ИНС. Применение смещения центров ЧМ акселерометров рассматривается на примере блока акселерометров прототипа малогабаритной ИНС с учетом внутреннего расположения центров ЧЭ акселерометров относительно центра креплений в плоскости прилегания к месту установки. На рис. 2 представлено сведение чувствительных осей КА-1 в общую точку для каркаса блока акселерометров и сведение к центру посадочного места для корпуса малогабаритной ИНС.

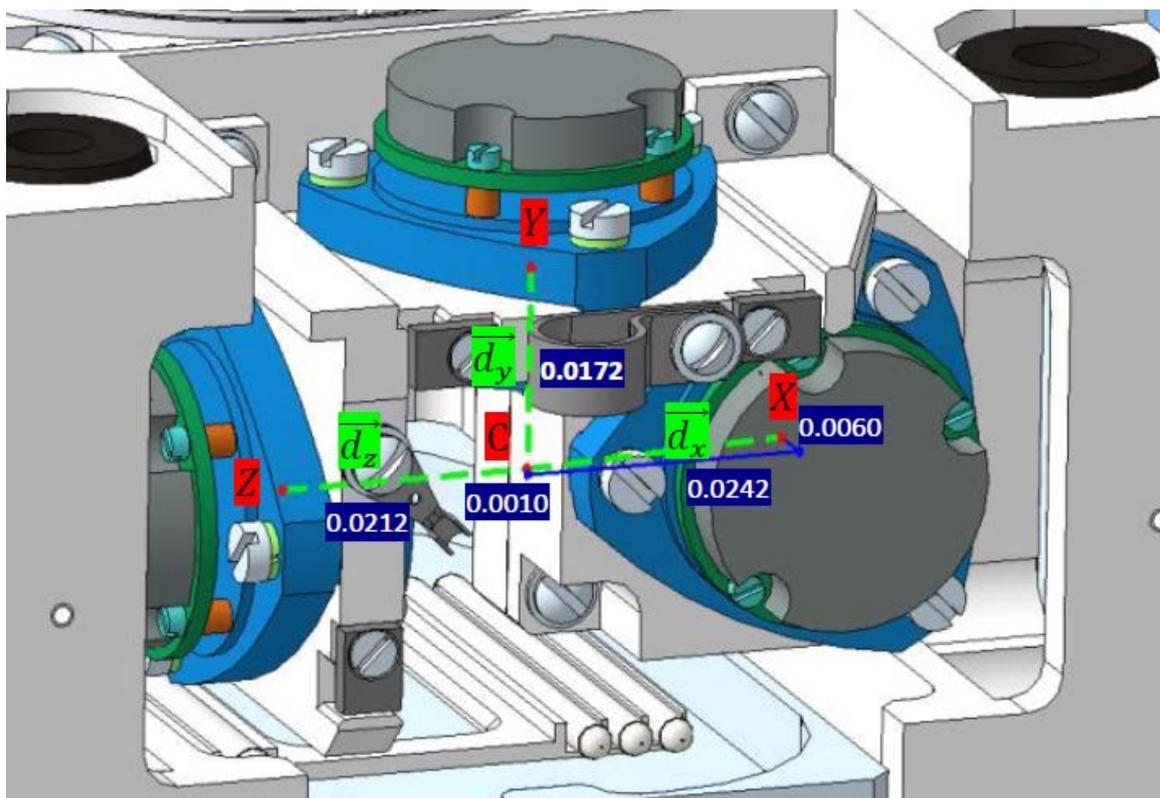


Рис. 2. Сведение акселерометров КА-1 в общую точку

Номинальные значения для данной конструкции будут определяться следующими матрицами: $d_x[m] = (0.0060 \ 0.0010 \ 0.0242)$; $d_y[m] = (0 \ -0.0172 \ 0)$; $d_z[m] = (0 \ 0 \ -0.0212)$. Эти величины соизмеримы со значениями, рассмотренными в статье [1], где максимальное расстояние равняется 0.0282 м.

Применение компенсации и ее эффективность. На практике коэффициенты, определенные выше, можно вычислить с помощью специальных вращений на имитаторе движения. Иногда эти коэффициенты определяются на калибровке [5, 6].

В данной работе проведена серия поворотов на трехосном имитаторе движения вокруг каждой оси ИНС таким образом, что две перпендикулярные оси совершают движение в плоскости горизонта. Результирующая телеметрия была промоделирована с помощью двух наборов калибровочных таблиц: с учетом и без учета компенсационной схемы (см. рисунок 3).

Как показывают представленные графики, компенсация Size-effect позволяет избавиться от ложных показаний акселерометров, возникающих при вращении. При этом компенсация тем эффективнее, чем выше скорость вращения.

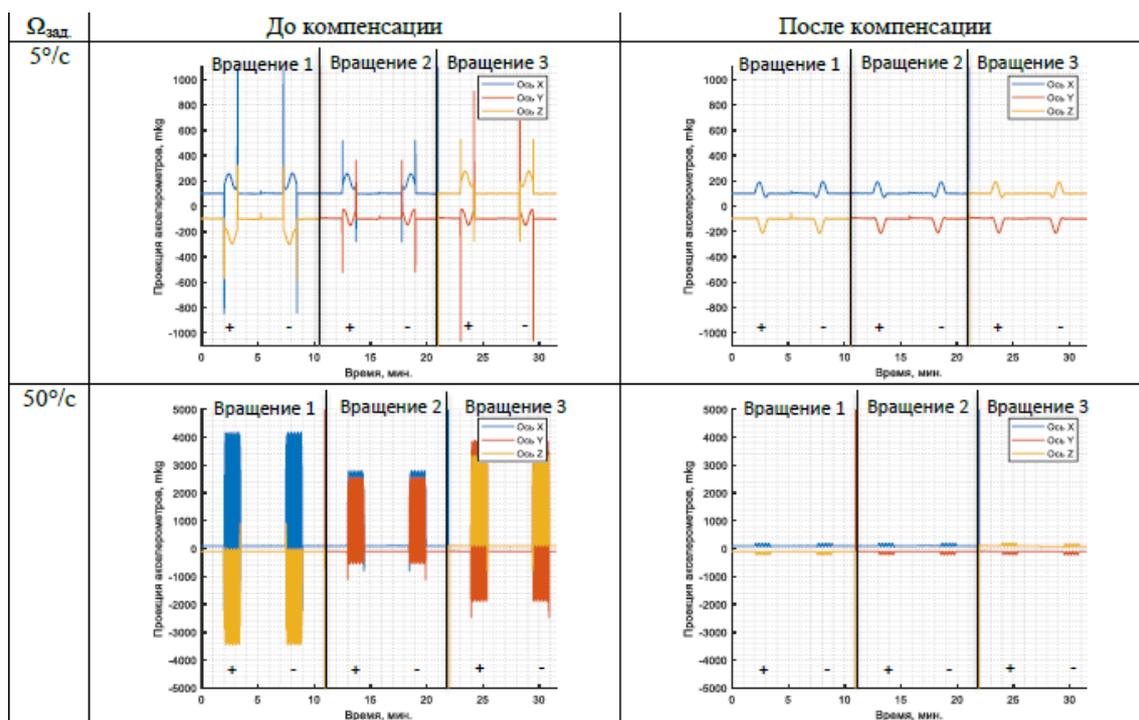


Рис. 3. Результаты компенсации

Заключение. Представлен способ программной компенсации смещения центров ЧМ акселерометров в составе малогабаритной ИНС. На примере вращений достигнуто уменьшение всех паразитных явлений, кроме перекосов имитатора движения. Запланирована оценка способа при испытаниях на качку и компенсация смещения от центра вращения объекта.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Hung J. C., Hunter J. S., Stripling W. W., White H. V.** Size-effect on navigation using a strapdown IMU // Guidance and Control Directorate Technology Laboratory, Redstone Arsenal, Alabama, 1979, P. 29.
2. **Богданов Н.Д.** Авиационная малогабаритная инерциальная навигационная система. Сб. научных трудов I конференции молодых ученых «Бортовые комплексы управления». М.: АО «ГосНИИП», 2023. С. 57–59.
3. **Тарасенко А.Б., Фомичев А.А., Ларионов П.В., Колчев А.Б., Филатов П.А., Миликов Э.А.** Разработка, настройка и испытания новой малогабаритной инерциально-спутниковой навигационной системы. Сб. трудов XXVIII Санкт-петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2023. С. 151–157.
4. **Козлов А.В., Шаймарданов И.Х.** Калибровка внутреннего разнесения чувствительных масс акселерометров БИНС-РТ // XXXI конференция памяти выдающегося конструктора гироскопических приборов Н.Н. Острякова. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2018.
5. **P. Gao, K. Li, T. Song and Z. Liu.** An Accelerometers-Size-Effect SelfCalibration Method for Triaxis Rotational Inertial Navigation System. IEEE Transactions on Industrial Electronics. 2017. PP. 1-1.
6. **L. Poletti, D. Sendra Sanchis, R. Siryani.** A direct approach for high-quality MEMS based IMU/INS production // Inertial Sensors and Systems, Braunschweig, Germany, 2020.

N.D. Bogdanov, A.E. Morozov (Perm Scientific-Industrial Instrument Making Company, Perm). **Compensation of the displacement of the centers of the sensitive masses of the accelerometers relative to each other in the inertial navigation system.**

Abstract. This paper briefly describes one of the types of Size-effect – the displacement of the center of the sensitive masses of accelerometers relative to each other. A method of minimizing the effect of Size-effect by software compensation is proposed and tested.

Секция 7.

НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ В ШКОЛЬНЫХ ПРОЕКТАХ

УДК 681.7.068

А.А.КОРОТКИНА
(ГБУО СОШ №113, Санкт-Петербург)

СОЗДАНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ОПТОВОЛОКНА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ FREECAD

Деформация оптоволокон, возникающая как в процессе производства, так и в процессе эксплуатации, оказывает существенное влияние на его характеристики. Для исследования методов минимизации указанной деформации создана геометрическая модель оптоволокон.

В ходе исследований изучены виды оптического волокна: анизотропные световоды с эллиптической сердцевиной, двулучепреломляющие одномодовые световоды с анизотропией механических напряжений. Произведен выбор оптимального оптоволокон с точки зрения широкого применения технологии изготовления и простоты создания в программном обеспечении FreeCAD. Для создания геометрической модели был использован световод с напрягающими элементами круглого сечения волокна типа «Panda».

Рассмотрены причины механической и термической деформаций, а также их влияние на оптоволокон. Создана геометрическая модель оптоволокон с использованием программного обеспечения FreeCAD посредством языка Python.

УДК 681.7.068

Г.В. ПЛАСТИНИН
(ГБОУ Лицей №344, Санкт-Петербург)

ПОСТРОЕНИЕ ТРЕХМЕРНОЙ ФИЗИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ОПТИЧЕСКОГО ВОЛОКНА

Разработка технологии производства оптических волокон с заданными характеристиками является сложной технической задачей. Для ее решения необходимо изучить основные принципы моделирования сложных физических процессов с использованием современного программного обеспечения.

Целью работы является создание трехмерной физической модели оптического волокна для определения характеристик оптического двулучепреломления волоконно-оптических световодов. В качестве инструмента для моделирования использовано свободное программное обеспечение FreeCad, которое позволяет понять его архитектуру и принципы использования. В качестве метода моделирования нестационарных тепловых и механических процессов предложено использовать метод конечных элементов. Разработанная модель позволит в программе FreeCad создавать материалы с определенными свойствами с помощью программного кода, написанного на языке Python, а также код будет использован для дальнейших работ.

Научный руководитель: доцент, к.т.н. Золотаревич Валерий Павлович, аспирантка 2 года обучения Климова Е.Н.

УДК 681.7.068

Ф. Ю. ШАПОВАЛОВ, К. А. ЖИХАРЕВ
(ГБОУ Лицей №344, Санкт-Петербург)

СОЗДАНИЕ СЕТКИ НА ТРЕХМЕРНОЙ МОДЕЛИ ВОЛОКНА СВЕТОВОДА ИЗ КВАРЦЕВОГО СТЕКЛА МЕТОДОМ КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Цель работы - создание программы на языке программирования Python, позволяющей производить разделение объемной модели оптоволокна на полигоны в программе 3D моделирования FreeCAD. Задачами работы являлись анализ деления 3D-объекта на полигоны, выбор параметров сетки, оптимизация процесса, а также реализация создания сетки на трехмерной модели оптоволокна на языке Python. Проведен анализ влияния применяемых форм элементов сетки и их параметров на качество деления конструкции оптоволокна. В результате сделан вывод о том, что создание сетки на основе тетраэдров и гексаэдров позволяет оценить изменения конструкции с одинаковой точностью в рамках данной задачи. Разработанная программа позволила автоматизировать процесс разделения 3D объекта на тетраэдры и гексаэдры для дальнейшего получения данных об объекте и его свойствах.

Научный руководитель: доцент, к.т.н. Золотаревич В.П., аспирантка 2 года обучения Климова Е.Н.

УДК 681.7.068

М.А. ФЁДОРОВ
(ГБОУ СОШ №113, Санкт-Петербург)

АНАЛИЗ РАСЧЕТА НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ОПТОВОЛОКНА НА ОСНОВЕ КВАРЦЕВОГО СТЕКЛА

Цель работы – создание трёхмерной модели оптоволокну на основе кварцевого стекла, позволяющей проводить анализ деформаций при остывании оптоволокну в процессе его изготовления. Модель реализована в программной среде FreeCad, которая позволяет задавать её отдельным частям конкретные характеристики материалов (коэффициенты теплового расширения и теплопроводности, удельную теплоемкость, модуль Юнга и др.). В результате моделирования произведен расчет деформации преформы оптоволокну и время её остывания. В работе также реализован макрос, позволяющий производить запись всех операций в процессе моделирования. Макрос позволяет воспроизвести алгоритм для проведения экспериментов над оптоволокну.

УДК 681.7.068

Л. А. РОГОЗЕВ
(ГБОУ СОШ 113, Санкт-Петербург)

АНАЛИЗ ОСТЫВАНИЯ ПРЕФОРМЫ И РАСЧЕТ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ОПТОВОЛОКНА

Целью работы является расчет остывания преформы, определение параметров изменения температуры и сопутствующих физических процессов, на основе модели оптоволоконной преформы, созданной в программе FreeCAD с открытым исходным кодом. Так же необходимо рассчитать время остывания и произвести расчет напряженно-деформированного состояния оптоволоконной преформы, чтобы рассчитать параметры его деформации после остывания.

В результате работы создана модель сечения преформы в программе FreeCAD, учитывающая характеристики материала оптоволоконной преформы и температурные режимы его нагрева до 2000°C при производстве. Проведено моделирование, в ходе которого получены данные о напряженно-деформированном состоянии оптоволоконной преформы, которые в последствии будут использоваться для анализа его оптических характеристик и разработки новой технологии производства оптоволоконной преформы.

¹ Научный руководитель: доцент, к.т.н. Золотаревич В.П., аспирантка 2 года обучения Климова Е.Н.

УДК 681.7.068

Е. П. НЕЧАЕВ
(ГБОУ Лицей №344, Санкт-Петербург)

СОЗДАНИЕ ПРОГРАММЫ ДЛЯ РАСЧЕТА ОПТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОПТОВОЛОКНА

При создании оптоволоконна важно получить его определенные оптические характеристики и свойства. Для этого помимо использования определенных видов кварцевого стекла необходимо учитывать тип волокна, а также каким деформациям и температурам оно будет подвергаться.

Целью работы является создание программы, которая позволит произвести расчет оптических характеристик волокна. Программа реализована в среде FreeCad с помощью программного языка Python. При проведении моделирования задавались исходные размеры и материал стекловолокна, а также внешние параметры в процессе производства. По результатам моделирования были определены оптические характеристики волокна и его свойства.

Научный руководитель: доцент, к.т.н. Золотаревич В. П., аспирантка 2 года обучения Климова Е.Н.

УДК 681.7.068

Е. А. МАКАРОВА
(ГБОУ СОШ 113, Санкт-Петербург)

ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК ОПТОВОЛОКНА В ХОДЕ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Целью работы являлось создание программы, которая позволяет обрабатывать и записывать результаты расчета характеристик оптоволокну, полученных в ходе моделирования. Для этого с помощью программного обеспечения FreeCAD была создана модель оптоволокну формы «Panda». Исходными данными для моделирования являлись размер сечения волокна, материал волокна, а также данные о температуре нагревания волокна в процессе изготовления. В результате моделирования были выделены три временных интервала 150 секунд, 525 секунд и 1350 секунд, наиболее показательные для демонстрации тепловых процессов внутри оптоволокну. Программа обработки результатов позволит создать модель оптоволокну для ее дальнейшего использования, а также с помощью макроса производить запись всех совершенных действий в ходе моделирования.

¹ Научный руководитель: доцент, к.т.н. Золотаревич В.П., аспирантка 2 года обучения Климова Е.Н.

УДК 681.51

А.С.САЛТЫКОВ
(ГБОУ Гимназия №446, Колпино)

РАЗРАБОТКА ИНТЕРФЕЙСА ПРИЛОЖЕНИЯ «МОБИЛЬНЫЙ СЕКСТАНТ»

В работе описано моделирование архитектуры приложения «Мобильный секстант» с описанием задач, которые решает приложение (получение исходных данных, вычисление координат, вывод конечного результата). Разработка интерфейса приложения производилась по шаблону проектирования Model – View – Controller (MVC). Произведена визуализация интерфейса с описанием окон и кнопок приложения. Разработан прототип интерфейса приложения на языке Python с помощью библиотеки Tkinter.

Научные руководители: к.т.н. Золотаревич В.П., магистрант Власова М.А.

УДК 004.001

М.А.ОЛЕЙНИКОВ
(ГБОУ Гимназия №402, Колпино)

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ МЕСТА С ПОМОЩЬЮ ДАТЧИКОВ МОБИЛЬНОГО ТЕЛЕФОНА

Реализованы два алгоритма определения широты места по фотоснимку Солнца и показаниям трёхосного акселерометра мобильного телефона. В основе первого алгоритма лежит принцип измерения ускорения свободного падения при повороте телефона во время его наведения на светило. Второй алгоритм основан на измерении углового расстояния между горизонтом и центром Солнца.

Описанные алгоритмы реализованы в виде текстовой инструкции, пригодной для реализации в виде мобильной программы.

Научные руководители: к.т.н. Золотаревич В.П., магистрант Власова М.А.

УДК 681.51

С.А. КАНУННИКОВА
(ГБОУ Гимназия №402, г. Колпино)

ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗРЕНИЕ И МЕТОДИКА СЪЕМКИ СВЕТИЛ ДЛЯ РАЗРАБОТКИ МОБИЛЬНОГО СЕКСТАНТА

В работе описана методика фотосъемки светил для определения широты пользователя по показаниям акселерометров мобильного телефона. Разработаны 2 алгоритма прогнозирования астрономического полудня методами технического зрения. Реализованы 2 алгоритма коррекции центра светила относительно центра кадра для вычисления поправки к нахождению координат места пользователя. Предложенные в работе алгоритмы апробированы на экспериментальных снимках Солнца и Луны.

УДК 004.001

И.Ю.АВРАМЕЦ
(ГБОУ Гимназия №402, Колпино)

АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ СОЛНЦА ПО СНИМКУ КАМЕРЫ СМАРТФОНА

Разработан алгоритм определения координат Солнца на фотоснимке для последующего вычисления широты и долготы пользователя путём имитации работы секстанта с привлечением трёхосного акселерометра, встроенного в мобильный телефон.

Разработанный алгоритм идентифицирует контур Солнца на снимке путем выявления пикселей с наивысшей интенсивностью по заданному порогу, затем находит его центр. Алгоритм реализован на языке Python с использованием библиотеки OpenCV и апробирован на экспериментальных данных.

Научные руководители: к.т.н. Золотаревич В.П., магистрант Власова М.А.

УДК 681.51

А.О.ПЕТРОВА
(ГБОУ Гимназия №402, Колпино)

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ПО СНИМКУ ЛУНЫ С ПОМОЩЬЮ КАМЕРЫ МОБИЛЬНОГО ТЕЛЕФОНА

Разработан алгоритм определения географических координат пользователя по фотоснимку Луны и показаниям датчиков мобильного телефона (акселерометрам и магнитометрам). Алгоритм определения широты и долготы основан на принципе вычисления параллактического треугольника.

Предложенный алгоритм апробирован на экспериментальных снимках Луны и показаниях акселерометров и магнитометров при её фотосъёмке. Вычисленные координаты места наблюдения получены с погрешностью $\pm 0.5^\circ$, что подтверждает достоверность разработанного метода.

Научные руководители: к.т.н. Золотаревич В.П., магистрант Власова М.А.

УДК 004.5

А.П. ОСТАПЕНКО
(ГБОУ Гимназия №402, Колпино)

ПРОТОТИП ПОЛЬЗОВАТЕЛЬСКОГО ИНТЕРФЕЙСА ПРИЛОЖЕНИЯ «МОБИЛЬНЫЙ СЕКСТАНТ»

Разработан прототип пользовательского интерфейса приложения по определению координат пользователя по фотоснимку светила и показаниям датчиков смартфона.

Интерфейс включает в себя 6 функциональных окон: старт, настройка, камера, вывод результата, список недавно полученных координат, список базовых точек. Цвета интерфейса – зелёный и серый подобраны в соответствии с психологией цвета, чтобы вызывать у пользователя положительные эмоции. Кнопки интерфейса расположены согласно правилам Usability, для максимального удобства использования интерфейса. Предложенный пользовательский интерфейс может быть реализован на языке Python с использованием библиотек tkinter или Qt Designer.

Научные руководители: к.т.н. Золотаревич В.П., магистрант Власова М.А.

УДК 621.373.8

С.Е.ЗУЕВА
(ГБОУ СОШ №113, г. Санкт-Петербург)

РАСЧЕТ ИЗОБАРНО-ИЗОТЕРМИЧЕСКОГО ПОТЕНЦИАЛА РЕАКЦИЙ ОБРАЗОВАНИЯ ОКСИДОВ КОМПОНЕНТОВ СПЛАВА ПРИ ЛАЗЕРНОМ МАРКИРОВАНИИ

Проведен анализ химических реакций взаимодействия элементов стали с кислородом, в ходе которого были получены исходные данные для расчёта изобарно-изотермического потенциала реакций образования оксидных плёнок при лазерном маркировании, а именно: возможность протекания реакции в условиях работы лазера, уравнения химической реакции, цвет полученного оксида. По знаку и значению изобарно-изотермического потенциала был сделан вывод о возможности образования тонкоплёночного покрытия: при отрицательном значении реакция образования тонкоплёночного покрытия будет протекать, при этом чем меньше полученное значение, тем больше вероятность образования исследуемой оксидной плёнки. По данным, полученным в ходе расчетов, построены графики зависимостей изобарно-изотермического потенциала от установленных экспериментом температур окружающей среды и возникающих при работе лазерной маркировочной машины для всех реакций, по которым была определена наиболее вероятная из них.

Научные руководители: к.т.н. Золотаревич В.П., магистрант 2 курса Бездетко А.В.

УДК 621.373.8

И.В. СКЕПКО
(ГБОУ СОШ № 113, г. Санкт-Петербург)

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММЫ ДЛЯ СОЗДАНИЯ РИСУНКА МЕТОДОМ ЛАЗЕРНОГО МАРКИРОВАНИЯ И ПЛАНИРОВАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТА МЕТОДОМ БОКСА-УИЛСОНА

Разработан алгоритм, позволяющий наносить рисунок в виде квадрата на произвольный материал прямоугольной формы с помощью лазерной маркировочной машины для изменения его свойств, например, для повышения прочности. Он позволяет настроить траекторию движения лазерного луча, а также параметры работы лазера: мощность излучения лазера, частоту следования импульсов, плотность линий и скорость перемещения лазерного луча. Алгоритм реализован в виде программы на языке Python.

Для построения линейной математической модели зависимости значений изменяющихся свойств материала от параметров работы лазерной маркировочной машины с помощью метода планирования эксперимента Бокса-Уилсона была построена матрица планирования, по которой, с использованием описанной ранее программы, был поставлен эксперимент по нанесению контрастного рисунка посредством лазерного маркирования на исследуемый материал. Суть метода заключается в определении значения функционального критерия в зависимости от комбинаций уровней факторов, значениями которых являются граничные значения диапазонов варьируемых факторов, найденных на основе априорной информации. В качестве функционального критерия был выбран коэффициент контрастности рисунка, а в качестве варьируемых факторов – параметры работы лазерной маркировочной машины. Полученная матрица планирования будет использована в дальнейших исследованиях для построения математической модели процесса маркирования выбранного материала линейного типа.

¹ Научные руководители: к.т.н. Золотаревич В.П., магистрант 2 курса Бездетко А.В.

УДК 621.373.8

Ф. А. ЩЕТИНИН
(ГБОУ СОШ № 113, г. Санкт-Петербург)

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММЫ ДЛЯ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ РЕГРЕССИОННОГО АНАЛИЗА ПОЛУЧЕННЫХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ

Для осуществления регрессионного анализа данных, полученных в ходе эксперимента по лазерному маркированию написана универсальная программа на языке Python без использования сторонних библиотек. Программа позволяет провести статистический анализ, определить адекватность модели по данным эксперимента, проведенного по методу факторного планирования Бокса-Уилсона, заключающегося в определении функционального критерия (в этой работе - коэффициента контрастности рисунка, полученного при лазерном маркировании по комбинациям уровней факторов, определяемым параметрами работы лазерной маркировочной машины), и составить уравнение линейной регрессии. Это даёт возможность предсказывать значение коэффициента контрастности рисунка по заданным параметрам работы лазерной маркировочной машины.

Научные руководители: к.т.н. Золотаревич В.П., магистрант 2 курса Бездетко А.В.

УДК 621.373.8

А.Д. ШАПОВАЛОВ
(ГБОУ СОШ № 113, г. Санкт-Петербург)

ОПИСАНИЕ АЛГОРИТМА ПРОЕКТИРОВАНИЯ НЕЙРОСЕТИ ДЛЯ ПОДБОРА ПАРАМЕТРОВ ПРИ ЛАЗЕРНОМ МАРКИРОВАНИИ

Описан алгоритм проектирования нейросети, позволяющей подбирать наиболее подходящие параметры при лазерном маркировании, такие как мощность излучения лазера, частота следования импульсов, плотность линий и скорость перемещения лазерного луча. Создана блок-схема, описывающая принципы работы нейросети, а именно: её обучение, применение, настройка.

¹ Научные руководители: к.т.н. Золотаревич В.П., магистрант 2 курса Бездетко А.В.

УДК 681.51

К.В.ГРИЦЕНКО, В.А. АБИКЕНОВА
(БПШ КТиУ Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

СОЗДАНИЕ ПЛАНЕТОХОДА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛ

Работа посвящена созданию модели исследовательского планетохода - устройства, предназначенного для передвижения на твёрдой поверхности планеты или спутника. Разработана концепция планетохода, определены требования к его характеристикам и функциональности, проведены моделирование его работы, а также сборка и тестирование его прототипа.

Планетоход сконструирован на основе конструктора LEGO MINDSTORMS EV3. Функции собранной модели – передвижение по поверхности планеты, изучение атмосферы, химического состава планеты, сбор образцов горных пород, поиск жизни.

УДК 681.51

К.В.ГРИЦЕНКО, Г.И. САФИН
(БПШ КТиУ Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ РАДИОУПРАВЛЯЕМОГО АВТОМОБИЛЯ НА БАЗЕ РАДИОМОДУЛЯ NRF24L01

Работа посвящена разработке радиоуправляемой машины - устройства, которым можно управлять на расстоянии с помощью радиосигнала. Такая машина имеет встроенный радиоприёмник, который принимает сигналы от радиоуправляющего устройства - пульта управления, передающего команды на частоте радиосигнала, которая соответствует частоте радиоприемника в машине. Это позволяет пользователю управлять машиной издалека: изменять её направление движения, скорость и другие параметры.

Для реализации прототипа радиоуправляемой машины использованы два микроконтроллера Arduino Nano и радиомодуль nrf24l01. Первый микроконтроллер считывает показания джойстика и передаёт их с по радиосвязи на второй контроллер, который в зависимости от их значения запускает нужный скрипт для движения моторов. Испытания по передаче сигнала от радиомодуля к исполнительным двигателям спроектированного автомобиля показали, что собранный прототип выполняет все необходимые функции: при передаче сигнала изменяется его направление движения, скорость и положение в пространстве.

УДК 531.43

С.Е. ПУГИН
(ГБОУ СОШ №350 Невского района Санкт-Петербурга)

РАСЧЕТ ВРЕМЕНИ ПРОХОЖДЕНИЯ АВТОМОБИЛЕМ ГОНОЧНОЙ ТРАССЫ. ВИЗУАЛИЗАЦИЯ ПРОХОЖДЕНИЯ ЕЁ УЧАСТКОВ

В работе решена задача расчета наименьшего времени прохождения гоночной трассы спортивным автомобилем. Для этого произведено вычисление максимально допустимой безопасной скорости прохождения участков трассы с учетом радиусов поворотов, а также показателей силы трения поверхности трассы. Предложены приемы для наиболее быстрого прохождения трассы в зависимости от её конфигурации. Особое внимание уделено разработке стратегии разгона и торможения.

На языке программирования C++ разработана программа расчёта наименьшего времени прохождения автомобилем гоночной трассы. На вход программы поступают файлы с характеристиками автомобиля и трассы, на выходе выводится минимальное время прохождения автомобилем трассы. Также разработана программа визуализации скоростей прохождения участков трассы, на вход которой поступает файл с данными о скоростях автомобиля на каждом участке трассы, созданный в 1-й программе, и файл с конфигурацией трассы, на выходе отображается схема трассы, участки которой отображены разными цветами в зависимости от скорости автомобиля на них.

Программы апробированы на примере прохождения гоночной трассы Le Mans автомобилями, побеждавшими в этой гонке с 2000 по 2024 годы. Худшее время показал чемпион 2024 года, остальные результаты работы программы не отличаются от реальных итогов прохождения трассы.

На основании полученных в ходе работы программ результатов сделан вывод о том, что в гонке максимальная скорость автомобиля играет не первостепенное значение. Для победы (наименьшего времени прохождения трассы) также требуются быстрый разгон/торможение, филигранное управление автомобилем и выполнение маневров при изменении траектории движения автомобиля.

Научный руководитель: учитель физики ГБОУ СОШ №350 Невского района Санкт-Петербурга Романова М.А.

УДК 629.58

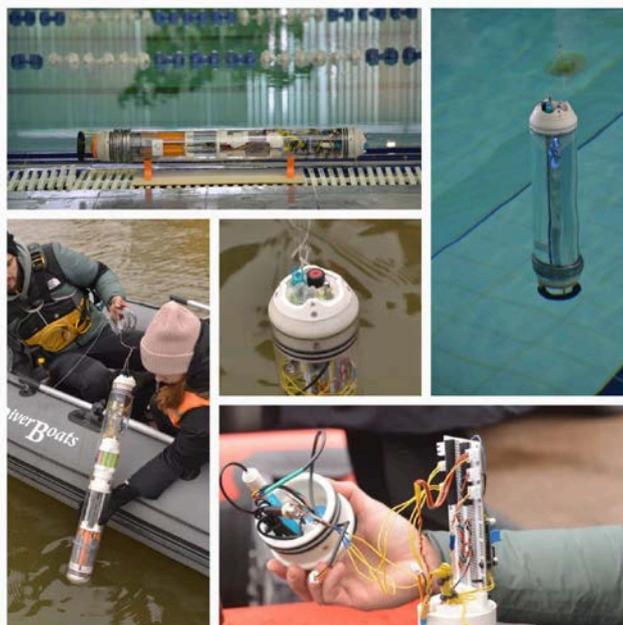
Т.С. НАГОРСКАЯ, М.Г. ЕРЕМИХИНА, А.П. БЫКОВ
(ГБОУ Школа №1517, г. Москва)

РАЗРАБОТКА ДЕЦЕНТРАЛИЗОВАННОЙ СЕТИ АВТОНОМНЫХ ГИДРОФИЗИЧЕСКИХ ПРОФИЛИРУЮЩИХ ЗОНДОВ ДЛЯ СИСТЕМЫ ОПЕРАТИВНОЙ ОКЕАНОЛОГИИ

Эксплуатация водных ресурсов, а также ряд естественных причин приводят к ухудшению экологической обстановки и постепенному изменению гидрофизического состояния среды. С целью предотвращения или снижения негативных последствий перечисленных проблем за счет своевременного реагирования и прогнозирования было принято решение о разработке сети оперативной океанологии, состоящей из трех профилирующих буев, для исследования средств, методов и алгоритмов получения, обработки и передачи информации о распределении гидрофизических параметров акваторий.

В рамках выполнения работы были разработаны прототипы, изготовлены опытные образцы профилирующих буев, реализован программно-аппаратный комплекс, осуществлен подбор электронной компонентной базы, спроектированы и изготовлены печатные платы. К отличительным чертам устройств относятся возможность масштабирования сети и покрытия больших территорий за счет низкой себестоимости и высокой автономности, оперативность передачи данных, а также возможность снимать профили параметров.

По результатам выполнения проекта проведены полунатурные, стендовые и выездные испытания, в ходе которых был проведен запуск разработанного устройства и получены данные о состоянии водной среды. В настоящее время ведется разработка программного обеспечения для объединения устройств в сеть.



Научные руководители: учитель ГБОУ Школа №1517, научный сотрудник ФГУП «ЦНИИХМ», Смирнов И.А., учитель ГБОУ Школа №1517 Худайдагова Р.Р., учитель ГБОУ Школа №1517 Ткаченко А.А.

УДК 629.58

М.А. ЧУДАКОВА, А.Н. КУЗНЕЦОВ
(ГБОУ Школа №1517, Москва)

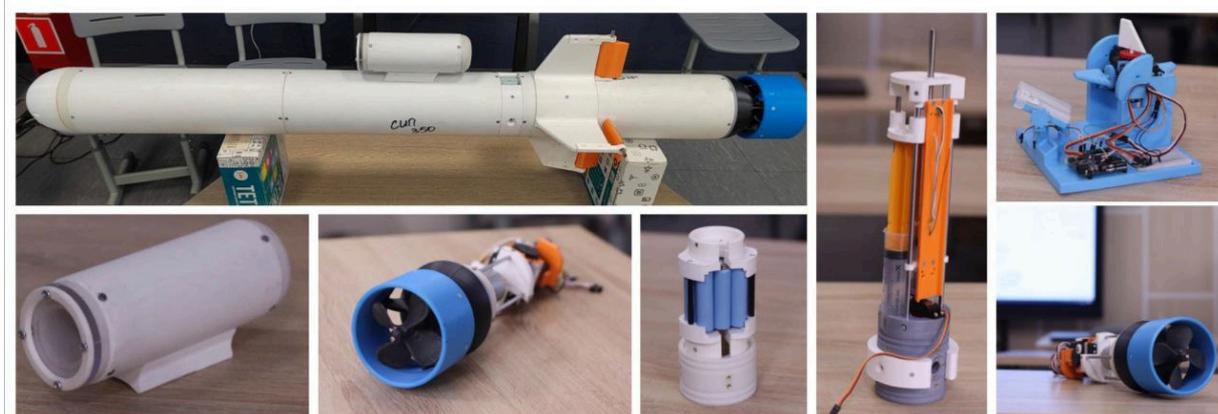
РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ НЕОБИТАЕМОГО ПОДВОДНОГО АППАРАТА КАК ПЕРСПЕКТИВНОГО СРЕДСТВА ДЛЯ АВТОНОМНОГО ВЫПОЛНЕНИЯ ПОИСКОВЫХ, ОСМОТРОВЫХ И ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ МИССИЙ

Работа посвящена разработке автономного необитаемого подводного аппарата легкого класса. Цель работы заключается в расширении возможностей автономного применения подводных аппаратов при выполнении спектра исследовательских, осмотровых и поисковых миссий. Актуальность исследования заключается в том, что подавляющее число исследовательских аппаратов производится за границей и их использование не поддерживается на территории Российской Федерации. Отечественные же аппараты не являются многофункциональными, то есть разрабатываются для решения одной конкретной задачи. Поэтому необходимо разработать отечественный аппарат, который позволит выполнять широкий спектр задач.

В ходе работы был спроектирован и создан прототип аппарата. Отличительной чертой устройства является модульность. Она позволяет оперативно устранять неисправности за счёт смены вышедшего из строя модуля и помогает собирать конфигурацию аппарата под определённую миссию, например, менять комплекс датчиков, установленных на аппарате.

В ходе работы проведен цикл полунатурных прочностных и гидродинамических испытаний, разработан программно-аппаратный комплекс, а также проведены натурные и полигонные испытания.

Для навигации под водой использовался инерциальный модуль, в который входили гироскопы и акселерометры, а также модуль GPS, для коррекции в надводном положении. Перемещение аппарата возможно по шести степеням свободы (3 поступательные: движение по маршу, лагу и глубине; 3 вращательные: поворот по курсу, крену и дифференту). В результате испытаний разработанные алгоритмы навигации прошли апробацию и подтвердили свою работоспособность.



Научные руководители: учитель ГБОУ Школа №1517, научный сотрудник ФГУП «ЦНИИХМ» Смирнов И.А., учитель ГБОУ Школа №1517 Худайдатова Р.Р., учитель ГБОУ Школа №1517 Ткаченко А.А.

УДК 629.58

И.А. ХАЧАТУРОВ, К.С. ГАЛОЧКИН, А.Г. КУДРЯВЦЕВ, Г.М. ШАБАНОВ
(ГБОУ Школа №1517, Москва)

РАЗРАБОТКА ГИБРИДНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ НА ПРИМЕРЕ ДВУХСРЕДНОГО НАДВОДНО-ПОДВОДНОГО ДРОНА

Работа посвящена разработке двухсредного дрона квадрокоптерного типа, способного работать в воздушной и водной средах. Целью работы является разработка гибридной системы управления для обеспечения выполнения миссий устройством в подводном и надводном положениях.

