

АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ДВУМЯ НЕЖЕСТКИМИ ЭЛЕМЕНТАМИ

Д. С. Иванов¹, С. В. Меус², А. Б. Нуралиева¹, А. В. Овчинников²,
М. Ю. Овчинников¹, Д. С. Ролдугин¹ ✉, С. С. Ткачев¹,
А. И. Шестоперов¹, С. А. Шестаков¹, Е. Н. Якимов²

¹ Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН, г. Москва, Российская Федерация

² АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва, г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

В работе рассмотрены алгоритмы управления и определения состояния космического аппарата с двумя нежесткими элементами. Один элемент представляет собой антенну, жестко закрепленную на корпусе аппарата. Антенна является значительным возмущающим фактором в движении космического аппарата, имея размер, в несколько раз превышающий размер корпуса аппарата, и обладая низкими собственными частотами колебаний. Второй элемент – солнечная панель. Аппарат находится на геостационарной орбите. Солнечная панель закреплена с помощью одноступенного шарнира и вращается с постоянной скоростью, обеспечивая ориентацию на Солнце. Управление и определение движения космического аппарата производятся только с помощью датчиков и актюаторов, установленных на его корпусе. Предполагается, что декремент затухания собственных колебаний нежестких элементов является нулевым. В работе приводятся алгоритмы управления, позволяющие стабилизировать всю конструкцию и обеспечить требуемую ориентацию корпуса космического аппарата или, как минимум, не увеличить амплитуды собственных колебаний нежестких элементов в процессе ориентации корпуса. Рассматривается различное количество собственных мод колебаний. Угловое движение корпуса и колебательное движение нежестких элементов конструкции определяются с использованием динамической фильтрации в режиме реального времени.

Ключевые слова: космический аппарат, управление движением, нежесткие элементы конструкции, конечно-элементная модель, собственные колебания.

Введение

Космические аппараты с нежесткими элементами конструкции (КА с НЭК) используются для решения множества прикладных задач. К таким КА относятся телекоммуникационные аппараты с антеннами большого размера, аппараты исследования дальнего космоса с солнечным парусом, аппараты с роботизированными манипуляторами и выносными штангами. Из-за большой протяженности нежестких элементов, которые зачастую изготавливаются из легких материалов,

в ходе орбитального и углового маневрирования КА в их конструкции неизбежно возникают вибрации, способные не только ухудшать точность ориентации всего аппарата, но даже привести к неустойчивости требуемых режимов движения [1; 2]. Для гашения низкочастотных колебаний в нежестком элементе желательна установка демпфирующих устройств. Обычно для этого используются пьезоэлектрические устройства, крепящиеся на нежесткий элемент. Однако наибольший практический интерес представляет задача, когда управление КА осуществляется только при помощи устройств, расположенных на основном теле КА [3].

Задача управления КА с НЭК, как правило, решается на основе стандартных подходов (например, пропорционально-дифференциальный (ПД) или пропорционально-интегрально-диффе-

✉ rolduginds@gmail.com

© Иванов Д. С., Меус С. В., Нуралиева А. Б., Овчинников А. В., Овчинников М. Ю., Ролдугин Д. С., Ткачев С. С., Шестоперов А. И., Шестаков С. А., Якимов Е. Н., 2019

ренициальный регуляторы, линейно-квадратичный регулятор (ЛКР), робастное управление и др.), но с учетом особенностей динамических моделей КА с нежесткими элементами. Эти особенности могут быть учтены либо при синтезе закона управления, либо при оценке точностей стабилизации, но, как правило, рассматриваются оба варианта. Один из наиболее распространенных подходов при синтезе закона стабилизации – не учитывать нежесткость конструкции и формировать закон на основе динамики твердого тела. Такой подход рассматривается, например, в [4]. Здесь предлагается использовать закон на основе линейного ПД-регулятора с гироскопическим слагаемым. В работе [5] используется ПИД-регулятор. В работе [6] рассматриваются вопросы устойчивости и показано, что если система была устойчива как твердое тело, то наличие гибкости не может сделать ее неустойчивой. В [7] управление строится на основе линейно-квадратичного регулятора. Рассматривается движение аппарата со 122-метровой антенной на геостационарной орбите в окрестности положения, когда антенна направлена в надир. В [8] управление ориентацией осуществляется с помощью алгоритма на основе скользящего режима, а демпфирование колебаний осуществляется с помощью пьезоэлектрических устройств. Работа [9] посвящена синтезу робастного управления, которое реализуется с помощью двигателей-маховиков. Каждый из указанных подходов может применяться как к управлению только ориентацией основного тела, так и в связке с актюаторами, расположенными непосредственно на гибких элементах конструкции. Как правило, внешние возмущения не включаются в контур управления и рассмотренные алгоритмы управления обладают достаточной грубостью по отношению к внешним возмущениям. В работах [10; 11] приведен подход к анализу качества работы системы стабилизации при наличии возмущений. В [12] проведено исследование влияния внешних возмущений на точность стабилизации космического шаттла с антенной, выдвинутой на длинной штанге.

