

Д. ДЖИЛЬДЕН-ГУЛЕР, А. КУТЛУ, Ч. ГАДЖИЕВ

ОТРАБОТКА АЛГОРИТМОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И УПРАВЛЕНИЯ ЕЮ НА СТЕНДЕ С ВОЗДУШНЫМИ ОПОРАМИ

В статье предложена платформа для экспериментальной отработки алгоритмов определения ориентации космических аппаратов (КА) и управления ею. Испытательный стенд используется для разработки и реализации тестовых сценариев, предполагающих работу датчиков, актюаторов и собственно алгоритмов. Оценка углов ориентации производится с помощью данных, полученных от магнитометров, акселерометров и гироскопов. Три маховика, установленные по каждой оси, служат основными исполнительными устройствами управления ориентацией. Стенд состоит из главного стола, на котором размещается объект испытаний, блоков весовой балансировки и устройств для установки оборудования. Для обеспечения весовой балансировки грубые балансировочные блоки располагаются по четырем углам, а точные – по каждой главной оси. С целью анализа в реальном времени платформа оснащена беспроводной системой мониторинга и распределенным питанием. Управление заданиями по определению и контролю ориентации осуществляется на компьютере при помощи механизма распределенного управления. После проверки гибкости системы управления производятся оценка и анализ различных сценариев калибровки магнитометров и определения ориентации КА с применением традиционных и нетрадиционных фильтров калмановского типа.

Ключевые слова: определение и управление ориентацией, калибровка датчиков, космический аппарат (КА), воздушная опора, испытательная платформа.

Введение

Алгоритмы системы определения ориентации и управления ею (СООУ) [1, 2] реализуются с помощью компьютерных программ и должны пройти проверку в соответствующей тестовой конфигурации. В различных исследованиях предлагается использовать наземные методы отработки построенных алгоритмов перед запуском КА, причем испытания СООУ в процессе невозмущенного вращения представляют собой особую сложность [3–8].

Наземные стенды для испытаний систем ориентации КА представлены во множестве исследований [9–12]. Наиболее часто задействуется платформа – имитатор ди-

Джилден-Гулер Демет. Доктор наук, доцент, факультет астронавтики, Стамбульский технический университет (Стамбул, Турция). ORCID 0000-0002-3924-5422.

Кутлу Айкут. Доктор наук, ведущий инженер, Esen System Integration, Ltd. (Анкара, Турция).

Гаджиев Чингиз. Профессор, факультет аэроавиации, Стамбульский технический университет (Стамбул, Турция). ORCID 0000-0003-4115-341X.

Научный редактор перевода к.т.н. А.В. Крамлих.

намики вращения КА на воздушных опорах [3]. Применение подобной платформы позволяет уточнить модель движения КА и обеспечивает практически безмоментное вращение. Возмущающие моменты порождаются главным образом условиями окружающей среды, статическим и динамическим дисбалансом, а также моментами, связанными с вибрациями и электромагнитными взаимодействиями [7]. Влияние этих моментов можно исключить на этапе конструирования или за счет введения активных систем. В [13] описывается алгоритм оценивания параметров орбиты и ориентации, обрабатываемый в имитаторе с замкнутым контуром на наземной испытательной установке с применением реальных полетных данных КА. В [14] представлены результаты проверки магнитной системы управления ориентацией на испытательной установке на воздушных опорах. При полунатурном эксперименте в качестве исполнительных устройств ориентации используются только магнитные стержни – шесть комплектов по два стержня.

В [15] для проверки алгоритмов управления задействуется экспериментальная установка с шариком и маховиком. Актуаторы системы ориентации быстро обрабатывают управляющий момент и меняют ориентацию КА. В [16] предложен скоростной ПИД-контроллер для маховика, изготовленный из недорогих материалов и устанавливаемый на спутниках CubeSat 1U. В [17] описывается конструкция наклонного маховика и экспериментальный стенд на сферических воздушных опорах. Работа [18] посвящена исследованию бенчмарка (специализированной программы) для оценивания производительности, в частности энергопотребления, компьютеров применительно к системе ориентации КА. Бенчмарк тестируется на трех микропроцессорах. В [19] оцениваются методы управления ориентацией КА на основе линеаризации обратной связи и уравнения Риккати, зависящего от параметров состояния, на испытательной платформе со сферическими воздушными опорами без трения. В [20] приведены результаты проверки алгоритмов управления ориентацией в части диагностики неисправностей, прогнозирования и отказоустойчивости. В [21] описываются испытания системы ориентации КА на трехосном стенде с воздушными опорами и комбинированным исполнительным устройством, состоящим из маховика, двигателя и устройства автоматической балансировки, при развороте КА на большие углы.

Авторы [5] воспользовались стендом для испытания систем ориентации, где роль исполнительных устройств выполняют маховики, а роль датчиков ориентации – магнитометры и солнечные датчики. На стенде проверяется эффективность обобщенного фильтра Калмана (ОФК) для оценки параметров ориентации. Для инициализации ОФК привлекаются данные, полученные методом QUEST одномоментных измерений (Single-Frame Method – SFM).

В настоящей статье предложены алгоритмы для полунатурного эксперимента в лабораторных условиях при движении испытуемого оборудования с низким трением на столе, оснащенный воздушными опорами, с неограниченным вращением и ограниченными углами наклона [22]. Сначала посредством алгоритмов управления проверяется способность платформы к изменению положения. Затем с помощью испытательной платформы тестируются традиционный и один из SFM-методов на основе фильтра калмановского типа [23, 24]. В случае возможных погрешностей измерений магнитометров выполняется их калибровка.