Разработка аппарата способного к двухсредному перемещению является актуальной для исследования и мониторинга окружающей среды. Он может применяться в таких областях, как научные исследования, спасательные операции, обслуживание подводных структур и экологический мониторинг, обеспечение морской безопасности, а также при проведении анализа отдаленных акваторий и обследовании труднодоступных водоёмов.

В ходе работы была определена рациональная компоновка прототипа. Устройство представляет собой квадрокоптер, состоящий из следующих элементов: прочные корпуса для электроники и блока аккумуляторов, подводно-воздушные и подводные бесколлекторные двигатели для маршевого движения, рама из четырех лучевых элементов и одного центрального, крепления для подводных двигателей. Также для герметизации используются гермовводы - герметичные соединения для проводов, соединяющих нижний отсек аккумуляторов и верхний отсек электроники. Такой тип конфигурации позволяет объединить возможности летательных и подводных аппаратов в одном устройстве, используя дополнительные двигатели для полноценного подводного передвижения без значительного утяжеления конструкции. Были разработаны алгоритмы управления и инерциальной системы навигации для контроллера Pixhawk 2.4.8 при помощи модернизации системы Ardupilot.

Испытания прототипа в воздухе подтвердили эффективность выбранного расположения двигателей и обеспечили доступ к отладке программного кода. Устройство прошло тест на герметичность, подводные испытания двигателей позволили выбрать подходящую форму насадок и винтов.



УДК 62-2

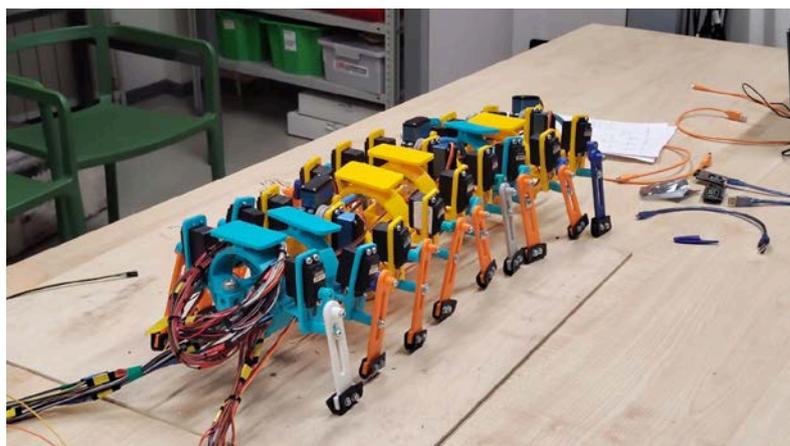
М.С.ШЕЛАЕВА, В.Е. ЗИРКО
(МБУ ДО «ДДТ» г. Реутов Московской области)

ПРОТОТИП БИОНИЧЕСКОГО РОБОТА-СКОЛОПЕНДРЫ

Целью работы является проектирование и разработка прототипа бионического робота представляющего из себя подобие сколопендры из множества сервоприводов, управляемых микроконтроллером семейства Arduino, и исследование алгоритма по их синхронному управлению. Актуальность работ по данной теме обусловлена возможностью применения подобных роботов в промышленности, космической технике, в том числе в труднодоступных условиях.

В ходе выполнения работы рассмотрены различные конструкции и автоматизированные системы управления змееподобными бионическими роботами и манипуляторами; спроектирована система активных хордовых механизмов бионической сколопендры; подобрана оптимальна модель сервоприводов для приведения в движение шагающего механизма. В результате выполнения работы реализована программно-аппаратная система управления активными хордовыми механизмами, разработан алгоритм управления множеством сервоприводов, имитирующих движение змеи и проведено первичное тестирование двигательных функций бионической сколопендры.

Дальнейшее направление работ предполагает оптимизацию программного кода управления сервоприводами для улучшения двигательных свойств робота, а также реализацию различных вариантов сгибания тела бионической сколопендры для движения по траектории описываемой серпиноидой.



Секция 8.

ПРИКЛАДНЫЕ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

УДК 535.8

Д. Д. ТРИШИНА, Е.А. ЦЫГАНОК
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)ИССЛЕДОВАНИЕ И РАСЧЕТ ПАНОРАМНОГО ОБЪЕКТИВА
ДЛЯ МАШИННОГО ЗРЕНИЯ

Приводятся результаты исследований широкоугольных объективов, используемых в системах технического зрения, а также результаты разработки альтернативной оптической системы, состоящей из панорамной линзы и широкоугольного объектива, обладающей улучшенными характеристиками по сравнению с классическими широкоугольными системами.

Введение. Техника и наука в целом стремительно развиваются, вместе с тем растут требования к оптическим системам, которые обеспечивают сбор визуальной информации для ее последующей обработки и анализа. Интегрированное цифровое оборудование, удаленная биомедицина, видеосвязь в реальном времени 5G, интеллектуальное видеонаблюдение, беспилотные автомобили, аэрофотосъемка дронов, машинное зрение и другие современные технологии пересекаются в направлении технологической революции для ее осуществления. На данный момент зачастую в вышеперечисленных системах используются широкоугольные объективы, обладающие неисправимыми большими аберрациями на краю поля зрения [1]. Изучение оптических схем систем-аналогов, выявление их преимуществ и недостатков и разработка альтернативной оптической системы позволит повысить разрешающую способность объектива, упростить и ускорить алгоритмы процессов компьютерной обработки изображения и, как следствие, повысить уровень безопасности в вопросах надежности использования технически-сложных комплексов. Целью работы является исследование широкоугольных объективов, используемых в системах машинного зрения, их параметров, сильных и слабых сторон и разработка альтернативной оптической системы, обладающей улучшенными характеристиками.

Описание системы двухканального объектива. На сегодняшний день основными требованиями к оптическим системам, входящих в состав оптико-электронных комплексов машинного зрения, являются компактность, высокая разрешающая способность и большое угловое поле зрения. Для решения таких задач зачастую используются объективы, которые обладают гиперболическим полем зрения: к примеру, «Руссар», «Рыбий глаз». Другим способом получения изображения, охватывающего широкую область интереса, может стать сшивание изображения с нескольких идентичных объективов: системы расположены таким образом, что поля соседних объективов частично накладываются друг на друга. В обоих случаях можно проследить одинаковые технические сложности: в случае работы с гиперширокоугольными системами процесс обработки получаемого на матрице изображения осложняется дисторсией, кривизной поля зрения, астигматизмом: чем больше поле, тем сильнее искажается краевое изображение на приемнике. В большинстве случаев визуальные данные не обрабатываются корректно: геометрия объектов зоны интереса сильно искажена, стандартные алгоритмы обработки позволяют получить достоверный результат при дисторсии не более 15-20%, в то время как аберрация в широкоугольных системах превышает значение 20-25% [2]. Аналогичная проблема прослеживается в методе «сшивания» изображений. Кроме того, данная процедура требует большего времени, что недопустимо в контексте работы в реальном времени.

Решением может стать система двухканального объектива, состоящая из панорамной линзы (далее – PAL, Panoramic Annular Lens) и широкоугольного объектива, стоящего во фронтальной части предыдущего [3] (Рис.1). Таким образом, зеркально-линзовый компонент PAL обеспечит сбор информации на гиперболических угловых полях. Экранирование, возникающее из-за особенностей конструктивного исполнения PAL, ликвидирует фронтальный блок. Следующий блок (компенсатор на рис. 1) является компенсационным, с помощью которого аберрации системы будут сведены к минимальным значениям.

Аналитически получено, что предложенная выше система будет обладать улучшенными оптическими характеристиками ввиду делегирования углового поля зрения двухканального объектива.

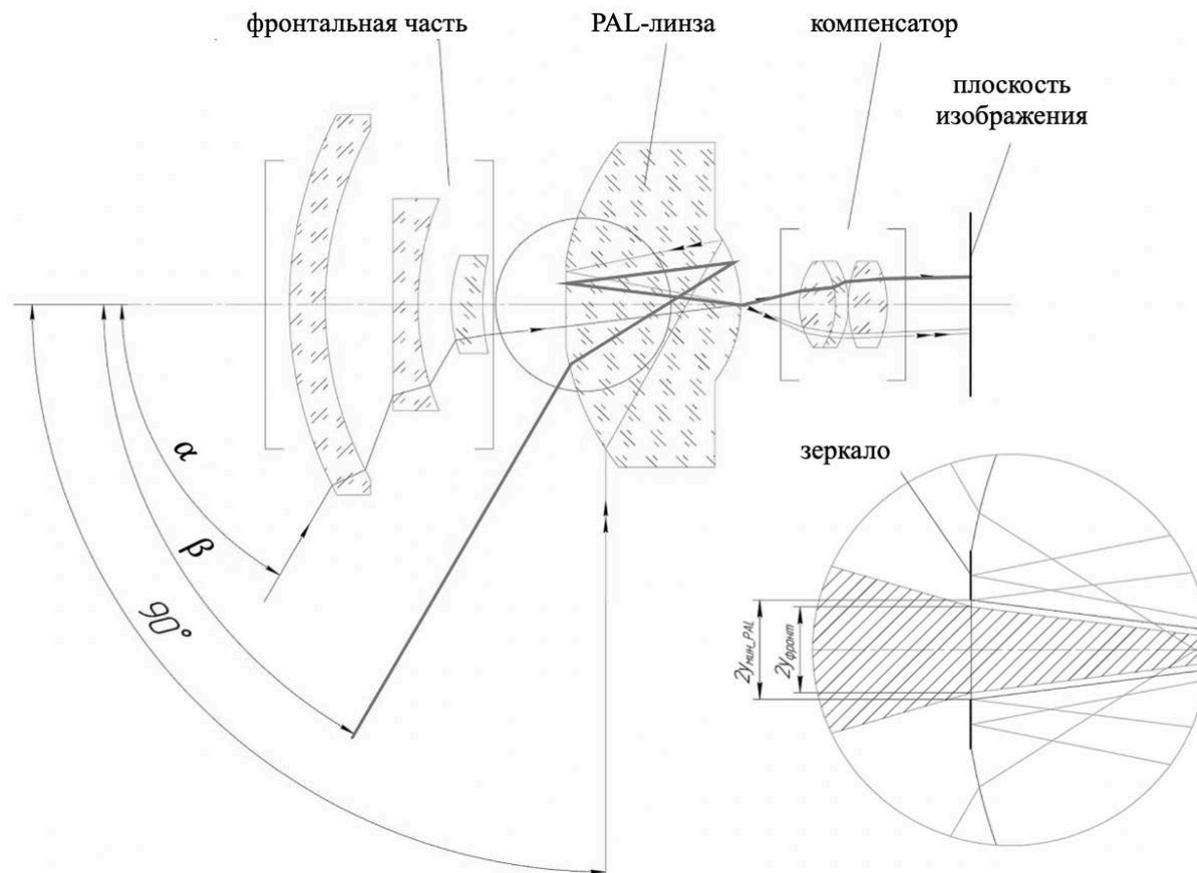


Рис. 1. Ход лучей в двухканальном объективе

Заключение. Проведен анализ конструкции и характеристик существующих широкоугольных объективов, применяемых в системах технического зрения. Разработана оптическая схема системы с улучшенными характеристиками, которая состоит из панорамной линзы и широкоугольного объектива, комбинация которых дает возможность повысить разрешающую способность оптической системы за счет снижения aberrаций (дисторсии, астигматизма, кривизны поля зрения).

ЛИТЕРАТУРА

1. Русинов, М.М. Оптика аэрофотосъемочных приборов/ Русинов М.М. - ОНТИ НКТП СССР. Главная редакция геолого-разведочной и геодезической литературы, 1936. – 191 с.
2. Русинов М.М. и др. Вычислительная оптика. Справочник. - Изд. 2. URSS, 2011. - 488 с.
3. K. Yang, X. Hu, L. M. Bergasa, E. Romera, X. Huang, D. Sun, and K. Wang, "Can we pass beyond the field of view? panoramic annular semantic segmentation for real-world surrounding perception," in 2019 IEEE Intelligent Vehicles Symposium (IV), (IEEE, 2023), 446-453.

D. D. Trishina (ITMO University, St. Petersburg, Russia). **The evaluation and calculation of a panoramic lens for machine vision**

Abstract. The aim of the work is to study wide-angle lenses used in computer vision systems, their parameters, strengths and weaknesses and to develop an alternative optical system with improved characteristics. The analysis concluded that the combination of a panoramic lens and a wide-angle lens in the front part provides an opportunity to increase the resolution of the optical system as a whole due to the absence of aberrations, not subject to correction in classical wide-angle systems: distortion, astigmatism, curvature of the field of vision.

УДК 629.784

А. А. ПРУТЬКО
(ПАО «РКК «Энергия», Московская область, г. Королёв)

ВНЕДРЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ ПО РАСХОДУ ТОПЛИВА РАЗВОРОТОВ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ В ШТАТНУЮ ЭКСПЛУАТАЦИЮ

Описываются результаты разработки и внедрения в штатную эксплуатацию оптимальных по расходу топлива разворотов Международной космической станции на двигателях ориентации под управлением российского сегмента.

Введение. С 2017 по 2019 года специалистами ПАО «РКК «Энергия» проводился космический эксперимент «МКС-Разворот», целью которого являлось создание и апробация альтернативных алгоритмов выполнения разворотов Международной космической станции (МКС) [1-4]. Типичными разворотами МКС являются: разворот вокруг оси рысканья на 180° в орбитальной системе координат [5] и обратный разворот, проводимые для обеспечения светотеневых условий перед и после стыковок российских кораблей. Космический эксперимент был успешно завершен, по результатам которого в штатную эксплуатацию МКС было внедрено проведение оптимальных по расходу топлива разворотов МКС методом отслеживания заданной траектории. В ходе проведения эксперимента было продемонстрировано, что при разворотах с отслеживанием заданной траектории расход топлива на типичный разворот сокращается с 50-60 кг до 5-10 кг. В связи с окончанием строительства российского сегмента в 2021 г. массово-инерциальные характеристики МКС не должны существенно поменяться. Поэтому было предложено разработать перечень оптимальных траекторий разворотов для типовых переориентаций МКС, которым специалисты центра управления полётами (ЦУП) могли бы пользоваться в течение продолжительного времени эксплуатации МКС без привлечения специалистов систем управления движением и навигации. В настоящем докладе представлены результаты разработки оптимальных траекторий разворотов МКС и результаты их реализаций.

Разработка оптимальных траекторий разворотов МКС. Поскольку строительство МКС на текущий момент считается завершенным, то изменение массово-инерционных характеристик зависит от пристыкованных грузовых и транспортных кораблей: транспортный пилотируемый корабль «Союз МС», транспортный грузовой корабль «Прогресс МС», американские Cygnus, SpaceX Dragon и Dragon Crew, японский HTV. Различные комбинации пристыкованных кораблей к стыковочным узлам станции приводят к сотням разных конфигураций МКС. Поскольку космические корабли стыкуются к МКС в основном в одной плоскости – плоскости орбиты, то от этого равновесная ориентация МКС изменяется практически только по тангажу. Таким образом, все конфигурации были усреднены в восемь конфигураций с отстоящими друг от друга равновесными ориентациями примерно в полтора градуса. Перечень равновесных ориентаций, соответствующих конфигурациям МКС, в положениях «на разгон» и «на торможение» представлен в таблице 1.

Т а б л и ц а 1

Равновесные ориентации МКС для конфигураций МКС

	В положении «на разгон»			В положении «на торможение»		
	Рысканье, ...°	Тангаж, ...°	Крен, ...°	Рысканье, ...°	Тангаж, ...°	Крен, ...°
K1	-176.0	11.47	-0.85	4.0	11.08	-0.85
K2	-176.0	10.11	-0.85	4.0	9.74	-0.85
K3	-176.0	8.7	-0.85	4.0	8.34	-0.85
K4	-176.0	7.27	-0.85	4.0	6.92	-0.85
K5	-176.0	5.76	-0.85	4.0	5.41	-0.85
K6	-176.0	4.29	-0.85	4.0	3.94	-0.85
K7	-176.0	2.9	-0.85	4.0	2.56	-0.85
K8	-176.0	1.52	-0.85	4.0	1.18	-0.85

Для представленных конфигураций МКС и соответствующим равновесным ориентациям были получены оптимальные по расходу топлива траектории разворотов для типовых разворотов МКС из положения «на разгон» в положение «на торможение» и обратно длительностью 5500 секунд. Были получены шестнадцать траекторий переориентаций МКС, которых должно

хватить на ближайшие годы эксплуатации. Все траектории были проверены на наземном комплексе отработки [6] при использовании всех допустимых конфигураций двигателей и были допущены к штатной эксплуатации.

Таким образом, специалистам ЦУП необходимо выполнить следующие шаги:

- заблаговременно выбрать необходимую траекторию разворота, которая наиболее близка к начальной равновесной ориентации МКС из таблицы 1, и загрузить в бортовую память;
- начать выполнение разворота методом отслеживания заданной траектории и дождаться окончания разворота;
- выполнить доворот МКС в дежурную ориентацию стандартным способом по кратчайшей траектории.

Результаты выполнения оптимальных разворотов МКС. С момента введения оптимальных по расходу топлива разворотов МКС в штатную эксплуатацию было выполнено не менее десяти разворотов. Их результаты по расходу топлива представлены в таблице 2. Все развороты были выполнены успешно и без замечаний. Все результаты по расходу топлива составляют менее восьми килограмм на разворот.

Таблица 2

Результаты выполнения оптимальных по расходу топлива разворотов МКС за 2022 и 2023 годы

Дата	Тип	Направление	Расход топлива, кг
21.09.2022	К3	Прямой	7.28
27.10.2022	К5	Прямой	6.58
28.10.2022	К6	Обратный	4.03
19.02.2023	К5	Обратный	3.75
25.02.2023	К5	Прямой	6.12
26.02.2023	К6	Обратный	4.38
24.05.2023	К4	Прямой	4.94
25.05.2023	К4	Обратный	4.1
15.09.2023	К3	Прямой	5.04
16.09.2023	К3	Обратный	4.09

Заключение. Представлены результаты разработки траекторий для выполнения оптимальных по расходу топлива разворотов станции (восемь в прямом направлении из положения «на разгон» в положение «на торможение» и восемь в обратном направлении), рассчитанных на основе восьми усредненных конфигураций Международной космической станции с учетом различных комбинаций стыкуемых к ней кораблей посещения. Полученные результаты позволяют специалистам центра управления полетами использовать разработанные траектории для выполнения разворотов Международной космической станции без дальнейшего привлечения специалистов по системам управления, навигации и расчетам траекторий разворотов в ближайшие годы эксплуатации.

ЛИТЕРАТУРА

1. МКС-Разворот / АО «ЦНИИмаш». — URL: https://tsniimash.ru/science/scientific-experiments-onboard-the-iss/cnts/experiments/mks_razvorot/ (дата обр. 20.01.2024).
2. А.А. Прутько, С.Н. Атрошенко, А.В. Богачев, А.Е. Старченко. Использование псевдоспектрального метода для поиска траекторий оптимальных по расходу топлива разворотов Международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2019. № 4. С. 121-133.
3. С. Н. Атрошенко, А. А. Прутько, А. Н. Крылов и др. Моделирование сил и моментов сил набегающего потока атмосферы в целях верификации динамических режимов системы управления движением и навигации МКС и синтеза оптимального управления // Космическая техника и технологии. 2017. № 4. С. 72-88.
4. Прутько А. А. Результаты проведения маневров крупногабаритной орбитальной станции по траекториям, оптимизирующим расход топлива // Сборник материалов всероссийской молодежной научно-практической конференции «Орбита молодежи-2019». Санкт-Петербург : Балтийский государственный технический университет «Военмех», 2019. С. 130-132.

5. **Н. Ю. Борисенко, А. В. Сумароков.** Об ускоренном построении орбитальной ориентации грузовых и транспортных кораблей серий «Союз МС» и «Прогресс МС» // Известия РАН. Теория и системы управления. 2017. № 5. С. 131-141.
6. **Микрин Е. А.** Бортовые комплексы управления космических аппаратов. М. : Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 245 с.

A.A. Prutko, (S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia, Korolev, Moscow region). **The introduction optimal propellant maneuvers of the International space station into regular operation.**

Abstract. The paper presents the results of the introduction into regular operation of optimal propellant maneuvers of the International Space Station controlled by the Russian segment. It was necessary to develop a methodology for performing optimal maneuvers of the ISS in such a way that the specialists of the Mission control Center could independently plan and perform the required maneuvers without the need to include specialists in motion control and navigation systems, who developed both the onboard software and the optimal trajectories of the ISS maneuvers themselves. Since its introduction into regular operation, at least ten optimal maneuvers of the ISS have been performed.

УДК 629.735

Е. С. ЗЕМЛЯНЫЙ
(АО «РПКБ», Раменское)

К. А. КРАВЦОВ
(ЛИИ им. М. М. Громова, Жуковский)

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ С МИНИМАЛЬНЫМ НАБОРОМ ДАТЧИКОВ

Приведено описание методики определения местоположения воздушного судна путем использования его истинного курса и курсового угла радиостанции двух и более радиомаяков с заведомо известными координатами, а также последующим решением прямой и обратной геодезических задач. Для решения задачи требуется минимальный набор датчиков в составе комплекса бортового оборудования: датчик магнитного курса и радиоконпас.

Введение. Решение задачи навигации включает в себя, в том числе, непрерывное либо дискретное определение (счисление) текущих координат местоположения летательного аппарата (ЛА), а также последующее использование этих координат в различных целях (напр., коррекция навигационной системы и т.п.). Выбор минимального набора датчиков навигационной информации, входящих в состав комплекса бортового оборудования (КБО), а также разработка методов обработки этой информации, являются актуальными задачами. В настоящей работе предлагается методика решения задачи навигации с минимальным набором датчиков в составе КБО, которая может быть использована в следующих случаях:

- отсутствие в составе КБО ЛА инерциальной навигационной системы (для таких объектов, как самолёты и вертолёты малой авиации, беспилотные летательные аппараты);
- отказ или критический уход одной или нескольких инерциальных навигационных систем (ИНС) или необходимость коррекции ИНС;
- отсутствие возможности коррекции координат по данным спутниковой навигационной системы (СНС) в силу различных обстоятельств (отсутствие или невозможность приёма сигналов от спутниковой группировки; наличие уводящих или смещающих помех из-за действия средств радиоэлектронной борьбы и т.д.);

Постановка задачи. В настоящее время известны способы определения координат по данным радиомаяков (РМ), построенные на базе измерения текущего азимута и дальности ЛА по отношению к РМ, а именно: определение текущих координат местоположения ЛА по данным всенаправленного азимутального и дальномерного радиомаяка (VOR-DME), а также определение текущих координат местоположения ЛА по данным радиотехнической системы ближней навигации [1, 2]. При этом информация о ненаправленных РМ для определения координат местоположения в КБО гражданской авиации и КБО военного назначения в настоящее время не используется.

В навигации известен метод триангуляции [2] – определение положения геодезических пунктов построением на местности систем смежно расположенных треугольников, в которых измеряют длину одной стороны и углы, а длины других сторон получают тригонометрически. Однако, данный метод применим при решении задачи на плоскости, при относительно небольших расстояниях.

Задача состоит в определении текущих координат местоположения ЛА путём обработки информации об истинном курсе ЛА и курсовых углах нескольких РМ с известными координатами. Дальнейшие расчёты приведены для двух РМ.

Таким образом, для решения поставленной задачи предлагается следующий минимальный состав датчиков навигационной информации, необходимых в составе КБО ЛА:

- автоматический радиоконпас (АРК) для получения информации о курсовых углах РМ;
- датчик магнитного курса (ДМК) для получения информации о курсе ЛА.

Описание метода. Указанная во введении авторская методика состоит в следующем:

- осуществляется ввод координат $\varphi_{PM1}, \lambda_{PM1}$ и $\varphi_{PM2}, \lambda_{PM2}$, а также частот радиомаяков $PM1, PM2$ в бортовую базу данных КБО самолёта для последующей настройки радиоконюаса;
- путём настройки АРК выбираются доступные в данный момент радиомаяки $PM1$ и $PM2$;
- по данным от АРК поочерёдно определяется курсовой угол радиомаяка (КУР) первого ($KYP1$) и второго ($KYP2$) РМ [3];
- по данным от ДМК определяется магнитный курс ЛА;
- с учётом магнитного склонения производится пересчёт магнитного курса в истинный курс (ИК), который далее используется для последующего расчёта истинных пеленгов РМ1 и РМ2;
- по данным $KYP1, KYP2$ и истинного курса ЛА поочерёдно рассчитывается истинный пеленг первого ($ИПР1$) и второго ($ИПР2$) РМ [4];

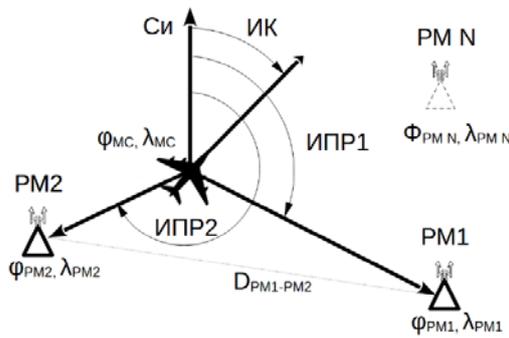


Рис. 1. Метод расчёта текущих координат места самолёта путём выбора радиомаяков

- для найденных РМ, по введённым координатам $\varphi_{PM1}, \lambda_{PM1}$ и $\varphi_{PM2}, \lambda_{PM2}$ решается обратная геодезическая задача [5], находится расстояние между радиомаяками $D_{PM1-PM2}$ и азимут со второго радиомаяка на первый $A_{PM2-PM1}$, а также азимут с первого маяка на второй $A_{PM1-PM2}$
- по двум углам и стороне треугольника находятся все стороны треугольника;
- решением прямой геодезической задачи восстанавливаются текущие координаты места самолёта $\varphi_{MC}, \lambda_{MC}$ (ТКМС).

Схема, поясняющая метод расчета ТКМС летательного аппарата (ЛА), приведена на рис. 1.

Применение формул сферической геометрии. Для получения текущих координат путем решения прямой геодезической задачи, следует построить сферический треугольник, вершинами которого являются точка местоположения самого ЛА и точки местоположения двух выбранных радиомаяков РМ1 и РМ2 (рис. 2).

Для нахождения недостающих параметров будем использовать теоремы (1) сферической геометрии: теорему синусов и теорему косинусов для сторон соответственно.

$$\begin{cases} \frac{\sin a}{\sin A} = \frac{\sin b}{\sin B} = \frac{\sin c}{\sin C} , \\ \cos a = \cos b \cos c + \sin b \sin c \cos A , \end{cases} \quad (1)$$

где: a, b, c – стороны сферического треугольника (дуги); A, B, C – углы сферического треугольника (рис.2).

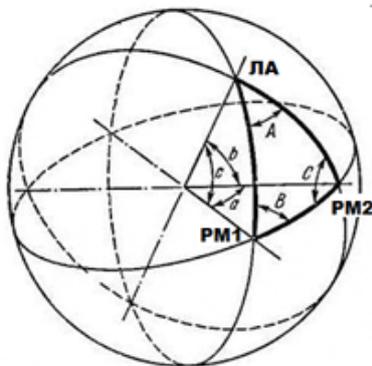


Рис. 2. Построение сферического треугольника

Далее с помощью методов сферической геометрии производятся вычисления по следующему алгоритму:

- 1) все углы, участвующие в вычислении, преобразуются в радианы, расстояния в метры;
- 2) с использованием измеренных пеленгов $ИПР1$ и $ИПР2$, а также азимутов $A_{PM2-PM1}$ и $A_{PM1-PM2}$ находятся все углы сферического треугольника;
- 3) расстояние между РМ1 и РМ2 (сторона a сферического треугольника) переводится в радианы;
- 4) находятся синусы недостающих сторон треугольника (длины дуг) b и c , которые соответствуют дальностям от ЛА до РМ1 и РМ2;
- 5) вычисляются дуги в радианах и преобразуются в метры;
- 6) решением прямой геодезической задачи [5] находятся искомые ТКМС.

Заключение. Представлена методика решения задачи навигации (определения местоположения) летательного аппарата по информации об истинном курсе ЛА, курсовых углах двух ра-

диомаяков и их координат с применением триангуляции и решением прямой и обратной геодезических задач. К недостаткам методики можно отнести следующие: методика не учитывает погрешности определения курсовых углов радиомаяков; кроме того, измерение курсовых углов происходит для каждого радиомаяка поочередно. Первый недостаток планируется преодолеть путем введения в методику модели ошибок измерений курсовых углов радиомаяков, а второй – путем прогнозирования изменения курсового угла для первого радиомаяка в процессе измерения курсового угла для второго радиомаяка.

Дальнейшие работы будут направлены на использование нескольких (более двух) маяков, внедрение модели ошибок измерений, прогнозирование изменения курсовых углов радиомаяков в процессе выполнения методики, выработку критериев для выбора радиомаяков и повышение точности определения местоположения летательного аппарата.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Кучерявый А.А.** Бортовые информационные системы. Курс лекций. – Ульяновск: УлГТУ, 2004
2. **Августов Л.И., Бабиченко А.В., Орехов М.И., Шкред В.К.** Навигация летательных аппаратов в околоземном пространстве М: Грани успеха, 2022
3. **Лебедев М.И.** Самолётовождение. Учебное пособие для летчиков и штурманов гражданской, военно-транспортной и стратегической авиации. - Ставрополь: Лит., 2003.
4. **Черный М.А., Кораблин В.И.** Самолётовождение. – М.: Транспорт, 1973.
5. **Морозов В.П.** Курс сфероидической геодезии. – М.: Недра, 1979.

E.S. Zemlyanyy (Joint Stock Company “Ramenskoe Design Company”, Ramenskoe), K.A. Kravtsov (Public Joint Stock Company “Gromov Flight Research Institute”, Zhukovsky). **Solving the navigation problem with a minimum set of sensors**

Abstract. This report is devoted to improving the methods of navigation and control of the movement of aircraft, namely increasing the accuracy of determining the current coordinates of the aircraft's location by selecting radio beacons through triangulation.

УДК 681.51

А. В. ДРОЗДОВА, М. Д. САМАРОКОВ, Т. В. ТЮЛЬКИНА, А. Ю. АКСЕНОВ
(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова
(Ленина), Санкт-Петербург)

И. А. САКУН, Д. Б. ПОПОВ
(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова
(Ленина), Институт физиологии им. И. П. Павлова РАН)

ВЛИЯНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ НА АНАЛИЗ КИНЕТИЧЕСКИХ ДАННЫХ СТАБИЛОМЕТРИИ

Рассматривается оценка баланса человека с помощью силовых динамометрических платформ и стандартизированных показателей, таких как длина пути центра давления, максимальная скорость центра давления, время измерения и другие в условиях влияния различных внешних факторов.

Введение. Современное общество подвергается воздействию разнообразных факторов, влияющих на физическое и психологическое здоровье индивида. Поддержание равновесия и предотвращение падений и травм является важным аспектом для обеспечения безопасности и эффективности человека в различных ситуациях, начиная от повседневных занятий до профессиональных обязанностей.

Целью настоящего исследования является выявление влияния различных внешних факторов (шум, физическая и когнитивная нагрузка и пр.) на устойчивость человека, а также разработка рекомендаций по улучшению устойчивости в различных ситуациях.

Стабилометрия. Оценка баланса человека критически важна для выявления потенциальных проблем, предотвращения травм и улучшения реабилитации. Один из основных методов в этом направлении - стабилометрия, часто проводимая с использованием силовых платформ. Этот метод позволяет анализировать поддержание, управление и регулировку равновесия тела в различных положениях и при движениях, как в нормальном состоянии, так и при наличии патологий [1].

Методика исследования. В исследовании приняли участие 9 людей в возрасте от 22 до 24 лет: 3 женщин и 6 мужчин. У пациентов отсутствовал болевой синдром, что указывает на их общее хорошее здоровье и отсутствие активных медицинских проблем. Регистрация показателей изменения статики и динамики проводилась на стабилометрической платформе фирмы kistler [2]. Стабилоплатформа – прибор, который фиксирует положение центра давления (ЦД) человека на неподвижной опорной платформе. Полученные данные используются для функциональной и реабилитационной диагностики, а также для реализации канала биологической обратной связи по опорной реакции [3]. Для оценки равновесия использовались следующие тесты: основная стойка на двух ногах с открытыми глазами (Two legs); стойка на левой ноге (Left leg); стойка на правой ноге (Right leg); основная стойка при когнитивной нагрузке (счет в уме примеров с простыми алгебраическими операциями) (Counting); основная стойка в условиях затемнения среды с закрытыми глазами (Darkness); основная стойка в условиях зашумления среды (Noise); основная стойка после физической активности (приседание с отжиманием) (Burpee); основная стойка в условиях ведения диалога через смартфон (Using phone); основная стойка при использовании рюкзака с дополнительной нагрузкой весом 6,5кг (Load). Полученные данные обработаны с помощью программ Qualisys Track Manager и Visual3D [4, 5].

Результаты исследования. Результаты стабильнографического исследования при различных условиях представлены в таблице 1.

Длина пути ЦД используется для оценки постурального контроля, т.е. умения держаться в вертикальном положении. Полученные данные свидетельствуют о том, что при стойке на одной ноге постуральный контроль ухудшается. В остальных случаях длина пути ЦД изменяется незначительно.

Таблица 1

Средние стабилметрические показатели

Показатель	Two legs	Left leg	Right leg	Counting	Darkness	Noise	Burpee	Using phone	Load
Длина пути ЦД, см	157,56	303,41	295,35	157,06	162,09	156,77	164,71	157,33	145,33
Максимальная скорость ЦД, см/с	4,90	22,27	20,32	4,44	5,28	4,80	5,83	4,92	5,23
Максимальная скорость в медиально-латеральном направлении, см/с	3,79	14,48	12,59	3,47	4,42	4,18	4,30	4,44	3,50
Максимальная скорость в передне-заднем направлении, см/с	3,37	15,99	17,27	2,99	3,79	3,41	4,04	3,27	3,92
Медиально-латеральный диапазон, см	2,49	4,63	4,33	2,11	2,53	1,88	2,73	2,14	2,39
Передне-задний диапазон, см	1,83	4,11	4,38	1,58	1,94	1,84	2,09	1,59	1,99

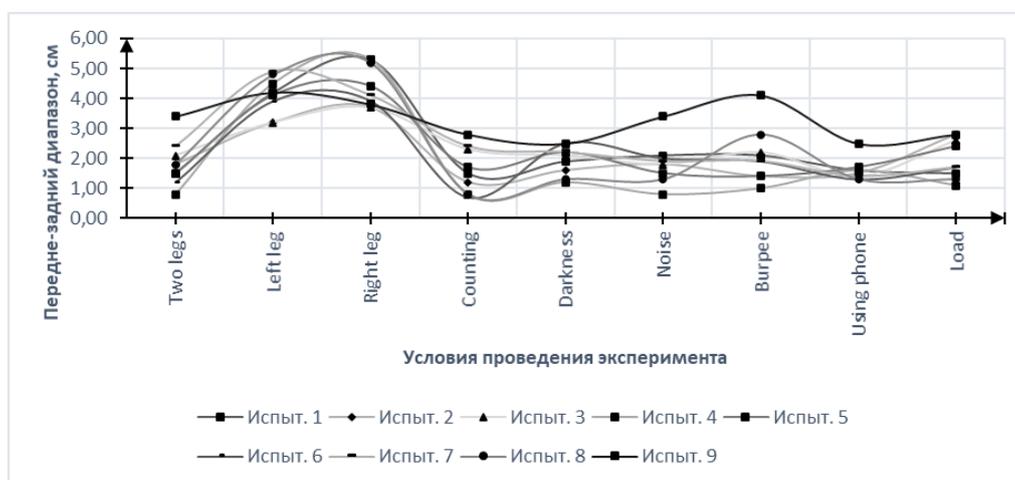


Рис. 1. Передне-задний диапазон изменения отклонения в зависимости от условия проведения эксперимента.

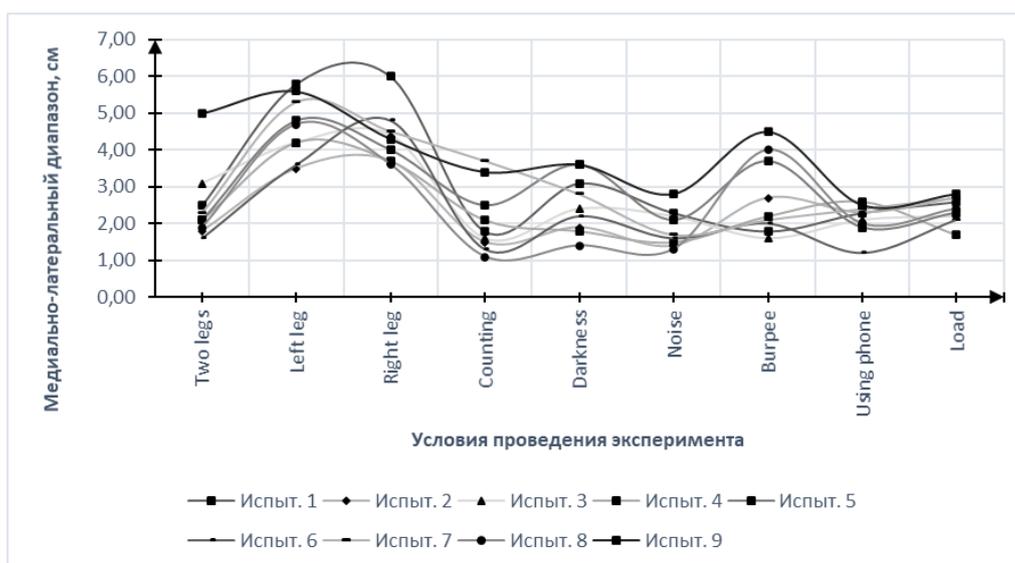


Рис. 2. Медиально-латеральный диапазон изменения отклонения в зависимости от условия проведения эксперимента

Максимальная скорость ЦД определяется отношением длины пути ЦД ко времени исследования. Измеряется в см/с. При увеличении амплитуды колебаний и их частоты скорость движения ЦД возрастает. Данный параметр принимает максимальные значения в стойках на одной ноге. При когнитивной нагрузке параметр принимает минимальное значение.

