

МЕТОД КОМПЕНСАЦИИ УПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И ПУТИ ЕГО РЕАЛИЗАЦИИ

Н. А. Красова, В. Я. Геча, И. А. Мещихин

Предложен метод активного гашения упругих колебаний протяженной конструкции космического аппарата при выполнении им маневра с помощью компенсационного момента. Компенсационный момент двигателя-маховика нового типа предлагается определить с использованием модели упругого космического аппарата, построенной по методу Крейга – Бемптона, с разложением по обобщенным модальным координатам. Его величина зависит от величины управляющего момента двигателя-маховика нового типа, под действием которого осуществляется маневр космического аппарата и от которого зависит величина возбуждаемых упругих колебаний.

Ключевые слова: космический аппарат, упругие колебания, маневр, компенсация, метод Крейга – Бемптона.

В состав космического аппарата (КА) могут входить протяженные конструкции – батареи фотоэлектрические (БФ), антенно-фидерные устройства (АФУ) и др. Такие конструкции имеют достаточно низкие собственные частоты упругих колебаний и, соответственно, значительное время затухания свободных колебаний.

К современным КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) высокого пространственного разрешения могут предъявляться повышенные требования по маневренности, характеризующиеся скоростью выполнения поворота КА и временем успокоения колебаний протяженных конструкций – временем, за которое амплитуда колебаний уложится в границы, размер которых определяется требованиями к динамической точности КА.

Таким образом, маневренность КА ДЗЗ может быть повышена путем сокращения суммы времени: времени собственно поворота КА и времени успокоения колебаний протяженных конструкций КА.

В работе [1] было показано, что время поворота может быть существенно сокращено за счет увеличения управляющего момента при использовании двигателя-маховика (ДМ) нового типа. Однако увеличение момента вызывает и соответствующее увеличенное возбуждение амплитуды упругих колебаний.

В данной работе развивается подход, связанный с активным гашением (компенсацией) и, соответственно, сокращением времени затухания упругих колебаний протяженных конструкций КА при выполнении им маневра с помощью компенсационного момента.

Компенсационный момент ДМ нового типа предлагается определить с использованием модели упругого КА, построенной по методу Крейга – Бемптона, с разложением по обобщенным модальным координатам. Его величина зависит

от величины управляющего момента ДМ нового типа, под действием которого осуществляется маневр КА и от которого зависит величина возбуждаемых упругих колебаний. Добавление компенсационного момента в виде импульса к управляющему моменту позволяет получить возбуждение упругих колебаний КА, равных исходным, но противоположных по знаку.

Для получения компенсации упругих колебаний, возникающих в протяженных конструкциях КА, необходимо оценить реакцию упругих элементов на корпусе КА – центральном теле (ЦТ).

Уравнения, описывающие движение КА с упругими элементами, можно описать уравнением движения для ЦТ КА и отдельно для упругих тел [2 – 4]:

$$\begin{aligned} M\ddot{X} + KX &= M_{\text{упр}} - \Phi \ddot{q}; \\ \ddot{q} + 2\xi\omega\dot{q} + \omega^2 q &= -\ddot{X}\Phi, \end{aligned} \quad (1)$$

где X – вектор степеней свободы КА; \ddot{X} – вторая производная; M – матрица инерции КА; K – матрица жесткости КА, $M_{\text{упр}}$ – управляющий момент; q, \dot{q}, \ddot{q} – обобщенные модальные координаты и их производные; Φ – модальный базис метода Крейга – Бемптона; ξ – коэффициенты демпфирования; ω – собственные частоты.

Объединяя уравнения в общую систему, получим систему уравнений движения для суперэлементной модели [5, 6] с матрицами жесткости и инерции K_{se}, M_{se} :

$$K_{se} = \begin{bmatrix} K & 0 \\ 0 & \omega^2 \end{bmatrix}, M_{se} = \begin{bmatrix} M & \Phi \\ \Phi^T & E \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где E – единичная матрица.