Статья построена следующим образом. Вначале описывается конструкция испытательной установки. Далее рассматриваются устройства, выполняющие функции

датчиков и актуаторов (маховики), а также программы определения и замкнутого управления ориентацией. В следующем разделе представлены результаты проверки алгоритмов на испытательной установке. В конце приводятся выводы.

Конструкция испытательного стенда

В данном разделе описываются конструкция испытательного стенда и архитектура системы. В качестве замкнутого контура управления и программно-аппаратного обеспечения PC-104 используется центральный процессор компьютера, работающий в режиме реального времени, который запускает алгоритмы и управляет всей системой. Этот компьютер обеспечивает быстрое прототипирование и позволяет алгоритмы и модели, созданные в среде Matlab/Simulink, напрямую преобразовать в язык С и запустить в реальном времени.

Ориентация и угловая скорость системы определяются с помощью трехосного инерциального измерительного модуля (ИИМ). Система состоит из комплекта МЭМС-датчиков – трехосных гироскопа, акселерометра и магнитометра. Испытательный стол весит 22,6 кг, имеет внешний круговой диаметр 70 см и толщину 0,8 см. В основной состав оборудования входят датчики/ИИМ, маховики, модем, компьютер, размещенный в центре, и блок батарей с нижней стороны. Последний расположен симметрично по отношению к блоку распределения питания и уравновешен грубыми балансировочными блоками (рис. 1, 2).

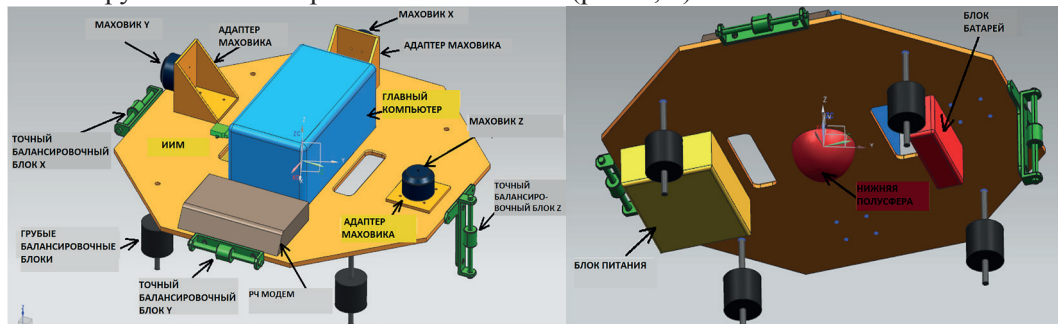


Рис. 1. Концептуальная конфигурация оборудования, установленного на платформе



Рис. 2. Сборка изготовленного испытательного стенда

Программное обеспечение

Модель СООУ создавалась в среде Matlab/Simulink, затем преобразовывалась в язык С при помощи инструмента Real Time XpC Target и использовалась в главном управляющем компьютере, размещенном на платформе с воздушными опорами.

Модель СООУ содержит следующие блоки:

- стол на воздушных опорах с динамической и кинематической математическими моделями;
- алгоритм управления ориентацией (пропорционально-дифференциальный (ПД) контроллер);
- математическую модель маховика (на основе параметров двигателя U7);
- алгоритмы оценивания ориентации;
- алгоритм калибровки магнитометров;
- алгоритм расчета погрешности углов ориентации.

Такая архитектура дает возможность продемонстрировать подвижность маховиков и эффективность алгоритмов оценивания.

Представим кинематическую модель твердого тела с использованием кватерниона ориентации в виде [9]

$$\dot{q}(t) = \frac{1}{2} \Omega(\omega_{BN}(t))q(t), \quad (1)$$

где q – вектор кватерниона, $q = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T$. Первые три величины являются векторными, а последняя – скалярной, $q = [g^T \ q_4]^T$ и $g = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T$, $\Omega(\cdot)$ – кососимметричная матрица, $\omega_{BN} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ – вектор угловой скорости тела относительно инерциальной системы координат (СК).

Опорная и связанная СК показаны на рис. 3. Динамические уравнения вращательного движения КА можно вывести на основе уравнений Эйлера:

$$J \frac{d\omega_{BN}}{dt} = N_d - \omega_{BN} \times (J\omega_{BN}), \quad (2)$$

где J – тензор инерции, состоящий из главных моментов инерции $J = \text{diag}(J_x, J_y, J_z)$, N_d – вектор возмущающего момента, возмущающего на КА. Эффекты, вызванные внешним магнитным полем, здесь не рассматриваются. Считается, что возмущающий момент имеет постоянное значение.

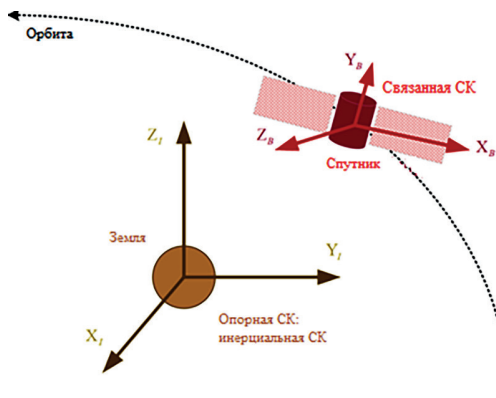


Рис. 3. Системы координат

Блок-схема алгоритмов СООУ, обрабатываемых на платформе, представлена на рис. 4. Оценки углов ориентации и угловой скорости можно получить при помощи стандартного ФК или ФК-SFM. Соответственно, на схеме связь алгоритмов оценивания с другими блоками обозначена пунктирными линиями.