В работе, в первую очередь, решается задача определения состояния КА с НЭК. В частности, необходимо определять текущую ориентацию и скорость КА и элементов НЭК для адекватного формирования управляющих воздействий. Задача определения движения решается с использованием динамической фильтрации. В качестве измерительной информации используются показания звездного датчика и датчика угловой скорости (ДУС). Управление КА с НЭК осуществляется с помощью двигателей-маховиков. Управление строится на основе линейно-квадратичного регулятора и его модификации – редуцированного ЛКР.

1. Математическая модель движения КА с солнечной панелью и антенной

Рассматривается космический аппарат, который состоит из корпуса – твердого тела и двух нежестких элементов – солнечной панели, прикрепленной к корпусу с помощью одностепенного шарнира, и антенны, закрепленной жестко (рис. 1).

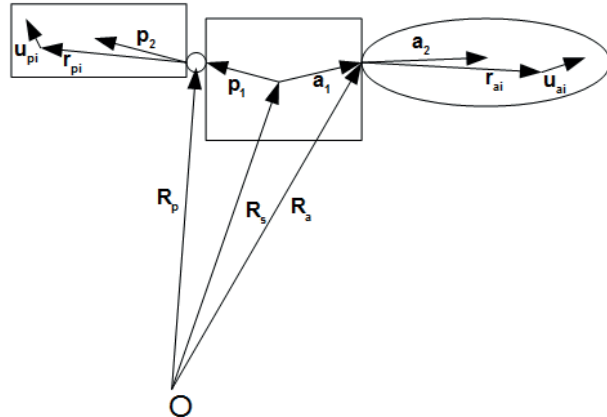


Рис. 1. Общая схема КА с НЭК

На рис. 1 r_{pi} , r_{ai} – радиус-векторы i -х точек панели и антенны относительно связанной с этим телом системы координат, начало которых помещено в точки, указанные на рис. 1; u_i – смещения i -х точек тела, вызванные упругими деформациями.

Уравнения движения выводятся с помощью методики, описанной в работах [13–15]. Уравнения относительно абсолютной угловой скорости ω , амплитуд колебаний антенны и панели q_a и q_p имеют вид:

$$S \begin{pmatrix} \dot{\omega} \\ \ddot{q}_a \\ \ddot{q}_p \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\omega \times J_s \omega + T_s - N_{oa} - f_{oa} - N_{op} - f_{op} \\ -f_a - N_a \\ -f_p - N_p \end{pmatrix}. \quad (1)$$

Здесь матрица S – положительно определенная симметричная матрица, зависящая от параметров и фазовых переменных [15], T_s – главный момент всех сил, действующих на космический аппарат относительно центра масс корпуса (сюда входит и управляющий момент), J_s – тензор инерции аппарата, члены N_{oa} , N_{op} , N_a , N_p – величины, зависящие нелинейно от параметров и фазовых переменных, а f_{oa} , f_{op} , f_a , f_p определяются силами, действующими на аппарат. Эти уравнения дополняются кинематическими соотношениями для кватерниона ориентации:

$$\begin{aligned} \dot{\lambda}_0 &= -\frac{1}{2}(\omega, \lambda), \\ \dot{\lambda} &= \frac{1}{2}(\lambda_0 \omega + \lambda \times \omega). \end{aligned}$$

Сюда не входит уравнение для переменной, задающей угловое положение панели, так как полагается, что поворот этого элемента задается независимо. Описанная нелинейная модель используется для проведения моделирования. Управление строится на основе линеаризованной в окрестности требуемого положения модели:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}, \quad (2)$$

$$\mathbf{x} = \begin{pmatrix} \omega \\ \mathbf{V}_q \\ \lambda \\ \mathbf{q} \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times n} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{J}^{-1} \mathbf{S}_q (\mathbf{M} - \mathbf{S}_q^T \mathbf{J}^{-1} \mathbf{S}_q)^{-1} \boldsymbol{\Omega} \\ \mathbf{0}_{n \times 3} & \mathbf{0}_{n \times n} & \mathbf{0}_{n \times 3} & -(\mathbf{M} - \mathbf{S}_q^T \mathbf{J}^{-1} \mathbf{S}_q)^{-1} \boldsymbol{\Omega} \\ \frac{1}{2} \mathbf{E}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times n} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times n} \\ \mathbf{0}_{n \times 3} & \mathbf{E}_{n \times n} & \mathbf{0}_{n \times 3} & \mathbf{0}_{n \times n} \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{B} = \begin{pmatrix} \mathbf{J}^{-1} (\mathbf{E}_{3 \times 3} + \mathbf{S}_q (\mathbf{M} - \mathbf{S}_q^T \mathbf{J}^{-1} \mathbf{S}_q)^{-1} \mathbf{S}_q^T \mathbf{J}^{-1}) \\ -(\mathbf{M} - \mathbf{S}_q^T \mathbf{J}^{-1} \mathbf{S}_q)^{-1} \mathbf{S}_q^T \mathbf{J}^{-1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{n \times 3} \end{pmatrix}.$$

Рассматриваются два источника возмущений: гравитационный момент и постоянный момент величиной $8 \cdot 10^{-4}$ Н·м, отражающий работу двигателя малой тяги и момент сил солнечного давления.