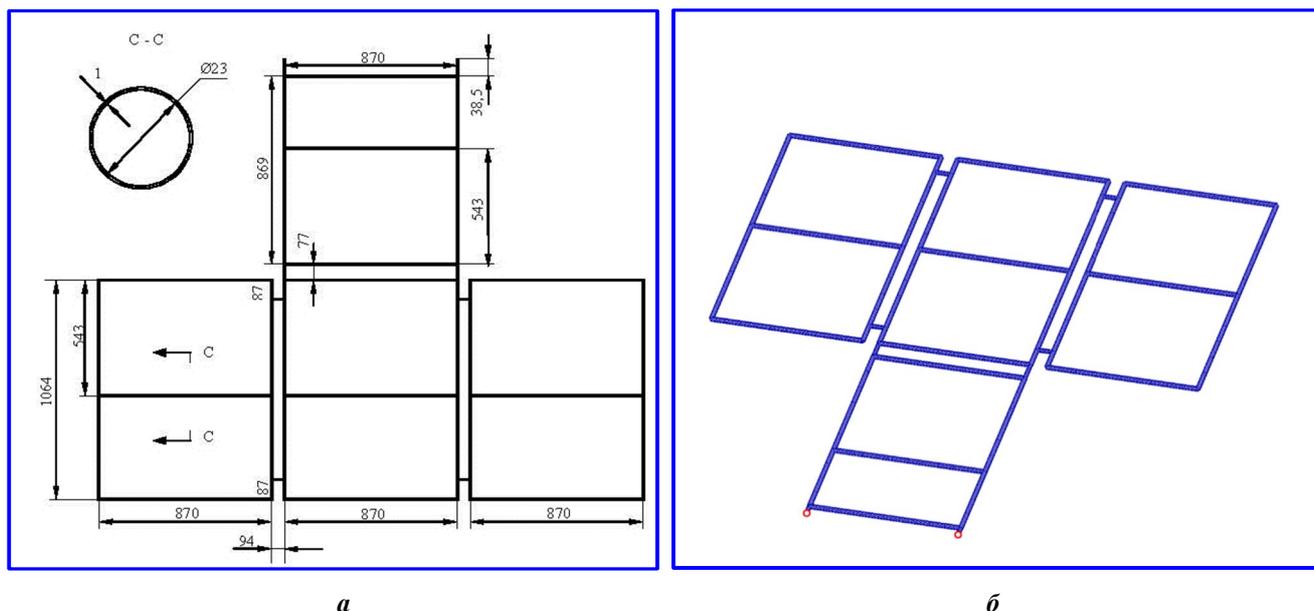


Рис. 1. Схема крыла батареи фотоэлектрической космического аппарата «Канопус-В» (а); вид конечно-элементной модели крыла батареи фотоэлектрической (б)

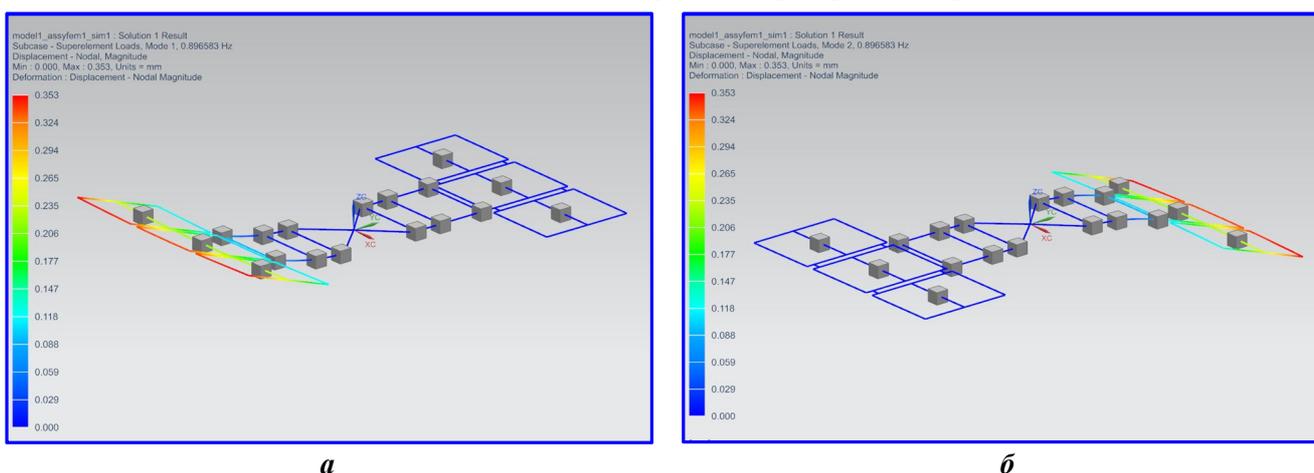


Рис. 2. Формы собственных колебаний крыльев батареи фотоэлектрической: а – первого; б – второго