Проектирование ФК-SFM фильтров состоит из двух этапов. Вначале расчетные и реальные данные измерений обрабатываются с помощью одного из SFM-методов, что обеспечивает определение углов ориентации, необходимое для второго этапа. Для их нахождения с использованием оптимальной матрицы ориентации требуются по крайней мере два вектора. Функция потерь определяется как [25]

$$L(\mathbf{A}) = \frac{1}{2} \sum_i a_i |\mathbf{b}_i - \mathbf{A}\mathbf{r}_i|^2, \quad (3)$$

где \mathbf{b}_i – вектор измерений в связанной СК, \mathbf{r}_i – в инерциальной СК, \mathbf{A} – матрица преобразования ориентации из инерциальной в связанную СК, a_i – неотрицательные веса каждого датчика. Для минимизации функции потерь Вахбы (3) при определении ориентации КА используется метод сингулярной декомпозиции (СД) [26, 27].

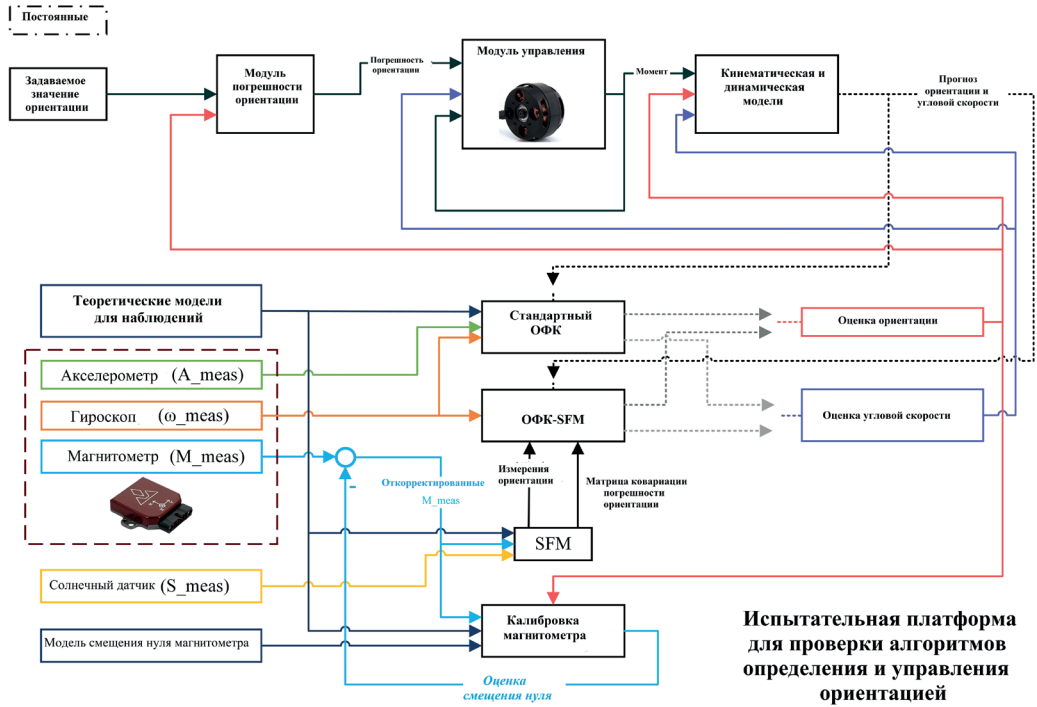


Рис. 4. Блок-схема алгоритма COOU

На втором этапе в фильтре калмановского типа производится обработка измерений ориентации и соответствующей матрицы ковариации. Вектор состояния можно оценить как

$$\hat{\mathbf{x}}(k+1) = \hat{\mathbf{x}}(k+1/k) + \mathbf{K}(k+1) \times \{\mathbf{z}(k) - \mathbf{H} \hat{\mathbf{x}}(k+1/k)\}, \quad (4)$$

где $\mathbf{z}(k) = [\mathbf{z}_\phi(k) \ \mathbf{z}_\omega(k)]^T$ – вектор измерения углов ориентации и угловых скоростей соответственно, \mathbf{H} – матрица измерений, представляющая собой в нашем случае единичную матрицу 6×6 . Прогноз оценки состояния опишем уравнением

$$\hat{\mathbf{x}}(k+1/k) = \mathbf{f}[\hat{\mathbf{x}}(k), k], \quad (5)$$

где $\mathbf{f}[\cdot]$ – функция нелинейной системы. Коэффициент усиления фильтра представим как

$$\mathbf{K}(k+1) = \mathbf{P}(k+1/k) \mathbf{H}^T \times [\mathbf{H} \mathbf{P}(k+1/k) \mathbf{H}^T + \mathbf{R}(k)]^{-1}. \quad (6)$$

SFM-метод применяется на первом этапе для получения измерений ориентации, содержащихся в векторе \mathbf{z} в виде \mathbf{z}_ϕ , и для обновления матрицы ковариации шума измерений \mathbf{R} на каждом шаге. Параметры ориентации, выработанные SFM-мето-

дом, можно также использовать в качестве начальных значений при инициализации фильтра, чтобы не выбирать их вручную.