Нормальный диапазон скоростей в медиально-латеральном и передне-заднем направлениях может варьироваться в зависимости от возраста и состояния здоровья человека. Величина скорости перемещения в указанных направлениях увеличивается в несколько раз в стойке на одной ноге. Значения скорости в медиально-латеральном направлении меньше эталонного при когнитивной нагрузке и при дополнительной нагрузке, а в передне-заднем – при когнитивной нагрузке и при использовании телефона.

Медиально-латеральный и передне-задний диапазоны определяют степень бокового раскачивания и вперед-назад соответственно. Нормальный диапазон может варьироваться, но часто типичными считаются значения в диапазоне 1-2 см.

Раскачивание в указанных направлениях значительно больше эталонного в стойке на одной ноге, что говорит о повышении сложности постурального контроля. Значения меньше эталонного в указанных направлениях наблюдаются при использовании телефона, а в случае медиально-латерального направления – ещё при когнитивной нагрузке и в шумовой среде.

Заключение. Приведены результаты оценки баланса человека при различных внешних факторах с использованием динамометрической платформы. Данные результаты предоставляют основу для разработки рекомендаций по повышению безопасности и эффективности человека в различных условиях, что согласуется с целями фундаментальных медицинских исследований. Проведенное исследование сфокусировано на важности поддержания устойчивости человека в различных условиях, от повседневных сценариев до ситуаций с повышенной нагрузкой.

ЛИТЕРАТУРА

1. Скворцов Д.В. Стабилометрическое исследование. М.: Маска. 2010. 176с.
2. Kistler force plates [Электронный ресурс]. URL: <https://www.noraxon.com/our-products/kistler-force-plates/#1541097788289-04376e5d-29e4> (дата обращения - 28.01.2024).
3. Гроховский С.С., Кубряк О.В. Метрологическое обеспечение стабилметрических исследований // Медицинская техника. 2014. №4. С. 22-24
4. Qualisys Track Manager [Электронный ресурс]. URL: <https://www.qualisys.com/> (дата обращения - 28.01.2024).
5. Visual3D [Электронный ресурс]. URL: <https://www.target3d.co.uk/has-motion> (дата обращения - 28.01.2024).

Drozdova A.V., Samarokov M.D., Tyulkina T.V., Aksenov A.Y. (Saint-Petersburg Electrotechnical University ETU "LETI", Saint-Petersburg), Sakun I.A., Popov D.B. (Saint-Petersburg Electrotechnical University ETU "LETI"; Pavlov Institute of Physiology of the Russian Academy of Sciences). **Investigation of the influence of external factors on human stability using dynamometric platforms.**

Abstract. The report discusses the assessment of human equilibrium using power dynamometer platforms and standardized indicators such as measurement time, path length of the center of pressure (CD), maximum CD speed and others under the influence of various external factors.

ЛЯО ДУЧЖЭШЭН
(Университет ИТМО, Санкт-Петербург)

A PSYCHOLOGICAL COMFORT BASED ROBOT BEHAVIOR MODELING APPROACH AND ITS APPLICATION IN SOCIAL NAVIGATION

Compared to obstacle avoidance in traditional robot navigation, social navigation requires more considerations, such as comfort, naturalness, and sociality. This paper proposes a social navigation model that could enhance the comfort of human-robot interaction. Based on the analysis of pedestrian social rules and simulations of pedestrian social spaces, this study utilizes asymmetric mathematical functions and hierarchical cost maps to construct social spaces. This approach makes the interaction between robots and humans more safes and comfort in unknown environments.

Introduction. This work presents a new approach for establishing cost formulation rules based on a social interaction space model. The model uses Hall's [1] concentric circles theory to define social constraints, determining comfortable distances and formulating a cost model using non-standard Gaussian surface values for pedestrian comfort. A hierarchical cost map construction method facilitates flexible data updates and integrates human comfort perception with path geometric costs. The spa-A* algorithm, proposed in this paper, considers social costs and is compared to traditional A* algorithm, resulting in path selection that aligns more closely with actual social environments, with testing conducted in various scenarios.

The spa-A* algorithm. In interpersonal interactions, different relationships are associated with distinct levels of comfortable personal space. Based on these interpersonal relationships, personal space can be classified into four categories: intimate space, personal space, social space, and public space. As the application scenarios for robots continue to expand, there is a growing need to enhance their social capabilities in interacting with groups of people. This includes the ability to navigate and respect personal space boundaries while engaging in human-robot interactions. [2]

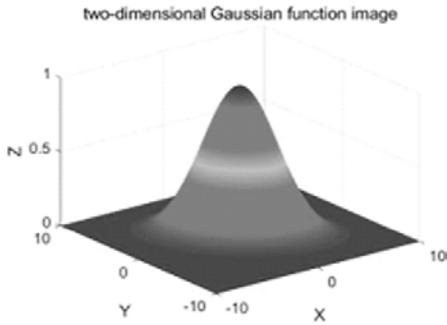
We use the Gaussian model because it is a widely applicable and mathematically convenient way to represent and modify personal space. By adjusting the mean and standard deviation, we can control the distribution and intensity of personal space, ensuring comfortable and appropriate social interactions.

In general, the comfortable space around pedestrians is represented as follows:

In this context, the function value $f(x)$ is represented, with A denoting the amplitude of the Gaussian function, set to 1 in this paper. The angle θ represents the orientation of the surrounding environment point to the x -axis of the world coordinate system. Additionally, x_0 and y_0 correspond to the mean values in the respective coordinate axes, while σ_x and σ_y represent the variances in their respective dimensions.

$$f(x) = A \begin{cases} e^{-\left[\frac{(x-x_0)^2}{2\sigma_x^2} + \frac{(y-y_0)^2}{2\sigma_y^2}\right]} & \theta - \frac{\pi}{2} < \alpha \leq \theta \\ e^{-\left[\frac{(x-x_0)^2}{2\sigma_x^2} + \frac{(y-y_0)^2}{2\sigma_y^2}\right]} & \theta - \frac{\pi}{2} < \alpha \leq \theta \\ e^{-\left[\frac{(x-x_0)^2}{2\sigma_x^2} + \frac{(y-y_0)^2}{2\sigma_y^2}\right]} & \theta - \frac{\pi}{2} < \alpha \leq \theta \\ e^{-\left[\frac{(x-x_0)^2}{2\sigma_x^2} + \frac{(y-y_0)^2}{2\sigma_y^2}\right]} & \theta - \frac{\pi}{2} < \alpha \leq \theta \end{cases} . \quad (1)$$

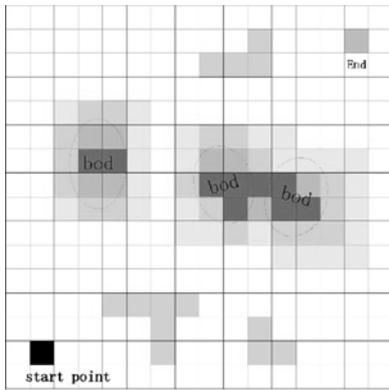
¹ Научный руководитель: доцент, к.т.н Чепинский С.А.



Pic.1 Two-dimensional Gaussian function image

Based on this theoretical basis, we later use the Gaussian function to calculate the value of each point in the space to represent the traversal cost of the mobile robot. These comfort values will be incorporated into the cost function of the spa-A* algorithm when constructing hierarchical maps. By doing this, the robot can prioritize lower-cost paths during path planning and avoid areas that are too costly. This approach enables robots to more efficiently navigate social spaces while taking into account pedestrians' comfort zones and underlying social norms.

In the current study, a cost diagram is utilized to represent the costs associated with robot motion. Specifically, points in space around obstacles are assigned values ranging from 0 to 255 and calculated using a Gaussian function. Free space is marked with the lowest cost of 0, while obstacles and humans are marked with the highest cost of 255. A two-dimensional asymmetric Gaussian function is also used to assign values to points in space around the pedestrian, as shown in fig. 2 .



Pic.2. Layered Map Display

Building upon the theoretical and code foundations established earlier, we have proposed a spa-A* algorithm that integrates human comfort perception and path geometric costs into the A* algorithm. Similar to the A* algorithm, the evaluation function $F(n)$ of the spa-A* algorithm is composed of the known cost function $G(n)$, the estimated cost function $H(n)$, and the map cost $I(n)$, where n – the sequence number of the path node. The search cost component incorporates both the known geometric path and the social cost. In the heuristic part, the untraversed grid is first calculated, upon which the estimated social cost is computed. The A* algorithm is the most commonly used heuristic algorithm, with its core formula being:

$$F(n) = G(n) + H(n) \tag{2}$$

In this section, the map cost function $I(n)$ is introduced, and its core formula (2) is transformed into:

$$F(n) = G(n) + H(n) + I(n) \tag{3}$$

In formula (3), $G(n)$ represents the accumulation of costs from the starting node to the current node; $H(n)$ represents the heuristic function, which predicts the cost of movement from the current node to the final node and usually uses Euclidean or Manhattan distance calculation; $I(n)$ represent the map cost; and $F(n)$ is the sum of the three costs. Based on this formula, the A* algorithm always selects the node with the smaller $F(n)$ value when searching for a path.

Summarize:

This paper primarily focuses on a series of issues that social robots need to consider during navigation, including factors such as human-robot distance, comfort, and social constraints. The proposed method combines the modeling of human perception of comfort with traditional navigation algorithms, enabling social robots to adapt to different scenarios and exhibit socially acceptable behaviors. To better reflect the information status, habits, and potential social customs of pedestrians in social interaction spaces, a social interactive space model is established. Furthermore, it is found that people tend to approach from the right rather than the left and pay more attention to the front while walking. Based on these findings, traditional Gaussian function calculations for values at various points within the space are improved to serve as traversal costs for mobile robots. The proposed novel spa-A* algorithm integrates these comfort values as a new social cost, allowing the robot to prioritize paths with lower costs during path planning and avoid areas with excessively high costs. Additionally, the robot can be directed to not enter certain spaces while still being able to enter specific spaces under certain conditions, aiming to improve human-robot interaction and comfort levels. To optimize maps and other information, improvements are made on the original single map by introducing and using layered social dynamic maps, which update and process data more quickly.

REFERENCES

1. **Hall E.T.** The hidden dimension: man's use of space in public and private. London: Bodley Head, 1969
2. **Vasquez D., Stein P. et al.** Human Aware Navigation for Assistive Robotics. Springer Tracts in Advanced Robotics. 88. 10.1007/978-3-319-00065-7_31.

Ляо Дучжэшэн (Университет ИТМО, Санкт-Петербург, Россия). **Подход к моделированию поведения робота с учетом психологического комфорта и его применение в социальной навигации**

В отличие от традиционной навигации роботов, при которой решается задача избегания препятствий, социальная навигация требует более комплексного подхода, учитывающего факторы комфорта, естественности и социальности. В данной статье предлагается модель социальной навигации, способная повысить комфортность взаимодействия человека и робота. На основе анализа социальных норм, существующих среди пешеходов, и проведенных имитаций социальных пространств пешеходов в работе используются асимметричные математические функции и иерархические карты стоимости для построения социальных пространств. Этот подход обеспечивает безопасность и комфортность взаимодействия между роботами и людьми в условиях неизвестной среды.

УДК 681.51

Е. Д. ФЕДОРОВА, Е. А. ДЕПУТАТОВА
(СГТУ имени Гагарина Ю.А., Филиал АО «НПЦАП» - «ПО «Корпус», г. Саратов)

ПРЕЦИЗИОННЫЙ ПОВОРОТНЫЙ СТЕНД С ИНЕРЦИАЛЬНЫМИ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ, НАХОДЯЩИМИСЯ В РЕЖИМЕ «САМОКОНТРОЛЯ», ДЛЯ ПОВЕРКИ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ НАВИГАЦИОННОГО КЛАССА ТОЧНОСТИ

В докладе рассматривается схмотехническое решение построения прецизионного поворотного стенда с лазерным и волоконно-оптическим гироскопами, находящимися в режиме «самоконтроля», в качестве инерциальных чувствительных элементов для контроля измерителей угловой скорости навигационного класса точности. Приводятся результаты компьютерного моделирования в программных пакетах Matlab и Simulink динамических характеристик стенда как системы автоматического управления и оцениваются ее показатели качества.

Введение. В работах [1, 2] была сформулирована общая концепция проектирования прецизионных стендов для контроля гироскопических приборов с цифровой системой управления (ЦСУ) и инерциальными чувствительными элементами (ИЧЭ) как современных мехатронных систем управления, на основании которых можно формировать поверочные схемы государственных первичных эталонов угловых скоростей, из схмотехнических решений построения которых как частные случаи могут формироваться схемы иерархически подчинённых им эталонов, также содержащих в своём составе ИЧЭ и ЦСУ. Как правило, эталоны для поверки измерителей угловых скоростей (ИУС) навигационного класса точности сталкиваются с проблемой, что контролируемые приборы сами обладают очень высокими точностными характеристиками [3], и стенды для их контроля оказываются грубее поверяемых приборов, хотя должны иметь точности как минимум в 2-3 раза выше. Современные стенды как отечественных, так и зарубежных фирм, построенные, как правило, по принципу обычных следящих систем, а о задаваемой угловой скорости судят по показаниям высокоточных оптических датчиков угла. Этот способ имеет один весьма существенный недостаток: при задании малых угловых скоростей порядка сотых долей градусов в секунду испытания приборов затягиваются на достаточно долгий срок. Формирование схмотехнических решений прецизионных стендов с ИЧЭ лишены указанных недостатков и обладают целым рядом преимуществ, отмеченных в работах [1, 2, 4–6].

Предлагаемый доклад посвящен результатам разработки и исследованию динамических характеристик стенда с ЦСУ [7–12] для гироскопов навигационного класса точности – для волоконно-оптического (ВОГ) и лазерного (ЛГ) гироскопов [13–15], находящихся в режиме «самоконтроля», т.е. когда гироскопы являются одновременно и ИЧЭ стенда, и испытываемыми приборами [4, 16]. Хочется отметить, что ВОГ и ЛГ взяты в качестве примеров, хотя в рассматриваемом техническом решении могут быть использованы ИЧЭ любого типа. Кроме того, ЦСУ стенда позволяет применять любые алгоритмы цифровой фильтрации, позволяющие алгоритмическим путем улучшать его точностные характеристики [17].

Принцип действия стенда. Функционально-кинематическая схема поворотного стенда, работающего в режиме «самоконтроля», изображена на рис. 1 [2, 16]. В корпусе стенда на шарикоподшипниках подвешена траверса, ось вращения которой вертикальна. На траверсе установлена платформа, предназначенная для крепления испытуемого ИУС со своей сервисной электроникой (СЭ), в качестве которого могут быть использованы ВОГ, ЛГ и другие инерциальные измерители. На оси вращения траверсы закреплена подвижная часть приводного двигателя постоянного тока и диск углового энкодера [18] – прецизионного датчика угла с разрешающей способностью не хуже 0,01 угл.с.

На платформе также закреплены: блок преобразования напряжения питания (БПНП), блок преобразования информации (БПИ), в состав которого входят программируемая логическая интегральная схема (ПЛИС), используемая в случае цифрового выхода испытуемого измерителя, и аналого-цифровой преобразователь (АЦП) [7], применяемый при аналоговом выходе

ИУС, а также микроконтроллер, обеспечивающий передачу информации в последовательном коде по инфракрасному (ИК) или радиочастотному (РЧ) каналу. Отметим, что ИК и РЧ каналы взяты в качестве примера, в принципе может быть использован любой беспроводной передатчик сигналов. Закрепление на платформе стенда плат, реализующих перечисленные блоки, и применение беспроводного канала связи позволяют сократить число линий коллектора до двух, необходимых для подвода питания, что повышает точностные характеристики стенда за счет уменьшения момента трения по оси вращения.

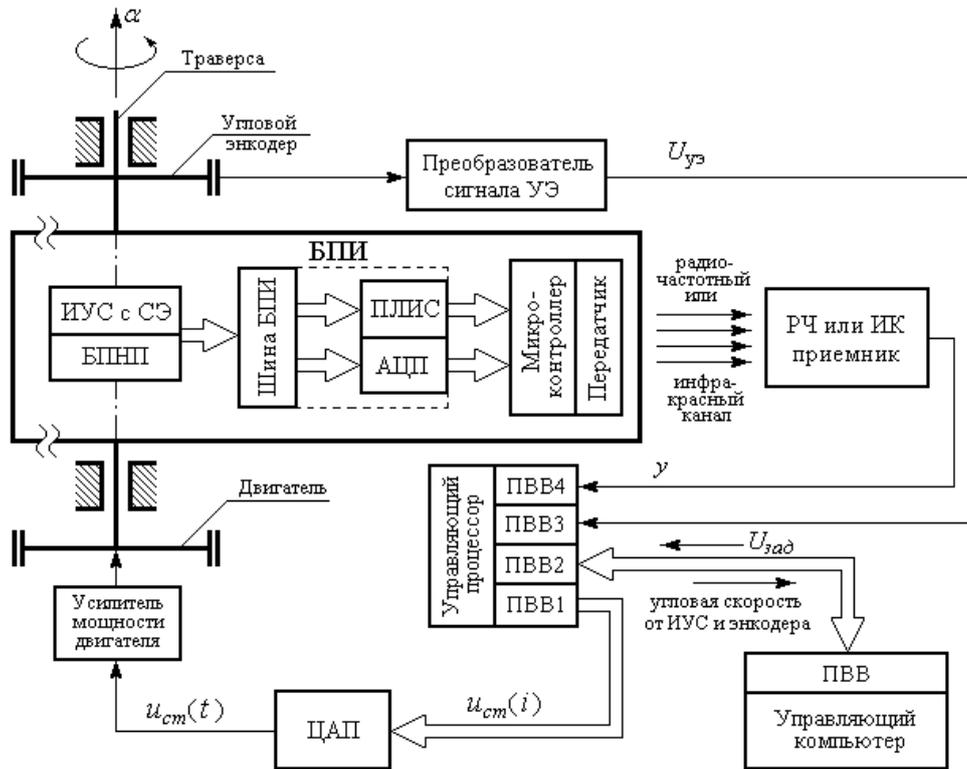


Рис. 1. Функционально-кинематическая схема поворотного стенда

В блок преобразования информации входит как электроника, реализующая обратную связь ИУС, формирующая напряжение обратной связи, пропорциональное току обратной связи, так и преобразование этого напряжения в цифровую информацию, годную для дистанционной передачи на управляющий процессор. Если измеритель имеет аналоговый выход, а в блоке преобразования информации используется микроконтроллер, не имеющий встроенного АЦП, либо встроенный АЦП не обеспечивает необходимую разрядность, то используют внешний АЦП. ПЛИС применяют, если у микроконтроллера не хватает счетчиков для приема цифровой информации ИУС.

Таким образом, на корпусе стенда в виде плат закреплена электронная часть системы управления стендом, в состав которой входят: управляющий процессор с соответствующими портами ввода-вывода (ПВВ1-4), приемник беспроводных сигналов, цифроаналоговый преобразователь (ЦАП), усилитель мощности двигателя и преобразователь сигнала углового энкодера, выход которого соединен с процессором, причем последний соединен с управляющим компьютером через стандартный интерфейс. Система работает следующим образом:

- от управляющего компьютера в процессор поступает (в виде цифрового кода) задающий сигнал $U_{зад}$, соответствующий заданной угловой скорости вращения платформы $\omega_{\omega 0}$;
- сигнал $U_{зад}$ сравнивается с сигналом обратной связи $U_{о.с.}$ от испытуемого ИУС, пропорциональным действительной скорости вращения ω_{α} и формируемым в процессоре по сигналу u от приемника беспроводных сигналов;
- по разностному сигналу $e = U_{зад} - U_{о.с.}$ в регуляторе контура стабилизации, реализованном в процессоре, формируется управляющее воздействие $u_{ст}(i)$ в цифровом виде;

- воздействие $u_{ст}(i)$ преобразуется в ЦАП в аналоговое напряжение $u_{ст}(t)$;
- напряжение $u_{ст}(t)$ поступает на усилитель мощности двигателя, задающего вращение траверсе стенда [19];
- сигнал обратной связи контура стабилизации формируется в виде $U_{о.с.} = k_{о.с.} \cdot y$, где $k_{о.с.}$ – подбираемый коэффициент обратной связи, пропорциональный коэффициенту преобразования стенда [2, 4, 16], желаемое значение которого может быть определено как $K_{ст} = \omega_{\omega} / U_{зад}$;
- от углового энкодера через соответствующий преобразователь сигнала снимается последовательность импульсов, число которых пропорционально приращению угла поворота платформы;
- импульсы углового энкодера поступают в управляющий процессор, где происходит вычисление угловой скорости платформы по формуле: $\omega_a' = U_{y3}(i)/t(i)$, где $U_{y3}(i)$ – измеренное угловым энкодером приращение угла; $t(i)$ – дискретное значение времени опроса, определяемого таймером процессора;
- информация о вычисленной угловой скорости через процессор поступает в управляющий компьютер для регистрации;
- по тому же каналу поступает информация об угловой скорости от испытуемого ИУС, одновременно являющегося чувствительным элементом стенда;
- калибровка статической характеристики испытуемого ИУС в процессе его «самоконтроля» осуществляется в управляющем компьютере путем сопоставления полученной информации.

Анализ частотных характеристик замкнутой и разомкнутой системы автоматического управления стенда проводился в программном пакете Matlab [20], а анализ характеристик переходных процессов – в программном пакете Simulink [20]. Показатели качества стенда как системы автоматического управления удовлетворяют требованиям, предъявляемым к статическим и динамическим характеристикам подобных систем.

Заключение. В работе представлено схемотехническое решение построения прецизионного поворотного стенда с лазерным и волоконно-оптическим гироскопами, находящимися в режиме «самоконтроля», в качестве инерциальных чувствительных элементов для контроля измерителей угловой скорости навигационного класса точности. Приведено описание принципа действия стенда. Решена задача анализа системы автоматического управления стенда в режиме «самоконтроля» указанных гироскопов.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Калихман Д.М.** Разработка концепции проектирования класса прецизионных мехатронных стендов, использующих инерциальные чувствительные элементы, комплексированные с высокоточными датчиками угла / Е.А. Депутатова [и др.] // Сборник материалов XXIX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2022. С. 212–217.
2. **Калихман Д.М.** Концепция проектирования класса прецизионных поворотных стендов с инерциальными чувствительными элементами в цепи обратной связи / Е.А. Депутатова [и др.] // Гироскопия и навигация, № 3 (118), 2022. С. 41–64.
3. **Ривкин Б.С.** Аналитический обзор состояния исследований и разработок в области навигации за рубежом. Выпуски 1–7. СПб.: Изд-во ЦНИИ «Электроприбор», 2017–2022.
4. **Калихман Д.М.** Прецизионные управляемые стенды для динамических испытаний гироскопических приборов / Под ред. акад. В.Г.Пешехонова. СПб. ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2008. 304 с.
5. **Калихман Д.М.** Разработка алгоритмов управления прецизионным стендом с инерциальными чувствительными элементами и цифровой системой управления и анализ его погрешностей / Е.А. Депутатова [и др.] // Известия ТулГУ. Технические науки, 2023. Вып. 9. С. 66–80.
6. **Патент 2804762 РФ.** Универсальный прецизионный мехатронный стенд с инерциальными чувствительными элементами для контроля гироскопических измерителей угловой скорости / Д.М. Калихман и [др.]. Оpubл. 05.10.2023. Бюл. № 28.
7. Аналого-цифровое преобразование / Под ред. **Уолта Кестера** (пер. с англ.). М.: Техносфера, 2007. 1015 с.
8. **Бесекерский В.А., Попов Е.П.** Теория систем автоматического регулирования. М.: Наука, 1975. 767 с.
9. **Изерман Р.** Цифровые системы управления: Пер. с англ. М.: Мир, 1984. 541 с.
10. **Куо Б.** Теория и проектирование цифровых систем управления. Пер. с англ. М.: Машиностроение, 1986. 446 с.
11. **Садомцев Ю.В.** Конструирование систем управления с обратной связью по критериям точности и грубости. Саратов: СГТУ, 2003. 297 с.

12. **Цыпкин Я.З.** Теория импульсных систем. М.: Государственное издательство физико-математической литературы, 1958. 722 с.
13. **Бычков С.И., Лукьянов Д.П., Бакаляр А.И.** Лазерный гироскоп. М.: Сов. радио, 1975. 421 с.
14. **Патрюэль И.** Бесплатформенная инерциальная навигационная система на основе ВОГ с уходом одна морская миля в месяц: мечта уже достижима? / И. Онтас, Э. Лефевр, Ф. Наполитано // Гироскопия и навигация. № 3, 2013. С. 3–13.
15. **Шереметьев А.Г.** Волоконный оптический гироскоп. М.: Радио и связь, 1987. 152 с.
16. **Депутатова Е.А.** Прецизионные поворотные стенды нового поколения с инерциальными чувствительными элементами и цифровым управлением / Д.М. Калихман [и др.] // Известия РАН. Теория и системы управления, №2, 2014. С. 130–146.
17. **Степанов О.А.** Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации. СПб: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 1998. 370 с.
18. Технические характеристики угловых энкодеров фирмы Renishaw [сайт]: URL: www.renishaw.ru/ru/enclosed-optical-encoders--425273 (дата обращения: 03.04.2023).
19. Высокоточные преобразователи угловых перемещений / Под ред. **А.А. Ахметжанова**. М.: Энергоатомиздат, 1986.
20. **Дьяконов В.П.** Matlab 6.5 SP1/7 + Simulink 5/6®. Основы применения. Серия «Библиотека профессионала». М.: СОЛОН-Пресс, 2005. 800 с.

E. D. Fedorova, E. A. Deputatova (Yuri Gagarin State Technical University of Saratov; Branch of Academician Pilyugin Center – Production Association Korpus, Saratov, Russia). **Precision test bench with inertial sensing elements in self-testing mode for inspecting navigation grade angular rate sensors**

Abstract. The paper considers the design solution of a precision test bench with laser and fiber-optic gyroscopes, for which the self-testing mode is set and which act as inertial sensing elements, for inspection of navigation grade angular rate sensors. The results of computer modeling of the test bench dynamic characteristics as an automatic control system performed in Matlab and Simulink software are given and the quality parameters of the test bench are estimated.

УДК 531.7

В.А. ЛАЗАРЕВ, П.А. ИВАНОВ, А.Д. УСКОВ
(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»
им. В.И. Ульянова (Ленина))

СПОСОБ ОЦЕНКИ ВНУТРИБОРОТНОЙ НЕСТАБИЛЬНОСТИ СКОРОСТИ ВРАЩЕНИЯ ОСЕЙ МОДЕЛИРУЮЩЕГО ПОВОРОТНОГО СТЕНДА

Предлагается способ оценки внутриоборотной неустойчивости скорости вращения осей моделирующего поворотного стенда, основанный на кросс-калибровке оптического датчика угловой скорости по нулевой метке.

Введение. Для навигации и управлением движением различных подвижных объектов используются бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) [1, 2]. Основой любой БИНС являются инерциальные датчики линейного ускорения (акселерометры) и угловой скорости (гироскопы). Для достижения высоких точностей определения навигационных параметров применяются процедуры калибровки. Испытания и калибровка инерциальных чувствительных элементов и систем на их основе осуществляется на специализированных моделирующих поворотных стендах, предназначенных для задания и измерения угловых положений и угловых скоростей вращения планшайбы, на которую, в свою очередь, установлен объект испытаний [3]. Точность калибровки зависит от характеристик моделирующих стендов. Наиболее важными характеристиками стенда являются погрешность и неустойчивость воспроизведения угловой скорости.

Задача измерения точностных характеристик стенда возникает уже на этапе его производства. Общепринятые методы измерения угловой скорости предполагают оценку усреднённого значения на полном обороте оси вращения. Для оценки внутриоборотной неустойчивости угловой скорости оборот разбивается на сектора, однако такой способ не всегда доступен и в значительной степени увеличивает погрешность измерения. В докладе предлагается новый способ оценки внутриоборотной неустойчивости угловой скорости, основанный на использовании оптического гироскопа.

Погрешность и неустойчивость воспроизведения угловой скорости. Погрешность воспроизведения угловой скорости характеризует разницу между заданной и действительной угловой скоростью вращения планшайбы стенда. Современные стенды обладают погрешностью воспроизведения угловой скорости до 0.0001% от заданной для диапазона высоких скоростей (от 10 °/с до 10000 °/с) и до 0.001% от заданной для диапазона малых скоростей (до 10 °/с). Неустойчивость угловой скорости характеризует разброс измеренных значений угловой скорости в выборке от среднего значения угловой скорости данной выборки.

Для измерения значения угловой скорости вращения планшайбы применяется метод фиксированного угла с использованием нуль-метки. Сигнал нуль-метки может вырабатываться несколькими способами: с помощью нуль-метки инкрементного или абсолютного преобразователя углового положения (энкодера) или с помощью нуль-метки оптического щелевого датчика. В качестве средства измерения выступает частотомер в режиме измерения периода. При вращении оси стенда нуль-метка вырабатывает импульс на каждый оборот, а частотомером определяется период следования импульсов. Измеренная угловая скорость $\omega_{\text{изм}}$, °/с определяется по формуле:

$$\omega_{\text{изм}} = 360^\circ / T_{\text{изм}}, \quad (1)$$

где: $T_{\text{изм}}$ – измеренный частотомером период, с.

Погрешность такого метода будет определяться точностными характеристиками частотомера и неустойчивостью временных задержек источника сигнала нуль-метки [4].

Погрешность воспроизведения (δ_ω , %) и неустойчивость (σ_ω , %) угловой скорости будут определяться выражениями:

$$\delta_\omega = \frac{\bar{\omega}_{\text{изм}} - \omega_{\text{зад}}}{\omega_{\text{зад}}} \cdot 100 \%, \quad (2)$$

$$\sigma_{\omega} = \frac{\sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (\omega_i - \bar{\omega}_{\text{изм}})^2}}{\bar{\omega}_{\text{изм}}} \cdot 100 \%, \quad (3)$$

где $\bar{\omega}_{\text{изм}}$, $^{\circ}/\text{с}$ – среднее значение измеренной угловой скорости в выборке, $\omega_{\text{зад}}$ – заданная угловая скорость, $i = 1 \dots N$ – номер измерения, N – количество измерений, ω_i , – i -е измерение.

Погрешность измерения угловой скорости. Погрешность измерения угловой скорости Δ_{ω} , $^{\circ}/\text{с}$ определяется данным выражением:

$$\Delta_{\omega} = \omega_{\text{д}} - \omega_{\text{изм}} = \frac{\omega_{\text{д}} \Delta_T}{T_{\text{д}}}, \quad (4)$$

где: $\omega_{\text{д}}$, $^{\circ}/\text{с}$ – действительная угловая скорость, $T_{\text{д}}$ – действительный период следования импульсов, Δ_T , с – погрешность измерения периода сигнала нуль-метки, которая определяется выражением:

$$\Delta_T = \sqrt{\Delta_{\text{чм}}^2 + \Delta_t^2}, \quad (5)$$

где: $\Delta_{\text{чм}}$, с – погрешность частотомера; Δ_t , с – погрешность, вызванная нестабильностью временных задержек формирователя сигнала.

При использовании абсолютного энкодера нуль-метка формируется из показаний датчика угла. При таком способе формирования нуль-метки появляется дополнительная погрешность, вызванная случайной составляющей погрешности энкодера. Абсолютный энкодер позволяет выработать метку при прохождении определённого сектора. Измерение угловой скорости на секторе позволяет уменьшить время эксперимента, что актуально для измерений малых угловых скоростей, однако к погрешности измерения добавляется погрешность, связанная с систематической погрешностью энкодера. Так, погрешность измерения периода сигнала нуль-метки будет определяться выражением:

$$\Delta_T = \sqrt{\Delta_{\text{чм}}^2 + \Delta_t^2 + \Delta_{\varphi}^2}, \quad (6)$$

где: $\Delta_{\varphi} = \delta_{\varphi} / \omega_{\text{д}}$, с – погрешность, вызванная неточностью ширины сектора (δ_{φ} – погрешность энкодера).

Способ оценки внутриоборотной нестабильности угловой скорости по оптическому датчику угла с применением кросс-калибровки. Для определения угловой скорости внутри оборота помимо деления оборота на сектора может быть использован оптический гироскоп. Такие устройства не могут обеспечить достаточную точность (обычно точность измерения угловой скорости в оптических гироскопах не превышает 0,01 % из-за нестабильности масштабного коэффициента и смещения нуля во времени). Для получения более точных выходных данных гироскопа, погрешность масштабного коэффициента и смещение нуля может определяться по нуль-метке инкрементного энкодера или щелевого датчика. При таком подходе (кросс-калибровке) по нуль-метке определяется угловая скорость за оборот, по которой, в свою очередь, определяются калибровочные коэффициенты для гироскопа. Далее с помощью данных с гироскопа (с учётом определенных ранее калибровочных коэффициентов) оценивается внутриоборотная нестабильность угловой скорости.

Предлагаемый в докладе способ был апробирован на двухосном поворотном стенде. С помощью щелевого датчика и волоконно-оптического гироскопа ОИУС 1000 были проведены измерения и оценены погрешности воспроизведения и нестабильности скорости вращения осей стенда.

Заключение. Предложен способ оценки внутриоборотной нестабильности скорости вращения осей моделирующего поворотного стенда. Способ позволяет оценивать мгновенную скорость вращения осей стенда, не используя деление оборота на сектора. С помощью щелевого датчика и волоконно-оптического гироскопа ОИУС 1000 были проведены измерения и оценены погрешности воспроизведения и нестабильности скорости вращения осей двухосного стенда.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Анучин О.Н., Емельянец Г.И.** Интегрированные системы ориентации и навигации (БИНС и БИСО) / под общ. ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 1999.
2. **Titterton, D., Weston, J.**, Strapdown Inertial Navigation Technology, Institution of Engineering and Technology, 2005
3. **Боронахин А.М., Иванов П.А., Бохман Е.Д., Филатов Ю.В., Суров И.Л.** Новый комплекс средств для испытаний малогабаритных инерциальных систем и их чувствительных элементов // Гироскопия и навигация. 2011. №4 (75). с. 32-42.
4. **Бурнашев М.Н., Лукьянов Д.П., Павлов П.А., Филатов Ю.В.** Лазерные системы динамической аттестации угловых преобразователей различного типа // Изв. ГЭТУ. 1997. Вып. 509. С. 36–40.

V.A. Lazarev, P.A. Ivanov, A.D.Uskov, (Saint-Petersburg Electrotechnical University «LETI», Saint-Petersburg). **A method for estimating the intra-turn instability of the rotation speed of the axes of a modeling rotary stand**

Abstract. A method is proposed for estimating the intra-rotation instability of the rotation speed of the axes of the modeling rotary stand, based on cross-calibration of the optical angular velocity sensor by the zero mark.

УДК 681.51

О. Н. МАЛЬЦЕВА

(СПбГЭТУ «ЛЭТИ», НИЛ «Системы захвата и моделирования движения», Санкт-Петербург)

АНАЛИЗ ФИЗИЧЕСКОЙ АКТИВНОСТИ СПОРТСМЕНОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ СИСТЕМ ЗАХВАТА ДВИЖЕНИЯ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПРИСЕДАНИЙ С ЧАСТИЧНОЙ И ПОЛНОЙ АМПЛИТУДОЙ

Приводятся результаты исследования физической активности спортсменов с применением систем захвата движения и моделирования скелетно-мышечной системы. Методология включает анализ эмпирических данных, собранных среди группы испытуемых-правшей мужского пола. Анализ показывает корреляцию между длиной мышечного веретена прямой мышцы бедра при выполнении упражнений и ведущей рукой испытуемого. Материалы исследования служат эмпирической базой, а примененный метод – методологической основой для разработки отчета, направленного на оптимизацию техники выполнения упражнений и предотвращение травм у спортсменов.

Введение. Видеоанализ как способ диагностики проблем с опорно-двигательным аппаратом начал использоваться в российской медицинской практике недавно, но эффективность его применения доказывают клинические испытания [1-10] и успешно проведенные операции, например при подрезании сухожилия у детей с детским церебральным параличом. В данном исследовании применяется программа для моделирования скелетно-мышечной системы OpenSim, достаточно редко применяющаяся в России для задач реабилитации спортсменов после травм, однако зарубежом она активно используется. Предлагаемый доклад посвящен анализу длины мышечного волокна и сухожилия у группы спортсменов при выполнении цикла упражнений.

Цели и задачи. Цель исследования заключалась в отыскании разницы длин мышечного веретена и сухожилия при выполнении полуприседа (от 0 до 60° сгибания коленного сустава) и глубокого приседа (от 0 до 120° сгибания коленного сустава) участников исследования. В исследовании приняли участие n студентов мужского пола, где n – количество человек) поочередно выполняли цикл из 6 повторов упражнений – полуприсед и глубокий присед. Все участники исследования профессионально занимаются пауэрлифтингом. Рост участников - 173 ± 4 см., вес – 72 ± 12 кг. Четыре участника из пяти не имеют проблем с опорно-двигательным аппаратом, один из участников имеет надрыв крепления прямой мышцы бедра правой ноги.