2. Алгоритмы управления КА с НЭК

В работе используются алгоритмы из класса линейно-квадратичных. Они обеспечивают асимптотическую устойчивость требуемых движений и при этом позволяют ограничивать управление подбором коэффициентов. Управление строится на основе линеаризованной невозмущенной модели. Заметим, что рассматривается задача ориентации КА с НЭК после стабилизации. То есть, угловые скорости корпуса КА и отклонения нежестких элементов находятся в линейном приближении. Нелинейными являются углы ориентации (компоненты кватерниона). Гравитационный момент при формировании управления не учитывается, поскольку рассматривается движение КА на геостационарной орбите.

Линейно-квадратичный регулятор минимизирует функционал вида:

$$\mathbf{J} = \int_0^{\infty} (\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt.$$

Алгоритм одновременно позволяет минимизировать как вектор состояния \mathbf{x} (отклонение от требуемой ориентации), так и вектор управления \mathbf{u} . Положительно определенные весовые матрицы \mathbf{Q} и \mathbf{R} являются параметрами алгоритма. В этом случае управление задается выражением:

$$\mathbf{u} = -\mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}, \quad (3)$$

где \mathbf{P} – решение матричного уравнения Риккати:

$$\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A} - \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} + \mathbf{Q} = 0.$$

Алгоритм (3) обеспечивает не только асимптотическую устойчивость нулевого положения равновесия с учетом колебательных координат, но и позволяет ограничить управление за счет выбора матрицы \mathbf{R} . Главный недостаток метода – требование линейного приближения, то есть алгоритм эффективно работает только с линейной системой. Однако, в случае рассматриваемой системы это допустимо, так как полагается, что начальная угловая скорость мала и динамические уравнения (1) фактически линейные.

Линейно-квадратичное управление предполагает знание амплитуд колебаний, что не всегда возможно. По этой причине также рассматривается модификация ЛКР. Система (1) может быть записана в виде [16; 17]:

$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{A}_{\omega} \mathbf{y} + \mathbf{A}_{\omega q} \mathbf{z} + \mathbf{B}_{\omega} \mathbf{u}, \quad (4)$$

$$\dot{\mathbf{z}} = \mathbf{A}_{qq} \mathbf{z} + \mathbf{B}_q \mathbf{u},$$

где переменная \mathbf{y} задает ориентацию корпуса, переменная \mathbf{z} характеризует колебания НЭК. Квадратичный функционал алгоритма ЛКР переписывается в виде:

$$\mathbf{J} = \int_0^{\infty} (\mathbf{y}^T \mathbf{Q}_y \mathbf{y} + \mathbf{z}^T \mathbf{Q}_z \mathbf{z} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt.$$

Вид уравнений (4) позволяет построить управление так, чтобы не возбуждать моды колебаний. Для этого достаточно потребовать:

$$0 = \dot{\mathbf{z}} = \mathbf{A}_{qq} \mathbf{z} + \mathbf{B}_q \mathbf{u}.$$

При выполнении этого условия уравнения принимают вид:

$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{A}_{\omega} \mathbf{y} + (\mathbf{B}_{\omega} - \mathbf{A}_{\omega q} \mathbf{A}_{qq}^{-1} \mathbf{B}_q) \mathbf{u},$$

а в функционал добавится слагаемое, которое отвечает за минимизацию воздействия на моды колебаний (второе слагаемое во второй части):

$$\mathbf{J} = \int_0^{\infty} (\mathbf{y}^T \mathbf{Q}_y \mathbf{y} + \mathbf{u}^T (\mathbf{R} + (\mathbf{A}_{qq}^{-1} \mathbf{B}_q)^T \mathbf{Q}_z \mathbf{A}_{qq}^{-1} \mathbf{B}_q) \mathbf{u}) dt.$$

Вводя обозначения:

$$\mathbf{R}_x = \mathbf{R} + (\mathbf{A}_{qq}^{-1} \mathbf{B}_q)^T \mathbf{Q}_z \mathbf{A}_{qq}^{-1} \mathbf{B}_q, \quad \mathbf{B}_x = \mathbf{B}_\omega - \mathbf{A}_{\omega q} \mathbf{A}_{qq}^{-1} \mathbf{B}_q,$$

получаем редуцированный алгоритм ЛКР:

$$\mathbf{u} = -\mathbf{R}_x^{-1} \mathbf{B}_x^T \mathbf{P} \mathbf{y},$$

где \mathbf{P} – решение уравнения Риккати:

$$\mathbf{A}_\omega^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}_\omega - \mathbf{P} \mathbf{B}_x \mathbf{R}_x^{-1} \mathbf{B}_x^T \mathbf{P} + \mathbf{Q}_y = 0.$$

При постоянных матрицах системы \mathbf{A}_ω и управления \mathbf{B}_x уравнение Риккати достаточно решить один раз. Если же матрицы меняются квазистационарно, как в рассматриваемом случае, то можно иметь несколько значений матрицы \mathbf{P} для разных углов поворота панели.