Матрицу ковариации погрешности прогнозирования запишем как

$$\mathbf{P}(k+1/k) = \frac{\partial \mathbf{f}[\hat{\mathbf{x}}(k), k]}{\partial \hat{\mathbf{x}}(k)} \mathbf{P}(k/k) \frac{\partial \mathbf{f}^T[\hat{\mathbf{x}}(k), k]}{\partial \hat{\mathbf{x}}(k)} + \mathbf{Q}, \quad (7)$$

где \mathbf{Q} – матрица ковариации шума процесса. Матрица ковариации погрешности оценивания имеет вид

$$\mathbf{P}(k+1/k+1) = [\mathbf{I} - \mathbf{K}(k+1)\mathbf{H}] \mathbf{P}(k+1/k). \quad (8)$$

В случае погрешности магнитометров, обусловленной смещением нулевого сигнала, можно построить алгоритм калибровки прибора на основе ФК [28]. Уравнение состояния в непрерывном времени для этой задачи определим как

$$\dot{\mathbf{b}} = \mathbf{u}_b, \quad (9)$$

где $\mathbf{u}_b(k) = [u_{b_x}(k) \ u_{b_y}(k) \ u_{b_z}(k)]^T$ – центрированный белый шум. Уравнение состояния можно переписать для дискретного времени в виде

$$\mathbf{b}(k) = \mathbf{b}(k-1) + T_s \mathbf{u}_b(k-1), \quad (10)$$

где $\mathbf{b}(k) = [b_x(k) \ b_y(k) \ b_z(k)]$, T_s – время дискретизации.

Измерения магнитометров смоделируем следующим образом:

$$\mathbf{B}_m(k) = \mathbf{A}(k)\mathbf{B}_o(k) + \mathbf{b}(k) + \mathbf{v}(k), \quad (11)$$

где $\mathbf{B}_m(k)$ – вектор измерений магнитометра, $\mathbf{B}_o(k)$ – вектор опорного магнитного поля, $\mathbf{b}(k)$ – вектор смещения нуля измерений магнитометра, $\mathbf{v}(k)$ – шум измерений. Для оценки смещения нуля магнитометра можно построить оптимальный фильтр Калмана:

$$\hat{\mathbf{b}}(k) = \hat{\mathbf{b}}(k-1) + \mathbf{K}_b(k) [\mathbf{B}_m(k) - \hat{\mathbf{b}}(k-1) - \mathbf{A}(k)\mathbf{B}_o(k)], \quad (12)$$

$$\mathbf{K}_b(k) = \mathbf{P}_b(k/k-1) [\mathbf{P}_b(k/k-1) + \mathbf{R}_v]^{-1}, \quad (13)$$

$$\mathbf{P}_b(k) = [\mathbf{I} - \mathbf{K}_b(k)] \mathbf{P}_b(k/k-1), \quad (14)$$

$$\mathbf{P}_b(k/k-1) = \mathbf{P}_b(k-1) + T_s^2 \mathbf{Q}_{u_b}. \quad (15)$$

Фильтр позволяет оценить смещения нулей для каждого канала измерений магнитометра с целью компенсации сбоев в фильтре оценивания ориентации.

Результаты и обсуждение

В фильтре Калмана нами используется шаг дискретизации 1 Гц. Фильтр имеет следующие параметры: исходная матрица ковариации погрешности оценивания $\mathbf{P}_0 = 10\mathbf{I}$, матрица ковариации порождающего шума $\mathbf{Q} = 0.01\mathbf{I}$, матрица ковариации шума измерений берется непосредственно из процесса СД $\mathbf{R} = \mathbf{P}_{SVD}$. Тензор инерции платформы

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} 0,6953 & 0,0160 & -0,0060 \\ 0,0160 & 0,6075 & -0,0135 \\ -0,0060 & -0,0135 & 1,1724 \end{bmatrix} \text{ кг} \cdot \text{м}^2,$$

отклонение от центра масс

$$\begin{bmatrix} dx \\ dy \\ dz \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,028 \\ 0,022 \\ 0,017 \end{bmatrix} \text{ мм,}$$

общий вес составляет 22,61 кг (эти параметры были рассчитаны на этапе конструирования платформы с окончательным размещением масс).

Исследование подвижности платформы

Исследования выполнялись при углах крена и тангажа 30° , их графики приведены на рис. 5 и 6. Максимальная скорость вращения маховиков была установлена на уровне 9240 об/мин, при моделировании она была задана как предельное значение. Для оценки подвижности платформы значения углов ориентации вводились удаленно с компьютера, соединенного с компьютером платформы. После этого стенд запускался в реальном времени.

Для задания движения платформы был задействован ПД-контроллер, обеспечивающий передачу заданного момента на маховики платформы. Коэффициенты управляющих воздействий выбирались для эксперимента длительностью 60 с, чтобы минимизировать насыщение маховиков и обеспечить оптимальную работу системы. Она достигает устойчивого состояния в течение 60 с при начальной скорости 500 об/мин и максимальной скорости менее 1000 об/мин на всех трех маховиках. Значения крутящего и углового моментов оставались в заданных пределах, что предотвращает риск насыщения при следующем изменении углового положения. В дальнейшем при движении проверялось насыщение маховиков, как показано на рис. 7 и 8, оно не наступает.