Материалы и методы. В исследовании использовалось программное обеспечение для регистрации различных биомеханических параметров с помощью захвата движения Qualisys (QTM) версии 2023.2, а также программный комплекс для моделирования скелетно-мышечной системы человека [3]. Участникам исследования необходимо было быть одетыми только в короткие шорты и кроссовки. На тело спортсменов были нанесены светоотражающие маркеры по специальной схеме крепления – IOR marker set full body, использующуюся для анализа походки пациентов, а также для выполнения специализированных спортивных упражнений [11]. После крепления маркеров, участникам производился инструктаж о выполнении упражнений в лаборатории. Для каждого спортсмена записывалась “статика” – статичное положение тела в течение 10 секунд, для определения начальной конфигурации субъектов перед началом движения, а также для синхронизации датчиков и систем. Участнику необходимо по команде ступить на тензометрическую платформу для регистрации силы реакции опоры. После записи статики выполнялась “динамика” – выполнение упражнений. Участник по команде ступает на две тензометрические платформы одновременно – по одной на каждую стопу и выполняет упражнение “полуприсед” 6 раз подряд, затем – “глубокий присед” 6 раз подряд. После каждого подхода участник выпрямляется.

¹ Научный руководитель: Аксенов Андрей Юрьевич, PhD, к.т.н., доцент каф. ЛИНС СПбГЭТУ «ЛЭТИ»

Антропометрические параметры испытуемых

№ испытуемого	Рост, см	Вес, кг
1	170	64
2	170	75
3	177	65
4	177	60
5	174	84

Результаты и обсуждение. В результате проведенного исследования были получены графики зависимости длины системы «мышца-сухожилие» от времени выполнения упражнений для прямой мышцы бедра при выполнении приседаний с полной и частичной амплитудой (рисунок 1). В первые секунды записи человек наступал на тензометрические платформы и готовился к исследованию, поэтому можно наблюдать резкое удлинение и укорочение прямой мышцы бедра. В расчет берется часть графика с момента начала выполнения упражнения (для каждого испытуемого время начала выполнения упражнения – индивидуально, в данном случае, для спортсмена №2 - с 3 секунды).

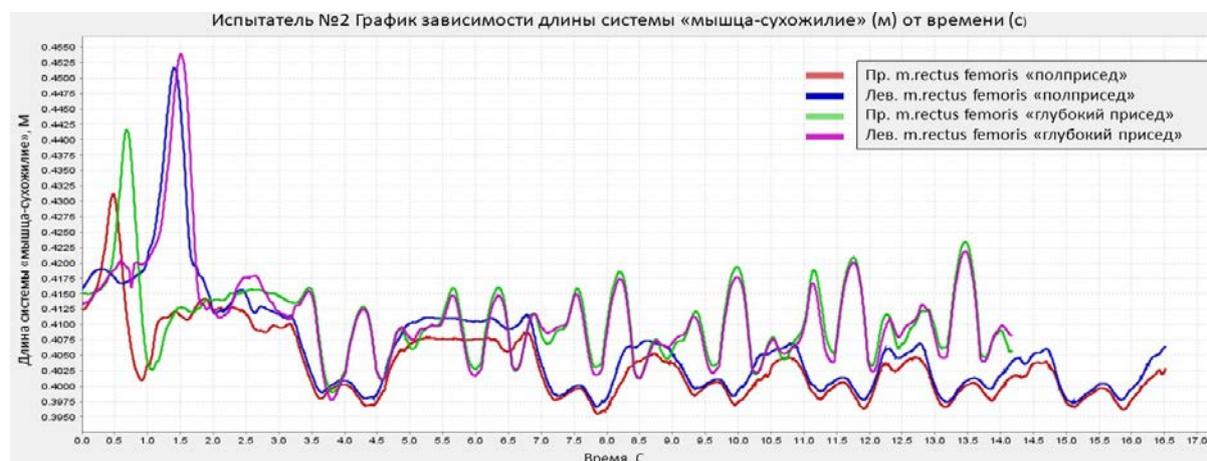


Рис. 1 Зависимость длины системы «мышца-сухожилие» от времени исполнения упражнений для испытуемого №2

У четырех из пяти участников наблюдается увеличение длины прямой мышцы бедра на обеих ногах при глубоком приседе, в сравнении с полуприседом (от 0,14% до 1,25%). У четырех из пяти участников при глубоком приседе длина системы «мышца-сухожилие» прямой мышцы бедра на правой ноге оказались больше, чем на левой (в среднем, на 2%).

Изменение максимальной длины левой прямой мышцы бедра при полуприседе и глубоком приседе для участника с надрывом крепления мышцы показало больший результат, чем на правой конечности (на 2%), что может быть подтверждением полученной травмы, а также может указывать на нарушение баланса и стабильности при движении. Учитывая, что длина мышцы через сухожилие в отсчетном положении – 41 см., степень изменения прямой мышцы бедра составляет 0,82 см. Данный факт может увеличить риск повторной травмы и влиять на общую функциональность ног.

Заключение. В работе приведены результаты исследования физической активности спортсменов с применением систем захвата движения и моделирования скелетно-мышечной системы. В ходе работы было выявлено численное различие между длинами мышц и сухожилий при выполнении полуприседа и глубокого приседа у спортсменов - участников исследования. На небольшой группе людей была выявлена корреляция между удлинением прямой мышцы бедра и ведущей рукой испытуемого при выполнении цикла упражнений. Полученные с видеонализа данные будут использоваться в корректировке плана тренировок, а в сочетании с данными электромиографических датчиков они предоставят наиболее полное представление о соответствии реакции мышц и биопотенциалов. В дальнейшем, будет проведено исследование с привлечением большего числа испытуемых – левшей и правшей.

ЛИТЕРАТУРА

1. **F. E. Zajac**, Muscle and tendon: Properties, models, scaling, and application to biomechanics and motor control, PubMed. 1989.
2. **Huxley, A. F.**, Muscle structure and theories of contraction, PubMed. 1957.
3. **Ajay Seth, Jennifer L. Hicks, Thomas K. Uchida, Ayman Habib**, OpenSim: Simulating musculoskeletal dynamics and neuromuscular control to study human and animal movement. 2018. doi.org/10.1371/journal.pcbi.1006223
4. **Liang Chen, Ziang Jiang, Chen Yan, Rongshan, Cheng Size Zheng, Jingguang Qian**, Effect of different landing actions on knee joint biomechanics of female college athletes: Based on opensim simulation. 2022. doi.org/10.3389/fbioe.2022.899799
5. **Anderson, F. C., and Pandy, M. G.**, Individual muscle contributions to support in normal walking, Gait posture 17 (2), 159–169. 2003. doi:10.1016/s0966-6362(02)00073-5
6. **Arms, S. W., Pope, M. H., Johnson, R. J., Fischer, R. A., Arvidsson, I., and Eriksson**, The biomechanics of anterior cruciate ligament rehabilitation and reconstruction. Am. J. Sports Med. 12 (1), 8–18. 1984. doi:10.1177/036354658401200102
7. **Bendjaballah, M., Shirazi-Adl, A., and Zukor, D.**, Finite element analysis of human knee joint in varus-valgus. Clin. Biomech. 12 (3), 139–148. 1997. doi:10.1016/s0268-0033(97)00072-7
8. **Blackburn, J. T., Norcross, M. F., Cannon, L. N., and Zinder, S. M.**, Hamstrings stiffness and landing biomechanics linked to anterior cruciate ligament loading. J. Athl. Train. 48 (6), 1062–1772, - 2013, doi:10.4085/1062-1050-48.4.1
9. **Brazen, D. M., Todd, M. K., Ambegaonkar, J. P., Wunderlich, R., and Peterson, C.**, The effect of fatigue on landing biomechanics in single-leg drop landings. Clin. J. Sport Med. 20 (4), 286–292. 2010. doi:10.1097/jsm.0b013e3181e8f7dc
10. **Bulat, M., Korkmaz Can, N., Arslan, Y. Z., and Herzog, W.**, Musculoskeletal simulation tools for understanding mechanisms of lower-limb sports injuries. Curr. Sports Med. Rep. 18 (6), 210–216. 2019. doi:10.1249/jsr.0000000000000601
11. **S. Jan, S. Van**, Color Atlas of Skeletal Landmark Definitions. Guidelines for Reproducible Manual and Virtual Palpations, Edinburgh: Churchill Livingstone. 2007.

O.N. Maltseva (ETU "LETT", Saint-Petersburg). **Research on the physical activity of athletes using motion capture system and modeling of the musculoskeletal system**

Abstract. The study presents the results of research on the physical activity of athletes using motion capture system and modeling of the musculoskeletal system. The methodology included the analysis of empirical data collected from a group of male right-handed participants. The analysis reveals a correlation between muscle-tendon length in the rectus femoris during squats and deep squats and the lead arm of the participants. The research materials serve as an empirical basis, while the applied method provides a methodological foundation for the development of a report aimed at optimizing exercise techniques and preventing injuries among athletes.

ние заводского пилона для толкающего двигателя. Переработанный пилон (рис. 2-4) позволяет закрепить площадку для сервопривода и установить на ось вращения площадку моторамы для электродвигателя.



Рис. 2. Механизм поворота в открытом положении

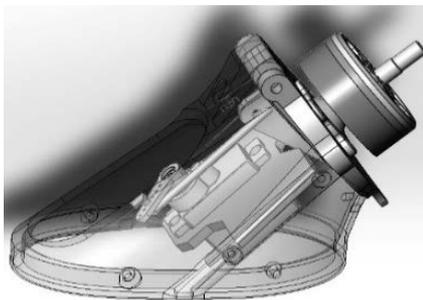


Рис. 3. Механизм поворота в закрытом положении



Рис. 4. Собранный узел поворотного механизма

Вставка консоли крыла. На этом этапе требовалось спроектировать крепление балок, на которые далее был установлен узел с наклонным механизмом. Для закрепления балок необходимо было обеспечить точку крепления под крылом, как это сделано на аналогичных летательных аппаратах. Чтобы не вносить изменения в готовую консоль крыла, была изготовлена вставка, совмещающая в себе место для закрепления балки и место стыковки консоли. Осново-полагающий профиль для реализации детали был взят с исходной консоли, чтобы вставка повторяла контур крыла и позволяла беспрепятственно использовать ЛА в обоих режимах. Узел и трубка с креплением представлены ниже (рис. 5-6).



Рис. 5. Собранный узел консоли крыла



Рис. 6. Узел в сборе с трубкой и креплением

Узел наклона передних двигателей. Механизм поворота передних двигателей (рис. 7) необходим для изменения вектора тяги каждого переднего двигателя, т.к. на этом основан принцип стабилизации ЛА по оси рысканья. Готовый поворотный узел (рис. 8) состоит из трёх деталей: 1 – крепление сервопривода к трубке, 2 – сервопривод и 3 – площадка под установку двигателя. Для крепления двигателя разработана специальная площадка, позволяющая зафиксировать в своём теле качалку сервопривода.

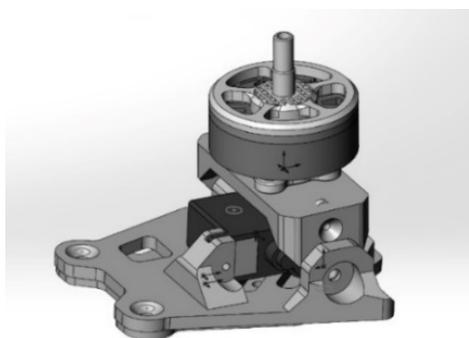


Рис. 7. Механизм поворота передних двигателей

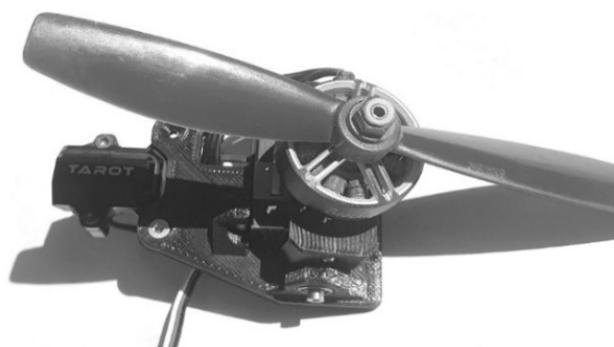


Рис. 8. Собранный узел механизма заднего двигателя

Результат полетных испытаний. После изготовления и сборки всех узлов (рис. 10) и настройки автопилота были проведены испытания полученного ЛА (рис. 11).



Рис. 9. ЛА базовой конфигурации и пилон (выделен на рисунке) до модернизации



Рис. 10. Фото модернизированного ЛА

По результатам полета беспилотного ЛА базовой конфигурации Volantex Ranger 2000 (рис.9) и цикла полётных испытаний, модифицированного СВВП (рис. 11) были получены следующие показатели (табл. 1).



Рис. 10. Полет собранного ЛА

Т а б л и ц а 1

Результаты проведения полетных испытаний

	ЛА базовой конфигурации	Модифицированный ЛА
Взлётная масса	1500 г	2400 г
Скорость крейсерская	13 м/с	15 м/с
Скорость сваливания	8 м/с	10 м/с
Время полёта в горизонтальном полете	1 час	25 минут
Время работы в режиме зависания	-	5 минут
Время работы в комбинированном режиме	-	~30 минут
Располагаемая дистанция для взлёта	20 м	6 м
Располагаемая дистанция для посадки	30 м	10 м

В табл. 1 под комбинированным режимом полета подразумевается вертикальный взлет с переходом в горизонтальный режим полета и обратно с вертикальной посадкой. Время работы в таком режиме составляет 30 минут из которых 5 минут время работы в режиме зависания и 25 минут в режиме горизонтального полета. Время полёта уменьшилось в 2 раза, так как потребление энергоустановок увеличилось, но удалось уменьшить дистанцию взлета и посадки.

Заключение. В работе представлены результаты разработки и изготовления механизмов и узлов поворота электродвигателей тилтротора для выполнения вертикального полёта с последующим переходом в горизонтальный режим полета и наоборот. Итогом работы являются испытания собранного ЛА, показывающих целесообразность модификации для решения обозначенной во введении проблемы за счет уменьшения дистанции взлета и посадки и возможности переходить в режим висения, а также увеличения крейсерской скорости, что позволяет эффективнее выполнять полетное задание.

ЛИТЕРАТУРА

1. Артамонов, Б. Л. Алгоритм выполнения конвертопланом переходных режимов полета / Б. Л. Артамонов, В. И. Шайдаков // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26, № 1. С. 27-40. EDN YZYNZZ.
2. Гребенников А.Г., Гуменный А.М., Урбанович В.А., Буйвал Л.Ю. Анализ схем конвертопланов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные ресурсы. 2016. № 73. С. 22-30.

3. **Абдуллаев, А. А.** Тенденция развития беспилотных летательных аппаратов конвертопланового типа // Тенденции развития науки и образования. 2020. № 63-1. С. 84-90. DOI 10.18411/ij-07-2020-21. EDN WQHKBE.
4. **А. Г. Бюшгенс, А. Ю. Воронин, В. М. Кувшинов, В. А. Леонтьев.** Синтез алгоритмов системы управления беспилотного летательного аппарата типа конвертоплан // Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. 49, № 2. С. 39-61. EDN XOSKCD.
5. **С. А. Ахрамович, А. В. Барин, В. В. Малышев, А. В. Старков.** Синтез системы стабилизации четырёхрооторного конвертоплана по каналам тангажа и крена в вертикальном режиме // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1(39). С. 72-78. EDN YWMJBO.
6. **Д. В. Аполлонов, К. И. Бибикова, В. М. Шибяев, А. В. Гаврилова.** Выбор архитектуры системы автоматического управления преобразуемого беспилотного летательного аппарата - "конвертоплана" // Труды МАИ. 2021. № 121. DOI 10.34759/trd-2021-121-25. EDN BVPPZK.

B. A. Serkin (St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation). Modernization of an aircraft-type UAV to perform vertical takeoff and landing

Abstract. The article presents the results of the development and manufacture of special components for upgrading a finished aircraft-type unmanned aerial vehicle to a vertical take-off and landing aircraft, and the results of flight tests of the manufactured aircraft.

К.С. ЛЕЛЬКОВ
(Московский авиационный институт, Москва)

СИСТЕМА ТРАЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ГЕКСАКОПТЕРА

Предложен алгоритм управления траекторным движением беспилотного летательного аппарата, выполненного по схеме «гексакоптер». Особенностью структуры является наличие локомоционной и траекторной подсистем, позволяющих разделить процессы стабилизации скорости беспилотного летательного аппарата и его траекторного управления. Представлены результаты моделирования.

Введение. Задача разработки систем автоматического управления беспилотными летательными аппаратами (БЛА) становится всё более актуальной по мере роста востребованности таких аппаратов в самых разных отраслях.

В Московском авиационном институте разрабатывается роботизированная система для автоматизированного визуального мониторинга дефектов наружной поверхности воздушных судов на их аэродромных стоянках. Одним из компонентов этой системы является БЛА, выполненный по схеме «гексакоптер». Спецификой работы БЛА в этом случае является автономность его перемещений в непосредственной близости от воздушного судна. В этой связи актуальной является разработка алгоритмов системы автоматического управления траекторным движением БЛА, обеспечивающей максимальные отклонения от заданной траектории движения – не более 0.5 м.

Математическая модель. Синтез законов управления движением БЛА осуществлён применительно к расширенной модели динамики гексакоптера, представленной в [1]. Особенностью разработанной математической модели является учёт таких существенных факторов как воздействие гироскопических моментов, порождаемых вращением винтов БЛА, и уменьшение интенсивности нарастания тяги винтов в зависимости от нарастания скорости воздушного потока [2].

Алгоритмы управления. Система автоматического управления БЛА содержит две подсистемы: локомоционную и траекторную. Локомоционная подсистема обеспечивает стабилизацию полёта БЛА с заданными проекциями скорости его перемещения на три оси опорной системы координат (СК), связанной с неподвижным воздушным судном. Траекторная подсистема обеспечивает формирование требуемых величин скоростей перемещения БЛА для обеспечения его полёта вдоль заданной траектории с минимальными отклонениями от неё.

Управление движением БЛА осуществляется в «безголовом» режиме (headless mode). Этот режим позволяет полностью задействовать потенциал мобильности мультироторного аппарата за счёт исключения необходимости разворота по углу курса для смены направления движения.

Синтез законов управления в локомоционной подсистеме осуществлён на основе метода последовательных возвратов Кокотовича [3]. Эта подсистема содержит три контура управления, соответствующие трём проекциям скорости перемещения БЛА на оси опорной СК, связанной с воздушным судном. Разработанные законы формирования в локомоционной подсистеме требуемой вертикальной подъёмной силы U_1 , а также требуемых моментов сил U_2 , U_3 , U_4 вокруг связанных осей БЛА, имеют вид:

$$U_1 = \frac{m}{\cos\theta \cos\gamma} \left(g + \frac{A_1}{m} + \frac{2}{m} (\dot{\theta}\dot{x} - \dot{\gamma}\dot{y}) - k_1 z \dot{z} \right); U_2 = I_z z_{\psi} + I_z k_2 \dot{z}_{\psi} - A_2 - \dot{\gamma} \dot{\theta} (I_x - I_y) + k_3 z_{\psi}; \quad (1)$$

$$U_3 = I_y z_{\theta} + I_y k_4 \dot{z}_{\theta} - A_3 - \dot{\psi} \dot{\gamma} (I_z - I_x) + I_R \dot{\gamma} G_r; U_4 = I_x \left(z_{\gamma} + k_5 \dot{z}_{\gamma} - \dot{\theta} \dot{\psi} \frac{I_y - I_z}{I_x} - \frac{A_4}{I_x} - \frac{I_R}{I_x} \dot{\theta} G_r + k_6 z_{\dot{\gamma}} \right).$$

¹ Научный руководитель: к.т.н., доцент Черноморский А.И.

где: U_1, U_2, U_3, U_4 – компоненты вектора управления; m – масса БЛА; A_1, A_2, A_3, A_4 – силовые аэродинамические воздействия; I_x, I_y, I_z и I_R – моменты инерции БЛА относительно его соответствующих связанных осей и момент инерции его двигателей; G_r – суммарный момент реакции вращения двигателей БЛА; g – ускорение свободного падения; $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ – проекции скорости движения БЛА на соответствующие оси опорной СК; ψ, θ, γ – углы курса, тангажа и крена соответственно; $k_1, k_2, k_3, k_4, k_5, k_6$ – постоянные коэффициенты в контурах управления; $z_i, (i = \dot{z}, \psi, \theta, \gamma, \dot{\psi}, \dot{\theta}, \dot{\gamma})$ – невязки управления по соответствующим параметрам.

Величины U_1, U_2, U_3, U_4 используются далее в локомоторной подсистеме для определения потребных величин тяг, развиваемых винтами БЛА, путём решения системы линейных уравнений связывающих тяги с управлениями U_1, U_2, U_3, U_4 [4]. Потребные величины тяг, в свою очередь, реализуются путём формирования управляющих сигналов (напряжений) на соответствующие двигатели БЛА.

Траекторная подсистема управления движением БЛА содержит четыре контура управления – углом курса ψ БЛА и координатами его местоположения x, y, z в опорной СК. Предлагаемые соотношения для формирования величин потребных проекций скорости движения БЛА и потребной угловой скорости его разворота по углу курса имеют вид:

$$\begin{aligned} \dot{x}_d &= k_{px}e_x - k_{dx} \frac{de_x}{dt} + k_{dist}D_g e^{-k_a e_\psi} + k_{cte}C_{gx}; \\ \dot{y}_d &= k_{py}e_y - k_{dy} \frac{de_y}{dt} + k_{dist}D_g e^{-k_a e_\psi} + k_{cte}C_{gy}; \\ \dot{z}_d &= k_{pz}e_z - k_{dz} \frac{de_z}{dt} + k_{cte}C_{gz}; \\ \dot{\psi}_d &= k_{ph}e_\psi - k_{dh} \frac{de_\psi}{dt} + k_{ih} \int e_\psi dt; \\ e_x &= x_{goal} - x; e_y = y_{goal} - y; e_z = z_{goal} - z; e_\psi = \psi_{goal} - \psi, \end{aligned} \quad (2)$$

где: $\dot{x}_d, \dot{y}_d, \dot{z}_d$ и $\dot{\psi}_d$ – потребные величины проекций скорости движения БЛА и угловой скорости разворота по курсу; $x_{goal}, y_{goal}, z_{goal}, \psi_{goal}$ – целевые (заданные) значения координат и угла курса БЛА; D_g – расстояние от точки текущего местоположения БЛА до следующей путевой точки; C_{gx}, C_{gy}, C_{gz} – отклонения БЛА от заданной траектории в направлениях соответствующих осей опорной СК; $k_{px}, k_{py}, k_{pz}, k_{ph}, k_{dx}, k_{dy}, k_{dz}, k_{dh}, k_{dist}, k_a, k_{cte}$ – постоянные коэффициенты.

Моделирование. Моделирование системы траекторного управления БЛА осуществлялось в среде Matlab. Целью моделирования явилась оценка точности траекторного управления БЛА при его движении по заданной траектории.

Траектория была сформирована в виде набора последовательных путевых точек с заданными координатами в опорной СК. Результаты моделирования представлены на рис. 1 (пунктирной линией обозначена заданная траектория движения БЛА; зелёной линией – фактическая).

Анализ полученных результатов показал, что средняя скорость движения БЛА по заданной траектории составила 2.54 м/с, математическое ожидание отклонения БЛА от этой траектории составило 0.14 м, а СКО отклонения – 0.34 м. По результатам повторного моделирования на 100 реализациях среднее математическое ожидание

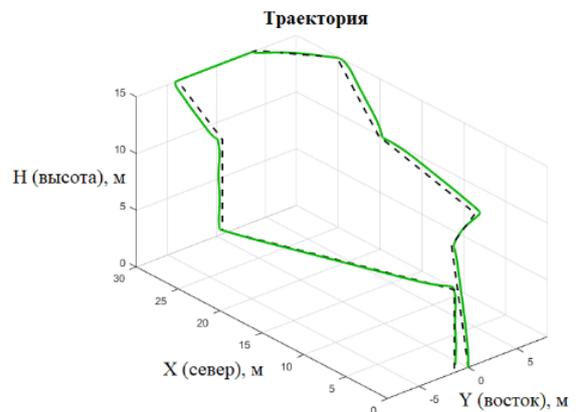


Рис. 1. Траектория движения БЛА

составило 0.07 м, СКО – 0.21 м. Максимальное отклонение БЛА от заданной траектории на всех 100 реализациях составило 0.72 м.

Заключение. Предложен алгоритм системы траекторного управления движением беспилотного летательного аппарата, выполненного по схеме «гексакоптер». Особенностью алгоритма является наличие в нём траекторной и локомоционной компонент, что позволяет контролировать не только положение БЛА относительно заданной траектории, но и скорость его перемещения. Результаты моделирования подтвердили, что предложенный алгоритм в среднем обеспечивает высокую точность перемещений беспилотного летательного аппарата по заданной траектории, что обуславливает возможность применения этого алгоритма для управления движением беспилотного летательного аппарата в непосредственной близости от воздушного судна на его стоянке, в частности в процессе автоматизированного мониторинга дефектов его наружной поверхности. Однако наличие частных случаев, когда отклонение БЛА от заданной траектории превышало установленный порог в 0.5 м указывает на необходимость доработки предложенного алгоритма.

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
(проект № 23-29-00958).*

ЛИТЕРАТУРА

1. K. S. Lelkov; Hex-rotor aircraft dynamics and simulation. AIP Conf. Proc. 9 November 2023; 2948 (1): 020015. <https://doi.org/10.1063/5.0165369>
2. M. Bangura, M. Melega, R. Naldi and R. Mahony, Aerodynamics of Rotor Blades for Quadrotors (arXiv: Fluid Dynamics, 2016)
3. Kokotovic, P.V. (1992). "The joy of feedback: nonlinear and adaptive". IEEE Control Systems Magazine. 12 (3): 7–17. doi:10.1109/37.165507
4. C. A. Arellano-Muro, L. F. Luque-Vega, B. Castillo-Toledo and A. G. Loukianov, *Backstepping control with sliding mode estimation for a hexacopter, 10th Int. Conf. on Elec. Eng., Comp. Sci. and Automatic Control (CCE), 2013, pp. 31-36, (2013)*

K.S.Lelkov (Moscow Aviation Institute, Moscow). **Hex-rotor aircraft trajectory control system**

The structure and laws for controlling the trajectory motion of the hex-rotor unmanned aerial vehicle are proposed. A feature of the structure is the presence of locomotion and trajectory subsystems, which make it possible to separate the processes of vehicle stabilization and its trajectory control. Simulation results are presented.

В АВТОРСКОЙ РЕДАКЦИИ

УДК 681.5.09

Д. Ю. ЛИВШИЦ

(АО «Раменское приборостроительное конструкторское бюро» (РПКБ), Санкт-Петербург)

И. К. КУЗЬМЕНКО

(АО «Конструкторское бюро промышленной автоматики» (КБПА), г. Саратов)

М. В. ПРОШУТИНСКИЙ

(Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург)

**КОМПЕНСАЦИЯ ПОГРЕШНОСТЕЙ ИЗМЕРЕНИЙ ПОЛОЖЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА МЕТОДОМ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ КОРРЕКЦИИ
ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ С ПОМОЩЬЮ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ
АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКИ**

В работе предлагается способ повышения точности измерений положения беспилотного летательного аппарата в процессе выполнения режима «Заход на посадку» с использованием оптической системы автоматической посадки путём использования метода математической коррекции данных от микро-электромеханических датчиков пространственной ориентации.

Введение. С развитием силовой электроники и микроконтроллеров беспилотная авиация стала одной из важнейших областей авиационной техники, расширяется перечень функций и возможных задач, решаемых с применением беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), что накладывает дополнительные ограничения и задаёт более высокие требования к точности управления и навигации, и, следовательно, к точности первичной информации, используемой в контуре управления, особенно при выполнении автоматической посадки без участия оператора.

Для осуществления автоматической посадки БПЛА предлагается использовать оптическую систему, основанную на комплексе лазерных маяков, отражателей и фотоприёмников [1,2]. Предложенная система показывает хорошие результаты при вычислении относительных координат (X_{otn} , Y_{otn} , Z_{otn}) [3,4]. Однако, измерение угловых скоростей и линейных ускорений производится со значительной погрешностью, что влияет на снижение точности вычисления углов крена, тангажа и курса. В значительной мере эта погрешность определяется тем, что в целях снижения массогабаритных характеристик, энергопотребления и стоимости БПЛА, в составе бортового комплекса управления используется бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС) на базе микроэлектромеханических датчиков [5], работа которой характеризуется наличием высоких показателей погрешностей, обусловленных «плавающим нулём» при включении, наличием температурного дрейфа нуля и других факторов. Чаще всего показания микроэлектромеханических датчиков корректируются по данным спутниковых навигационных систем (СНС) [6,7], но такая коррекция не всегда применима из-за возможности попадания БПЛА в зоны отсутствия сигнала от спутников.

Предлагаемый доклад посвящён проверке методом математического моделирования гипотезы о повышении точности навигации БПЛА в процессе выполнения режима «Заход на посадку» и «Посадка» с использованием оптической системы автоматической посадки, описанной в [1,2], при условии применения в бортовой БИНС алгоритма снижения погрешности методом математической коррекции, описанным в публикации [5].

Применение метода математической коррекции данных БИНС БПЛА. В целях снижения погрешности микроэлектромеханических датчиков предлагается метод математической коррек-

Научный руководитель: к.т.н., доцент Яковенко Н.Г.

ции, основанный на прогнозировании случайной величины и состоящий из трёх этапов: наземные испытания, предполётная подготовка, применение в полёте. Этот метод является ресурсоёмким и применяется в условиях отсутствия сигналов СНС и без использования высокоточных БИНС.

На первом этапе проводится исследование характера погрешностей датчиков БИНС в составе БПЛА. Выполняется алгоритм юстировки, состоящий из серии включений на заданное время БИНС, находящейся в неподвижном состоянии. При этом производится сбор данных от датчиков и запись в энергонезависимую память. В результате работы алгоритма создаётся база комбинаций поправочных коэффициентов по трём ортогональным осям гироскопа и акселерометра. На втором этапе в процессе предполётной подготовки после включения питания БПЛА производится определение текущего характера погрешностей датчиков и выбор подходящей комбинации поправочных коэффициентов из базы. На третьем этапе во время полёта поправочные коэффициенты вводятся в программный код бортового вычислителя и применяются в качестве корректирующих сигналов.

Оценка эффективности применения метода для БИНС БПЛА. Предлагаемая математическая модель [4] составлена из трёх основных блоков: модель БПЛА вертолётного типа, модель пилотажно-навигационного комплекса (ПНК), модель оптической системы автоматической посадки. Эта математическая модель не учитывает случайные параметры среды, аэродинамические и механические особенности конструкции БПЛА и является упрощённой. В состав модели ПНК входит БИНС, в алгоритме работы которой используется метод математической коррекции.

В процессе исследования моделей без использования метода математической коррекции и с использованием данного метода были получены результаты, приведённые на графиках рис. 1 и 2.

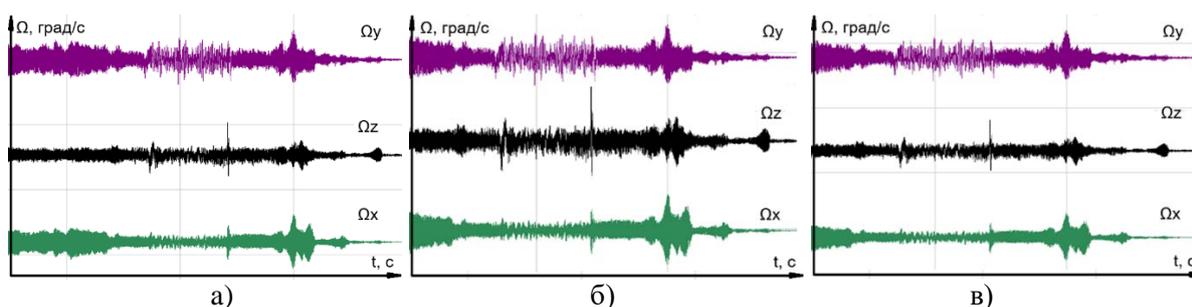


Рис. 1. Графики угловой скорости: а) сгенерированные моделью БПЛА; б) измеренные моделью БИНС без применения метода; в) измеренные моделью БИНС с применением метода

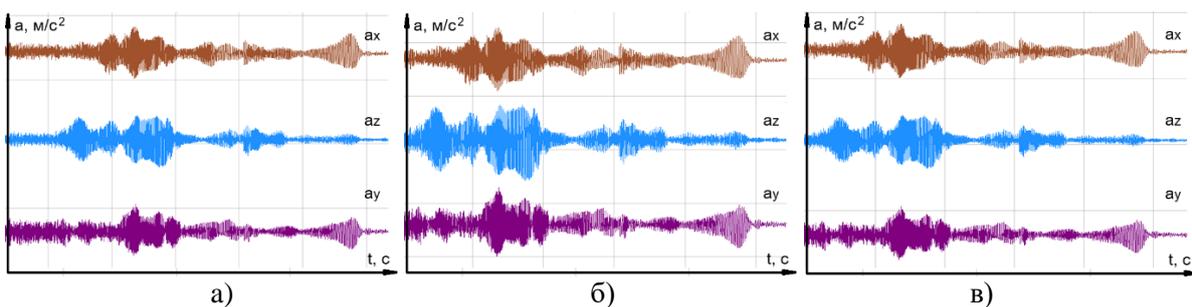


Рис. 2. Графики линейных ускорений: а) сгенерированные моделью БПЛА; б) измеренные моделью БИНС без применения метода; в) измеренные моделью БИНС с применением метода

При анализе выходных характеристик математической модели ПНК методом сравнения с входными значениями от модели БПЛА установлено, что при использовании в модели БИНС предлагаемого метода коррекции погрешность определения угловой скорости и линейного ускорения, при условии неизменности других параметров модели, снизилась в среднем на 8 %.

Заключение. Полученные в процессе моделирования результаты показывают принципиальную возможность применения метода математической коррекции в условиях, указанных в тексте доклада. Применяя метод математической коррекции БИНС БПЛА с оптической системой автоматической посадки, можно повысить точность определения угловой скорости, кажущегося линейного ускорения, и, следовательно, вычисления углов ориентации в пространстве БПЛА. Работа над упрощенной математической моделью будет продолжена в целях повышения соответствия реальной обстановке и увеличения достоверности получаемых результатов моделирования.

Работа выполнена в организации ФГБОУ ВО БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ (доп. соглашение от 09.06.2020 № 075-03-2020-045/2 на выполнение базовой части государственного задания «Разработка фундаментальных основ создания и управления группировками высокоскоростных беспилотных аппаратов космического и воздушного базирования и группами робототехнических комплексов наземного базирования»).
Код научной темы FZWF-2020-0013.

ЛИТЕРАТУРА

1. Система автоматической посадки беспилотных летательных аппаратов с использованием лазерных излучателей / А. В. Абакумов, И. К. Кузьменко, Д. Ю. Лившиц [и др.] // Математические методы в технике и технологиях - ММТТ. – 2016. – № 2(84). – С. 130-132. – EDN XXDVKT.
2. Автоматическая посадка беспилотного летательного аппарата с помощью наземной системы лазерных маяков / А. В. Абакумов, И. К. Кузьменко, Д. Ю. Лившиц [и др.] // XXIV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам : Сборник материалов, Санкт-Петербург, 29–31 мая 2017 года / Главный редактор В.Г. Пешехонов. – Санкт-Петербург: "Концерн "Центральный научно-исследовательский институт "Электроприбор", 2017. – С. 81-83. – EDN ZINHZB.
3. **Кузьменко, И. К.** Методы определения местоположения летательного аппарата используя лазерную систему автоматической посадки / И. К. Кузьменко, Д. Ю. Лившиц // Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных науках. – 2017. – № 2. – С. 43-47. – EDN ZFIERP.
4. **Лившиц, Д. Ю.** Использование математической модели БПЛА вертолетного типа при разработке оптической системы автоматической посадки / Д. Ю. Лившиц, И. К. Кузьменко, Р. В. Ермаков // XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики : Сборник трудов. В 4-х томах, Уфа, 19–24 августа 2019 года. Том 1. – Уфа: Башкирский государственный университет, 2019. – С. 220-222. – EDN IVRFMW.
5. **Прошутинский, М. В.** Компенсация погрешности данных навигационной системы автономного малогабаритного подвижного робота / М. В. Прошутинский, Н. Г. Яковенко // Экстремальная робототехника. – 2022. – Т. 1, № 1. – С. 196-205. – EDN BGUOKB.
6. **Аль Битар, Н.** Сравнительный анализ алгоритмов комплексирования в слабосвязанной инерциально-спутниковой системе на основе обработки реальных данных / Н. Аль Битар, А. И. Гаврилов // Гироскопия и навигация. – 2019. – Т. 27, № 3(106). – С. 31-52. – DOI 10.17285/0869-7035.0001. – EDN ETGERQ.
7. **Зиновьев, П. Д.** Корректируемая бесплатформенная инерциальная навигационная система на базе микромеханических датчиков первичной информации / П. Д. Зиновьев, Г. А. Кветкин // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2016. – № 6. – С. 33-45. – EDN WDCWLJ.
8. **Лившиц, Д. Ю.** Применение модуляции лазерного излучения в системе автоматической посадки беспилотных летательных аппаратов / Д. Ю. Лившиц // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2018. – № 5. – С. 157-161. – EDN XQCXDV.

D. U. Livshits, (JSC «Ramenskoye Instrument Design Bureau», Saint Petersburg), I. K. Kuzmeko (JSC «Design Bureau of Industrial Automation», Saratov), M. V. Proshutinsky (Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D. F. Ustinov, Saint Petersburg). **Position measuring errors compensation of an unmanned aerial vehicle by mathematical correction during landing using an optical automatic landing system**

Abstract. The paper proposes a method for improving the accuracy of measurements of the position of an unmanned aerial vehicle during the "Approach" mode using an optical automatic landing system by using a method for mathematical correction of data from micromechanical spatial orientation sensors.