Применение метода рассмотрено на примере КА «Канопус-В», в состав которого входят два крыла БФ, которые являются протяженными упругими конструкциями.

Расчетная схема одного крыла БФ, приведенная на рис. 1, а, содержит элементы углепластикового каркаса с распределенной дополнительной массой. Масса створок распределена по стержням каркаса. Каркас БФ изготовлен из углепластиковых стержней трубчатого профиля 25×1 с модулем упругости $E = 6,24 \times 10^{10}$ Па. Фитинги предполагаются абсолютно жесткими в сравнении с трубками каркаса. Для обеспечения соответствия инерционных характеристик в модели и в конструкторской документации в модель добавлены корректирующие сосредоточенные массы.

Каждое крыло БФ закреплено в корневом сечении. Вид конечно-элементной модели крыла БФ

приведен на рис. 1, б. Всего модель содержит 162 узла и 180 конечных элементов.

Точками обозначены граничные узлы, через которые происходит крепление крыла БФ к корпусу КА – ЦТ.

Обобщенные (модальные) координаты строят по формам собственных колебаний крыльев БФ. Наиболее значимыми с точки зрения влияния на колебания центра масс будут низшие частоты (по величине удельной модальной массы, включаемой в колебания по данной частоте) [7]. На рис. 2 показаны низшие формы колебаний крыльев БФ.

Первой форме первого крыла соответствует первая обобщенная координата, первой форме второго крыла – вторая (рис. 3). Так как крылья БФ идентичны, эти формы совпадают.