3. Определение состояния КА и НЭК на орбите

Для оценки состояния в режиме реального времени используются звездный датчик и ДУС. Обработка их данных в режиме реального времени проводится с помощью расширенного фильтра Калмана, который дает наилучшую оценку вектора состояния по среднеквадратическому критерию [18; 19]. Фильтр Калмана можно использовать для работы с нелинейными моделями как самой динамической системы, так и измерений. Частота получения измерений равна 4 Гц. Ошибки измерений моделируются в виде несмещенной нормально распределенной случайной величины со среднеквадратическими отклонениями для звездного датчика и ДУСа: $\sigma_\lambda = 2 \cdot 10^{-5}$ и $\sigma_\omega = 1 \cdot 10^{-4}$ град/с, соответственно.

Полагается, что в модели движения присутствуют возмущения, т.е. модель движения не точная. Пусть возмущения действуют как на корпус аппарата, так и на НЭК. В качестве модели возмущений используется случайная нормально распределенная несмещенная величина со следующими среднеквадратическими отклонениями:

$$\sigma_\omega = 1 \cdot 10^{-8} \text{ град} / \text{с}^2, \quad \sigma_q = 1 \cdot 10^{-4},$$

где σ_ω – среднеквадратическое отклонение возмущения, действующего на корпус аппарата, а σ_q – среднеквадратическое отклонение, действующее на НЭК.

Стоит отметить, что при проведении численного исследования количество оцениваемых мод колебаний неизбежно ограничено. По объективным причинам динамика системы с учетом большого числа мод не может быть реализована на бортовом компьютере КА, поэтому во внимание принимаются только старшие моды, имеющие наибольшее влияние на движение корпуса КА и обладающие, как правило, низким естественным декрементом затухания. Влияние более высокочастотных мод на движение КА с НЭК можно при-

нять за возмущения, однако такой подход увеличит ошибки оценок вектора состояния. С другой стороны, уменьшение размерности оцениваемого вектора состояния уменьшит вычислительные затраты для бортового компьютера КА. При этом оказывается, что добавление дополнительных средств определения состояния НЭК, например, камеры, не обязательно положительно сказывается на общей точности определения состояния КА с НЭК. Это связано с тем, что наблюдения НЭК дают результат для полной модели с «бесконечным» числом мод. В алгоритме определения, однако, учитывается лишь несколько старших мод. В результате алгоритм пытается приписать видимые отклонения НЭК лишь имеющимся в его распоряжении модам, создавая при этом дополнительную ошибку.

4. Моделирование работы замкнутого контура управления КА с НЭК

Совместное моделирование алгоритмов управления и определения состояния проводилось для алгоритма управления ЛКР. Для редуцированного ЛКР измерения звездного датчика и ДУСа использовались напрямую. Условия для моделирования задавались следующими:

$$\boldsymbol{\omega} = (0.02 \quad 0.01 \quad 0.03) \text{ град/с};$$

$$\mathbf{A} = (0.5 \quad 0.5 \quad 0.5 \quad -0.5);$$

$$q_a = (0.1 \quad 0.1 \quad 0.1 \quad 0.1 \quad 0.1), \quad q_p = (0.1 \quad 0.1).$$

Численное интегрирование проводилось с шагом 1/8 секунды.

Линейно-квадратичное управление

Как было сказано ранее, закон управления (3) требует определения как ориентации корпуса аппарата, так и амплитуды мод колебаний. Для решения этой задачи используется фильтр Калмана. При этом проводится моделирование замкнутого контура управления в случае, когда число мод в модели системы равно $n_a = 7$, $n_p = 2$, тогда как при оценке в фильтре Калмана подразумевается $n_a = 5$, $n_p = 1$. То есть, рассмотрен случай частичного знания мод колебаний, причем для панели, более жесткой, учитывается лишь одна главная мода колебаний. Результаты моделирования приведены на рис. 2–4.

На рис. 2 представлены три компоненты векторной части кватерниона ориентации корпуса космического аппарата. В правой верхней части для компоненты q_3 можно более подробно видеть точность конечной стабилизации (около 10^{-5} по векторной части кватерниона, то есть 4 угловые секунды) и точность показаний звездного датчика.

Ниже представлена ошибка оценки кватерниона с помощью фильтра Калмана. Видно, что его использование позволяет снизить ошибку примерно в десять раз. Однако, показания звездного датчика достаточно точны для того, чтобы использовать их напрямую без обработки, что и делается при построении редуцированного ЛКР.