УДК 519.71, 533.66

Р. Р. РЯХИМОВ

(Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова, Москва)

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА УПРАВЛЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРОМ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ УРОВНЯ ДЕТАЛИЗАЦИИ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ЕГО ПОЛЕТА

В докладе представлены результаты сравнительного анализа моделирования процесса управления квадрокоптером в зависимости от уровня детализации математической модели динамики его полета. Рассмотрены случаи синтеза программного управления в терминах сил и моментов, а также в терминах напряжений, задающих скорости вращения винтов. Для этих случаев проведено сравнение результатов моделирования.

Введение. Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) в наши дни получили широкое применение во многих сферах: они выполняют транспортные и навигационные функции, функции фото- и видеосъемки. Особенности устройства квадрокоптера, связанные с наличием нескольких тяговых двигателей, и необходимость постоянной стабилизации аппарата в пространстве предъявляют существенные требования к работе систем управления. К простейшим задачам управления БПЛА относят построение программного управления, реализующего полет по заранее известной траектории. На решение этой задачи ключевое влияние оказывают степень детализации математической модели и множество ограничений, накладываемых на управление, и требований к точности реализации траектории.

В настоящем докладе проводится сравнительный анализ моделирования процесса управления квадрокоптером в двух вариантах детализации его математической модели. В заключении представлено описание результатов, полученных при рассмотрении поставленной задачи анализа.

Составление математической модели. При составлении математической модели движения БПЛА как твердого тела в пространстве введены две системы координат (СК): связанная с Землей (ЗСК) и связанная с телом (ТСК). Обычно составление математической модели объекта управления разбивается на три части [1-2]: механическую, кинематическую и динамическую, и на каждом этапе происходит учет соответствующих физических закономерностей.

На первом этапе выбирается степень приближения звеньев БПЛА их алгебро-геометрическим аналогом: цилиндрами, сферами, конусами и т.д., после чего производится вычисление требуемых характеристик (масса, размеры и пр.). На втором этапе происходит выбор системы обобщенных координат, описывающих связь отдельных звеньев между собой. Результатом является уравнение

$$V_e = SV_b, \quad (1)$$

описывающее связь вектора скорости V_e в ЗСК с вектором скорости V_b ТСК, где S – матрица перехода из системы отсчета, связанной с телом, в систему отсчета, связанную с Землей [3-4]. На заключительном этапе происходит непосредственное составление системы дифференциальных уравнений, описывающих динамику полета квадрокоптера. При этом важную роль играют как выбор системы координат, так и вводимые предположения. В представленной работе при составлении математической модели БПЛА двумя основными предположениями были следующие: центр системы координат, связанной с телом, совпадает с центром масс тела; ее оси направлены вдоль главных осей инерции.

Стандартная система дифференциальных уравнений, отражающих динамику БПЛА, состоит из 3 уравнений второго порядка в ЗСК (задающих поступательное движение центра масс квадрокоптера), заданных в векторной форме [5]:

$$m\ddot{x}_e = F_e, \quad (2)$$

¹Научный руководитель: к.ф.-м. н., с.н.с. Кустов А.Ю.

где x_e – вектор координат в ЗСК, F_e – вектор совокупной силы; и 3 уравнений первого порядка в ТСК (отвечающих за вращение тела относительно его центра масс), приведенных в матрично-векторной форме [5]:

$$J\dot{\omega}_b + \omega_b \times (J\omega_b) = M_b, \quad (3)$$

где ω_b – вектор угловой скорости центра масс БПЛА в ТСК, J – матрица тензора инерции, M_b – вектор совокупных моментов сил. С помощью формализма Ньютона-Эйлера получено следующее выражение, описывающее динамику системы в матричной форме [1-2]:

$$m\dot{\zeta} = -C_H(\zeta)\zeta + G_H + O_H(\zeta)\Omega + E_H(x_e)\Omega^2, \quad (4)$$

где ζ – обобщенный вектор скорости, C_H – матрица, учитывающая влияние сил Кориолиса и центробежных сил, G_H – гравитационный вектор, O_H – матрица гироскопического момента пропеллеров, Ω – вектор скоростей вращения винтов, E_H – матрица движения (прямое влияние подъемных сил и крутящих моментов, создаваемых вращением винтов).

В качестве управления в первом случае рассматриваются подъемные силы и крутящие моменты, создаваемые вращением пропеллеров, т.е. управление БПЛА осуществляется в терминах сил и моментов. Во втором случае к предложенной выше системе дифференциальных уравнений добавляется система, учитывающая динамику моторов [6]:

$$\dot{\Omega} = \alpha\Omega + \beta\Omega^2 + \gamma U, \quad (5)$$

где α, β, γ – константы, определяющие электродинамику моторов; U – вектор напряжения.

Результаты моделирования. Для этих двух случаев было синтезировано программное управление, реализующее различные типы полета БПЛА (без учета аэродинамической составляющей сил сопротивления) [7]. Результаты моделирования взлета на заданную высоту представлены на рисунке 1. Проведенный сравнительный анализ позволяет сделать вывод, что при решении задачи реализации программного управления выбор детализации математической модели (между рассмотренными случаями), на первый взгляд, не играет существенной роли (см. рис. 1.б) – в некоторый момент времени при взлете на высоту 1 метр разность траекторий (для управления в терминах сил и моментов и для управления в терминах напряжений) составляет до 6 мм. Но не стоит забывать, что рассматривается вариант простой траектории, малых скоростей и простейшей задачи теории автоматического управления, в противном случае – разница может быть намного существеннее. Более того, и с практической точки зрения, добавление в систему уравнений (5) оправдано, так как модель, учитывающая электродинамику моторов, более точно описывает поведение реального объекта, учитывает колебательный контур электродвигателей БПЛА (см рис. 1.в, г) и позволяет накладывать ограничения на управление в зависимости от мощности и конфигурации нашего аппарата.

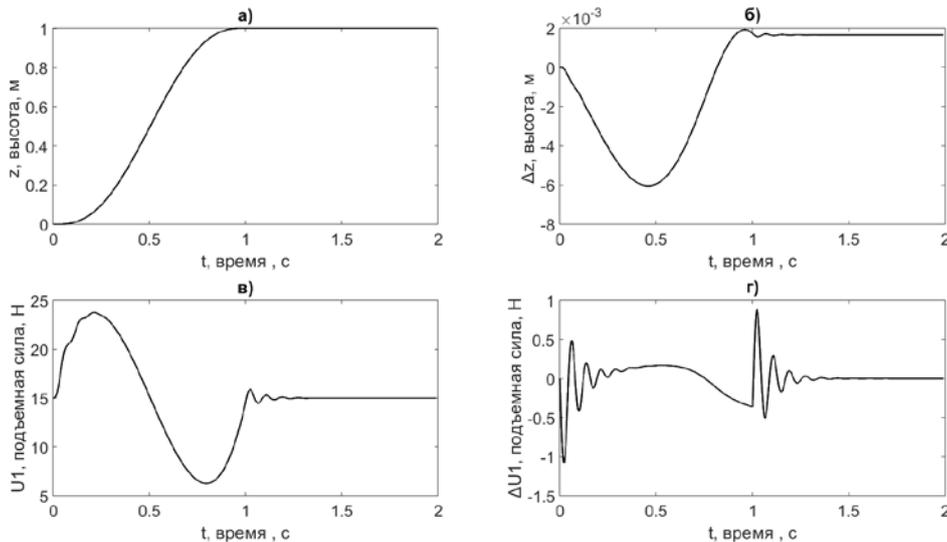


Рис. 1. Графики функций времени: а) высоты; б) разности высот для двух случаев; в) синтезированного управления в терминах напряжений г) разности управлений для двух случаев

Заключение. Исследовано влияние степени детализации математической модели динамики полета БПЛА на реализацию программной траектории. В ходе сравнительного анализа было описано рассогласование траекторий полета квадрокоптера при усложнении математической модели учетом динамики его электродвигателей. Работа будет полезна студентам и аспирантам технических специальностей, а также исследователям в области теории управления.

ЛИТЕРАТУРА

1. T. Bresciani, Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter, 2008, P. 170.
2. Joao Gutemberg, B. Farias Filho, Carlos E. T. Dorea, Wallace M. Bessa and Joao Lucas C. B. Farias, Modeling, Test Benches and Identification of a Quadcopter, XIII Latin American Robotics Symposium and IV Brazilian Robotics Symposium, pp. 49-54, 2016.
3. Teppo Luukkonen, Modelling and control of quadcopter, Aalto University School of Science, P. 26, 2011.
4. T. S. Alderete, "Simulator aero model implementation." NASA Ames Research Center, Moffett Field, California, P. 22, 1997.
5. Fossen, T.I. , Handbook of Marine Craft Hydrodynamics and Motion Control , Wiley , 2011, P. 600.
6. M. Alakula. Power Electronic Control. KFS, 2003.
7. Голубев А.Е., Крищенко А. П., Решение терминальной задачи управления для аффинной системы при помощи многочленов, Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. № 2.

R.R.Ryakhimov, (V.A.Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences, Moscow,Russia). **Comparative analysis of the quadrotor control modeling results depending on the mathematical model of its flight dynamics.**

Abstract. In the paper, comparative analysis of the quadrotor control modeling for two types of mathematical model is considered. The cases of trajectory control design have been studied in two settings: in terms of forces and torques, and in terms of DC-motor voltage. The results of modeling for several numeric examples are compared.

В АВТОРСКОЙ РЕДАКЦИИ

УДК. 681.51

К.Д. ЧЕХОВСКАЯ

(АО «Конструкторское бюро промышленной автоматики», Саратов)

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПЕРЕЧНЯ ТИПОВЫХ ПРОГРАММ ПОЛЕТА БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТНОГО СРЕДСТВА В ЗОНЕ ЦЕЛЕВОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Предлагается классификация беспилотного вертолетного средства (БВС) по их целевому назначению, разработанная на основании анализа литературы и ГОСТов, а также описаны их типовые программы полета.

Введение. Беспилотная авиация – это динамично развивающийся сектор современного авиастроения. Достижения в области техники и технологий привели к стремительному развитию новых систем. В настоящее время беспилотные летательные аппараты интенсивно внедряются во многие сферы деятельности и активно применяются во всем мире.

Постановка задачи. При широком применении беспилотных летательных аппаратов присутствует ряд незакрытых вопросов, одним из которых является то, что в настоящее время отсутствует четкая классификация БВС по их целевому назначению. Функциональное назначение БВС определяется типом и характером целевого оборудования, установленного на него.

Предложенная классификация БВС. Анализ литературы, посвященной БВС вертолетного типа, позволил предложить следующую классификацию:

1. Информационные БВС, предназначенные для оптического, оптико-электронного, радиолокационного, радиотехнического сканирования, мониторинга районов наземных территорий и морских акваторий, обнаружения и подсветки целей, работы в режиме ретрансляторов и т.д.
2. Транспортные БВС, предназначенные для доставки грузов.

БВС вертолетного типа применяются:

- в гражданской, сельскохозяйственной промышленности;
- в интересах МЧС при обследовании местности на предмет пожаров, наводнений и последствий других стихийных бедствий;
- в задачах поиска людей, терпящих бедствие, в относительно безлюдной местности;
- для тушения и ликвидации очагов пожаров;
- для контроля заражения окружающей среды при техногенных катастрофах и в случае эпидемий и заражений.

Анализ специфики применения БВС различного назначения.

Беспилотные вертолеты, оснащенные оптико-электронной аппаратурой для наблюдения (БВС-РН). Аппаратура предназначена для визуального поиска и обнаружения точечных объектов, а также контроля состояния линейных и плоских объектов. В процессе полета БВС получаемое видеоизображение определенного участка местности передается на станцию внешнего пилота и отображается на мониторах оператора целевой нагрузки. Оператор целевой нагрузки анализирует получаемое изображение, производит распознавание и идентификацию как объектов, так и их состояний. При известных характеристиках оптико-электронной системы решение этих задач будет определяться высотой и скоростью полета БВС-РН.

При исследовании целей, определяемых вертикальным размером, высота полета БВС составляет до 100 м, при обследовании линейных и площадных объектов высота полета 100-300 м, при этом скорость БВС находится в пределах 80-100 км/ч.

Поиск и обнаружение точечных, линейных и пространственных объектов предполагается выполнять в процессе полетов БВС-РН по типовым траекториям, представленным на рисунках 1 а) – 1 г).

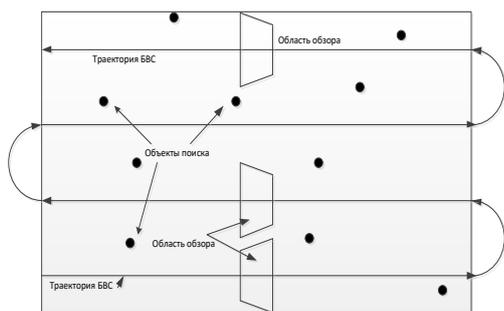


Рисунок 1 а) Обследование прямоугольной зоны

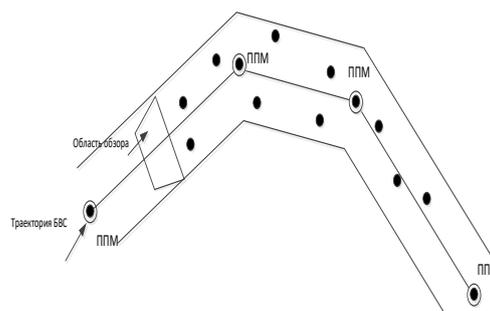


Рисунок 1 б) Обследование линейного объекта

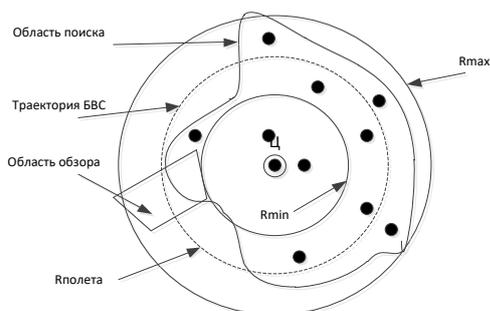


Рисунок 1 в) Обследование объекта при известных радиусах

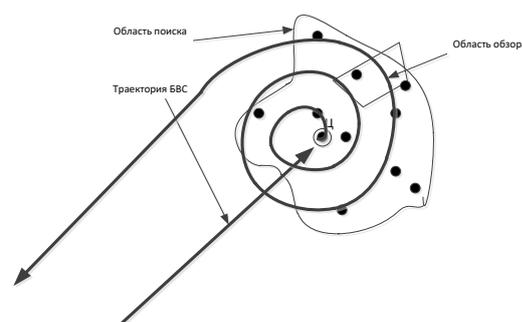


Рисунок 1 г) Обследование расходящейся спиралью

Оператор указывает точку или участок местности, требующих повторного обследования, внешний пилот выводит БВС-РН в нужный район, и далее в автоматизированном режиме по командам оператора строит траекторию полета БВС-РН в горизонтальной и вертикальной плоскостях. После дообследования необходимого участка местности возможны варианты продолжения выполнения ранее введенного полетного задания или возврат БВС-РН к месту посадки. При выполнении задачи повторного обследования необходимо контролировать запас топлива, гарантирующий полет БВС-РН к месту посадки.

Беспилотные вертолеты, оснащенные радиолокационными средствами исследования (БВС-РЛ). БВС-РЛ предназначены для радиолокационного исследования целей и определения их координат. Радиолокационное исследование по сравнению с оптико-электронным исследованием обладает рядом преимуществ, таких как: 1) значительно большая дальность исследования; 2) возможность работы в сложных метеоусловиях.

Точность определения координат целей в большей степени зависит от точности определения местоположения БВС-РЛ в процессе работы. Поэтому для снижения случайной составляющей определения текущих координат БВС-РЛ специфика их применения предусматривает полет по заранее заложенным в полетное задание параметрам: траектории, скорости и высоты полета. При ведении радиолокационного исследования основной составляющей погрешности при определении координат цели является погрешность в точности стабилизации углового положения локатора, которая обеспечивается собственной системой стабилизации радиолокационной станции. Система стабилизации радиолокационной системы, как правило, осуществляет угловую стабилизацию локатора в диапазоне углов $3-5^\circ$, следовательно, для обеспечения нормальной работы радиолокационной системы, угловая стабилизация БВС-РЛ должна осуществляться с погрешностью не более $1-1,5^\circ$. При этом при прямолинейном полете БВС-РЛ основной задачей является стабилизация угла тангажа, а при круговом полете – угла крена.

Основными типами траектории при работе БВС-РЛ являются прямолинейный полет вдоль линии заданного пути (либо с заданным курсовым углом) или круговая траектория с заданным радиусом. Следует учесть, что для обеспечения работы радиолокационного оборудования достаточно часто накладываются ограничения по углам тангажа и крена для исключения возможности установки локатора на «упор».

Беспилотные вертолеты для ретрансляции связи воздушных и наземных объектов (БВС-Р). БВС-Р предназначены для увеличения дальности действия радиоканалов связи между БВС и НПУ в целях повышения эффективности применения БВС другого назначения. Для выполнения задач БВС-Р назначается район барражирования, траектории, поворотного пункта маршрута, скорость и высота полета в районе закладываются в полетное задание. При необходимости изменения района или параметров полета внешний пилот вносит изменения в полетное задание в процессе выполнения задачи, после чего БВС-Р продолжает выполнение задачи по измененному полетному заданию.

Транспортные беспилотные вертолеты (БВС-Т). БВС-Т предназначены для доставки грузов различного назначения. Особенностью специфики применения БВС-Т является то, что для выполнения задачи необходимо совершить посадку в месте выгрузки с прекращением вращения несущего винта и останом двигателя.

Заключение. В ходе работы была предложена классификация БВС по их назначению, а также описаны их типовые программы полета. Рассмотрение всех возможных вариантов применения БВС вертолетного типа нецелесообразно, так как специфику их применения можно свести к ранее описанным случаям или их комбинациям.

ЛИТЕРАТУРА

1. Моисеев В.С., «Беспилотные вертолеты. Современное состояние и перспективы развития», Казань, 2019г., 595с.
2. Кульченко А.Е. Адаптивное позиционно-траекторное управление роботизированным одновинтовым вертолетом с использованием нелинейной модели его движения системы: дис. ... канд. техн. наук: Южный федеральный университет. Таганрог, 2015. 153с.
3. Морозов А.А. Разработка методики исследования авторотации при аварийных ситуациях // Международный научно-технический вестник ФС77-51038.
4. Авиационный справочник (для летчика и штурмана) / Под ред. генерал-майора авиации В.М. Лавского. – М.: Военное издательство министерства обороны СССР, 1964. –415с.
5. Юкин С. А. Формирование и обработка радиолокационного изображения поверхности земли при маловысотном полёте. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук].
6. Радж Балдев, Раджендран В., Паланичами П. Применения ультразвука. Москва: Техносфера, 2006. 575 с. ISBN 5-94836-088-1
7. Абакумов А.В. Особенности конструирования пилотажно-навигационных комплексов для малых беспилотных летательных аппаратов различного типа. / А.В. Абакумов, Д.Е. Гуцевич, Р.В. Лившиц, С.Н. Ромадин, А.А. Серанова, И.В. Сергушов, Е.Н. Скрипаль // XXIV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб., Изд. ЦНИИ Электроприбор. – 2017. – С. 142 – 152.

Kristina D. Chekhovskaya (JSC «Design Bureau of Industrial Automatics», Saratov, Russia). **Development of hardware – software to determine the properties and suitability of the earth's surface, for landing an unmanned aerial vehicle**

Abstract. The article describes a system for determining the identification of the underlying surface in real time for the automatic landing complex of an unmanned aerial vehicle.

УДК 303.05; 656.62

А. А. БУЦАНЕЦ, Н. М. КСЕНОФОНТОВ, С. С. КУЗНЕЦОВ, Г. П. ДЕКЕЛЬМАН
(ГУМРФ имени адмирала С. О. Макарова, Санкт-Петербург)

ВОПРОСЫ ПОСТРОЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ШВАРТОВНЫМИ УСТРОЙСТВАМИ ДЛЯ БЕЗЭКИПАЖНЫХ СУДОВ В СУДОХОДНЫХ ШЛЮЗАХ

Рассматривается задача автоматизации судопропуска безэкипажных судов через судопропускные гидротехнические сооружения. Исследуется возможность автоматизированной швартовки с помощью специальных швартовных устройств. Описывается возможный процесс шлюзования безэкипажного судна и формулируются основные сопутствующие проблемы для проработки в дальнейших исследованиях.

Введение. Одним из факторов, ограничивающих повсеместное внедрение безэкипажных судов (БЭС) на внутренних водных путях РФ, является их безопасная проводка через судопропускные сооружения — судоходные шлюзы. Несмотря на наличие высокой автоматизации управления процессом шлюзования существуют операции, требующие непосредственного физического участия человека, такие, например, как швартовка судна в камере шлюза для обеспечения его безопасного прохода через сооружение. Данная операция является весьма трудоемкой и выполняется, как правило, членами экипажа шлюзуемого судна за подвижные (плавучие рымы) или неподвижные (причальные тумбы, кнехты, рымы) швартовные устройства. При этом известны случаи получения травм членами экипажа при несоблюдении техники безопасности во время швартовки судна в камере шлюза. По мнению авторов, для решения обозначенной проблемы необходимо внедрение автошвартовных устройств (АШУ), позволяющих осуществлять автоматизированную швартовку.

Постановка задачи. Целью настоящей работы является формулировка задач, решение которых позволит осуществить безопасный пропуск БЭС через судоходные шлюзы. Ключевой задачей, решаемой в настоящей работе, является описание действий центра управления автоматизированными швартовными устройствами (ЦУАШУ) и АШУ при шлюзовании БЭС.

Обзор существующих решений. Проработка вопроса внедрения АШУ на судоходные шлюзы активно велась отечественными специалистами, в том числе сотрудниками Ленинградского института водного транспорта (ЛИВТ). Например, в исследованиях В. П. Бутина наиболее эффективными признаны вакуумные швартовные устройства [1]. В зарубежной практике разработка подобных систем для шлюзов велась группой компаний Cavotec в 2004–2005 гг. для сооружений, расположенных на морском пути Святого Лаврентия в Канаде [2]. В 2006 г. был изготовлен и испытан прототип, основанный на традиционной конструкции плавучего рыма, на верхнюю часть которого устанавливалось одинарное вакуумное швартовное устройство. Результатом проведения натурных исследований стало внедрение автоматизированной швартовной системы, построенной на вакуумном устройстве на шести шлюзах Уэллендского канала (часть морского пути Святого Лаврентия) в Канаде. Такая же система установлена на шлюзах Эйзенхауэр и Снелл (США), также входящих в состав обозначенного морского пути. В России и за рубежом известны случаи построения систем автоматизированной швартовки для БЭС на судопропускных гидротехнических сооружениях.

Предлагаемое решение. В настоящей работе для предполагаемой ситуации с позиции БЭС предложен следующий набор действий автоматизированной системы управления. Судно при подходе к гидротехническому сооружению устанавливает связь с ЦУАШУ. Судно через автоматическую идентификационную систему транслирует информацию: наименование судна, данные о курсе, скорости движения и текущем навигационном статусе, технические характеристики (если характеристики не были заложены в базу данных ЦУАШУ заранее) и другие сведения,

необходимые для безопасного шлюзования. ЦУАШУ, в свою очередь, должно подтвердить получение информации и сообщить БЭС время шлюзования и точные координаты месторасположения носа и кормы судна.

При подходе судна к АШУ и занятии корректной позиции, начинает работу автошвартовное вакуумное устройство. В момент подхода судна АШУ находится в режиме готовности начать швартовку. Данный режим обеспечивается при соответствующих положениях плавучего АШУ в камере шлюза по высоте: в наивысшей точке (при наполненной камере) и в низшей точке (когда камера опорожнена).

С помощью видеокамеры и дальномера, установленных на АШУ, и передающих информацию на портативный компьютер (ПК), определяется расстояние между площадкой вакуумных присосок АШУ и корпуса судна. Затем, при достижении допустимого для контакта расстояния, с помощью пневмоцилиндра осуществляется вынос контактной площадки автошвартовного вакуумного устройства в сторону корпуса судна. Одновременно насос начинает откачку воздуха через сопла, установленные на контактной площадке. Поскольку корпуса судов имеют различные геометрические формы, контактная площадка предусматривает две вертикальные площадки и одну горизонтальную для наилучшего примыкания к поверхности и крепкой сцепке с корпусом судна. В случаях не полного примыкания к корпусу ЦУАШУ перекрывает откачку воздуха из не прикнувшего сопла или площадки. После фиксации судна к АШУ камера шлюза по команде от ЦУАШУ начинает опорожняться или наполняться водой до заданного состояния (если устройство находилось внизу, то до окончания поднятия, если наверху – то до окончания спуска). Взаимодействие ЦУАШУ и БЭС подробно описаны в работе [3].

После установления необходимого уровня воды через заданное время, т. е. необходимое для открытия ворот шлюзовой камеры, ЦУАШУ подает сигнал на открытие подачи воздуха и корпус судна освобождается от зацепления. Освобожденное от захвата судно выходит из камеры шлюза. Более подробно процессы шлюзования описаны в работе [4].

Заключение. В результате описания действий ЦУАШУ был сформулирован ряд задач, которые необходимо решить для осуществления процесса автоматизированной швартовки в камере шлюза:

- разработать алгоритм информационного взаимодействия центра управления с судном и судопропускным сооружением;
- разработать систему управления автошвартовными устройствами;
- рассчитать силы удержания присосками судна с учетом способа наполнения и опорожнения камеры шлюза;
- рассчитать оптимальное территориальное и количественное расположение швартовных устройств с учетом их востребованности и нормативно-правовой базы;
- разработать алгоритмы оптимизации судопропуска с учетом приоритетности;
- рассчитать усилия для удержания конкретного судна;
- рассчитать пропускную способность камеры шлюза.

Исследование выполнено в рамках НИР по теме «Выполнение исследований для определения оптимального технического решения по автоматизации швартовных операций классических и беспилотных судов на судоходных шлюзах» (Приказ от 28.08.2023 № 908).

ЛИТЕРАТУРА

1. Бутин В. П. Автоматизация швартовки судов при их шлюзовании / В. П. Бутин // Журнал университета водных коммуникаций. — 2010. — № 3. — С. 31а–42.
2. Kwok S. New innovative concepts for navigation locks / S. Kwok // 2nd International Workshop, PIANC. New-Orleans, 2011.
3. Пат. 221649 Российская Федерация, МПК E02C 1/10, E02B 3/20, B63B 21/00. Швартовное устройство камеры шлюза / А. А. Буцанец, Н. М. Ксенофонтов, К. В. Калюжный; заяв. и патентообл. Государственный университет морского и речного флота имени адмирала С. О. Макарова. — № 2023125103; заявл. 29.09.2023; опубл. 15.11.2023, Бюл. № 32.
4. Буцанец А. А., Ксенофонтов Н. М., Волкова Т. А. Исследование проблемы построения автоматизированной системы управления для обеспечения безопасного пропуска безэкипажных судов через судоходные шлюзы // Вестник Государственного университета морского и речного флота имени адмирала С. О. Макарова. 2023. Т. 15. № 6. С. 1115-1127 DOI: 10.21821/2309-5180-2023-15-6-1115-1129

A. A. Butsanets, N. M. Ksenofontov, G. P. Dekelman, S. S. Kuznetsov (Admiral Makarov State University of Maritime and Inland Shipping, St. Petersburg). **Issues of construction of an automated control system for mooring devices for unmanned vessels in shipping locks**

Abstract. The introduction of uncrewed vessels (UUV) on the inland waterways of the Russian Federation is impossible without the automation of navigation through navigational hydraulic structures. One of the important aspects is the possibility of automatic or automated mooring using special mooring devices. This paper conceptually describes the possible process of locking an unmanned vessel and formulates the main associated problems for consideration in further research.

УДК 519.673

Е. М. ЛОГАЧЕВ

(Дальневосточный федеральный университет, Владивосток)

ДЕТЕКТИРОВАНИЕ ТОЧЕК В ЗАДАЧЕ 3D РЕКОНСТРУКЦИИ ОБЪЕКТОВ ПО ВИДЕОПОТОКУ В ДИНАМИЧЕСКИХ СЦЕНАХ ПРИ НАВИГАЦИИ АВТОНОМНОГО РОБОТА

Исследование посвящено задаче 3D реконструкции объектов в динамических сценах по стереоизображениям, которое показало, что существующие на данный момент решения не позволяют с необходимой точностью проводить 3D реконструкцию всей сцены полностью, поскольку подобные алгоритмы работают только лишь с реконструкцией самих динамических объектов на этих сценах. Приведены данные по модельным сценам и особенностям детектирования точек в сцене. Обсуждены результаты вычислительных экспериментов с виртуальными сценами. Рассмотрены закономерности, выявленные в результате проведения экспериментов, влияющие на точность идентификации объектов и детектирования точек.

Введение. Задача одновременного восстановления траектории движения автономного робота и построения 3D модели окружающей обстановки по видеоинформации является актуальной. В настоящее время существует множество решений для обработки статических сцен. Однако разработанные методы не позволяют работать с динамическими сценами (сценами с движущимися объектами) с достаточной точностью, либо позволяют работать, но с рядом ограничений. Также существующие методы не предполагают детальную реконструкцию всей 3D сцены по заранее неизвестным точечным данным. Данный аспект моделирования важен для расчетов размеров объектов и дальнейшего вычисления маршрута движения робота. Большинство существующих работ базируются на контролируемом окружении, где известен фон и используются калиброванные и фиксированные камеры [1-7].

Актуальность проблемы 3D реконструкции объектов в динамических сценах особенно высока в отраслях с применением распознавания объектов в естественной среде (видеонаблюдение, анализ данных камер мониторинга, робототехнические зрительные системы), где зрительный сенсор может иметь произвольный ограниченный угол обзора по отношению к искомому объекту. Работа посвящена процессу детектирования точек и определению их принадлежности каким-либо объектам сцены в задаче 3D реконструкции объектов по видеопотоку в динамических сценах.

Материалы и методы. Ключевой задачей 3D реконструкции объектов в динамических сценах в рассматриваемой постановке является разделение точек исходного множества на точки, принадлежащие статической части сцены и динамическим объектам.

Для расчета траекторий движения камеры и всех динамических объектов необходимо выделить динамические объекты, построить их 3D модели и оценить траекторию движения данных динамических объектов. В основе исследования лежит «затравочный» алгоритм, который позволяет составить точечное описание объектов сцены по трем критериям: критерий жесткости, критерий связности и критерий сходства движения. Соответствующее исходное для последующей обработки 3D множество точек строится по точкам-особенностям, сопоставляемым на снимках стереопар с помощью детектора SURF и трекера KLT (Kanade–Lucas–Tomasi Feature Tracker) [8-12].

В связи с тем, что при обработке «затравочным» алгоритмом сцен с критически большим числом точек может требоваться достаточно большой промежуток времени для 3D реконструкции динамических объектов, имеется необходимость в оптимизации решения. Оптимизация заключается в ускорении формирования групп точек идентифицируемого объекта, на основе чего должно быть вынесено решение о принадлежности точек пространства динамическому или статическому объекту.

Результаты экспериментов. Вычислительные эксперименты проводились на модельной сцене с сопоставленным размером 5x5 км, содержащей объекты статики, а также три динамических объекта (один из объектов является многополигональным объектом с критическим числом точек). Общее число идентифицированных точек в сцене, включая динамические объекты, превышает 130 тыс. точек.

Данные, которые были получены в результате проведения экспериментов, показывают, что при обработке видеопотока и идентификации точек, их принадлежность каким-либо объектам статики или динамическим объектам определяется на втором кадре их появления. С появлением объектов в кадре связан и рост числа неопределенных точек, что иллюстрирует рисунок 1. В представленном на рисунке 1 примере динамические объекты появлялись на кадрах 9 и 19. Исключением в данном случае является многополигональный динамический объект с критическим числом точек. Его появление было зафиксировано на кадре 25 и начиная с этого кадра точки динамического объекта были однозначно идентифицированы. Также, в ряде случаев, рост числа неопределенных точек связан с изменением положения объектов относительно камеры.

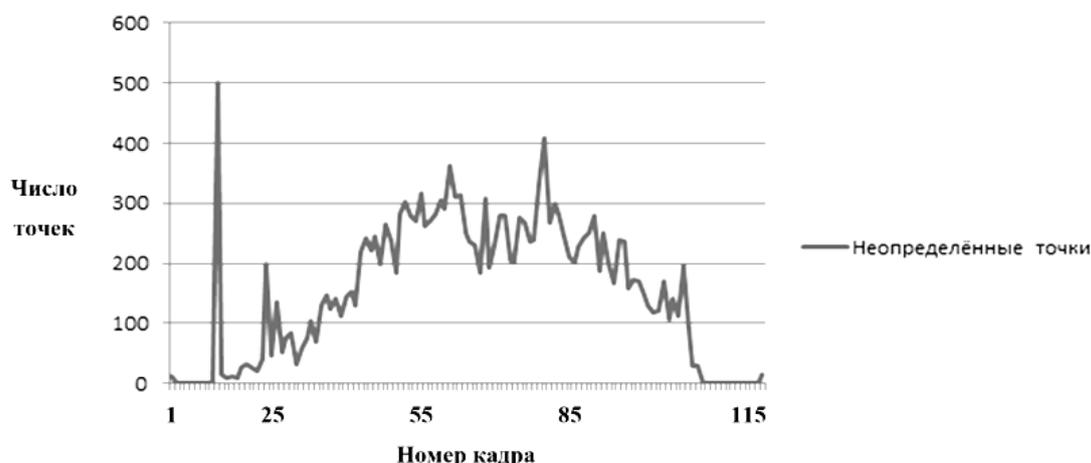


Рис. 1. Статистика распределения количества неопределенных точек в зависимости от номера кадра

Итогом обработки точечных данных является точечная 3D модель динамической сцены, которая представлена на рисунке 2. На приведенной 3D модели можно выделить два динамических объекта (многополигональный объект 3 и малополигональный объект 1) степень детализации которых имеет весомые различия. В связи с большим числом точек у объекта 3, 3D реконструкция данного объекта требует большего числа видов для просчитывания позиций каждой точки, а также требуется корректировка критериев, связанных с цветовыми маркерами. Противоположная ситуация наблюдается с крупным малополигональным объектом 1, имеющим четкие формы и контрастную окраску.

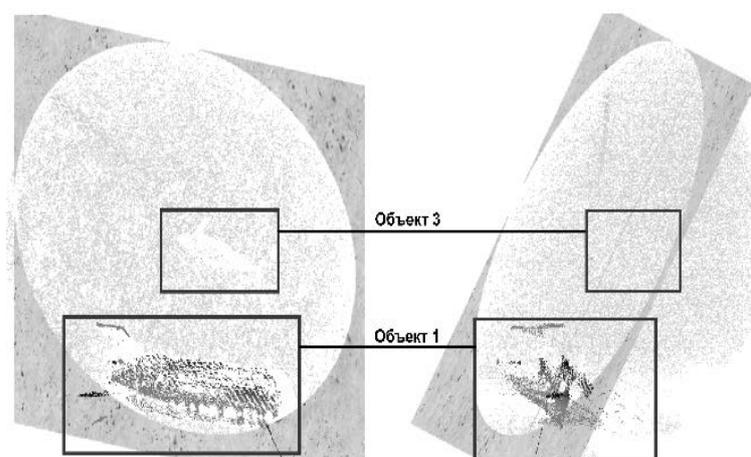


Рис. 2. Реконструкция точечных данных модельной сцены по двум кадрам

Заключение. В работе рассмотрены результаты экспериментального исследования, связанного с детектированием точек и их 3D реконструкцией при решении задачи 3D-реконструкции и визуализации объектов в динамических сценах при навигации автономного робота. Для повышения качества детектирования точек и их 3D реконструкции, в ближайшей перспективе планируется расширение модели, путем добавления дополнительных данных и критериев.

ЛИТЕРАТУРА

1. Hasler N., Rosenhahn B., Thormahlen T., Wand M., Gall J., Seidel H.P. Markerless motion capture with unsynchronized moving cameras. CVPR. 2009;224–231. DOI:10.1109/CVPR.2009.5206859.
2. Ballan L., Brostow G.J., Puwein J., Pollefeys M. Unstructured video-based rendering: Interactive exploration of casually captured videos. ACM Transactions on Graphics. Proceedings of SIGGRAPH. 2010;29(4):134–146. DOI:10.1145/1778765.1778824.
3. Taneja A., Ballan L., Pollefeys M. Modeling dynamic scenes recorded with freely moving cameras. Conference on Computer Vision. 2010;613–626. DOI:10.1007/978-3-642-19318-7_48.
4. Mustafa A., Kim H., Guillemaut J-Y., Hilton A. General Dynamic Scene Reconstruction from Multiple View Video. ICCV. 2015;900–908. DOI:10.1109/ICCV.2015.109.
5. Keller M., Lefloch D., Lambers M., Izadi S., Weyrich T., and Kolb A. Real-time 3d reconstruction in dynamic scenes using point-based fusion. Proc. of Joint 3DIM/3DPVT Conference (3DV). 2013;1–8. DOI:10.1109/3DV.2013.9.
6. Mustafa A., Kim H., Guillemaut J-Y., Hilton A. Temporally coherent 4D reconstruction of complex dynamic scenes. IEEE Conference on Computer Vision and Pattern recognition. 2016;223–245. DOI:10.1109/CVPR.2016.504.
7. Lefloch D., Kluge M., Sarbolandi H., Weyrich T., Kolb A. Comprehensive Use of Curvature For Robust And Accurate Online Surface Reconstruction. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence. 2017. Режим доступа: <http://reality.cs.ucl.ac.uk/projects/kinect/lefloch17comprehensive.pdf> DOI:10.1109/TPAMI.2017.2648803 [дата обращения: 14.03.2023]
8. **Бобков В.А., Кудряшов А.П.** Воксельный метод построения триангуляционной поверхности по множеству видов. Информатика и системы управления. 2012;2:31–38. Доступно по: http://media/2012/N32_04.pdf (дата обращения: 13.06.2021)
9. **Бобков В.А., Кудряшов А.П.** Построение трёхмерной модели морского дна воксельным методом. Подводные исследования и робототехника. 2016;2:13–18. Доступно по: <http://jmtf.febras.ru/journal/2-22-2016/13-18.pdf> (дата обращения: 13.06.2021)
10. **Бобков В.А., Кудряшов А.П., Мельман С.В.** О восстановлении движения динамических объектов по стереоизображениям. Программирование. 2018;3:29–42.
11. **Кудряшов А.П., Черкашин А.С.** Построение единой триангуляционной поверхности по набору видов с зашивкой дыр. Информатика и системы управления. 2015; 1:36–40. Доступно по: http://media/2015/N43_04.pdf (дата обращения: 13.06.2021)
12. Bobkov V.A., Ron'shin Yu.I., Kudryashov A.P., and Mashentsev V.Yu. 3D SLAM from Stereoimages. Programming and Computer Software. 2014;40(4):159–165. DOI:10.1134/S0361768814040021.