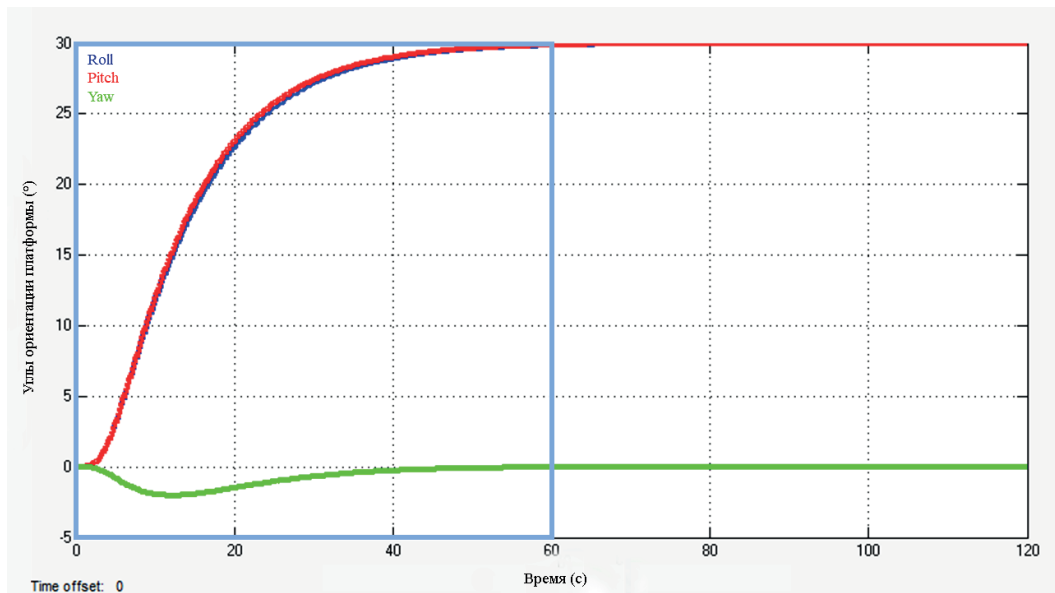


Рис. 5. Углы ориентации платформы при движении. Синим графиком обозначен угол крена, красным – тангажа, зеленым – рыскания