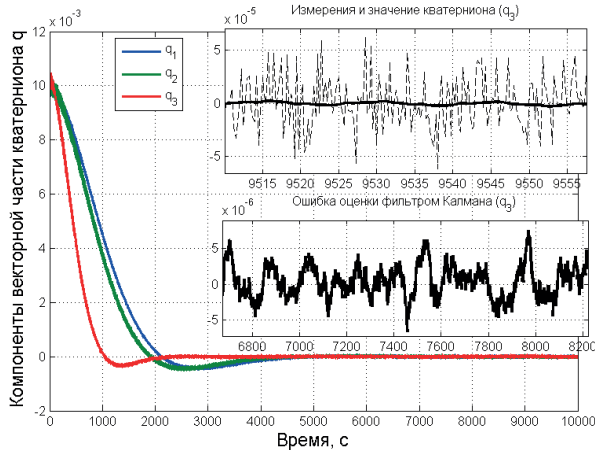


Рис. 2. Кватернион ориентации корпуса

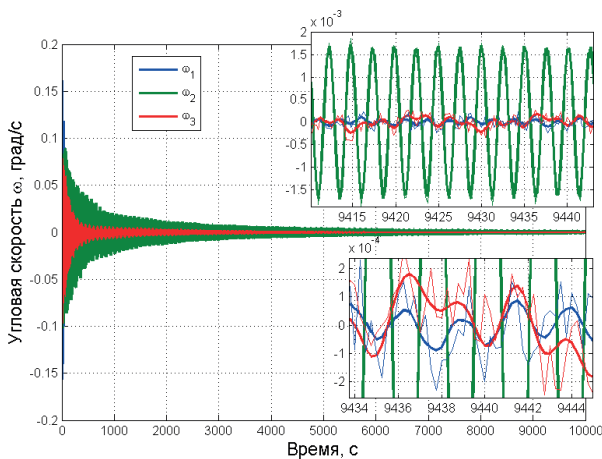


Рис. 3. Угловая скорость корпуса

Точность стабилизации достигает $3 \cdot 10^{-5} \text{ c}^{-1}$ по угловой скорости. Подробнее можно видеть точность показаний ДУСа.

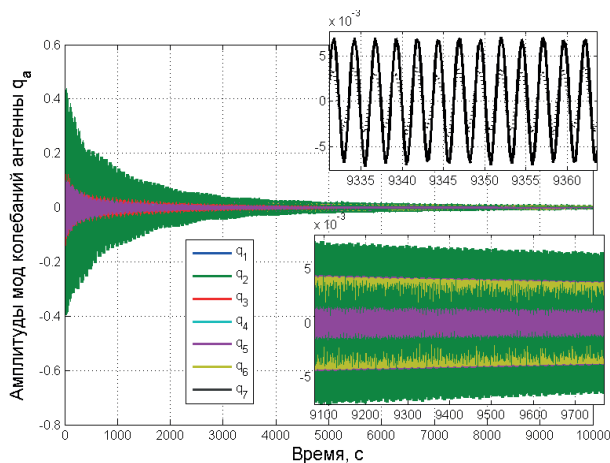


Рис. 4. Моды колебаний антенны

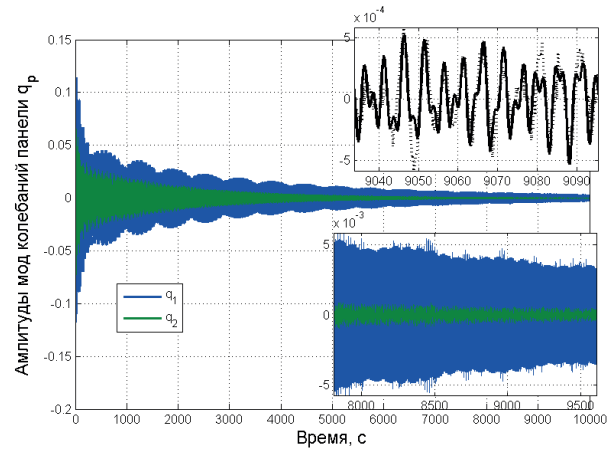


Рис. 5. Моды колебаний панели

На рис. 4 и 5 видно, что полное демпфирование собственных колебаний антенны и панели занимает длительное время, но в целом система ориентации справляется с поставленной задачей. Интересно заметить, что определение состояния панели и антенны, подробно изображенное на рис. 4 и 5 для одной из мод, имеет достаточно высокую точность.

Важным результатом является ограничение управляющего момента. Алгоритм управления включается только после достижения заданного интервала ошибок оценок фильтра Калмана, а коэффициенты управления выбираются с помощью итеративной процедуры в зависимости от начальных условий. При этом меняется только матрица R : при превышении допустимого управления ее диагональные элементы увеличиваются в 10 раз. За счет этого достигается ограничение на величину управляющего воздействия двигателей-маховиков 0,4 Н·м.

Редуцированное линейно-квадратичное управление

Опираясь на рис. 2, для редуцированного ЛКР будем напрямую использовать показания звездного датчика и ДУСа. Результаты моделирования представлены на рис. 6–8 для аппарата, имеющего 7 мод колебаний антенны и 2 моды колебаний панели (имеется информация о 5 и 1 моде соответственно).

Сравнение рис. 2 и 6 показывает, что относительно классического ЛКР значительно ухудшается быстродействие. Точность конечной стабилизации также велика и составляет $2,5 \cdot 10^{-4}$ по одной из компонент. Заметим, что точность стабилизации можно было бы улучшить. Ошибка вызвана, в первую очередь, постоянным возмущающим моментом, в данном случае действующим по одной оси (именно по этой оси ошибка ориентации больше). При этом в моделировании изменяется величина элементов весовой матрицы, отражающая штраф за ошибку ориентации. В начале их величина снижена, чтобы обеспечить ограничение

на величину управляющего момента, затем, после обеспечения стабилизации аппарата и мод колебаний, вклад ошибки ориентации в функционал увеличивается для достижения требуемой ориентации с высокой точностью.