Е.М.Логачев (Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Education «Far Eastern Federal University», Vladivostok). **Detection of points in the problem of 3D reconstruction of objects by video stream in dynamic scenes during navigation of an autonomous robot**

Abstract. The study is devoted to the problem of 3D reconstruction of objects in dynamic scenes from stereo images. Currently existing solutions for object identification make it possible to restore the geometry of dynamic objects with imposed restrictions that do not allow reconstructing the entire scene with the required accuracy. Data on model scenes and features of detecting points in the scene are presented. The results of computational experiments with virtual scenes are discussed. The patterns identified as a result of tests that affect the accuracy of object identification and point detection are considered.

УДК 681.78

К.Х НГУЕН, Ч.И. НГУЕН

(Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»
им. В.И. Ульянова (Ленина), Санкт-Петербург)**ОЦЕНКА ИНФРАКРАСНОЙ СИСТЕМЫ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОДНОЙ БАЗОВОЙ СТАНЦИИ**

Приводится описание инфракрасной системы позиционирования беспилотных летательных аппаратов внутри помещений с использованием одной базовой станции. Оценивается его точность в статическом и динамическом состояниях.

Введение. Разработка системы позиционирования для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) является перспективным направлением развития, особенно систем позиционирования внутри помещений, где сигнал GPS может работать нестабильно. Для имитации сигнала GPS обычно используется система захвата движения. Однако эта система довольно дорогая и не подходит для использования в лабораториях с небольшим бюджетом или для исследования децентрализованных и отказоустойчивых систем. В работе [1] была представлена система Valve Lighthouse (LH) для навигации БПЛА в небольшом пространстве. Основными преимуществами такой системы является компактность, легкость транспортировки, значительно более низкая стоимость по сравнению с системой захвата движения. Кроме того, эта система позволяет БПЛА рассчитывать свое положение без использования центрального компьютера. Точность приведенной системы «Lighthouse» при использовании вместе с оригинальным устройством слежения и специализированным программным обеспечением была оценена в работах [2-6]. Для позиционирования БПЛА был предложен метод пересечения световых лучей, однако этот метод требует использования по крайней мере двух базовых станций, что существенно увеличивает итоговую стоимость решения. Компания Geoscan разработала систему навигации, использующую одну базовую станцию. Целью работы является оценка эффективности работы инфракрасной системы позиционирования беспилотных летательных аппаратов с использованием одной базовой станции. Для этого в работе представлен обзор принципа работы однобазовой системы позиционирования и оценка его точности в статическом и динамическом состояниях.

Системы позиционирования «Lighthouse». В базовой станции SteamVR второй версии размещается барабан, который позволяет вращать две плоскости инфракрасного излучения вдоль вертикальной оси. Инфракрасное излучение базовой станции обнаруживается датчиками, расположенными на сенсорном устройстве. Каждая плоскость света наклоняется под разным углом. В зависимости от конфигурации канала базовой станции барабан вращается с разной скоростью. Сенсорное устройство «Lighthouse» содержит четыре датчика. Данные углов развертки плоскости обрабатываются на микросхеме STM32F4 для оценки положения БПЛА.

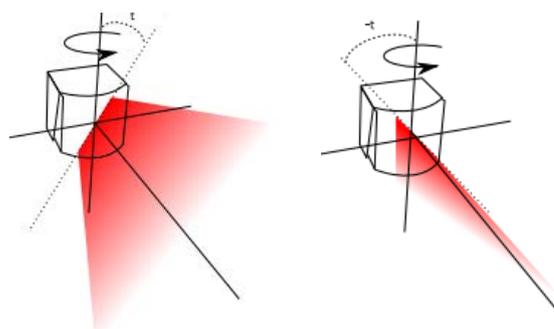


Рис. 1. LH2 имеет один барабан с двумя плоскостями развертки, расположенными под разными углами наклона

Алгоритм определения положения. Алгоритм определения положения системы «Lighthouse» основан на вычислении угла между лучом от базовой станции до ИК-датчика на сенсорном устройстве и вектором нормали к станции. Положение датчика относительно системы координат станции определяется следующим образом:

$$P_o^c = T_n^c P_o^n, \quad (1)$$

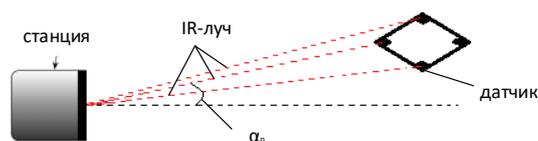


Рис. 2. Вид слева, принцип работы системы

где: P_{δ}^n – положение датчика относительно системы координат сенсорного устройства, T_n^c – преобразование из системы координат сенсорного устройства в систему координат станции.

Для того, чтобы вычислить относительный горизонтальный и вертикальный углы между лучом от базовой станции до ИК-датчика на сенсорном устройстве и вектором нормали станции, используются три координаты датчика:

$$h(P_{\delta}^c) = \begin{cases} \arctan\left(\frac{P_{\delta}^c x}{P_{\delta}^c y}\right) \\ \arctan\left(\frac{P_{\delta}^c z}{P_{\delta}^c y}\right) \end{cases} \quad (2)$$

Для определения положения БПЛА относительно станции используется метод наименьших квадратов, основанный на разнице между измеренными углами датчика (α_p) и расчетными углами:

$$f = \sum_{\delta=1}^M [h(T_n^c) - \alpha_p]^2, \quad (3)$$

где: f – функции «стоимости».

Оценка точности системы в статическом состоянии. Выполнено измерение положения БПЛА в одном месте для оценки уровня шума. Также исследовано влияние ориентации БПЛА на точность системы. Результаты показаны на рисунках 3 и 4.

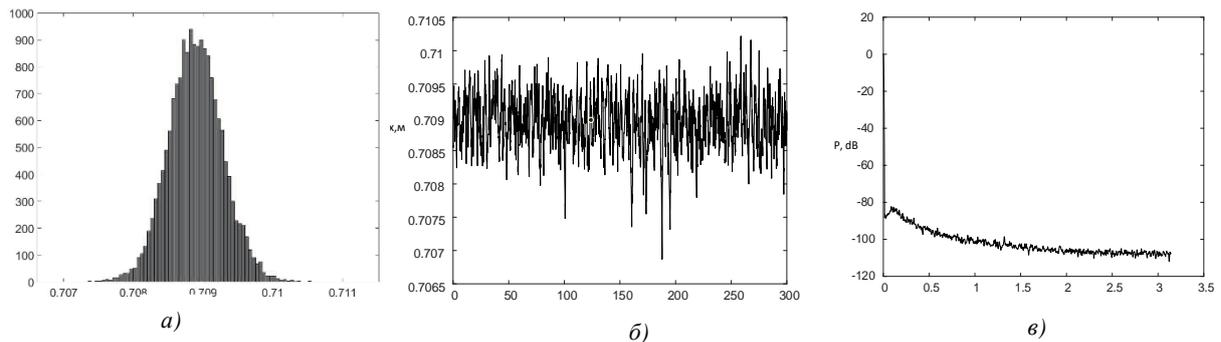


Рис 3. Характеристика данных системы «Lighthouse» а) диаграмма данных б) данные системы в) спектр мощности данных

На рисунке 3 показаны характеристики данных, полученных системой «Lighthouse». Видно, что шум в этой системе является практически белым шумом.

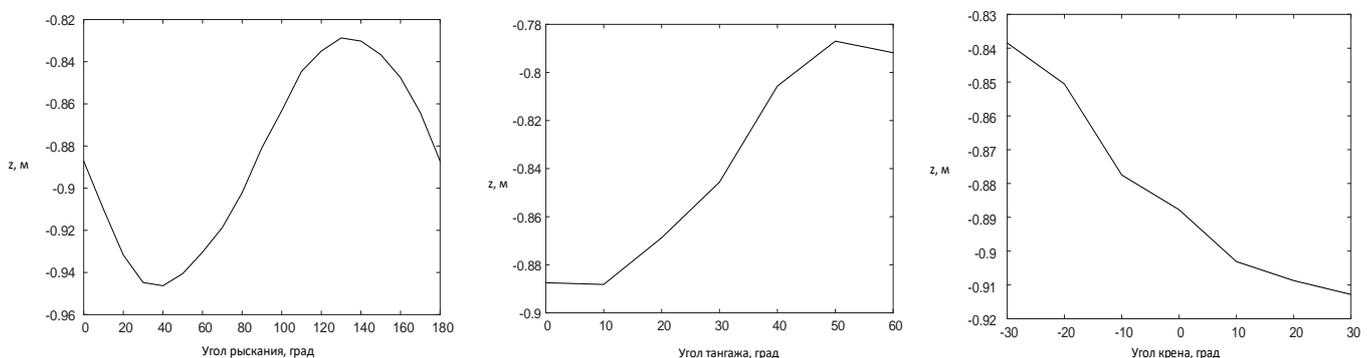


Рис 4. Влияния каждого угла на погрешности позиционирования

На рисунке 4 показано влияния каждого угла на погрешности позиционирования. Таким образом, значения координат изменяются синусоидально с удвоенной частотой изменения углов ориентации БПЛА.

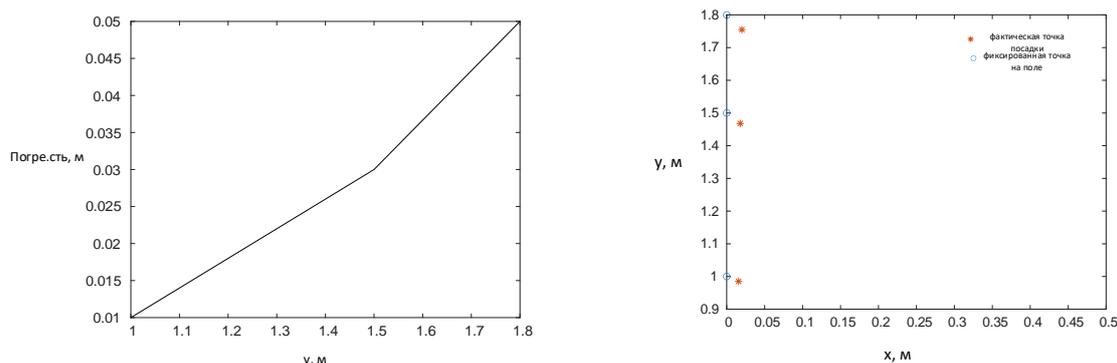


Рис. 5. Результаты движения между фиксированными точками

Оценка точности системы в динамическом состоянии. Выполнено исследование точности навигации при полете БПЛА на разные расстояния. Точность навигации при движении между фиксированными точками показаны на рисунке 5.

Видно, что погрешность увеличивается с увеличением расстояния перемещения. Эта погрешность вызвана погрешностью положения осей системы координат, связанной со станцией.

Заключение. В работе представлен обзор инфракрасной системы позиционирования беспилотных летательных аппаратов с использованием одной базовой станции. Разработан алгоритм оценки точности системы в статическом и динамическом состояниях. На основе полученных результатов можно утверждать, что шум данных системы «Lighthouse» можно считать белым шумом. Ориентация БПЛА относительно базовой станции существенно влияет на точность определения положения. Погрешность достигает 10 см при том, что угол тангажа равен 50° . Погрешность системы также увеличивается с увеличением расстояния перемещения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Arnaud Taffanel, Barbara Rousselot, Jonas Danielsson. Lighthouse Positioning System: Dataset, Accuracy, and Precision for UAV Research // URL: <https://arxiv.org/pdf/2104.11523.pdf>
2. M. Hoppe, M. Burger, A. Schmidt, and T. Kosch, "DronOS: A flexible open-source prototyping framework for interactive drone routines", in International Conference on Mobile and Ubiquitous Multimedia (MUM), ACM, 2019, 15:1–15:7.
3. M. Greiff, A. Robertsson, and K. Berntorp, "Performance bounds in positioning with the vive lighthouse system", in IEEE International Conference on Information Fusion (FUSION), 2019, pp. 1–8.
4. K. Sletten, "Automated testing of industrial robots using HTC vive for motion tracking", M.S. thesis, University of Stavanger, Norway, 2017.
5. D. C. Niehorster, L. Li, and M. Lappe, "The accuracy and precision of position and orientation tracking in the HTC vive virtual reality system for scientific research", i-Perception, vol. 8, no. 3, 2017.
6. M. S. Ikbal, V. Ramadoss, and M. Zoppi, "Dynamic pose tracking performance evaluation of HTC vive virtual reality system", IEEE Access, vol. 9, pp. 3798–3815, 2021

Q.K.Nguyen, T.Y. Nguyen (Saint-Petersburg Electrotechnical University "LETI", Saint-Petersburg). **Evaluation of an infrared positioning system for unmanned aerial vehicles using a single base station.**

Abstract. An overview of the infrared positioning system for unmanned aerial vehicles indoors using a single base station is considered. Its accuracy is assessed in static and dynamic states.

Секция 10.

ИНТЕГРИРОВАННЫЕ ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ И СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ

УДК 656.629, 621.396, 654.93

А.А. ИВАНОВА

(ГУМРФ имени адмирала С.О. Макарова, Санкт-Петербург)

СИСТЕМА КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЙ ПОДСИСТЕМОЙ ГЛОБАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС/GPS

В работе представлена необходимость построения системы контроля и управления речной локальной дифференциальной подсистемой глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) ГЛОНАСС/GPS для контроля за целостностью поля дифференциальных поправок (ДП), что способствует повышению уровня безопасности плавания на внутренних водных путях России. Описана структура и принцип работы проектируемой системы. Отмечены условия, позволяющие системе достичь своей максимальной эффективности.

Введение. Целостность поля ДП ГНСС является одним из наиболее важных факторов безопасности навигации. Для непрерывного автоматического контроля за целостностью этого поля необходимо построение системы контроля и управления (СКиУ) речной локальной дифференциальной подсистемой (РЛДПС) для ГЛОНАСС/GPS [1, 2]. Поскольку в настоящее время такие системы практически не реализованы, то разработка методики ее создания является актуальной задачей для исследования.

Структура и принцип работы проектируемой системы. В концептуальную структуру СКиУ должны входить четыре главных элемента [3]. Первым из них является множество автоматизированных удаленных пунктов контроля (УПК). Их целесообразно устанавливать в той части местности, где происходит пересечение границ зон действия контрольно-корректирующей станции (ККС) и участка водного пути. Тем самым УПК будут контролировать сигналы ККС в местах, где радиус ее действия не стабилен и может уменьшаться из-за воздействия внешних факторов.

Вторым элементом СКиУ является удаленная контрольно-управляющая станция (УКУС), предназначенная для дистанционного оперативного контроля и управления работой ККС. Причем, в целях экономии материальных и человеческих ресурсов оператор выносится из ККС и вводится в состав УКУС. В УКУС устанавливается программное обеспечение, осуществляющее оценку качества поступающей с ККС информации по трем критериям [4]:

$$\begin{cases} p_{err} < 10^{-3}; \\ E_s > 10 \text{ мкВ} / \text{м}; \\ \frac{E_s}{E_n} > 10 \text{ дБ}. \end{cases}$$

где p_{err} – вероятности ошибки приема цифрового сообщения, E_s – напряженность поля сигнала в точке приема; E_s/E_n – отношение сигнал / шум.

В случае, если сигнал ККС удовлетворяет всем трем критериям, то считается, что целостность поля ДП сохраняется. В противном случае подсистемой оповещения, являющейся еще одним главным элементом СКиУ и входящей в состав УКУС, формируется сигнал тревоги, оповещающей пользователей о нарушении целостности поля ДП [5]. Сигнал тревоги передается в виде RSIM-сообщения, в состав которого входят полученные значения трех критериев, а именно, рассчитанная в УКУС вероятность ошибки приема сообщения p_{err} , E_s , E_s/E_n , а также время передачи тревоги и номер передаваемого сообщения. Сигнал тревоги приходит в центр управления судовым движением (ЦУ СД), где встраивается в сообщения по безопасности и через базовые станции автоматической идентификационной системы (АИС) передается на судно.

Последним главным элементом, входящим в состав СКиУ, является региональный центр управления и контроля (РЦУК), который оповещает потребителей и службы соответствующих

бассейнов о целостности ГНСС и РЛДПС, осуществляет техническое обеспечение целостности РЛДПС, а также контроль поля ДП на границах РЛДПС посредством УПК.

Для достижения максимальной эффективности целесообразно СКИУ разворачивать в пределах административных границ бассейнов внутренних водных путей. Важно выбрать приемопередающее оборудование, входящее в состав УПК, а также определить оптимальное место для установки самих УПК. Если есть такая возможность, то наиболее эффективно устанавливать УПК в линейных узлах связи, которые уже имеют линии связи, и их можно использовать для передачи данных из УПК в УКУС, которую в свою очередь также рационально располагать в линейных узлах связи и использовать имеющиеся там каналы связи для приема и передачи информации. РЦУК предлагается размещать в центре управления соответствующей Администрации бассейна внутренних водных путей.

Поскольку для реализации СКИУ требуется множество УПК, основная минимизация затрат будет связана с выбором измерительного оборудования, включенного в состав УПК, а также со способом обработки поступающей корректирующей информации. При расположении УПК в местности, где развернуты сети мобильной и оптоволоконной связи, измерительное оборудование будет представлять собой только приемник корректирующей информации и терминал связи. Использование предложенного выше способа оценки качества поступающей корректирующей информации по трем критериям приводит, в числе прочего, к существенному снижению трафика между УПК и УКУС и, как следствие, к снижению расходов на развертывание СКИУ.

Таким образом, принцип работы СКИУ представляет собой следующий алгоритм действий. УПК принимает от ККС корректирующую информацию и производит измерение уровня принятого сигнала и отношения сигнал/шум. Далее полученные данные поступают в УКУС, где происходит вычисление вероятности ошибки приема сообщения, значение которого зависит от видов помех [4, 6], одновременно воздействующих на сигнал ККС, и оценка качества сигнала ККС по трем критериям. Затем информация о качестве сигнала ККС поступает в РЦУК, который оповещает потребителей и соответствующие службы о возможности использования данной корректирующей информации. Если один из критериев не выполняется, подсистема оповещения в УКУС отправляет потребителям через РЦУК, ЦУ СД и базовые станции АИС сигнал тревоги, извещающий о нарушении целостности поля ДП на текущем участке водного пути и невозможности использования данной корректирующей информации.

Заключение. Развернутая в границах Администраций бассейнов СКИУ позволит осуществлять непрерывный автоматический мониторинг целостности поля ДП на выбранном участке водного пути и своевременно информировать пользователей о её нарушении, что приведет к повышению уровня безопасности плавания на внутренних водных путях России. Использование имеющихся каналов связи, уже входящих в инфраструктуру Администраций бассейнов, а также разработанной методики оценки качества принимаемого сигнала ДП, позволяет существенно снизить расходы на развертывание СКИУ, а значит, достичь её максимальной эффективности.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Шахнов С.Ф., Иванова А.А.** Предпосылки создания системы контроля и управления речной дифференциальной подсистемой системы ГЛОНАСС/GPS. *Речной транспорт (XXI век)*. 2018. № 2 (86). С. 53–56.
2. **Karetnikov V. V., Shahnov S. F., Ageeva A. A.** Construction Method of Telecommunication System for Corrective Information Distribution. *IOP Conference Series: Earth and Environmental Science*. IOP Publishing, 2018. Vol. 171. № 1. P. 012010. DOI: 10.1088/1755-1315/171/1/012010
3. **Шахнов С.Ф., Иванова А.А.** Построение системы контроля и управления функциональным дополнением ГНСС ГЛОНАСС/GPS с подсистемой оповещения. *Транспортное дело России*. 2019. № 5. С. 160–162.
4. **Шахнов С.Ф., Агеева А.А.** Построение системы контроля дифференциальной подсистемы ГЛОНАСС/GPS с использованием метода математической обработки параметров сигнала дифференциальной поправки. *Вестник государственного университета морского и речного флота им. адмирала С.О. Макарова*. 2017. Т. 9. № 2. С. 402–413. DOI: 10.21821/2309-5180-2017-9-2-402-413
5. **Ivanova A.A., Shakhnov S.F.** Method of automatic transmission of the integrity breach signals of the river local differential subsystem. *T-Comm*. 2021. Т. 15. № 4. С. 42–48. DOI: 10.36724/2072-8735-2021-15-4-42-48
6. **Иванова А.А., Шахнов С.Ф., Буцанец А.А.** Оценка влияния промышленных помех при построении системы контроля и управления речной локальной дифференциальной подсистемы ГЛОНАСС / GPS. *Вестник государственного университета морского и речного флота им. адмирала С.О. Макарова*. 2019. Т. 11. № 3. С. 509–518. DOI: 10.21821/2309-5180-2019-11-3-509-518

A.A.Ivanova (Admiral Makarov SUMIS, St. Petersburg). **A control and management system for GNSS augmentation**

Abstract. The need to build a control and management system for GNSS augmentation to monitor the differential correction field integrity is presented in the paper. It allows you to increase the level of navigation safety on the inland waterways of Russia. The structure and operating principle of the designed system is described. The conditions that allow the system to achieve its maximum efficiency are noted.

УДК 681.51

П.Ю. ЖАБИН, И.С. КЛЕМЕШОВ, В.Б. ИЛЬИН

(АО «Летно-исследовательский институт имени М.М. Громова», г. Жуковский, Московская область)

ЛЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ АНТЕНН СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ В УСЛОВИЯХ ПОМЕХ

Приведены результаты летных исследований авиационных антенн спутниковых навигационных систем в условиях помеховой обстановки. Показано, что одним из способов борьбы с помехами является использование помехозащищенных антенных решеток, которые позволяют обеспечить работоспособность аппаратуры спутниковых навигационных систем в интересах обеспечения самолетовождения и высокоточных траекторных измерений при проведении летных испытаний.

Введение. В последнее время на территории Российской Федерации отмечается большое количество зон с помехами сигналам спутниковых навигационных систем (СНС). Из-за воздействия помех происходит подавление сигналов СНС и, как следствие, невозможность определения навигационных параметров, которые используются для самолетовождения и в качестве траекторных параметров при проведении летных испытаний. Настоящая работа посвящена результатам испытаний аппаратуры СНС с помехозащищенной антенной решеткой, проведенных вместе с обычной непопомехозащищенной аппаратурой спутниковой навигации.

Летные исследования авиационных антенн СНС в условиях помех. Комплекс мер повышения помехоустойчивости условно можно разделить на две группы: меры повышения отношения сигнал/помеха и меры обеспечения устойчивости аппаратуры СНС к изменяющейся обстановке. К первой группе мер относится пространственная селекция сигналов: фазированная антенная решетка с максимумами в направлениях на навигационные спутники (НС) и фазированная антенная решетка с нулями в направлениях на источники помех. Ко второй группе мер обеспечения высокой помехоустойчивости аппаратуры СНС можно отнести: защиту диапазона сигналов СНС от вторжения в него других систем; применение аппаратуры, обладающей возможностью приема и обработки сигналов от различных СНС; использование в приемнике избыточной информации, заложенной в структуре сигналов на разных несущих частотах, передаваемых от одного НС; и комплексирование с внешними источниками навигационной информации [1]. Очевидно, что каждый из вышеперечисленных методов эффективен лишь для определенных классов помех. Чтобы обеспечить защиту от помех разных классов, необходимо объединение в едином приемовычислительном комплексе всех или нескольких методов повышения помехозащищенности.

В настоящее время в авиации для помехозащищенности используют методы комплексирования данных СНС с внешними источниками навигационной информации, а также применяют фазированные антенные решетки и устанавливают аппаратуру, работающую по различным группировкам СНС. Задача комплексирования данных СНС с внешними источниками навигационной информации преимущественно решается в пилотажно-навигационном комплексе воздушного судна. Данный метод эффективен при кратковременных пропаданиях информации СНС (на 15 – 30 мин), наличии данных СНС в течении некоторого времени до их пропадания и обязательном включении в состав комплекса навигационных систем, не зависящих от помех сигналам СНС. Установка аппаратуры, работающей по различным группировкам СНС (в настоящее время функционируют 4 группировки СНС: ГЛОНАСС, GPS, Галилео, Бейдоу) эффективна, если помеха воздействует на фиксированную частоту. В этом случае будет подавляться только конкретные СНС, отдельные НС или несущая частота. Оставшиеся в работе группировки СНС или НС позволяют сохранить навигационную функцию. При воздействии помехи на определенный диапазон частот возможно полное подавление всех группировок СНС. Применение фазированных антенных решеток с нулями в направлениях на источники помех показало наибольшую эффективность при борьбе с помехами. Преимущество антенных решеток в том, что им не требуется дополнительная внешняя информация (обеспечивается автономность работы) и они позволяют бороться с различными типами одновременно действующими

щих помех, в том числе, воздействующих на определенный диапазон частот. Главный недостаток антенной решетки заключается в том, что чем больше количество помех антенна может подавлять, тем больше ее массо-габаритные характеристики [2].

Летные исследования авиационных антенн спутниковых навигационных систем проводились на вертолете Ми-8АМТ, на который была установлена помехозащищенная антенная решетка. В состав антенной решетки входил приемник СНС, обеспечивающий работу по сигналам ГЛОНАСС, GPS, Галилео и Бейдоу. Антенная решетка имеет высокочастотный выход, к которому при проведении полетов производилось подключение различной аппаратуры СНС. Полеты выполнялись при следующих условиях: высота полета – до 2000 м, приборная скорость – до 263 км/ч, удаление от аэродрома – до 17 км. Испытания проводились при воздействии помех.

Антенная решетка была подключена к приемника СНС, входящему в состав комплекса КБТИ-М. Параллельно производилась работа аппаратуры СНС Javad Sigma [3], подключенной к штатной, не помехозащищенной антенне СНС. В наземных условиях и до высоты 60 м обеспечивался прием НС, однако после увеличения высоты более 60 м происходило резкое уменьшение количества НС у аппаратуры Sigma вплоть до полной потери. При этом комплекс КБТИ-М, работая совместно с помехозащищенной антенной решеткой, продолжал принимать НС. Уменьшение количества НС у КБТИ-М начиналось с 200 м, а начиная с высоты 500-600 м количество НС становится минимальным и КБТИ-М выходил из режима навигации. Необходимо отметить, что для передачи высокочастотного сигнала от антенной решетки в комплекс КБТИ-М использовался кабель RG-58 длиной 16 м. Из-за использования кабеля и соединительных разъемов происходило затухание сигнала. Это в какой-то степени могло повлиять на потерю всех НС на высотах более 600 м комплексом КБТИ-М У встроенного в антенную решетку приемника СНС по количеству НС в обработке видно, что влияние помех также начиналось с высоты 200 м, однако практически в процессе всего полета приемник СНС находился в режиме навигации. Это достигается за счет работы приемника по 4 группировкам СНС ГЛОНАСС, GPS, Галилео, Бейдоу и отсутствия потерь при передаче высокочастотного сигнала от антенны к приемнику. При работе по СНС ГЛОНАСС, GPS, Галилео, Бейдоу, когда воздействие помех максимальное и происходила значительная потеря НС, в обработке в сумме по всем СНС оставалось достаточное количество НС для устойчивого решения навигационной задачи. Расположение приемника СНС в антенной решетке исключает необходимость использования соединительных разъемов и высокочастотных кабелей передачи сигнала и, как следствие, отсутствует затухание полезного сигнала, что в свою очередь позволяет работать приемнику с максимально возможным мощным сигналом.

Заключение. Результаты проведенных исследований подтверждают, что антенные решетки могут быть использованы при построении системы помехозащищенности аппаратуры СНС в интересах обеспечения самолетовождения и высокоточных траекторных измерений при проведении летных испытаний.

ЛИТЕРАТУРА

1. Жолнеров В.С., Зарубин С.П., Писарев С.Б., Царев В.М. Уязвимость спутниковых навигационных систем при воздействии непреднамеренных и преднамеренных помех и перспективы повышения надежности координатно-временного обеспечения. М.: Новости навигации № 1. 2004 г.
2. Ильин В.Б., Копелович В.А. Научно-технический отчет № 63-11-IX. Исследование, наземные и летные испытания по оценке помехозащищенности аппаратуры спутниковых навигационных систем. Жуковский, 2011 г.
3. <https://www.javad.com/jgnss/products/receivers/sigma.html>

P.Yu. Zhabin, V.B. Ilin, I.S. Klemeshov (Gromov Flight Research Institute, Zhukovsky). **Flight tests of the global navigation satellite systems aviation antennas during interference situation.**

Abstract. This paper presents the result of flight tests of the global navigation satellite systems aviation antennas during interference situation. The research shows that one of the ways to deal with interference is to use anti-interference antenna arrays. This antenna arrays allows providing global navigation satellite systems equipment performance in cases of aircraft navigation and high-precise trajectory measurements during the flight tests.

УДК 621.37

А. С. АНТОНОВ, В. А. САВЕЛЬЕВ
(АО «НПП «Радар ммс», Санкт-Петербург)**ПОДАВЛЕНИЕ ИМИТАЦИОННЫХ ПОМЕХ С ПОМОЩЬЮ АДАПТИВНЫХ
АНТЕННЫХ РЕШЕТОК В АППАРАТУРЕ ПОТРЕБИТЕЛЯ СПУТНИКОВОЙ
НАВИГАЦИИ**

Рассматривается метод подавления имитационной помехи, воздействующей на аппаратуру потребителя спутниковой навигации. Исследована возможность использования антенных решеток с управляемой диаграммообразующей схемой для фокусировки диаграммы направленности в направлениях прихода спутниковых сигналов и создания нуля в направлении прихода помехи. Приведено математическое решение задачи подавления имитационной помехи.

Введение. В настоящее время требования к стабильности функционирования глобальных спутниковых навигационных систем (ГНСС), таких как ГЛОНАСС и GPS, постоянно возрастают. Наиболее уязвимым сегментом как отечественных, так и зарубежных ГНСС является навигационная аппаратура потребителя (НАП), это связано с низким уровнем мощности сигнала на входе радионавигационного оборудования из-за размещения спутников на значительном удалении от поверхности Земли. НАП может быть подвержена влиянию не только промышленных помех, но и подавлению ее средствами радиоэлектронной борьбы противника. По эффекту воздействия на НАП преднамеренные помехи могут быть маскирующими или имитационными [1]. Методы борьбы с маскирующими помехами известны и описаны, например, в [2], однако, они неэффективны против имитационных помех. Предлагаемый доклад посвящен повышению помехоустойчивости НАП за счет использования разработанного алгоритма подавления имитационной помехи. В данной работе в качестве защищаемой ГНСС будет использоваться только отечественная система ГЛОНАСС.

Подавление имитационных помех. Разработанный метод подавления имитационных помех основан на использовании в НАП антенных решеток (АР) с перестраиваемой диаграммообразующей схемой. Управление диаграммой направленности позволяет минимизировать коэффициент усиления АР в направлении прихода помехи – процедура создания нуля, максимизировать коэффициент усиления в направлениях на спутники – процедура фокусировки, а также создать нуль с последующей дополнительной фокусировкой.

Алгоритм подбора амплитудно-фазового распределения. Алгоритм подбора амплитудно-фазового распределения АР для создания диаграммы направленности с нулем в направлении прихода имитационной помехи подробно описан в [3]. Он основан на численном методе оптимизации целевой функции, в качестве которой выступает отношение четвертого по величине значения коэффициента усиления в направлении видимых спутников к коэффициенту усиления в направлении прихода помехи для всех видимых спутников. Переменными функции являются комплексные амплитуды элементов АР. Для АР из шести элементов отношение сигнал/помеха по сравнению с одиночной антенной увеличивается до 25 дБ. В качестве алгоритмов оптимизации рассматривались метод перебора по сетке и метод золотого сечения. В ситуации, когда постановщик помехи и/или носитель НАП меняют свое местоположение друг относительно друга, изменяется и угловое направление прихода помехи. В таком случае диаграмма направленности АР НАП должна быстро перестраиваться в зависимости от требуемого положения нуля. Для увеличения быстродействия алгоритма оптимизации в качестве начального значения переменных целевой функции необходимо использовать значения комплексных амплитуд, полученные на предыдущем шаге. Использование такого подхода позволяет повысить скорость работы алгоритма в среднем в 1,97 раз при снижении уровня подавления помехи в среднем всего на 1,03 дБ [4].

Математическое решение задачи подавления. Для определения собственных координат НАП при работе с одной ГНСС должна принимать сигнал как минимум четырех спутников [5],

[6]. Если НАП известна эфемеридная информация навигационных космических аппаратов или данные альманаха, то для увеличения отношения сигнал/шум на входе навигационного приемника можно осуществить процедуру фокусировки диаграммы направленности АР на четыре космических аппарата. Для формирования требуемой диаграммы направленности требуется решить задачу поиска оптимального амплитудно-фазового распределения АР. Задача оптимизации для работы по спутникам ГЛОНАСС сводится к определению комплексных амплитуд элементов АР, таких что

$$\text{4е по величине значение среди } m \left(\min_{L=L1, L2} \left| G_{0m}^L(\varphi_m, \theta_m) \sum_{n=1}^N \dot{W}_n e^{\frac{j2\pi(x_n \cos \varphi_m + y_n \sin \varphi_m) \sin \theta_m}{\lambda_m^L}} \right| \right) \rightarrow \max, (1)$$

где m – литер частоты ГЛОНАСС, принимающий значения $-7, -6, \dots, 0, \dots, 6$, $G_0(\varphi, \theta)$ – общий для всех одиночных элементов коэффициент усиления для сигнала, направление прихода которого имеет азимут φ и элевацию θ , n – индекс элемента АР; N – число элементов АР; \dot{W}_n – комплексная амплитуда одиночного элемента АР; x_n, y_n – координаты одиночного элемента АР; λ – длина волны, $L1, L2$ – частные диапазоны ГЛОНАСС.

Для идентификации воздействия на НАП имитационной помехи и определения направления ее прихода требуется фазовая пеленгация источников навигационных сигналов для каждой частотной литеры. Если азимуты φ_m и элевации θ_m прихода спутниковых сигналов, полученные фазовым пеленгатором, на всех частотных литерах находятся в пределах заданных интервалов $\Delta\varphi$ и $\Delta\theta$ [5] и входят в противоречие с эфемеридами ГЛОНАСС, то на НАП воздействует имитационная помеха. С помощью алгоритмов оптимизации можно подобрать амплитудно-фазовое распределение АР (\dot{W}_n), обеспечивающее в частотных диапазонах $L1$ и $L2$ нули диаграммы направленности для одной имитационной помехи, направление прихода которой имеет азимут $\tilde{\varphi}$ и элевацию $\tilde{\theta}$ [4]

$$\max_m \max_{L=L1, L2} \left| G_{0m}^L(\tilde{\varphi}, \tilde{\theta}) \sum_{n=1}^N \dot{W}_n e^{\frac{j2\pi(x_n \cos \tilde{\varphi} + y_n \sin \tilde{\varphi}) \sin \tilde{\theta}}{\lambda_m^L}} \right| \rightarrow \min. (2)$$

Значения $\tilde{\varphi}, \tilde{\theta}$ определяются фазовым пеленгатором по разности фаз сигналов, приходящих на элементы решетки. В рамках данной задачи не рассматривается ситуация постановки нескольких имитационных помех одновременно с разных угловых направлений, т. к. это событие весьма маловероятно, в отличие от одновременной постановки нескольких маскирующих помех. В случае «холодного» старта перспективным представляется решение последовательного создания нуля и фокусировки. Амплитудно-фазовое распределение, полученное после решения задачи постановки нуля, используется в качестве стартового для решения задачи дополнительной фокусировки. В этом случае максимизируемой величиной будет являться отношение коэффициента усиления в направлениях прихода сигнала к коэффициенту усиления в направлении прихода помехи. После выполнения оптимизации по выражению (2) функция дополнительной фокусировки будет иметь вид:

$$\text{4е по величине значение среди } m \left(\min_{L=L1, L2} \left| \frac{G_{0m}^L(\varphi_m, \theta_m) \sum_{n=1}^N \dot{W}_n e^{\frac{j2\pi(x_n \cos \varphi_m + y_n \sin \varphi_m) \sin \theta_m}{\lambda_m^L}}}{G_{0m}^L(\tilde{\varphi}, \tilde{\theta}) \sum_{n=1}^N \dot{W}_n e^{\frac{j2\pi(x_n \cos \tilde{\varphi} + y_n \sin \tilde{\varphi}) \sin \tilde{\theta}}{\lambda_m^L}}} \right| \right) \rightarrow \max (3)$$

Требования к антенным решеткам НАП. Для реализации алгоритма подавления имитационной помехи АР НАП должна соответствовать ряду технических требований: число элементов не менее шести, низкий уровень взаимного влияния элементов, размеры одиночного элемента не более $\lambda/4$, частотная избирательность по диапазонам выбранных спутниковых навигационных систем. Типичными конфигурациями АР для НАП является правильный N -угольник, в вершинах которого расположены элементы) и звезда (один излучатель расположен в центре, остальные вокруг него в вершинах правильного $N-1$ -угольника [7]). Большой интерес представляют неэквидистантные АР, т.к. возможности расположить АР классической конфигурации на некоторых носителях нет. Совокупности данных требований могут удовлетворять АР, в качестве элементов которых используются двухрезонаторные печатные антенны из материала с высоким значением диэлектрической проницаемости, например, керамики. Высокое значение

диэлектрической проницаемости материала подложки позволяет получить частотную избирательность и уменьшить габаритные размеры антенны.