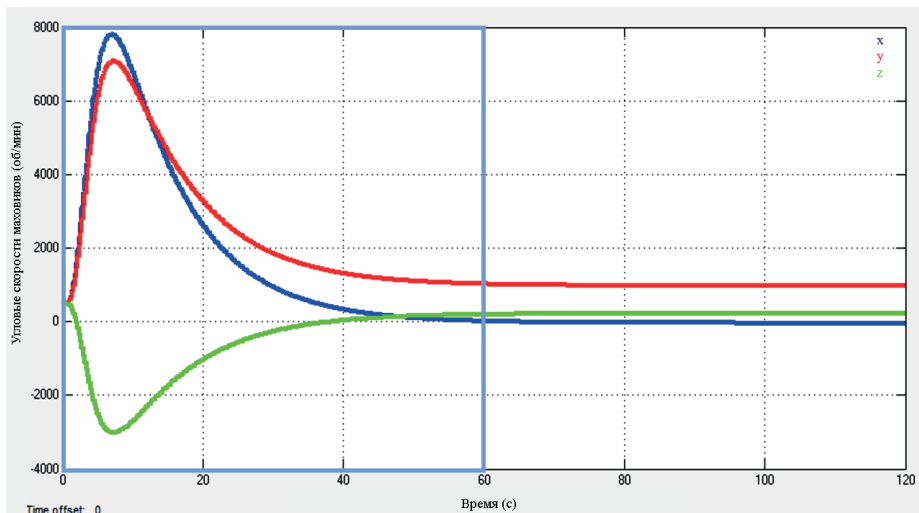


Рис. 6. Угловые скорости маховиков при движении

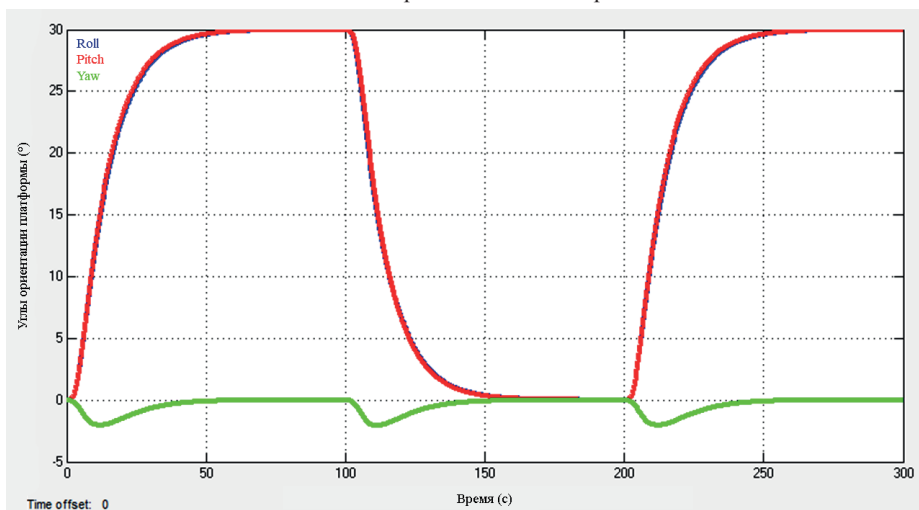


Рис. 7. Углы ориентации платформы при следующем цикле движения

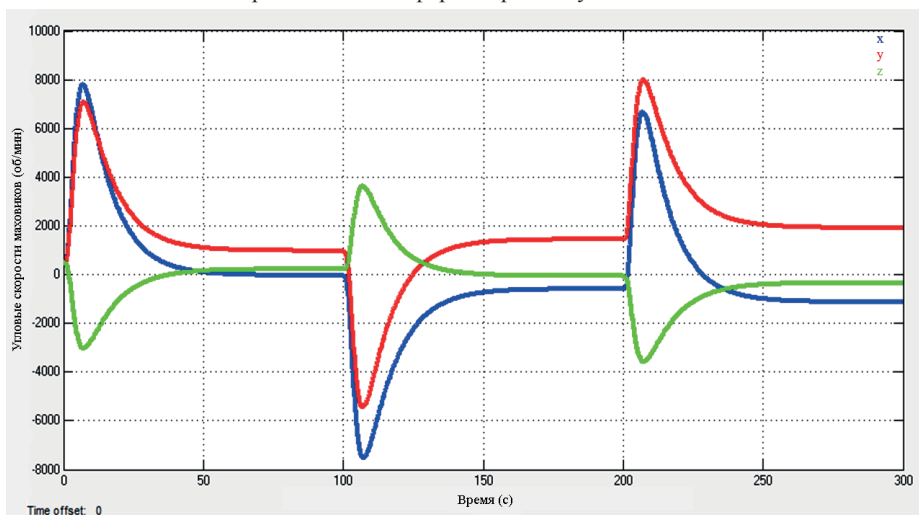


Рис. 8. Угловые скорости маховиков при последовательных циклах движения

Проверка алгоритмов оценивания углов ориентации и калибровки магнитометров

В алгоритме оценивания углов крена, тангажа и рыскания используются измерения магнитометров, акселерометров и информация об угловой скорости испытательного стола по трем осям. Метод базируется на данных об угловой скорости, которые представляют собой линейные измерения.

Построен стандартный алгоритм оценивания углов ориентации, где в качестве входных данных используются:

- 1) оценки угловой скорости с предыдущего шага;
- 2) оценки углов ориентации с предыдущего шага;
- 3) измерения угловой скорости;
- 4) ковариация погрешности датчика угловой скорости;
- 5) отстояние точки размещения акселерометров от центра вращения;
- 6) измерения акселерометров;
- 7) ковариация погрешности акселерометров;
- 8) тензор инерции;
- 9) отстояние центра вращения от центра масс;
- 10) общий вес системы;
- 11) исходные матрицы ковариации фильтра Калмана (параметры настройки).

В стандартном фильтре данные акселерометров сравниваются с вектором силы тяжести, что дает возможность рассчитать угловое движение в горизонтальной плоскости. Эти измерения не используются в ОФК-СД. Считываются выходные данные теоретической модели магнитного поля и данные от магнитометров испытательной установки. Для теоретической модели магнитного поля сферические гармоники 13-й степени применяются без округления. Затем в ОФК-СД вводятся данные магнитометров испытательного стенда, а также векторные данные солнечного датчика, который смоделирован только теоретически, так как в установке пока не предусмотрен имитатор солнечного излучения. Более подробные сведения о фильтрах ФК-SFM можно найти в [23, 29]. Полученные оценки углов крена, тангажа и рыскания по осям x , y и z соответственно представлены на рис. 9. Насколько известно авторам, проведенные испытания впервые подтверждают эффективность алгоритма ОФК-СД в условиях стендового эксперимента: в предыдущих работах эта эффективность доказывалась только теоретически.

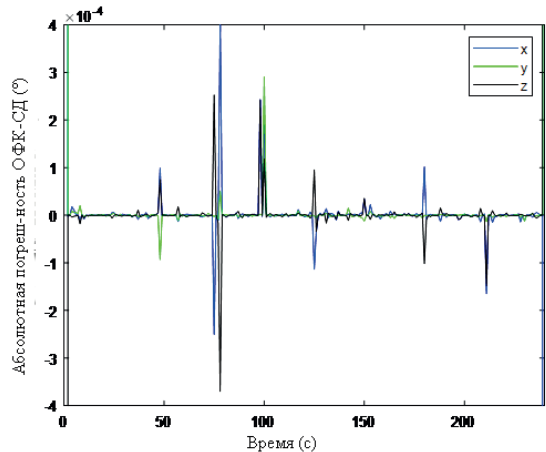


Рис. 9. Оценивание с помощью алгоритма ОФК-СД

Кроме того, можно оценить смещение нуля в показаниях магнитометра. Оценка смещения нуля в составе расширенного вектора состояния может быть привлечена для калибровки магнитометров. При отработке алгоритма калибровки измерения магнитометра искажаются за счет введения постоянного смещения нуля на уровне 2000 нТ по оси x , 3000 нТ по оси y и 1000 нТ по оси z . Смещение нуля учитывается в измерениях магнитометров до этапа фильтрации в модели (9). Калибровка изме-

рений магнитометра выполняется посредством линейного ФК [28]. Смещение нуля магнитометров оценивается быстро, и фильтр сходится в течение 40 с, как показано на рис. 10. Для проверки результатов предложена таблица, где приведены абсолютные и относительные погрешности оценивания смещения нуля магнитометров в нТ и процентах соответственно. Спустя 30 с погрешности стремятся к нулю, что подтверждает сходжение алгоритма оценивания.

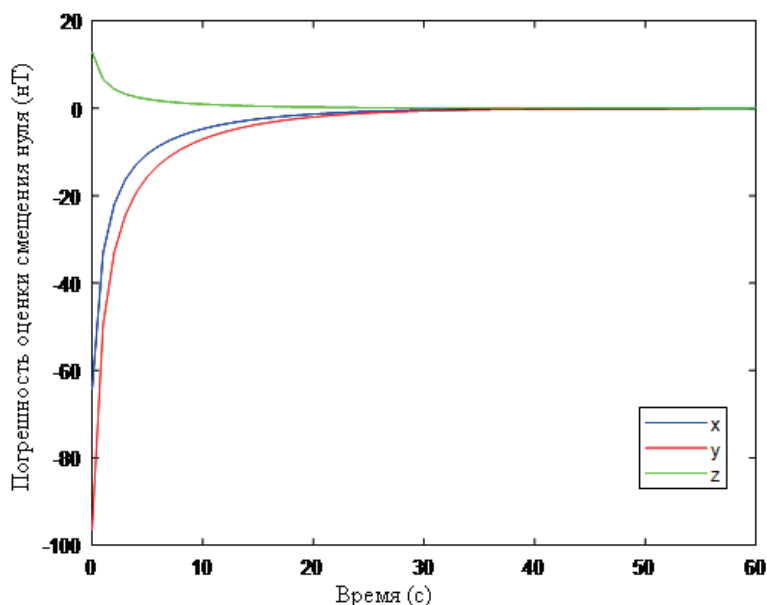


Рис. 10. Средняя погрешность оценивания смещения нуля

Т а б л и ц а

Оценки смещения нуля магнитометров (абсолютные и относительные погрешности)