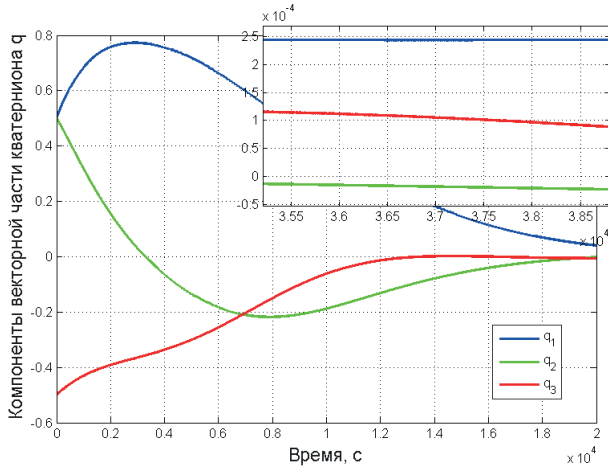


Рис. 6. Кватернион ориентации корпуса

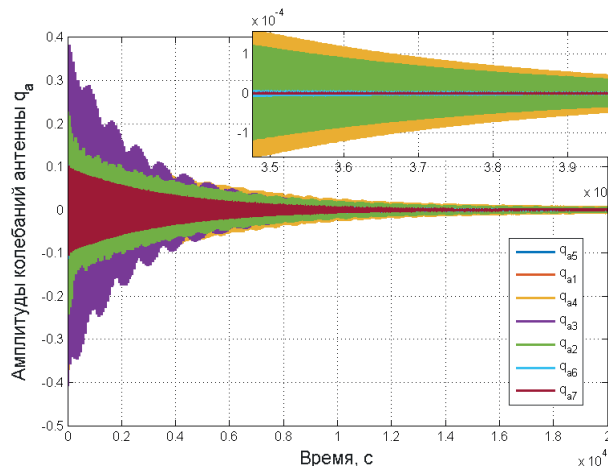


Рис. 7. Моды колебаний антенны

Сравнение рис. 4 и 7 показывает, что успокоение колебаний антенны происходит медленнее при использовании редуцированного ЛКР. То же относится к рис. 5 и 8, показывающим успокоение колебаний панели. В целом задача стабилизации решается редуцированным ЛКР, но производительность его хуже. Важным достоинством этого подхода является значительное уменьшение вычислительной сложности по сравнению с обычным ЛКР, так как, во-первых, размерность фазового вектора

меньше и, как следствие, матрица в уравнении Риккати имеет размер 6×6 (вместо 18×18), а во-вторых, нет необходимости использовать фильтрацию, что существенно снижает вычислительные затраты. Сравнительные вычисления показывают, что функция, реализующая фильтр Калмана, работает около 300 секунд при моделировании на интервале 2000 секунд, ЛКР при этом работает около 30 секунд. В случае редуцированного ЛКР функция управления работает около 20 секунд, а измерения подаются напрямую. Таким образом, ЛКР с фильтром Калмана требует в 16,5 раз больше вычислительного времени, чем редуцированный ЛКР.

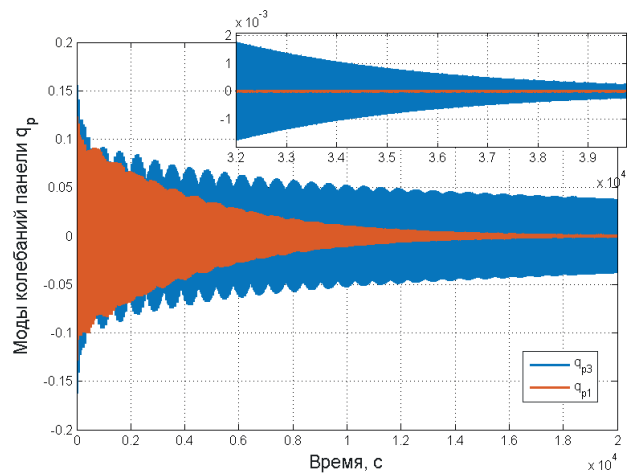


Рис. 8. Моды колебаний панели

Заключение

В работе рассмотрены алгоритмы определения состояния и управления угловым движением космического аппарата с двумя нежесткими элементами – вращающейся солнечной панелью и крупногабаритной антенной. Показано, что возможна стабилизация аппарата с гашением собственных колебаний нежестких конструкций с помощью датчиков и исполнительных элементов, установленных только на корпусе аппарата. При этом предполагается нулевой декремент затухания собственных колебаний конструкции. Предложен алгоритм, не требующий оценки состояния конструкции и не возбуждающий колебаний в ней. Последний, обеспечивая меньшую точность и быстроедействие системы ориентации, значительно снижает нагрузку на бортовой вычислитель.