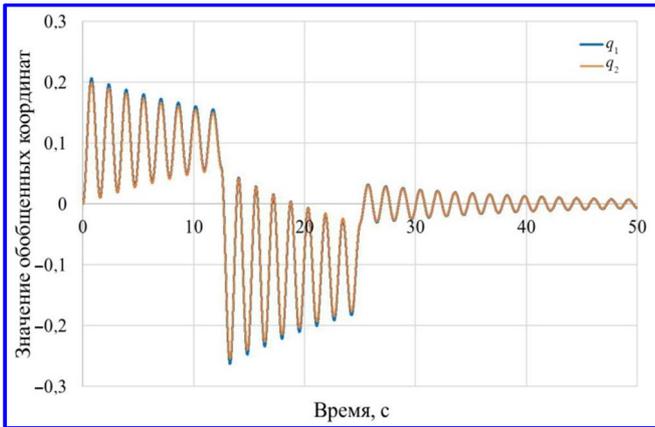


Рис. 3. Изменение обобщенных координат при совершении маневра

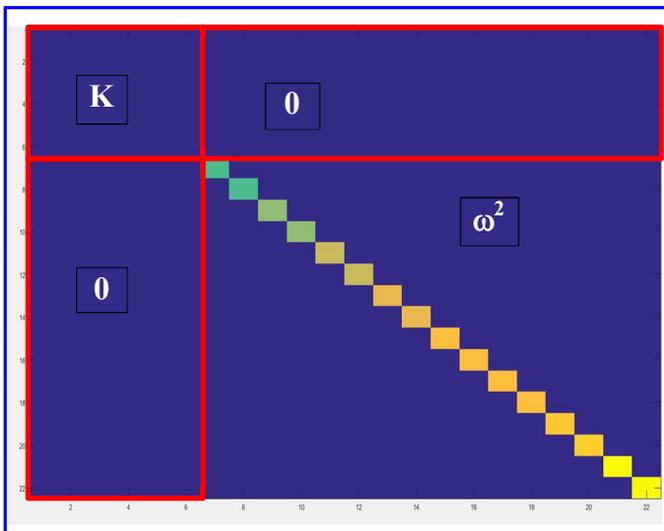


Рис. 4. Схема матрицы жесткости K_{se}

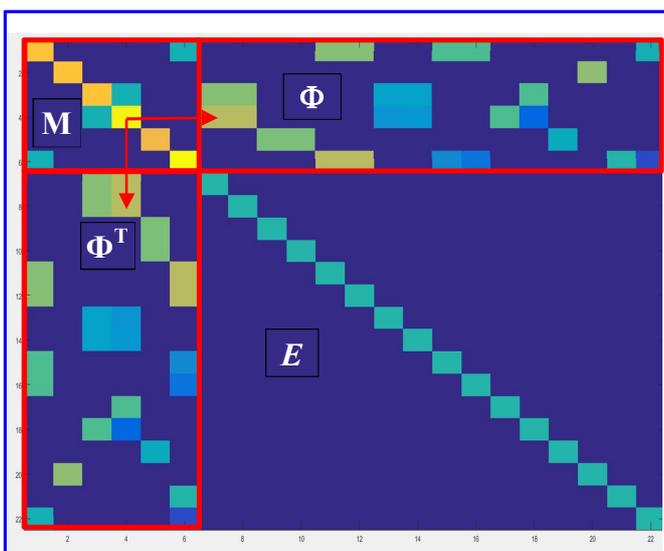


Рис. 5. Схема матрицы инерции M_{se}

При задании ЦТ КА как сосредоточенной массы с 6-ю степенями свободы и включением 16-ти частот собственных колебаний системы из двух крыльев БФ получим матрицы жесткости K_{se} и инерции M_{se} с заполнением указанным на схемах на рис. 4 и 5.

При приложении управляющего момента $M_{упр}$ в системе (1) получим необходимое осуществление маневра КА, а также возбуждение упругих колебаний, создающих возмущение, равное $M_0 = -\Phi \ddot{q}$.

Наиболее очевидным решением будет создание дополнительного управляющего момента, равного M_0 , для компенсации. Расчет его величины можно осуществить по представленным формулам. Однако возникают следующие вопросы реализации данного варианта: создание дополнительного управляющего момента на протяжении всего периода возбуждения колебаний и их затухания; осуществление колебания амплитуды момента для подстраивания под частоты упругого тела. Математически же система уравнений сводится к решению движения КА как твердого тела (так как в правой части уравнения получаем $M_{упр} - M_0 + M_0$).

Менее очевидным и более эффективным является создание дополнительного управляющего момента в виде импульса $M_{гаш}$, расчетной величины. Он позволит возбудить после маневра колебания противоположные по знаку и получить компенсацию первоначальных колебаний. Упругая система будет себя вести так же, как твердое тело после маневра. Рассмотрим данный вариант подробнее.

На рис. 6 представлены примеры управляющего момента для осуществления маневра поворота КА. На рис. 6, а, представлены зависимости момента от времени без компенсации упругих колебаний. На рис. 6, б, показан суммарный момент, который действует на ЦТ во время маневра с гашением, в который входит дополнительный момент компенсации упругих тонов, действующий с ограничением в 1 Н·м.

Суммарный момент включает 2 степени управляющего момента $M_{упр}$, момент упругих колебаний M_0 и дополнительный импульс, создающий противофазные колебания после маневра $M_{гаш}$ (показан стрелкой). Как видно, после осуществления маневра удалось погасить упругие колебания КА.

Построение математических моделей Крейга – Бемптона и решение уравнений динамики упругого КА производилось в среде математического моделирования Simintech [8].