Заключение. Представленные в работе результаты позволяют сделать вывод о перспективности использования адаптивных антенных решеток для подавления имитационных помех спутниковым навигатором. Направлением дальнейших исследований является комплексирование алгоритмов подавления маскирующих и имитационных помех в единой навигационной аппаратуре потребителя.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Осипов А.С.** Военно-техническая подготовка. Военно-технические основы построения средств и комплексов РЭП: учебник. Красноярск: Сиб. федер. ун-т, 2013. 344 с.
2. **Немов А.В.** Цифровые антенные решетки: новое качество спутниковых радионавигационных систем. СПб.: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2014. 160 с.
3. **Антонов А.С., Капылов Е.Л.** Моделирование работы двухчастотной антенной решетки навигационной аппаратуры потребителя ГЛОНАСС в условиях воздействия имитационной помехи. // Вопросы радиоэлектроники. 2021. №3. С. 14-25
4. **Антонов А.С., Ширяев Д.А.** Анализ временных характеристик алгоритма подавления имитационной помехи / Состояние, проблемы и перспективы разработки корабельных информационно-управляющих комплексов. / Сб. докладов научно-технической конференции. – М.: АО «Концерн «Моринсис-Агат». 2022
5. ИАЦ КВНО АО «ЦНИИМаш». URL: www.glonass-iac.ru
6. **Кудрявцев, С. М.** Автономное прогнозирование движения КА ГЛОНАСС и GPS в навигационных приемниках / С. М. Кудрявцев // Астрономический журнал. – 2020. – Т. 97. – № 11. – С. 954-968.
7. **Банков С.Е.** Антенны спутниковых навигаторов. М.: Издательство «Перо», 2014. 693 с.

A.S.Antonov, V.A.Savelev, (NPP Radar mms JSC, St. Petersburg). **Suppression of spoofing using adaptive antenna arrays in consumer satellite navigation equipment.**

Abstract. The report discusses a method of suppressing spoofing affecting the consumer's satellite navigation equipment. The possibility of using antenna arrays with a controlled diagram-forming circuit to focus the radiation pattern in the direction of arrival of satellite signals and create zero in the direction of arrival of spoofing is investigated. A mathematical model of the spoofing suppression problem is presented.

УДК 681.51

А. А. ЧЕРКАСОВА
(НИУ МЭИ, Москва)**МНОГОКАНАЛЬНАЯ АДАПТИВНАЯ СИСТЕМА СЛЕЖЕНИЯ ЗА ФАЗОЙ СИГНАЛОВ ГЛОБАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ**

Для работы в условиях априорно неизвестных параметров отношения с/ш и динамики изменения фазы принимаемых сигналов глобальных навигационных спутниковых систем синтезирована адаптивная система слежения за фазой сигнала. Система способна автоматически подстраиваться под динамику фазы и отношение с/ш принимаемых сигналов.

Введение. Система слежения за фазой (ССФ) для аппаратуры потребителя спутниковых радионавигационных систем часто работает в условиях априорной неопределенности как отношения сигнал/шум (с/ш), так и динамики фазы. В таких условиях работа классических оптимальных байесовских алгоритмов ССФ является не оптимальной по критерию минимума дисперсии ошибки. Также резкое изменение отношения с/ш или динамики может приводить к срыву слежения в такой системе.

Поэтому в аппаратуре потребителей спутниковых радионавигационных систем, как правило, не применяются оптимальные байесовские алгоритмы. Вместо этого применяются адаптивные робастные алгоритмы [1–5], основанные на текущем оценивании энергии принимаемых сигналов и взаимной динамики передатчика и приемника. Данные алгоритмы не позволяют достичь потенциальных характеристик чувствительности и точности.

Для достижения близких к оптимальным характеристик точности и чувствительности ССФ в условиях отсутствия информации о динамике фазы от других измерителей наиболее эффективен адаптивный подход из [6], который предусматривает снижение неопределенности статистических характеристик случайных процессов в ходе процедуры оценивания.

Цель работы – используя методы статистической теории синтеза оптимальных радиотехнических систем, синтезировать систему слежения за фазой сигналов глобальных навигационных спутниковых систем, адаптивную к динамике фазы и отношению с/ш для сохранения слежения за фазой в как можно более широком диапазоне условий работы.

Постановка задачи. Вектор информативных параметров имеет вид

$$\mathbf{x}_k = [q_k \quad \varphi_k \quad \omega_k \quad v_k(\alpha_k)]^T, \quad (1)$$

где k – номер отсчета с шагом T , q_k – отношение с/ш [дБГц], φ_k – фаза [рад], ω_k – частота [рад/с], v_k – ускорение фазы [рад/с²], α_k – неизвестный переменный параметр интенсивности динамических флуктуаций фазы, который имеет физический смысл среднеквадратического ускорения между передатчиком и приемником и выражен в [м/с²].

На вход приемника в дискретном времени поступает реализация наблюдений сигнала, который в интересах упрощения синтеза будем полагать гармоническим

$$y_{k,i} = \sqrt{4\sigma_n^2 T \cdot 10^{0.1q_k}} \cos \left\{ 2\pi f_o (kT + (i-1)T_d) + \varphi_k + \omega_k i T_d + v_k(\alpha_k) \frac{(iT_d)^2}{2} \right\} + n_{k,i}, \quad (2)$$

$$\mathbf{y}_k = [y_{k,0} \dots y_{k,N-1}]^T, \quad \mathbf{Y}_0^k = [\mathbf{y}_0^T, \mathbf{y}_1^T \dots \mathbf{y}_k^T]^T,$$

где $i = \overline{0, N-1}$ – индексы моментов частой шкалы времени с шагом T_d для описания наблюдений; $N = T/T_d$, $n_{k,i}$ – дискретный белый гауссовский шум с нулевым мат. ожиданием и дисперсией σ_n^2 .

¹ Научный руководитель: к.т.н., доцент, начальник отделения Шатилов А.Ю.

Задача синтеза оптимальной системы фильтрации заключается в нахождении оценки информативных процессов $q_k, \varphi_k, \omega_k, v_k(\alpha_k)$ по критерию минимума дисперсии ошибки (байесовская оценка) с учетом неизвестного неинформативного параметра динамики фазы α_k , меняющегося со временем. Будем считать, что величина α_k принимает дискретный набор значений $\alpha^j, j = \overline{1, M}$ из заданной области $[\alpha_{\min}, \alpha_{\max}]$, а его изменение во времени описывается марковской цепью с известными вероятностями перехода $P(\alpha_k = \alpha^j | \alpha_{k-1} = \alpha^l)$ – от значения α^l в момент времени $k-1$ к значению α^j в момент времени k и начальными вероятностями $P(\alpha_0 = \alpha^j)$, $j = \overline{1, M}$, $\sum_{j=1}^M P(\alpha_0 = \alpha^j) = 1$.

Многоканальная адаптивная система слежения за фазой. На основе теории оптимальной фильтрации синтезирован алгоритм многоканальной адаптивной системы слежения за фазой (МАССФ), включающий в себя и оценивание отношения с/ш, и оценивание параметров динамики фазы. Для уменьшения вычислительной сложности при реализации алгоритма использован переход к эквивалентной схеме линейаризованной системы j -го канального фильтра, на вход которой поступают наблюдения вида [8]

$$\mathbf{y}_{\text{ЭКВ},k} = \mathbf{x}_k + \mathbf{n}_{\text{ЭКВ},k}, \quad \mathbf{Y}_{\text{ЭКВ},0}^{k-1} = [\mathbf{y}_{\text{ЭКВ},0}^T, \mathbf{y}_{\text{ЭКВ},1}^T \cdots \mathbf{y}_{\text{ЭКВ},k-1}^T]^T, \quad (3)$$

где $\mathbf{n}_{\text{ЭКВ},k}$ — дискретных белых гауссовских шумов с нулевым математическим ожиданием и ковариационной матрицей $\mathbf{D}_{\mathbf{n}_{\text{ЭКВ},k}}$.

Структурная схема МАССФ представлена на рисунке 1. МАССФ представляет собой систему из M независимых канальных фильтров. Каждый канальный фильтр представляет собой расширенный фильтр Калмана, оценивающий с вектор состояния (1) и настроенный на конкретное значение α^l . Канальный фильтр включает в себя векторный дискриминатор $\mathbf{u}_{d,k}(\alpha^j)$ и сглаживающий фильтр. На схеме $\mathbf{S}_{\alpha,k}(\mathbf{x}_k(\alpha^j))$ – матрица крутизн векторной дискриминационной характеристики, $\mathbf{D}_{\mathbf{y}_{\text{ЭКВ},k}}(\alpha^j)$ – ковариационная матрица невязок эквивалентных измерений. Вся информация о текущей динамике фазы содержится в апостериорных вероятностях $P(\alpha_k = \alpha^j | \mathbf{Y}_0^k)$.

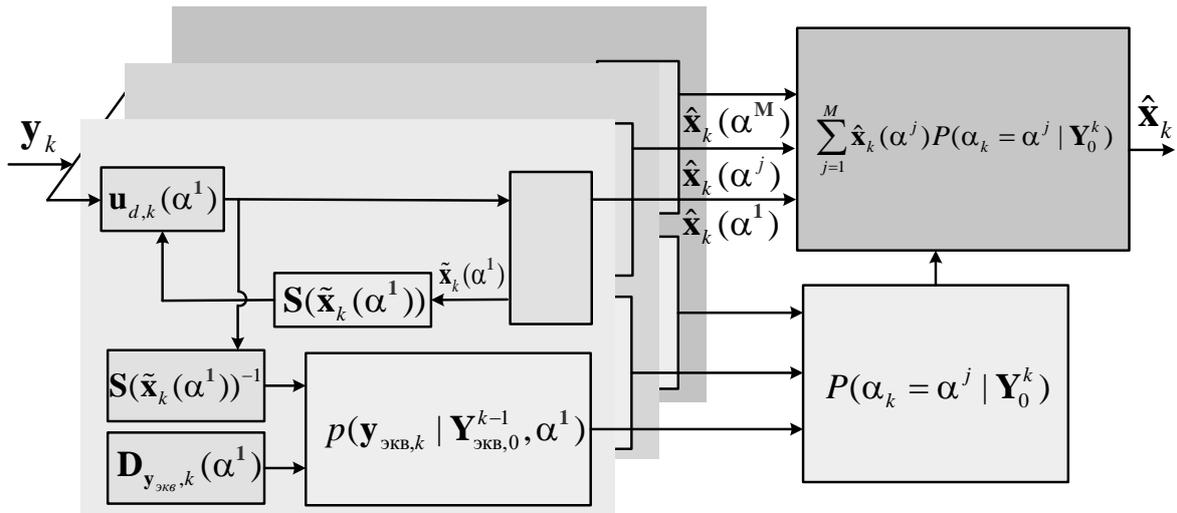


Рис 1. Структурная схема МАССФ

Детектирование срыва слежения за фазой. МАССФ позволяет определить событие срыва слежения за фазой через среднеквадратическую погрешность оценки фазы $\sigma_{\varphi_k, \text{МАССФ}} = \sqrt{\mathbf{D}_{\mathbf{x},k}(2,2)}$, где $\mathbf{D}_{\mathbf{x},k}$ – ковариационная матрица погрешностей оценки вектора состо-

яния. Сравнивая это значение с пороговым значением ошибки (определённом в [7], стр. 184), можно определить, произошел ли срыв фазы в МАССФ. Поскольку оценка отношения с/ш формируется при помощи *когерентного* амплитудного детектора, она оказывается заниженной при срыве слежения за фазой, что приводит к росту $\sigma_{\phi_k, \text{МАССФ}}$ и упрощает детектирование срыва.

Заключение. С помощью статистического моделирования показано, что МАССФ способна предотвратить срыв слежения за фазой при скачке отношения сигнал/шум с 50 до 9 дБГц и обратно (в условиях низкой динамики). МАССФ способна сохранять слежение за фазой при скачкообразных переходах динамики между низкой (обусловленной только динамикой опорного генератора) и высокой (синусоидальное ускорение амплитудой 10g и синусоидальный рывок амплитудой 10 g/s) при отношении сигнал/шум 24 дБГц. Таким образом, в реальных условиях, когда динамика объекта и отношения с/ш принимаемых сигналов меняются непредсказуемым образом, МАССФ сохраняет слежение за фазой в гораздо более широком диапазоне условий, чем неадаптивная ССФ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Jong-Hoon Won and Bernd Eissfeller. A Tuning Method Based on Signal-to-Noise Power Ratio for Adaptive PLL and its Relationship with Equivalent Noise Bandwidth. IEEE Communications Letters, VOL. 17, NO. 2, FEBRUARY 2013, pp 393-396.
2. Jong-Hoon Won. A Novel Adaptive Digital Phase-Lock-Loop for Modern Digital GNSS Receivers. IEEE Communications Letters, VOL. 18, NO. 1, JANUARY 2014, pp. 46-49.
3. Dah-Jing Jwo and Sheng-Hung Wang. Adaptive Fuzzy Strong Tracking Extended Kalman Filtering for GPS Navigation. IEEE Sensors Journal, VOL. 7, NO. 5, MAY 2007, pp 778-789.
4. Jordi Vilà-Valls, Pau Closas, Carles Fernández-Prades, Jose A. López-Salcedo, and Gonzalo Seco-Granados. Adaptive GNSS Carrier Tracking Under Ionospheric Scintillation: Estimation vs. Mitigation. IEEE Communications letters, VOL. 19, NO. 6, JUNE 2015, pp 961-964
5. Emanuela Falletti, Marco Pini, Letizia Lo Presti. Low Complexity Carrier-to-Noise Ratio Estimators for GNSS Digital Receivers. IEEE Transactions on aerospace and electronic systems VOL. 47, NO. 1 JANUARY 2011, pp. 420-437.
6. Перов. А.И. Статистическая теория радиотехнических систем. Учебное пособие. Изд. 2-е, перераб. и доп. - М.: Радиотехника, 2022. - 840 с.
7. Understanding GPS: Principles and Applications/ Ed. by E.D. Kaplan.— С. 86-92. Artech House, Inc., Norwood, Massachusetts, 1996
8. Перов А. И., Замолотчиков В. Н., Чиликин В. М. Радиоавтоматика: Учебник для вузов. _ М.: Радиотехника, 2014. – 320 с.

A.A. Cherkasova (National Research University “Moscow Power Engineering Institute”, Moscow). **Multichannel adaptive phase lock loop system for global navigation satellite systems signals**

Abstract. To work under conditions of a priori unknown parameters of the dynamics of the phase process and the signal-to-noise ratio of received signals, a multi-channel adaptive phase-locked loop system has been developed as a result of setting and solving the optimal synthesis problem. The system is capable of automatically adjusting to the dynamics of the phase process and the S/N ratio of the received signals.

УДК 528.02

С. В. ДОЛИН

(Сибирский государственный университет геосистем и технологий, г. Новосибирск)

МЕТОДИКА КОЛЛАБОРАТИВНОГО ВЫСОКОТОЧНОГО ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ПО СИГНАЛАМ ГЛОБАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ

Представлена реализация методики коллаборативного высокоточного позиционирования, разработанной на основе одноименной концепции. Методика позволяет: обеспечить повсеместное покрытие высокоточным навигационным полем; многократно сократить нагрузку на телекоммуникационную сеть; обеспечить время инициализации и точность определения координат, характерных для метода Real Time Kinematic.

Введение. По оценке Европейского агентства глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) [1] спрос на высокоточную навигационную информацию будет увеличиваться, а секторы экономики, которые ранее не использовали ГНСС-технологии, будут расширять взаимодействие с этой информацией.

Современные требования к глобальному высокоточному позиционированию в режиме реального времени, исходя из анализа исследований [2-6], можно сформулировать следующим образом:

- определение координат для подвижных объектов со средней квадратической погрешностью не более 20 см и не более 10 см для неподвижных объектов;
- время, необходимое на получение координат с указанной точностью, не более 2 минут;
- время, необходимое для восстановления указанной точности после прерывания приема ГНСС-сигналов, не более 5 с;
- глобальность и непрерывность высокоточного навигационного поля;
- минимальный объем данных, передаваемых по телекоммуникационным сетям.

Таким требованиям потенциально может удовлетворять концепция, предложенная в 2019 году учеными К. Ризосом и Джоель ван Кроненбруком, в рамках рабочей недели, Международной федерации геодезистов, получившая название коллаборативное высокоточное позиционирование [7]. В настоящей работе представлена реализация методики коллаборативного высокоточного позиционирования, удовлетворяющая всем вышеописанным требованиям к глобальному высокоточному позиционированию в режиме реального времени.

Методика исследования. Основываясь на методе позиционирования Precise Point Positioning (PPP), в силу его глобальности и малого объема передаваемых данных [8; 9], автором предложен подход, позволяющий обойти один из основных недостатков этого метода – продолжительный период сходимости решения. В методике предлагается использование координат и дисперсий, в контексте метода Байеса, при котором в векторе оценок подставляются координаты, полученные из решения относительным методом в режиме реального времени с подвижной базовой станцией, в ковариационную матрицу вектора подставляются дисперсии использованных оценок. Это позволяет сократить время и повысить точность определения постоянных параметров (неоднозначности фазовых измерений) и медленно меняющихся параметров (зенитная тропосферная задержка) к уровню точности Real Time Kinematic (RTK), что приводит к улучшению обусловленности задачи определения координат пользователя.

Предложено применение нового подхода к распределению статусов (ролей) в рамках реализации методики: наряду со статусами «базовая станция» и «ровер» вводится статус «кандидат».

Статус «ровер» приобретает станцией в начальный момент реализации методики, а также в случае снижения точности оценки координат на станции до некоторого порогового значения. При этом посылаются запросы в облачный центр обработки данных, в котором станция передает свои приближенные координаты и ожидает ответа с данными о подключении другой станции, выступающей в роли базовой, для выполнения оптимизации решения. После получения фиксированного

решения на ровере происходит разрыв подключения, и пользователи отсоединяются друг от друга, переходя в режим PPP. Предполагается, что большую часть времени роверы будут выполнять позиционирование именно в режиме PPP, что позволит снизить нагрузку на каналы связи.

Статус «кандидат» приобретается станцией в том случае, если ее координаты определены с погрешностью менее 10 см, при условии, что пользователь станции дал согласие на передачу своих высокоточных координат другим пользователям системы.

Статус «базовая станция» может назначаться облачным центром обработки данных по мере необходимости станции-кандидату в том случае, если вблизи нее находятся роверы, которым требуется корректирующая информация. Базовая станция передает поток данных измерений и высокоточных координат в формате RTCM на ровер через главный сервер.

Эксперимент. Эксперименты предполагали сравнительную оценку среднеквадратических ошибок координат контрольных наземных измерительных пунктов по результатам решений синхронных ГНСС-измерений методами PPP, RTK и по методике коллаборативного высокоточного позиционирования. Координаты контрольных станций известны. Они располагались на разных удалениях от станций, выступающих в статусах «кандидат» и «базовая станция», местоположение которых также оценивалось. Контрольные станции находились на расстояниях от базовых станций в 74, 125, 320 и 550 км.

В процессе исследования было доказано, что реализация методики при продолжительности ГНСС-измерений 4 часа, уменьшает среднеквадратические ошибки в сравнении с методом PPP в среднем на 6 см (46 %) по координате E, на 8 см (90 %) по координате N и на 10 см (44 %) по координате U.

В сравнении с методом RTK, методика имеет преимущество в точности тем выше, чем дальше пункт находится от базовой станции. На расстоянии в 74 км, согласно полученной оценке точности, методика коллаборативного высокоточного позиционирования превзошла RTK точности определения плановых координат, но уступила по точности определения высоты. Однако для расстояний в диапазоне 300-500 км, для которых применение метода RTK с исключением целочисленной неоднозначности невозможно, применение методики позволило уменьшить погрешность в 10-20 раз.

Заключение. В результате исследования была разработана методика коллаборативного высокоточного позиционирования обеспечивающая соответствие перспективным требованиям потребителей высокоточной навигации в режиме реального времени. Положительный эффект реализации методики заключается в повышении точности определения координат, сокращении времени сходимости решения до минуты, а при потере сигнала на станции, решение сходится в течение нескольких секунд.

Работа выполнена при поддержке СЧ НИР «ГЕОТЕХ-Квант» 121111600209-4.

ЛИТЕРАТУРА

1. European Union Agency for the Space Programme. EUSPA EO and GNSS Market Report.2022 / Issue 1 . / European Union Agency for the Space Programme. – LU: Publications Office, 2022.
2. **An, X.** From RTK to PPP-RTK: towards real-time kinematic precise point positioning to support autonomous driving of inland waterway vessels / X. An, R. Ziebold, C. Lass – Text : direct // GPS Solutions. 2023. Vol. 27. From RTK to PPP-RTK. № 2. – P. 86.
3. **Ge, Y.** An analysis of BDS-3 real-time PPP: Time transfer, positioning, and tropospheric delay retrieval // Measurement. 2021. Vol. 172. An analysis of BDS-3 real-time PPP. – P. 108871.
4. **Chen, L.** Method for real-time self-calibrating GLONASS code inter-frequency bias and improvements on single point positioning // GPS Solutions. 2018. Vol. 22. № 4. – P. 111.
5. **Lou, Y.** A review of real-time multi-GNSS precise orbit determination based on the filter method / Y. Lou – Text : direct. 2022. – P. 15.
6. **Choy, S.** GNSS satellite-based augmentation systems for Australia // GPS Solutions. 2017. Vol. 21. № 3. – P. 835-848.
7. **Chris Rizos.** The “uberization” of the GNSS Positioning Infrastructure // The “uberization” of the GNSS Positioning Infrastructure. – P. 19.
8. **Rui Hirokawa, S. R.** PPP/PPP-RTK open formats: Overview, comparison, and proposal for an interoperable message / S.R. Rui Hirokawa – Text : direct // Navigation. 2021. Vol. 68. № 4. – P. 759-778.
9. **Wübbena, G.** PPP-RTK: Precise Point Positioning using state-space representation in RTK networks / G. Wübbena, M. Schmitz, A. Bagge // Proceedings of ION GNSS. 2005. Vol. 5. PPP-RTK. – P. 13-16.

S. V. Dolin (Siberian State University of Geosystems and Technologies, Novosibirsk). **Method of collaborative high-precision positioning by signals global navigation satellite system`s**

Abstract. The paper presents the implementation of a method for collaborative high-precision positioning, developed on the basis of the concept of the same name. The technique allows to provide widespread coverage with a high-precision navigation field; significantly reduce the load on the telecommunications network; ensure the initialization time and accuracy of coordinate determination characteristic of the Real Time Kinematic method.

УДК 528.88: 550.388.2

П. А. ХМАРСКИЙ, А. О. НАУМОВ
(Институт прикладной физики Национальной академии наук Беларуси)

АЛГОРИТМЫ ТРЕХМЕРНОЙ РЕКОНСТРУКЦИИ ПОЛЕЙ КОНЦЕНТРАЦИИ ЭЛЕКТРОНОВ В ИОНОСФЕРЕ ПО ДАННЫМ ГЛОБАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ

Приводятся особенности построения алгоритмов трехмерной реконструкции полей концентрации электронов в ионосфере по данным глобальной навигационной спутниковой системы. В качестве входных данных использовались результаты измерений спутниковой системы точного позиционирования Республики Беларусь и навигационные данные высокоорбитальных навигационных спутников.

Введение. Ионосфера является высокоионизированным слоем атмосферы Земли, состояние которого играет важную роль в радиосвязи, радионавигации и других системах, использующих электромагнитные волны [1]. Достоверная информация о трехмерной структуре концентрации электронов в ионосфере позволяет улучшить точность позиционирования, а также обеспечить более надежную радиосвязь в условиях изменчивости ионосферы [2, 3]. Появление глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) обеспечило доступ к обширной сети спутников, излучающих сигналы на различных частотах, которые взаимодействуют с ионосферой во время своего прохождения через нее [1, 2]. В настоящее время известно множество эффективных методов трехмерной реконструкции полей концентрации электронов в ионосфере, в первую очередь, основанных на использовании различных модификаций алгоритма итеративной алгебраической реконструкции [4, 5]. Несмотря на это, по-прежнему остаются нерешенными задачи, связанные с реконструкцией. Среди них следует отметить [3, 6, 7, 8]: выбор оптимального размера и геометрии вокселя, выбор способа сглаживания реконструируемых данных, обоснование вводимых ограничений и учет априорных сведений о состоянии ионосферы, многомерная оптимизация параметров разработанной структуры реконструкции. **Предлагаемый доклад посвящен** рассмотрению разработанных алгоритмов и примеров трехмерной реконструкции полей концентрации электронов в ионосфере по результатам измерений спутниковой системы точного позиционирования Республики Беларусь.

Трехмерная реконструкция полей концентрации электронов в ионосфере по данным глобальной навигационной спутниковой системы. Процесс радиотомографии ионосферы, основанный на ГНСС, требует реконструкции изображения в интересующей области путем анализа подмножества интегральных проекций (рис.1). Эти проекции измеряются под различными углами или траекториями лучей. Математические обратные задачи, связанные с реконструкцией изображения измерениями внутри или вокруг области исследования, сложны, поскольку искомая информация, такая как распределение электронной плотности, недоступна непосредственно. Вместо этого доступны только определенные преобразования или проекции этой информации. На практике эти измерения представляют собой неполные и зашумленные выборки информации [1, 4, 5, 10, 11]. В случае ионосферной томографии, основанной на ГНСС, наличие ограничений, таких как ограниченное количество спутников и наземных станций и ограниченная апертура приема, делает эту задачу трудноформализуемой и требует учета дополнительной априорной информации для ее решения.

Для восстановления трехмерных изображений электронной плотности ионосферы необходимо проводить наблюдения линейных интегралов ее электронной плотности по пути

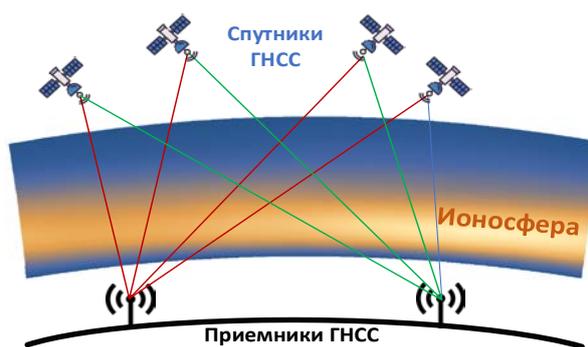


Рис. 1. Принцип радиотомографии ионосферы на основе данных ГНСС

распространения сигнала в разных положениях и ориентациях через зондируемую область. Эти линейные интегралы измеряются в виде полного электронного содержания (TEC – *total electron content*), которое может быть записано для произвольного момента времени t как [1]:

$$TEC(t) = \int_l Ne(t,l)dl, \quad (1)$$

где $Ne(l, t)$ – электронная плотность ионосферы, а l задает траекторию распространения сигнала между спутником и приемником. Детально все этапы определения полного электронного содержания, включающие вычисление TEC по кодовым и фазовым псевдодальностям, устранение скачков фазовых циклов, вычисление дифференциальных кодовых задержек, описаны в работах авторов [9, 10].

В рамках подхода компьютерной томографии, а также с учетом того, что распределение электронной плотности стабильно в течение выбранного периода времени, ионосфера разбивается на регулярную сетку из n вокселей. При реконструкции в каждом вокселе плотность электронов считается постоянной, поэтому непрерывное распределение плотности $Ne(l)$ дискретизируется вектором-столбцом \mathbf{x} размерности $n \times 1$. Набор измерений TEC выражается вектором-столбцом \mathbf{y} размерности $m \times 1$. После дискретизации выражение (1) сводится к виду:

$$\mathbf{y} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \boldsymbol{\varepsilon}, \quad (2)$$

где \mathbf{A} – матрица размерности $m \times n$, связывающая распределения плотности электронов с измерениями TEC ; $\boldsymbol{\varepsilon}$ – вектор-столбец шумов наблюдений размерности $m \times 1$;

Задача радиотомографии в данном случае сводится к определению неизвестного распределения электронной плотности в заданной области зондирования по известным значениям измерений TEC \mathbf{y} и матрицы коэффициентов \mathbf{A} .

В результате проведенных сопоставительных исследований в качестве основы для разрабатываемого алгоритма реконструкции был выбран алгоритм реконструкции **Landweber** [6, 7], который характеризуется наименьшей вычислительной сложностью и высокой скоростью сходимости. Для учета ограничений на гладкость распределения плотности электронов вводится матрица \mathbf{B} размерности $n \times n$, которая связывает соседние воксели с помощью девятиточечной конечно-разностной аппроксимации оператора Лапласа [7]. Для этого уравнения наблюдения (2) дополняются уравнениями $\alpha\mathbf{B}\mathbf{x} + \boldsymbol{\varepsilon}_{sm} = 0$, где, $\boldsymbol{\varepsilon}_{sm}$ – шумы аппроксимации, α – весовой коэффициент, при котором шумы аппроксимации и шумы $\boldsymbol{\varepsilon}$ одинаковы по уровню.

Разработанный алгоритм сводится к вычислению:

$$\mathbf{x}^{k+1} = \mathbf{x}^k + \beta\lambda_k \tilde{\mathbf{A}}^T (\tilde{\mathbf{y}} - \tilde{\mathbf{A}}\mathbf{x}^k), \quad (3)$$

где \mathbf{x}^k – оценка вектора \mathbf{x} на k -й итерации; $\tilde{\mathbf{A}} = \begin{pmatrix} \mathbf{A} \\ \mathbf{B} \end{pmatrix}$, $\tilde{\mathbf{y}} = \begin{pmatrix} \mathbf{y} \\ \mathbf{0} \end{pmatrix}$, $\mathbf{0}$ – нулевой n -мерный вектор; β – весовой коэффициент; λ_k – коэффициент релаксации, который учитывает априорное распределение концентрации электронов.

Реализованный алгоритм сводится к выполнению следующих этапов:

- инициализация λ_k данными об априорном распределении концентрации электронов;
- вычисление вектора \mathbf{y} для заданного момента времени;
- вычисление составляющих матрицы \mathbf{A} ;
- вычисление матрицы с ограничениями \mathbf{B} [7] и дополнение ею матрицы \mathbf{A} до $\tilde{\mathbf{A}}$;
- установка начальных значений \mathbf{x}^0 с учетом данных IRI-2016 [12] и ограничений по Чепману [1] при условии отсутствии априорных сведений;
- выполнение выражения (3) до достижения требуемой точности.

На рис. 2 представлен пример результатов работы разработанного алгоритма по построению трехмерной реконструкции полей концентрации электронов в ионосфере по данным 96 наземных станций ГНСС и 6 спутников на каждую станцию во время геомагнитной бури

5 ноября 2023 года над территорией Беларуси. Общее число вокселей n равнялось 14850 (число вокселей по широте, долготе и высоте – 18, 33 и 25 соответственно). Здесь показаны вертикальные сечения реконструированного поля при фиксированных широте и долготе, а также распределение суммарного вертикального полного электронного содержания, демонстрирующие пространственную структуру ионосферных возмущений. В полученных распределениях хорошо виден характерный максимум электронной концентрации на высотах 300-400 км (1-е и 2-е изображения), а также существенные горизонтальные неоднородности в распределении вертикального полного электронного содержания (3-е изображение), типичные для периодов геомагнитных возмущений.

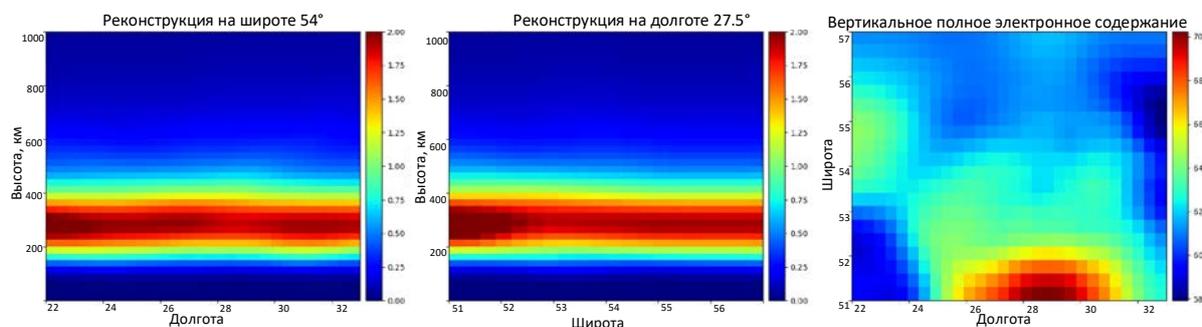


Рис. 2. Пример реконструкции полей концентрации электронов по данным 90 наземных станций над территорией Республики Беларусь, 5 ноября 2023 года

Заключение. Рассмотрены особенности построения алгоритмов трехмерной реконструкции концентрации электронов в ионосфере. Основные научные проблемы, которые возникают при реализации данного алгоритма: выбор и обоснование размера и геометрии вокселя; выбор метода алгебраической реконструкции и используемого способа остановки выполнения процедуры реконструкции; выбор способа сглаживания реконструируемых данных; учет априорных сведений в алгоритмах реконструкции; оптимизация параметров выбранной структуры реконструкции.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Куницын В.Е., Терещенко Е.Д., Андреева Е.С.** Радиотомография ионосферы. М.: Физматлит, 2007. 693 с.
2. **Hofmann-Wellenhof B., Lichtenegger H., Wastle E.** GNSS – Global Navigation Satellite Systems. GPS, GLONASS, Galileo, and More. Springer, 2008. xxix, 516 p.
3. **Materassi M., Forte B., Coster A., Skone S.** The Dynamical Ionosphere a Systems Approach to Ionospheric Irregularity. Elsevier, 2020. 323 p.
4. **Артемьев В.М., Наумов А.О.** Радиотомография поля концентрации электронов в ионосфере на основе фильтра Калмана // Весці НАН Беларусі. Серыя фізіка-тэхнічных навук. 2012. № 2. С. 86–92.
5. **Artemiev V.M., Naumov A.O., Stepanov V.L., Murashko N.I.** Method and Results of Real Time Modeling of Ionosphere Radiotomography on the Basis of the Kalman Filter Theory // Journal of Automation and Information Sciences, 40(2), 2008, p. 52–62.
6. **Herman G.T.** Fundamentals of Computerized Tomography, Image Reconstruction from Projections, Springer, New York, 2009. 297 p.
7. **Hobiger T., Kondo T., Koyama Y.** Constrained simultaneous algebraic reconstruction technique (C-SART) – a new and simple algorithm applied to ionospheric tomography. *Earth Planet. Sp* 60. 2008. P.727–735.
8. **Wen D., Liu S., Tang P.** Tomographic reconstruction of ionospheric electron density based on constrained algebraic reconstruction technique. *GPS Solut.* 14. 2010. P. 375–380.
9. **Naumov A., Khmarskiy P., Byshnev N., Piatrouski M.** Methods and software for calculating total electronic content based on GNSS data. *7th Advanced Engineering Days, 1-2 July. 2023. Mersin, Türkiye. 2023. P.158-160.*
10. **Naumov A., Khmarskiy P., Byshnev N., Piatrouski M.** Methods and software for estimation of total electron content in ionosphere using GNSS observations. *Engineering Applications.* Vol. 2. №3. P. 243–253.
11. **Иванов В.Б., Затолокин Д.А., Горбачёв О.А.** Сравнение моделей полного электронного содержания ионосферы для системы ГЛОНАСС. Гирокоспия и навигация. 2017. №2 (97). С. 89-96
12. International Reference Ionosphere. URL: https://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/models/iri2016_vitmo.php. Дата обращения 07.06.2023.

P.A.Khmarskiy, A.O.Naumov (Institute of Applied Physics of the National Academy of Sciences of Belarus, Minsk, Republic of Belarus). **Algorithms for three-dimensional reconstruction of electron concentration fields in the ionosphere using data from the global navigation satellite system**

The features of the construction of algorithms for three-dimensional reconstruction of electron concentration fields in the ionosphere based on the data of the global navigation satellite system are presented. The results of measurements of the satellite precision positioning system of the Republic of Belarus and navigation data of high-orbit navigation satellites were used as input data.

УДК 629.78

У. В. АКИМЧЕНКО
(Самарский университет им. Королева, Самара)

АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ ПРОДОЛЬНОЙ ОСИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО АНАЛИЗУ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ ВИДИМОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВ

В работе рассматривается модификация алгоритма определения ориентации продольной оси космического аппарата (КА) по анализу геометрической видимости пространственного положения навигационных спутников ГЛОНАСС и GPS. Модификация алгоритма заключается в новой математической постановке задачи, как задачи на условный экстремум.

При решении задачи предполагается, что на КА по продольной оси установлены две навигационные антенны, направленные в противоположные стороны.

Введение. Одной из задач управления КА является определение его ориентации. Ранее был создан алгоритм определения ориентации КА на основе анализа геометрической видимости навигационных космических аппаратов (НКА) ГЛОНАСС и GPS [1-3]. Алгоритм опирался на «видимость» НКА со стороны навигационной антенны, установленной на КА. Решение задачи сводилось к поиску безусловного экстремума целевой функции с последующей нормировкой полученных результатов. Однако более корректной является задача поиска условного экстремума с ограничениями в виде равенств. Этому посвящена настоящая работа.