Список литературы

- [1] Баничук Н. В., Карпов И. И., Климов Д. М., Маркеев А. П., Соколов Б. Н., Шаранюк А. В. Механика больших космических конструкций. М. : Факториал, 1997. 302 с.
- [2] Junkins J., Kim Y. Introduction to Dynamics and Control of Flexible Structures. Washington : AIAA Education Series, 1993. 452 p.
- [3] Ivanov D., Koptev M., Ovchinnikov M., Tkachev S., Proshunin N., Shachkov M. Flexible microsatellite mock-up docking with non-cooperative target on planar air bearing test bed // Acta Astronaut, 2018, vol. 158, pp. 357–366.

- [4] Gasbarri P., Monti R., de Angelis C., Sabatini M. Effects of uncertainties and flexible dynamic contributions on the control of a spacecraft full-coupled model // *Acta Astronaut*, 2014, vol. 94, issue 1, pp. 515–526.
- [5] da Fonseca I. M., Bainum P. M., da Silva A. R. Structural control interaction for an LSS attitude control system using thrusters and reaction wheels // *Acta Astronaut*, 2007, vol. 60, no. 10–11, pp. 865–872.
- [6] Hughes P. C., Abdel-Rahman T. M. Stability of Proportional-Plus-Derivative-Plus-Integral Control of Flexible Spacecraft // *J. Guid. Control. Dyn.*, 1979, vol. 2, no. 6, pp. 499–503.
- [7] Wang S. J., Cameron J. M. Dynamics and control of a large space antenna // *J. Guid. Control. Dyn.*, 1984, vol. 7, no. 1, pp. 69–76.
- [8] Hu Q. Variable structure maneuvering control with time-varying sliding surface and active vibration damping of flexible spacecraft with input saturation // *Acta Astronaut*, 2009, vol. 64, no. 11–12, pp. 1085–1108.
- [9] Сомов Е. Робастная стабилизация упругих космических аппаратов при неполном дискретном измерении и запаздывании в управлении // *Известия РАН. Теория и системы управления*. 2001. № 2. С. 124–143.
- [10] Gasbarria P., Montia R., Campolo G., Togliа Ch. Control-oriented modelization of a satellite with large flexible appendages and use of worst-case analysis to verify robustness to model uncertainties of attitude control // *Acta Astronaut*, 2012, vol. 81, no. 1, pp. 214–226.
- [11] Wang W., Menon P., Bates D., Bennani S. Verification and Validation of Attitude and Orbit Control Systems for Flexible Satellites // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, 2009.
- [12] Wang S. J., Lin Y. H., Ih C.-H. C. Dynamics and control of a Shuttle-attached antenna experiment // *J. Guid. Control. Dyn.*, 1985, vol. 8, no. 3, pp. 344–353.
- [13] Santini P., Gasbarri P. General background and approach to multibody dynamics for space applications // *Acta Astronaut*, 2009, vol. 64, no. 11–12, pp. 1224–1251.
- [14] Meirovitch L., Quinn R. D. Equations of Motion for Maneuvering Flexible Spacecraft // *J. Guid. Control*, 1987, vol. 10, no. 5, pp. 453–465.
- [15] Ovchinnikov M. Yu., Tkachev S. S., Roldugin D. S., Nuralieva A. B., Mashtakov Y. V. Angular motion equations for a satellite with hinged flexible solar panel // *Acta Astronaut*, 2016, vol. 128, pp. 534–539.
- [16] Sesak J. R., Coradetti T. Decentralized Control of Large Space Structures via Forced Singular Perturbation // *AIAA 17th Aerospace Sciences Meeting*, New Orleans, 1979.
- [17] Sesak J. R. Control of Large Space Structures via Singular Perturbation Optimal Control // *AIAA Conf. on Space Platforms: Future Needs and Capabilities*, Los Angeles, 1978.
- [18] Ivanov D. S., Ovchinnikov M. Yu., Ivlev N. A., Karpenko S. O. Analytical study of microsatellite attitude determination algorithms // *Acta Astronaut*, 2015, vol. 116, pp. 339–348.
- [19] Иванов Д. С., Меус С. В., Овчинников А. В., Овчинников М. Ю., Шестаков С. А., Якимов Е. Н. Методы определения колебательных параметров космических аппаратов с гибкими элементами конструкции // *Известия РАН. Теория и системы управления*. 2017. № 1. С. 98–115.

ATTITUDE CONTROL AND DETERMINATION ALGORITHMS FOR THE SPACECRAFT WITH TWO FLEXIBLE APPENDAGES

**D. S. Ivanov¹, S. V. Meus², A. B. Nuralieva¹, A. V. Ovchinnikov²,
M. Yu. Ovchinnikov¹, D. S. Roldugin¹, S. S. Tkachev¹,
A. I. Shestoporov¹, S. A. Shestakov¹, E. N. Yakimov²**

¹ *Keldysh Institute of Applied Mathematics of RAS,
Moscow, Russian Federation*

² *JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation*

The paper covers the attitude control and determination algorithms of the satellite equipped with two flexible appendages. One of the appendages is an antenna. It is connected to the satellite bus inelastically. The antenna itself is a major disturbance factor. Its dimensions by far exceed the dimensions of the bus, and the eigen frequencies of the antenna oscillations are low. The second appendage is a solar panel. The spacecraft moves on the geostationary orbit. The panel is connected via the one degree of freedom hinge. It rotates with the constant rate to provide continuous solar panel attitude towards the Sun. Attitude control

and determination is achieved with the hardware installed on the satellite bus only. Moreover, the oscillations of the flexible elements have no natural damping. The control and determination algorithms are provided that stabilize the satellite bus and reduce the flexible appendages oscillations alongside. Special control algorithm is proposed that does not excite the oscillations and lowers the computational burden on the onboard computer. Different eigen forms are considered to represent the error in the appendages models.