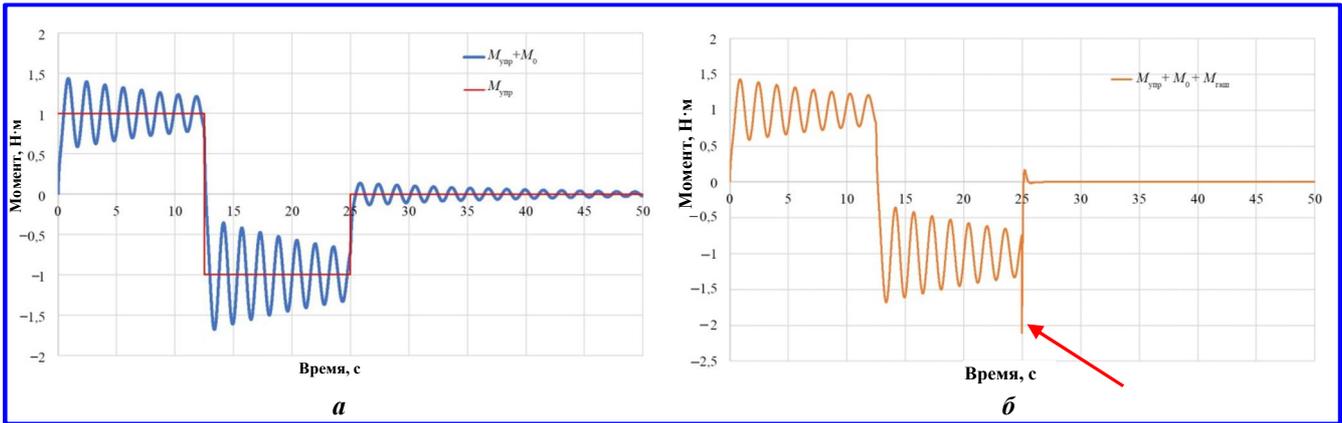


Рис. 6. Моменты системы: а – $M_{упр}, M_{упр} + M_0$; б – $M_{упр} + M_0 + M_{гаш}$

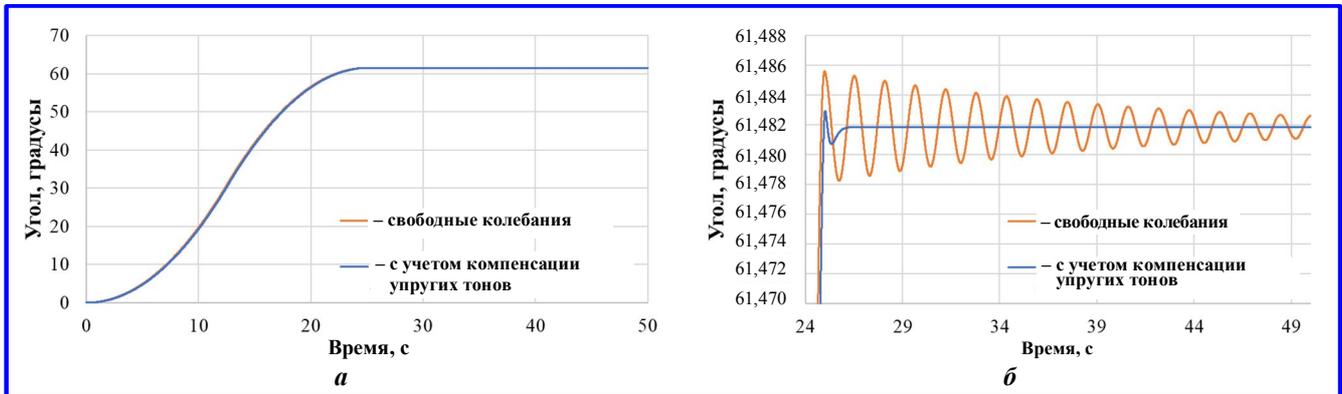


Рис. 7. Угол поворота космического аппарата: а – общий вид; б – увеличенно

На рис. 7 представлена зависимость угла поворота КА при маневре относительно оси X с гашением и без.

Из рис. 7 видно, что предлагаемый алгоритм существенно сокращает время затухания колебаний.

Проведем оценку робастности получаемого решения. Для этого запишем уравнения движения КА после совершения маневра в виде:

$$\begin{aligned} M\ddot{X} + \Phi\ddot{q} &= M_k + M_d; \\ \ddot{q} + 2e\omega\dot{q} + \omega^2q &= -\ddot{X}\Phi, \end{aligned} \quad (3)$$

где $M_k = \Phi\ddot{q}$ – момент компенсации упругих колебаний, а $M_d = -E_d\dot{X} - K_d(X - X_t) + IM \int_{-\infty}^0 (X - X_t) dt$ – момент коррекции положения.