Математическая постановка задачи. Вводятся три системы координат:

- абсолютная геоцентрическая система координат (АСК) – начало в центре Земли, ось X_a направлена в точку весеннего равноденствия, ось Z_a направлена по оси суточного вращения Земли, ось Y_a лежит в плоскости экватора и дополняет систему до правой;
- орбитальная система координат (ОСК) – начало в центре масс КА, ось Z_2 направлена по радиус-вектору КА, ось X_2 направлена по вектору скорости КА, ось Y_2 направлена перпендикулярно плоскости орбиты;
- связанная система координат – начало в центре масс КА, оси X_1, Y_1, Z_1 сонаправлены с главными центральными осями инерции, причем X_1 – продольная ось КА;

Приняты следующие допущения:

- на КА установлены две антенны A^\pm навигационного приемника (НП) с антенной базой, параллельной оси X_1 (см. рис. 1), диаграммы направленности антенн A^\pm ориентированы, соответственно, в сторону положительных и отрицательных значений X_1 , при этом $\mathbf{A}_1^\pm = (x_1^\pm, y_1^\pm, z_1^\pm)^T = (\pm 1, 0, 0)^T$ – вектор направляющих косинусов фазовых центров антенн НП относительно осей связанной системы координат;
- расстоянием от фазового центра антенны НП до центра масс КА пренебрегаем;
- ширина диаграммы направленности антенны НП принимается равной 90° .

Из НП поступают [1]:

- $X_a, Y_a, Z_a, \dot{X}_a, \dot{Y}_a, \dot{Z}_a$ – параметры движения центра масс КА в АСК;
- X_{ai}, Y_{ai}, Z_{ai} – координаты НКА ГЛОНАСС и GPS в АСК.

Требуется найти оценку пространственной ориентации продольной оси X_1 КА относительно ОСК, т.е. оценку направляющих косинусов $x_2^\pm, y_2^\pm, z_2^\pm$ фазовых центров антенн НП относительно осей ОСК с учетом условия нормировки

$$\left(x_2^\pm\right)^2 + \left(y_2^\pm\right)^2 + \left(z_2^\pm\right)^2 = 1. \quad (1)$$

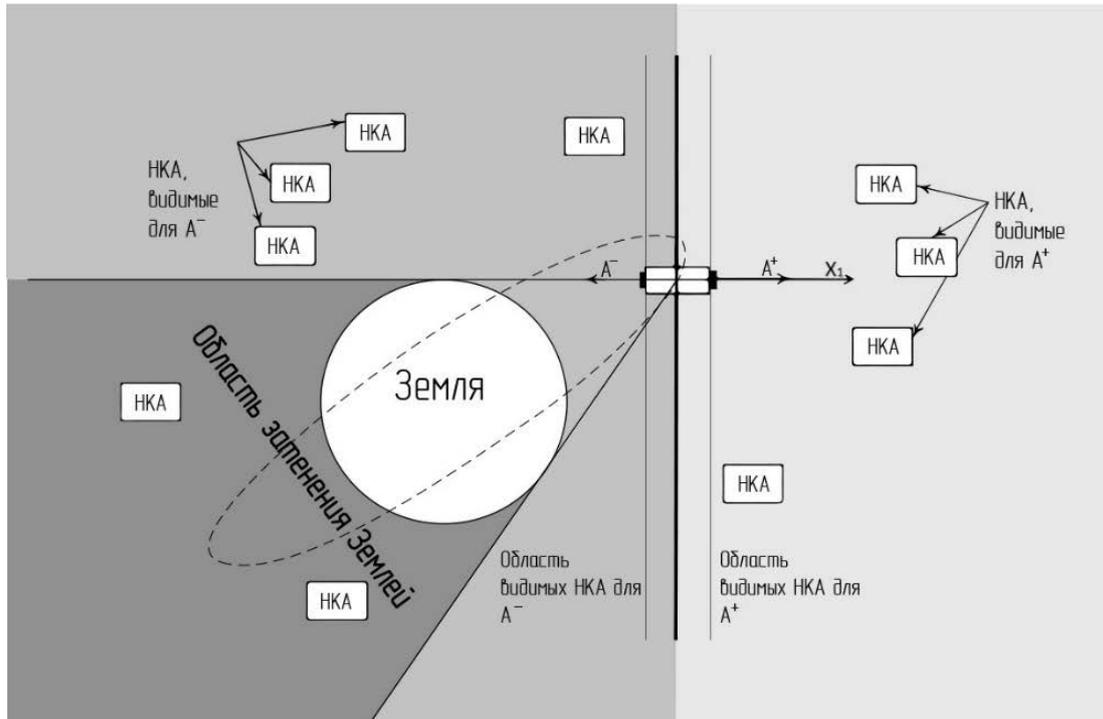


Рис.1. К определению ориентации продольной оси КА

Алгоритм определения ориентации оси X_1 КА основывается на использовании информации о пространственном положении НКА ГЛОНАСС и GPS и включает в себя следующие этапы [1]:

1. Формирование массива координат «видимых» НКА ГЛОНАСС и GPS в АСК на момент времени решения задачи;
2. Пересчет координат «видимых» НКА ГЛОНАСС и GPS из АСК в ОСК, формирование направляющих косинусов НКА относительно осей ОСК.
3. Отыскание оценки вектора направляющих косинусов фазового центра антенны из условия минимума целевой функции (F) и определение углов ориентации.

Целевая функция, отражающая геометрический смысл видимости НКА, примет вид:

$$F(x_2^\pm, y_2^\pm, z_2^\pm) = \sum_{i=1}^{N^-} (x_2^- \cdot x_{2i}^- + y_2^- \cdot y_{2i}^- + z_2^- \cdot z_{2i}^- - 1)^2 + \sum_{j=1}^{N^+} (x_2^+ \cdot x_{2j}^+ + y_2^+ \cdot y_{2j}^+ + z_2^+ \cdot z_{2j}^+ - 1)^2, (2)$$

где $x_2^\pm, y_2^\pm, z_2^\pm$ – направляющие косинусы фазовых центров антенны относительно осей ОСК; N^+, N^- – количество НКА, «видимых» антеннами; $x_{2i}^-, y_{2i}^-, z_{2i}^-, x_{2j}^+, y_{2j}^+, z_{2j}^+$ – направляющие косинусы НКА, «видимых» советующими антеннами, относительно осей ОСК.

Направляющие косинусы фазовых центров антенн НП, расположенных по одной оси, но с диаграммами направленности, ориентированными в противоположные стороны, связаны соотношением:

$$x_2^+ = -x_2^-, y_2^+ = -y_2^-, z_2^+ = -z_2^-, (3)$$

Учитывая (3), целевая функция (2) примет вид:

$$\tilde{F}(x_2^+, y_2^+, z_2^+) = \sum_{i=1}^{N^-} (x_2^+ \cdot x_{2i}^- + y_2^+ \cdot y_{2i}^- + z_2^+ \cdot z_{2i}^- + 1)^2 + \sum_{j=1}^{N^+} (x_2^+ \cdot x_{2j}^+ + y_2^+ \cdot y_{2j}^+ + z_2^+ \cdot z_{2j}^+ - 1)^2. (4)$$

Отметим, что при проведении моделирования из рассмотрения исключаются НКА, затененные Землей (см. рис. 2), т.е. НКА, для которых

$$z_{2i} < -\cos\left(\arcsin\frac{R_3}{R_3 + h}\right), \quad (5)$$

где R_3 - радиус Земли, h – высота орбиты КА.

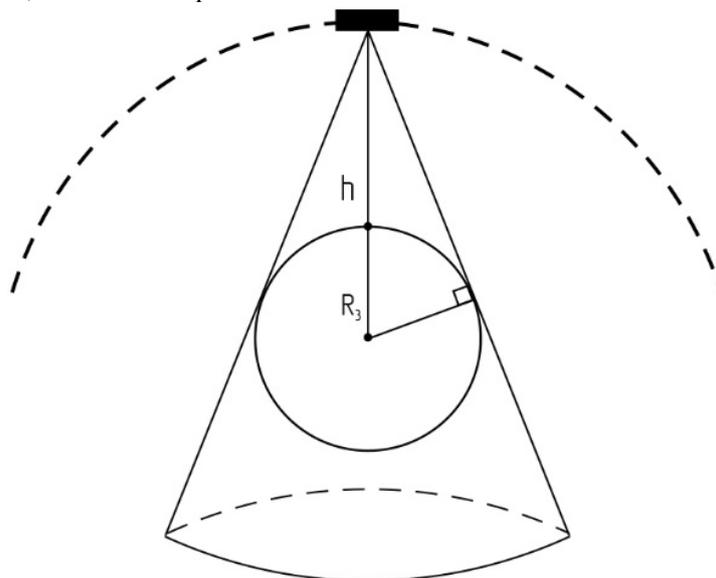


Рис. 2. К исключению из рассмотрения НКА, затененных Землей.

Заключение. Представлена модификация алгоритма определения ориентации продольной оси КА на основе анализа геометрической видимости НКА ГЛОНАСС и GPS, сигналы которых принимаются двумя противоположно направленными антеннами приемника спутниковой навигации. В алгоритме используется полученные приемником данные о положении НКА и КА. Определению подлежат направляющие косинусы продольной оси КА относительно осей его орбиты с учетом условия нормировки.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Белоконов И.В., Крамлих А.В.** Методика восстановления ориентации космического аппарата при комплексировании магнитометрических и радионавигационных измерений. Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. 2007. № 1 (12). С. 22–30.
2. **Крамлих А.В., Мельник М.Е.** Адаптивный алгоритм определения ориентации низковысотных космических аппаратов на основе обработки одномоментных разнотипных измерений. Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. 2012. № 4 (35). С. 69–75.
3. **Белоконов И.В., Крамлих А.В., Мельник М.Е.** Модифицированный алгоритм оценивания одноосной ориентации наноспутника по геометрической видимости навигационных космических аппаратов. Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2018. Т. 61. № 5. С. 409–413.

U.V. Akimchenko (Samara University, Samara). **Algorithm for determining the orientation of the longitudinal axis of the spacecraft based on the analysis of the geometric visibility of navigation satellites.**

Abstract. The paper considers a modification of the algorithm for determining the orientation of the longitudinal axis of a spacecraft by analyzing the geometric visibility of the spatial position of navigation satellites of the GLONASS and GPS systems. The modification of the algorithm consists of a new mathematical formulation of a conditional extremum problem. In solving the problem, it is assumed that two navigation antennas, directed in opposite directions, are installed on the spacecraft along the longitudinal axis.

УДК 681.51

В.В.АНДРЕЕВА

(Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королёва, Самара)

ФОРМИРОВАНИЕ НОМИНАЛЬНОЙ ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ МАЛОРАЗМЕРНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ФУНКЦИОНИРУЮЩЕГО В ДОЛУННОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Рассмотрен способ формирования номинальной программы управления угловым движением малоразмерного космического аппарата, функционирующего в долунном пространстве. Для описания углового движения аппарата использовались нормированные кватернионы. В ходе решения получено аналитическое выражение управляющего момента с учётом действия гравитационных моментов от Земли и Луны.

Введение. После выведения малоразмерного космического аппарата (МКА) на орбиту, одной из важных задач является его приведение из некоторого произвольного начального углового положения в требуемое конечное положение покоя. Данная формулировка соответствует задачам управления угловым движением МКА. Настоящая работа посвящена формированию номинальной программы управления угловым движением (управляющего момента) с учетом результирующего гравитационного момента, обусловленного притяжением Земли и Луны. Предполагается, что МКА движется в плоскости орбиты движения Луны относительно Земли.

Описание движения твердого тела. Запишем уравнения углового движения МКА в векторной форме. В случае описания углового движения МКА с помощью нормированного кватерниона кинематические уравнения имеют вид [1]:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{q} \circ \boldsymbol{\omega}_{\text{абс}}, \quad (1)$$

динамические уравнения Эйлера [1]:

$$\mathbf{I} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\text{абс}} + \boldsymbol{\omega}_{\text{абс}} \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}_{\text{абс}} = \mathbf{M}_{\text{упр}} + \mathbf{M}_{\text{гр}}^3 + \mathbf{M}_{\text{гр}}^{\text{Л}}, \quad (2)$$

где \mathbf{I} – матрица моментов инерции МКА, $\boldsymbol{\omega}_{\text{абс}}$ – вектор абсолютной угловой скорости МКА, $\boldsymbol{\omega}$ – вектор угловой скорости, $\boldsymbol{\omega}_{\text{абс}} = \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_{\text{орб}}$, $\boldsymbol{\omega}_{\text{орб}}$ – известный вектор орбитальной угловой скорости, $\mathbf{M}_{\text{упр}}$ – управляющий момент, $\mathbf{M}_{\text{гр}}^3$ – гравитационный момент от Земли, $\mathbf{M}_{\text{гр}}^{\text{Л}}$ – гравитационный момент от Луны.

Система дифференциальных уравнений (1), (2) лежит в основе формирования номинальной программы управления угловым движением МКА, поскольку в состав динамических уравнений, описывающие движение МКА, входит управляющий момент, выраженный через программный кватернион и учитывающий действие гравитационных моментов от Луны и Земли.

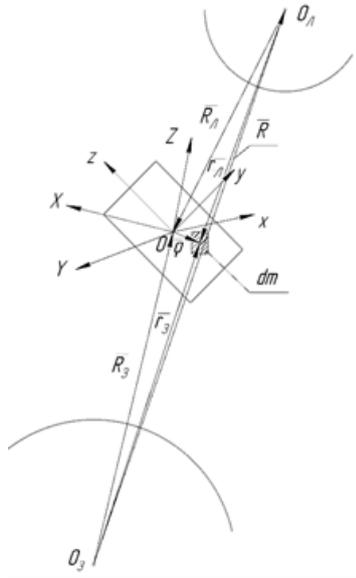
Определение моментов. Для нахождения гравитационного момента от Луны, необходимо знать главный вектор сил тяготения и его гравитационный момент относительно центра масс тела. Для определения данных векторов вводятся две системы координат: орбитальная система координат $OXYZ$ (ОСК) с началом O в центре масс МКА, осью OZ , направленной по радиусу вектору МКА, осью OX , направленной по вектору скорости МКА, осью OY , направленной перпендикулярно плоскости орбиты и дополняющей систему до правой, а также связанную систему координат $Oxyz$ (ССК) с началом O в центре масс МКА, оси которой сонаправлены с главными центральными осями инерции (рис.1).

В реальности разные точки тела находятся на разных расстояниях от центра Земли и, соответственно, силы притяжения этих точек Землей (Луной) не будут параллельными. В таком

случае находится гравитационный момент относительно центра масс [3]. Исходя из этого интегрирование выполняется по массе m в разных точках МКА. Гравитационный момент, действующий на МКА, находится по формуле [3]:

$$\mathbf{M}_{zp} = \mathbf{M}_{zp}^3 + \mathbf{M}_{zp}^{\text{Л}} = -\mu \int \frac{[\mathbf{p} \times \mathbf{r}_3]}{r_3^3} dm - (\gamma \int \frac{[\mathbf{p} \times \mathbf{r}_{\text{Л}}]}{r_{\text{Л}}^3} dm), \quad (3)$$

где μ – универсальная гравитационная постоянная Земли, \mathbf{p} – радиус-вектор относительно центра масс МКА, \mathbf{r}_3 – радиус-вектор относительно Земли, γ – универсальная гравитационная постоянная Луны, $\mathbf{r}_{\text{Л}}$ – радиус-вектор относительно Луны (рис.1).



Формирование номинальной программы. Для того чтобы на интервале управления $[0, t_k]$ перевести МКА из начального состояния

$$\mathbf{q}|_{t=0} = \mathbf{q}_0, \mathbf{\omega}|_{t=0} = \mathbf{\omega}_0 \quad (4)$$

в конечное состояние

$$\mathbf{q}|_{t=t_k} = \mathbf{q}_k, \mathbf{\omega}|_{t=t_k} = \mathbf{\omega}_k \quad (5)$$

рассчитывается кинематическая траектория изменения элементов кватерниона в виде полиномов 5-й степени для рассматриваемого интервала времени, начиная с начального t_0 до конечного t_k [2]:

$$\mu_i(t) = c_{i,1} + c_{i,2}t + c_{i,3}t^2 + c_{i,4}t^3 + c_{i,5}t^4 + c_{i,6}t^5, \quad (6)$$

где $i = \overline{0,3}$ – индекс элемента кватерниона.

С учётом условия нормировки

$$|\mathbf{q}(t)|^2 = \sum_{i=0}^3 q_i^2(t) = 1 \quad (7)$$

Рис. 1. – Гравитационные моменты, действующие от Земли и Луны

программный кватернион \mathbf{q}_n запишется в виде:

$$q_i(t) = \frac{\mu_i(t)}{\sqrt{\sum_{i=0}^3 \mu_i^2(t)}}. \quad (8)$$

С учетом граничных условий:

$$\begin{aligned} \mathbf{q}(0) &= \mathbf{q}_0, \\ \dot{\mathbf{q}}(0) &= \frac{1}{2} \mathbf{q}_0 \circ (\mathbf{\omega}_0 - \mathbf{\omega}_{op\delta 0}), \\ \ddot{\mathbf{q}}(0) &= \frac{1}{2} \left[\dot{\mathbf{q}}_0 \circ (\mathbf{\omega}_0 - \mathbf{\omega}_{op\delta 0}) + \mathbf{q}_0 \circ (\dot{\mathbf{\omega}}_0 - \dot{\mathbf{\omega}}_{op\delta 0}) \right], \\ \mathbf{q}(t_k) &= \mathbf{q}_k, \\ \dot{\mathbf{q}}(t_k) &= \frac{1}{2} \mathbf{q}_k \circ (\mathbf{\omega}_k - \mathbf{\omega}_{op\delta k}), \\ \ddot{\mathbf{q}}(t_k) &= \frac{1}{2} \left[\dot{\mathbf{q}}_k \circ (\mathbf{\omega}_k - \mathbf{\omega}_{op\delta k}) + \mathbf{q}_k \circ (\dot{\mathbf{\omega}}_k - \dot{\mathbf{\omega}}_{op\delta k}) \right], \end{aligned} \quad (9)$$

получим систему из 6 алгебраических уравнений, решив которую, найдём коэффициенты $c_{i,j}, i = \overline{0,3}, j = \overline{1,6}$. Входящие в (9) разности $\dot{\mathbf{\omega}}_i - \dot{\mathbf{\omega}}_{op\delta i}, i = 0, k$ определяются как:

$$\dot{\omega}_i - \dot{\omega}_{orb} = (\dot{q}_i \circ q_i^{-1})^{\square} \quad (10)$$

Подставив (8) в (1), а также разрешив уравнение (2) относительно $M_{упр}$, получим аналитическое выражение управляющего момента с учётом действия гравитационных моментов, выраженного через программный кватернион q_n . Данное выражение подставляется в систему уравнений (1), (2) для формирования номинальной программы управления угловым движением МКА:

$$M_{упр} = I \cdot (2q_n^{-1}(t) \circ \ddot{q}_n(t) + \dot{\omega}_{orb} - 2q_n^{-1}(t) \circ \dot{q}_n(t) \circ q_n^{-1}(t) \circ \dot{q}_n(t)) + \\ + (2q_n^{-1}(t) \circ \dot{q}_n(t) + \omega_{orb}) \times I \cdot (2q_n^{-1}(t) \circ \dot{q}_n(t) + \omega_{orb}) - (M_{гр}^3 + M_{гр}^1). \quad (10)$$

Заключение. Получено аналитическое выражение управляющего момента с учётом действия гравитационных моментов от Земли и Луны для переориентации МКА, движущегося в плоскости орбиты движения Луны относительно Земли.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Овчинников, М.Ю., Пеньков В.И., Ролдугин Д.С., Иванов Д.С.** Магнитные системы ориентации малых спутников. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016. - 366 с.
2. **Ермошина О.В., Крищенко А.П.** Синтез программных управлений ориентацией космического аппарата методом обратных задач динамики. Изв. РАН. ТиСУ, 2000. - № 2. - С. 155-162.
3. **Маркеев, А.П.** Теоретическая механика: учебник для университетов / А.П. Маркеев. – Москва: ЧеРо, 1999. – 572 с.

V.V. Andreeva (Samara National Research University named after Academician S.P. Korolev, Samara). **Formation of a nominal angular motion control program for a small-sized spacecraft operating in prelunar space**

Abstract. This report describes a method for forming a nominal angular motion control program for a small-sized spacecraft operating in lunar space. Normalized quaternions were used to describe the angular motion of a small-sized spacecraft. In the course of the solution, an analytical expression of the control moment was obtained, taking into account the action of gravitational moments acting from the Earth and the Moon.

УДК 629.7

Е. А. ЛАПШОВА, Е. В. БАРИНОВА
(Самарский университет, Самара)

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА ФОРМАТА CUBESAT 6U ПРИ ОТДЕЛЕНИИ ОТ ТРАНСПОРТНО-ПУСКОВОГО КОНТЕЙНЕРА

В процессе выхода из транспортно-пускового контейнера (ТПК) наноспутник приобретает угловую скорость отделения, которую необходимо демпфировать для выполнения большинства целевых задач. В работе разрабатывается математическая модель процесса отделения наноспутника формата CubeSat 6U от ТПК. Полученная модель позволяет произвести предварительную оценку угловых скоростей отделения наноспутника.

Введение. В настоящее время наноспутники (НС) формата CubeSat 6U становятся популярным форматом для спутников класса CubeSat, т.к. постоянное усложнение и комбинирование задач постепенно увеличивает и их размеры [1].

Запуск НС происходит с помощью транспортно-пускового контейнера (ТПК) – системы, позволяющей доставить НС на орбиту, минимизировав нагрузки, которые действуют на него при транспортировке на космодром, а также в процессе выведения на орбиту со стороны ракеты-носителя. Также с помощью ТПК производится отделение НС после доставки на рабочую орбиту.

В данной работе рассматривается отделение НС от ТПК типа P-POD (Poly-Picosatellite Orbital Deployer), основанных на пружинном толкателе. Это наиболее простой способ выведения на орбиту НС для университетов или небольших компаний, т.к. они сравнительно недорогие, а также достаточно просты в применении. Стандартное устройство развёртывания P-POD вмещает три CubeSat 1U, но конструкция также может быть удлинена, чтобы вместить большее количество CubeSat. В данной работе рассматривается ТПК типа P-POD для НС формата CubeSat 6U.

Из-за наличия зазоров между направляющими ТПК и рамой НС в процессе движения внутри ТПК НС приобретает угловую скорость. Зная диапазон угловых скоростей отделения НС, можно быстрее обеспечить нужную ориентацию и стабилизацию НС, а также более точно определить количество ресурсов, необходимых для демпфирования угловой скорости.

Ранее в работе [2] был рассмотрен процесс отделения наноспутников формата CubeSat 3U. Предлагаемая работа посвящена моделированию процесса отделения НС формата CubeSat 6U от ТПК типа P-POD. Полученная математическая модель позволяет произвести оценку начальных скоростей после отделения.

Построение модели. В работе рассматривается пространственное движение НС с момента начала его движения до полного выхода из контейнера. При построении модели предполагается, что НС и ТПК — абсолютно твердые тела; движение НС происходит только под действием силы пружинного толкателя; сила трения не учитывается; толщиной и массой платформы толкателя пренебрегается [3]. НС и ТПК рассматриваются как прямоугольные параллелепипеды без учёта выносных конструкций. Так как между НС и направляющими ТПК существуют зазоры, а геометрический центр НС смещён относительно его центра масс, то в процессе отделения происходит закручивание НС.

Движение НС рассматривается относительно системы координат $Ox_0y_0z_0$, связанной с ТПК (рис. 1). Положение НС в пространстве определяется с помощью шести переменных: x, y, z – координаты относительно центра масс НС, θ, ψ, φ – углы поворота НС (θ угол между проекцией продольной оси НС на плоскость ТПК Ox_0z_0 и осью Ox_0 , ψ – угол между проекцией продольной оси НС на плоскость ТПК Ox_0y_0 и осью Ox_0 , φ – угол собственного вращения). Предполагается, что в начальный момент времени НС повернут таким образом, что он касается направляющих ТПК в четырёх точках: P_1, P_2, P_3, P_4 . Отделение НС происходит под действием силы F , приложенной в геометрический центр торцевой части НС.

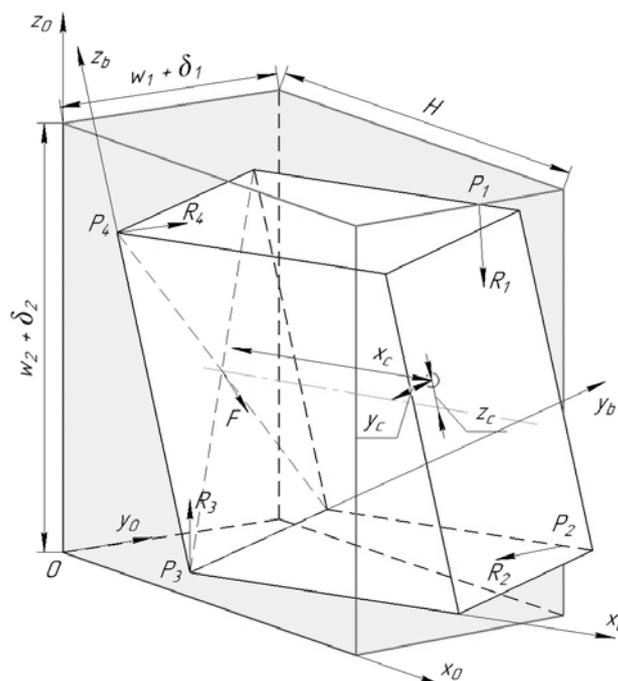


Рис. 1. Положение НС CubeSat 6U в ТПК при отделении

В работе получена система дифференциально-алгебраических уравнений, для решения которой необходимо дважды продифференцировать уравнения кинематических связей. Уравнения связей учитывают контакт НС с направляющими ТПК в точках P_1, P_2, P_3, P_4 (рис. 1). Если в процессе отделения потерял контакт НС с какой-либо направляющей ТПК, соответствующая реакция становится равной нулю и из системы исключается уравнение связи, ей соответствующее.

Заключение. С помощью составленной математической модели можно получить информацию о времени отделения НС от контейнера, количестве точек контакта НС с направляющими ТПК при движении НС, а также об изменении линейной и угловой скоростей НС в процессе движения внутри ТПК и в момент отделения НС. Численное моделирование процесса отделения НС формата CubeSat 6U от ТПК типа P-POD было реализовано в математическом пакете Matlab.

Полученная в работе математическая модель может быть использована для предварительной оценки начальной угловой скорости НС формата CubeSat 6U при выводе на орбиту.

*Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 23-67-10007,
<https://rscf.ru/project/23-67-10007/>*

ЛИТЕРАТУРА

1. **Барина Е.В., Белоконов И.В., Тимбай И.А.** Особенности движения аэродинамически стабилизированных наноспутников формата CubeSat 6U // XXIX Санкт-петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам: сборник материалов, 2022. С. 117-120.
2. **Лапшова Е.А.** Моделирование процесса выхода наноспутника формата CubeSat из транспортно-пускового контейнера в случае пространственного движения // Вестник молодых ученых и специалистов Самарского университета, 2023. № 1(22). С. 4-12.
3. **Юдинцев В.В.** Динамика отделения наноспутника формата кубсат от транспортно-пускового контейнера // Полёт. 2015. № 8-9. С. 10-15.

E.A. Lapshova, E.V. Barinova (Samara National Research University named after Academician S.P. Korolev», Samara).
Modeling of 6U CubeSat motion during separation from the deployer

During the separation from the deployer, the nanosatellite acquires an angular velocity that needs to be damped to perform most of the target tasks. This study develops a mathematical model of the process of separating a 6U CubeSat from the launch container. The resulting model allows us for a preliminary assessment of the angular velocities of the NS separation.

УДК 629.785

А. А. НАЗАРОВА

(Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева, Самара)

УПРАВЛЕНИЕ ПРИ ФОРМИРОВАНИИ ВРАЩАЮЩЕЙСЯ ТРОСОВОЙ ГРУППИРОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ КОНФИГУРАЦИИ «КВАДРАТ»

Рассматривается метод формирования вращающейся тросовой группировки космических аппаратов в виде квадрата с дополнительными механическими связями. Дополнительные тросовые связи, расположенные по диагоналям квадрата, позволяют обеспечить структурную устойчивость тросовой системы при ее развертывании.

Введение. Тросовые группировки космических аппаратов (ТГКА) обладают множеством возможных применений [1–8]. Они могут служить для создания многоточечных распределенных систем измерения гравитационного и магнитного полей Земли, ее ионосферы, для использования в звездных интерферометрах с большой базой, а также в распределенных системах дистанционного зондирования Земли и других областях.

При исследовании замкнутых ТГКА в виде правильных многоугольников с количеством вершин от 3 до 7 было установлено, что при одном и том же уровне одних и тех же возмущений квадрат во многих случаях деформировался в ромб [9]. При этом регулирование натяжения тросов происходило почти идеально в соответствии с построенной номинальной программой развертывания системы.

Таким образом, целью данного исследования стала разработка способа развертывания вращающейся ТГКА и соответствующего управления, обеспечивающих структурную устойчивость системы при помощи введения дополнительных тросовых связей и дополнительного груза в центре масс квадратной конфигурации.

Описание программы управления. В исходном состоянии космические аппараты (КА) жестко связаны между собой, а их расположение повторяет структуру системы в конечном состоянии. При формировании ТГКА было рассмотрено два случая: развертывание системы в плоскости орбиты и перпендикулярно этой плоскости. Имеется также некоторая начальная угловая скорость вращения системы, которая выбирается в процессе решения задачи.

Управление развертыванием ТГКА происходит за счет двигателей малой тяги, расположенных на каждом КА и механизмов выпуска тросов, работающих только на их торможение. При работе двигателей, сила тяги и ее направление, определенное относительно направления тросов, постоянны. Процесс развертывания ТГКА осуществляется в 3 этапа: два активных этапа и средний – пассивный. На первом этапе двигатели малой тяги включаются сразу после разделения КА. Это необходимо для компенсации падения угловой скорости вращения за счет увеличения момента инерции системы. На втором (пассивном) этапе с помощью управляющих механизмов регулируется сила натяжения тросов так, чтобы при достижении заданных длин тросов их скорость выпуска была равна нулю. На последнем этапе двигатели вновь включаются для доведения угловой скорости вращения системы до заданной величины.

Для обоснования описанного способа формирования квадратной ТГКА используются две математические модели ее движения.

Первая простая модель движения ТГКА, построенная при помощи уравнений Лагранжа, используется для построения номинальной программы управления. В данной модели принимаются следующие допущения: 1) при развертывании системы сохраняется квадратная конфигурация; 2) тросы – нерастяжимые идеальные механические связи; 3) КА – материальные точки; 4) рассматривается плоское движение системы; 5) учитывается только кинетическая энергия движения системы относительно ее центра масс; 6) пренебрегается действием гравитационных

сил. Простая модель движения системы позволяет выбрать направления действия реактивных сил относительно направления тросов и доказать асимптотическую устойчивость конечного состояния системы на пассивном участке ее движения в силу упрощенных уравнений. Номинальная программа разворачивания ТГКА учитывает ограничения на силы натяжения тросов, которые в процессе формирования системы должны быть натянуты.

Более полная модель строится с использованием уравнений, записанных в неподвижной геоцентрической системе координат, которая принимается за инерциальную. Учитывается движение КА относительно их центров масс. Особенностью модели является запись кинематических уравнений углового движения КА в форме системы дифференциальных уравнений Эйлера – Пуассона, где интегрируемыми являются компоненты матрицы перехода от геоцентрической неподвижной к связанной с КА системам координат. В данной модели движения ТГКА тросы рассматриваются как растяжимые односторонние механические связи (при растяжении используется закон Гука), то есть допускается их ослабление. Кроме того, в рамках более полной модели учитываются ошибки, связанные с начальной ориентацией вектора угловой скорости системы (до разделения КА), который может быть не ортогонален орбитальной плоскости движения центра масс системы, то есть рассматривается пространственное движение системы; массово-инерционная асимметрия КА, влияющая на их угловое движение; ошибки в ориентации векторов реактивных сил, которые возникают за счет углового движения КА относительно направления тросов.

При моделировании процесса формирования ТГКА были использованы следующие исходные данные: КА – сферы диаметром 0.4м, жесткость троса 7070Н, коэффициент инерционности механизмов управления 0.2кг, коэффициенты обратной связи по длине и скорости $K_l = 0.15\text{мс}^{-2}$, $K_v = 15\text{с}^{-1}$ при регулировании натяжения тросов, массы КА $m = 20\text{ кг}$, масса груза в середине квадрата $m = 5\text{ кг}$, высота начальной круговой орбиты 500км, расстояние между центром масс и КА $l = 500\text{ м}$ в конечном состоянии. Для проверки устойчивости системы были введены следующие возмущения: начальная угловая скорость вращения системы до разделения КА с отклонением $\pm 0.1\text{с}^{-1}$; неравные массы КА $m_k = m(20 \pm 0.2)$; относительная динамическая асимметрия при задании моментов инерции ± 0.1 ; относительная статическая асимметрия (смещение центра масс КА относительно центра сферы) ± 0.1 .

На рис. 1 ниже приведен пример движений ТГКА относительно центра масс в разные моменты времени от начала разворачивания системы: через 150с (самый маленький квадрат), 800с, 950с (квадрат, обведенный жирной линией).

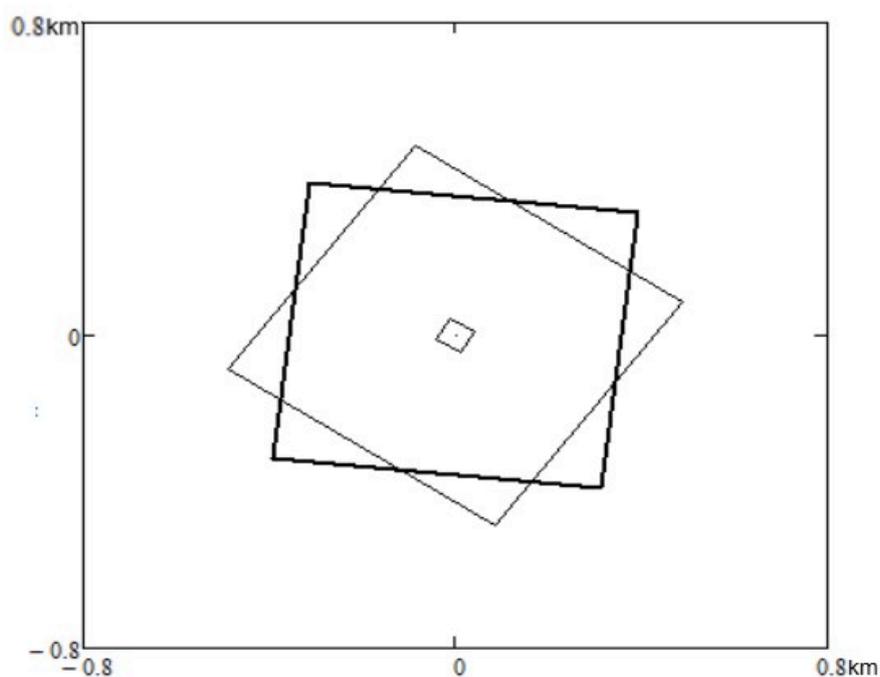


Рис. 1. Пример движений ТГКА относительно центра масс при её разворачивании

Заключение. В результате моделирования квадратная конфигурация с введением дополнительных механических связей (тросов) и дополнительного груза, расположенного в центре масс системы, показала структурную устойчивость при ее формировании при действии рассматриваемых возмущений.

ЛИТЕРАТУРА

1. Kumar K.D., Yasaka T. Rotating formation flying of three satellites using tethers // J. Spacecr. 2004. V. 41. № 6. P. 973–985. <https://doi.org/10.2514/1.14251>
2. Kim M., Hall C.D. Control of a rotating variable-length tethered system // J. Guid. Contr. Dyn. 2004. V. 27. № 5. P. 849–858. <https://doi.org/10.2514/1.3226>
3. Williams P. Optimal deployment/retrieval of a tethered formation spinning in the orbital plane // J. Spacecr. 2006. V. 43. № 3. P. 638–650. <https://doi.org/10.2514/1.17093>
4. Su B., Zhang F., Huang P. Robust control of triangular tethered satellite formation with unmeasured velocities // Acta Astronaut. 2021. V. 186. P. 190–202. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.04.045>
5. Razzaghi P., Assadian N. Study of the Triple-Mass Tethered Satellite System under Aerodynamic Drag and J2 Perturbations // Adv. Space Res. 2015. V. 56 (10). P. 2141–2150. <https://doi.org/10.1016/J.ASR.2015.07.046>
6. Cai Z., Li X., Wu Z. Deployment and retrieval of a rotating triangular tethered satellite formation near libration points // Acta Astronaut. 2014. V. 98. P. 37–49. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.01.015>
7. Cai Z., Li X., Zhou H. Nonlinear dynamics of a rotating triangular tethered satellite formation near libration points // Aerosp. Sci. Technol. 2015. V. 42. P. 384–391. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2015.02.005>
8. Pizarro-Chong A., Misra A.K. Dynamics of multi-tethered satellite formations containing a parent body // Acta Astronaut. 2008. V. 63. P. 1188–1202. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2008.06.021>
9. **Заболотнов Ю.М., Назарова А.А., Чанцин Ван.** Анализ динамики и управление при развертывании кольцевой тросовой группировки космических аппаратов // Изв. РАН. МТТ. 2023. № 4. С. 110-124.

A.A. Nazarova (Samara university, Samara). **Control during the formation of a rotating tether group of space vehicles of the “square” configuration**

Abstract. The paper considers a method for forming a rotating tether group of spacecraft in the form of a square with additional mechanical connections. Additional tether ties located along the diagonals of the square make it possible to ensure the structural stability of the cable system during its deployment.