Keywords: spacecraft, attitude control, flexible appendages, finite element model, eigen forms.

References

- [1] Banichuk N. V., Karpov I. I., Klimov D. M., Markeev A. P., Sokolov B. N., Sharanyuk A. V. *Mekhanika bol'shikh kosmicheskikh konstrukcij* [Mechanics of large space structures]. Moscow, Factorial, 1997, 330 p. (In Russian)
- [2] Junkins J., Kim Y. Introduction to Dynamics and Control of Flexible Structures. Washington : AIAA Education Series, 1993. 452 p.
- [3] Ivanov D., Koptev M., Ovchinnikov M., Tkachev S., Proshunin N., Shachkov M. Flexible microsatellite mock-up docking with non-cooperative target on planar air bearing test bed // *Acta Astronaut*, 2018, vol. 158, pp. 357–366.
- [4] Gasbarri P., Monti R., de Angelis C., Sabatini M. Effects of uncertainties and flexible dynamic contributions on the control of a spacecraft full-coupled model // *Acta Astronaut*, 2014, vol. 94, issue 1, pp. 515–526.
- [5] da Fonseca I. M., Bainum P. M., da Silva A. R. Structural control interaction for an LSS attitude control system using thrusters and reaction wheels // *Acta Astronaut*, 2007, vol. 60, no. 10–11, pp. 865–872.
- [6] Hughes P. C., Abdel-Rahman T. M. Stability of Proportional-Plus-Derivative-Plus-Integral Control of Flexible Spacecraft // *J. Guid. Control. Dyn.*, 1979, vol. 2, no. 6, pp. 499–503.
- [7] Wang S. J., Cameron J. M. Dynamics and control of a large space antenna // *J. Guid. Control. Dyn.*, 1984, vol. 7, no. 1, pp. 69–76.
- [8] Hu Q. Variable structure maneuvering control with time-varying sliding surface and active vibration damping of flexible spacecraft with input saturation // *Acta Astronaut*, 2009, vol. 64, no. 11–12, pp. 1085–1108.
- [9] Somov E. *Robastnaya stabilizaciya uprugih kosmicheskikh apparatov pri nepolnom diskretnom izmerenii i zapazdyvanii v upravlenii* [Robust stabilization of elastic space devices with incomplete discrete measurement and delay in control] // *Bulletin of the Russian Academy of Sciences. Theory and control systems*, 2001, no. 2, pp. 124–143. (In Russian)
- [10] Gasbarria P., Montia R., Campolo G., Toglia Ch. Control-oriented modelization of a satellite with large flexible appendages and use of worst-case analysis to verify robustness to model uncertainties of attitude control // *Acta Astronaut*, 2012, vol. 81, no. 1, pp. 214–226.
- [11] Wang W., Menon P., Bates D., Bennani S. Verification and Validation of Attitude and Orbit Control Systems for Flexible Satellites // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, 2009.
- [12] Wang S. J., Lin Y. H., Ih C.-H. C. Dynamics and control of a Shuttle-attached antenna experiment // *J. Guid. Control. Dyn.*, 1985, vol. 8, no. 3, pp. 344–353.
- [13] Santini P., Gasbarri P. General background and approach to multibody dynamics for space applications // *Acta Astronaut*, 2009, vol. 64, no. 11–12, pp. 1224–1251.
- [14] Meirovitch L., Quinn R. D. Equations of Motion for Maneuvering Flexible Spacecraft // *J. Guid. Control*, 1987, vol. 10, no. 5, pp. 453–465.
- [15] Ovchinnikov M. Yu., Tkachev S. S., Roldugin D. S., Nurallieva A. B., Mashtakov Y. V. Angular motion equations for a satellite with hinged flexible solar panel // *Acta Astronaut*, 2016, vol. 128, pp. 534–539.
- [16] Sesak J. R., Coradetti T. Decentralized Control of Large Space Structures via Forced Singular Perturbation // *AIAA 17th Aerospace Sciences Meeting*, New Orleans, 1979.
- [17] Sesak J. R. Control of Large Space Structures via Singular Perturbation Optimal Control // *AIAA Conf. on Space Platforms: Future Needs and Capabilities*, Los Angeles, 1978.
- [18] Ivanov D. S., Ovchinnikov M. Yu., Ivlev N. A., Karpenko S. O. Analytical study of microsatellite attitude determination algorithms // *Acta Astronaut*, 2015, vol. 116, pp. 339–348.
- [19] Ivanov D. S., Ovchinnikov M. Y., Shestakov S. A., Meus S. V., Ovchinnikov A. V., Yakimov E. N. Methods for the vibration determination and parameter identification of spacecraft with flexible structures // *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2017, vol. 56, no. 2, pp. 311–327.