При выборе M_d в предлагаемом виде уравнения движения упрощается до вида:

$$M\ddot{X} + E_d\dot{X} + K_dX + IM \int_{-\infty}^0 (X - X_t) dt = 0, \quad (4)$$

где $E_d = 2\varepsilon\pi fM$, $K_d = M(2\pi f)^2$, где f – частота регулятора; ε – декремент регулятора.

Параметры f , ε , I подбираются из требований по максимальному моменту, астатизму и быстродействию.

Один из способов повышения устойчивости системы управления к вариативности параметров объекта управления заключается в реализации функции адаптивности к фактическим динамическим характеристикам, используя расчетные значения в качестве исходных K_{se} , M_{se} . С их помощью будут получены скорректированные значения, определенные в ходе отладки и эксплуатации. Модель содержит большее число параметров и нуждается в редукции по выявлению наиболее значимых. Учитывая прошлые исследования динамики упругого КА, наиболее значимыми будут низшие частоты. Для сокращения условий задачи примем вариативность данных частот с неизменностью высших (незначимых) частот.

Тогда искомый параметр $K_{se}[7,7] = \omega_1^2$ может быть восстановлен как $K_{se}[7,7] = (2\pi f_e)^2$, где f_e – максимум Фурье-спектра $(M\ddot{X})$ [4] в диапазоне $(0,1Fs:Fs)$, где Fs – частота дискретизации.