| Время (с) | Абсолютная погрешность (нТ) | | | Относительная погрешность (%) | | |
|-----------|-----------------------------|---------|--------|-------------------------------|------------|-----------|
| | x | y | z | x | y | z |
| 10 | -5,4249 | -8,1374 | 1,0850 | -0,0027 | -0,0027 | 0,0011 |
| 20 | -1,4951 | -2,2428 | 0,2990 | -0,7476e-3 | -0,7476e-3 | 0,2990e-3 |
| 30 | -0,4452 | -0,6679 | 0,0890 | 0,2226e-3 | 0,2226e-3 | 0,0890e-3 |
| 40 | -0,1334 | -0,2002 | 0,0267 | 0,6674e-4 | 0,6674e-4 | 0,2669e-4 |
| 50 | -0,0400 | -0,0601 | 0,0080 | 0,2002e-4 | 0,2002e-4 | 0,0801e-4 |
| 60 | -0,0120 | -0,0180 | 0,0024 | 0,6004e-5 | 0,6004e-5 | 0,2402e-5 |

Заключение

Предложена конструкция платформы для испытаний системы ориентации КА. Датчики и актюаторы для испытательной установки выбираются исходя из соотношения преимуществ и недостатков. На платформе можно обрабатывать алгоритмы

оценивания ориентации малого КА. При этом задействуются как классические, так и нетрадиционные ОФК. Для оценки подвижности платформы в качестве метода управления используется хорошо известный ПД-контроллер.

Для определения ориентации малых спутников, вращающихся на низких околоземных орбитах, применяются в основном магнитометры в силу своей надежности, малого веса и низкого энергопотребления, однако для получения точных данных необходимо откалибровать их смещение нуля. Показания этих датчиков имеют решающее значение для СООУ на начальных этапах спутниковых миссий. В настоящей работе для расчета смещения нуля в каждом канале измерений магнитометра применяется подход на основе фильтра Калмана.

Финансирование

Исследование выполнено при поддержке Совета Турции по научно-техническим исследованиям (TUBITAK), грант 113E595.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Kramlikh, A.V., Nikolaev, P.N., Rylko, D.V.**, Onboard Two-Step Attitude Determination Algorithm for a SamSat-ION Nanosatellite, *Gyroscopy and Navigation*, 2023, 14:138–153, <https://doi.org/10.1134/s2075108723020050>.
2. **Cilden-Guler, D., Hajiyev, C.**, SVD-Aided EKF for Nanosatellite Attitude Estimation Based on Kinematic and Dynamic Relations, *Gyroscopy and Navigation*, 2023, 14:366–379.
3. **Schwartz, J.L., Peck, M.A., Hall, C.D.**, Historical Review of Air-Bearing Spacecraft Simulators, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2012, 26:513–522, <https://doi.org/10.2514/2.5085>.
4. **Al-Majed, M.I., Alsuwaidan, B.N.**, A new testing platform for attitude determination and control subsystems: Design and applications, *IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics*, 2009, pp. 1318–1323.
5. **Tavakoli, A., Faghihinia, A., Kalhor, A.**, An innovative test bed for verification of attitude control system, *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 2017, 32:16–22. <https://doi.org/10.1109/MAES.2017.150198>.
6. **Cardoso da Silva, R., Alves Rodrigues, U., Alves Borges, R., et al.**, A test-bed for attitude determination and control of spacecrafts, *II Latin American IAA CubeSat Workshop*, Florianopolis, Brazil, 2016.
7. **Modenini, D., Bahu, A., Curzi, G., Togni, A.**, A Dynamic Testbed for Nanosatellites Attitude Verification, *Aerospace*, 2020, 7:31, <https://doi.org/10.3390/AEROSPACE7030031>.
8. **Ovchinnikov, M.Y., Ivanov, D.S., Ivlev, N.A., et al.**, Development, integrated investigation, laboratory and in-flight testing of Chibis-M microsatellite ADCS, *Acta Astronaut*, 2014, 93:23–33.
9. **Chen, X., Su, Z., Wengao, L., et al.**, General-purpose ground test system for the attitude determination and control subsystem of pico/nano-satellite, *IEEE 12th International Conference on Electronic Measurement and Instruments, ICEMI 2015*, 2016, 2:1004–1009, <https://doi.org/10.1109/ICEMI.2015.7494373>.
10. **Yavuzylmaz, C., Akbas, M., Acar, Y., et al.**, Rasat ADCS flight software testing with dynamic attitude simulator environment, *Proceedings of 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, 2011, pp. 974–977.
11. **Tsiotras, P., Kriengsiri, P.**, Designing a Low-Cost Spacecraft Simulator, *IEEE Control Syst.*, 2003, 23:26–37, <https://doi.org/10.1109/MCS.2003.1213601>.
12. **Sanders, D., Heater, D., Peeples, S.R., et al.**, Pushing the Limits of Cubesat Attitude Control: A Ground Demonstration, *Small Satellite Conference*, 2013.
13. **Sato, Y., Fujita, S., Kuwahara, T., et al.**, Improvement and verification of satellite dynamics simulator based on flight data analysis, *IEEE/SICE International Symposium on System Integration*, Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., Taipei, Taiwan, 2017, pp. 686–691.
14. **Ousaloo, H.S., Nodeh, M.T., Mehrabian, R.**, Verification of Spin Magnetic Attitude Control System using air-bearing-based attitude control simulator, *Acta Astronaut*, 2016, 126:546–553, <https://doi.org/10.1016/J.ACTAASTRO.2016.03.028>.

15. Ho, M.T., Tu, Y.W., Lin, H.S., Controlling a Ball and Wheel System Using Full-State-Feedback Linearization: A Testbed for Nonlinear Control Design, *IEEE Control Syst.*, 2009, 29:93–101, <https://doi.org/10.1109/MCS.2009.934085>.
16. Medina, I., Santiago, L., Hernández-Gómez, J.J., et al., Speed PID controller simulation of a reaction wheel for CubeSat orientation applications, *J. Phys. Conf. Ser.*, 2021, 1723:012013, <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1723/1/012013>.
17. Inumoh, L.O., Forshaw, J.L., Horri, N.M., Tilted wheel satellite attitude control with air-bearing table experimental results, *Acta Astronaut.*, 2015, 117:414–429, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.09.007>.
18. de Melo, A.C.C.P., Cafe, D.C., Alves Borges, R., Assessing Power Efficiency and Performance in Nanosatellite Onboard Computer for Control Applications, *IEEE Journal on Miniaturization for Air and Space Systems*, 2020, 1:110–116, <https://doi.org/10.1109/JMASS.2020.3009835>.
19. Costa, R.F., Saotome, O., Rafikova, E., Simulation and Validation of Satellite Attitude Control Algorithms in a Spherical Air Bearing, *Journal of Control, Automation and Electrical Systems*, 2019, 30:5, 30:716–727, <https://doi.org/10.1007/S40313-019-00497-4>.
20. Song, H., Hu, S.L., Chen, W.Z., Simulink-based simulation platform design and faults impact analysis of attitude control systems, *The Aeronautical Journal*, 2021, 1–25, <https://doi.org/10.1017/AER.2021.79>.
21. Chen, Z., Luo, Z., Wu, Y., et al., Research on high-precision attitude control of joint actuator of three-axis air-bearing test bed, *Journal of Control Science and Engineering*, 2021, <https://doi.org/10.1155/2021/5582541>.
22. Kutlu, A., Cilden-Guler, D., Hajiyev, C., A Test-Bed for Attitude Determination and Control System of Nanosatellite, *New Achievements in Unmanned Systems*, Springer, Cham, 2023, pp. 27–35.
23. Hajiyev, C., Cilden Guler, D., Review on Gyroless Attitude Determination Methods for Small Satellites, *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, 90:54–66, <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2017.03.003>.
24. Cilden-Guler, D., Raitoharju, M., Piche, R., Hajiyev, C., Nanosatellite attitude estimation using Kalman-type filters with non-Gaussian noise, *Aerosp. Sci. Technol.*, 2019, 92:66–76, <https://doi.org/10.1016/J.AST.2019.05.055>.
25. Markley, F.L., Crassidis, J.L., *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*, Springer, New York, 2014.
26. Wahba, G., Problem 65-1: A Least Squares Estimate of Satellite Attitude, *Society for Industrial and Applied Mathematics Review*, 1965, 7:409.
27. Cilden-Guler, D., Conguroglu, E.S., Hajiyev, C., Single-Frame Attitude Determination Methods for Nanosatellites, *Metrology and Measurement Systems*, 2017, 24:313–324, <https://doi.org/10.1515/mms-2017-0023>.
28. Hajiyev, C., Orbital Calibration of Microsatellite Magnetometers Using a Linear Kalman Filter, *Measurement Techniques*, 2015, 58:1037–1043, <https://doi.org/10.1007/s11018-015-0838-4>.
29. Cilden, D., Soken, H.E., Hajiyev, C., Nanosatellite attitude estimation from vector measurements using SVD-AIDED UKF algorithm, *Metrology and Measurement Systems*, 2017, 24:113–125, <https://doi.org/10.1515/mms-2017-0011>.

Cilden-Guler, D. (Department of Astronautics Engineering, Istanbul Technical University, Turkey), Kutlu, A. (Esen System Integration, Ltd., Ankara, Turkey), and Hajiyev, Ch. (Department of Aeronautics Engineering, Istanbul Technical University, Turkey)

Verification of Attitude Determination and Control Algorithms using Air-Bearing Test Table, *Girokopiya i Navigatsiya*, 2024, vol. 32, no. 2 (125), pp. 85–97.

Abstract. A test platform is developed to provide experimental verification of attitude determination and control algorithms for a satellite. The testbed is used for the development and implementation of test cases including sensors, actuators, and algorithms. The sensor suite consists of magnetometers, accelerometers, and gyroscopes used for state estimation. Three reaction wheels are used on each axis as the primary attitude control actuator. the test

setup consists of the main payload-carrying table, mass balancing blocks, adapters for equipment installation, in order to make the mass balance, coarse balancing blocks are placed on the four corners and fine ones are mounted on each principal axis. The platform has a wireless monitoring system and a power distribution unit for online analysis. A computer is used to manage attitude determination and control tasks in a distributed control mechanism. After testing the maneuverability of the control system, various scenarios are evaluated and analyzed for magnetometer calibration and for satellite attitude estimation using traditional and nontraditional kalman type filters.

Key words: attitude determination and control, sensor calibration, spacecraft, air-bearing, test platform.

Материал поступил 19.03.2024