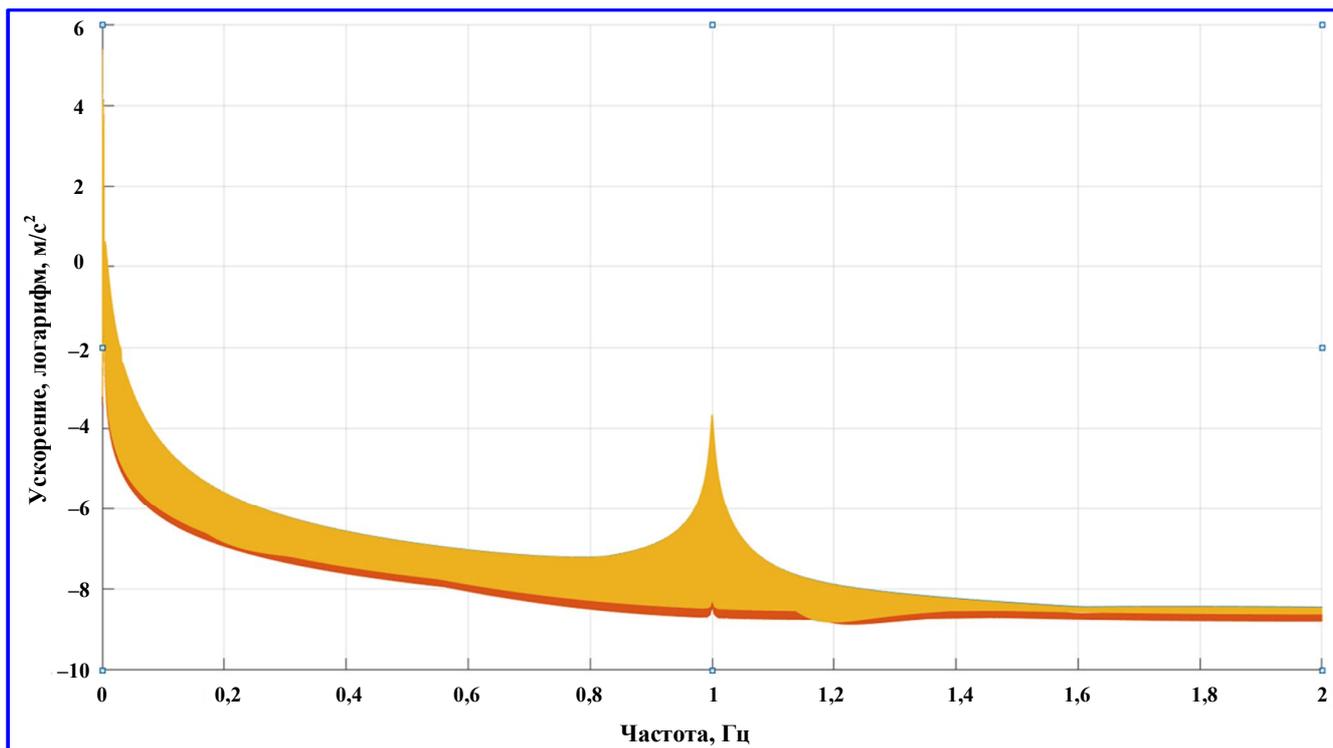


Рис. 8. Фурье-спектр отклика системы без гашения

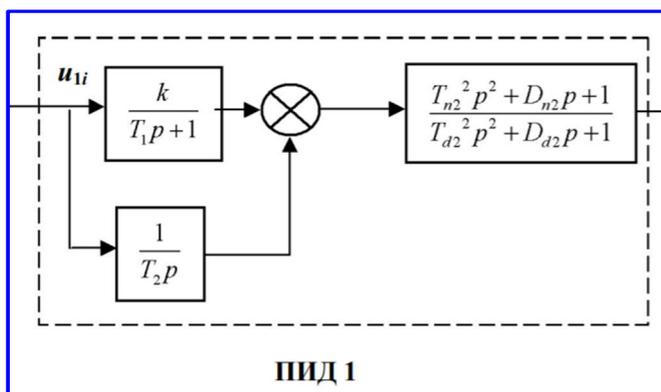


Рис. 9. ПИД-регулятор системы магнитного подвеса ротора [9]

Для наглядности построен характерный спектр ($M\ddot{X}$) [4] для численного эксперимента без гашения. Спектр представлен на рис. 8 в виде логарифма ускорения от частоты.

Восстановленное значение K_{se} [7,7] может быть использовано для тарировки разработанного алгоритма под конкретное изделие.

Вариантом практической реализации гашения упругих колебаний протяженных элементов КА при выполнении им маневра в условиях орбитального полета может быть использование дополнительного, по сравнению с традиционным составом системы ориентации, аналого-цифрового блока управления (БУ) гашения колебаний.

Этот блок должен включать систему измерений колебаний и программу обработки результатов измерений для формирования закона управления моментом ДМ нового типа (блока из 3-х или 4-х ДМ нового типа).

С этой целью корневые секции БФ должны быть соединены с корпусом КА через трехкомпонентный датчик момента, выход которого подключен ко входу БУ.

Ближайшим функциональным аналогом такого блока является ПИД-регулятор, реализованный в системах магнитного подвеса ротора разработки АО «Корпорация «ВНИИЭМ» [9]. На рис. 9 показан такой блок и его основные элементы [9].

В целом предполагается, что теоретически рассчитанные модальные характеристики протяженных конструкций КА на этапе летных испытаний (ЛИ) будут уточнены на основе полученных экспериментальных данных, и в дальнейшем именно они и будут использоваться для активного гашения колебаний конструкций КА, например БФ.

Основные пункты методики отработки гашения колебаний в ходе ЛИ следующие:

1. В летной конфигурации КА в ходе ЛИ ДМ нового типа создает пробный импульс момента для возбуждения свободных колебаний БФ, которые записываются с использованием датчика момента, на основании их анализа уточняются модальные характеристики БФ КА.

2. На следующем этапе с активацией отрицательной обратной связи между датчиком момента и компенсационным моментом ДМ нового типа должен обрабатываться процесс гашения колебаний БФ от пробного импульса момента.

3. Наконец, проводится отработка гашения колебаний БФ при выполнении поворота вокруг каждой из осей и произвольный маневр с переходом к режиму съемки.

Выводы

Предложен метод компенсации упругих колебаний КА на основе определения компенсационного момента с использованием метода Крейга – Бемптона. Величина компенсационного момента зависит от величины управляющего момента, который прикладывается для осуществления маневра КА, как и величина возбуждаемых упругих колебаний. Предложены основные этапы практической методики отработки гашения колебаний в ходе ЛИ КА.

Литература

1. Новое техническое решение механизма «быстрого» поворота малого космического аппарата / В. Я. Геча, Д. В. Гриневиц, Н. А. Красова [и др.] // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2014. – Т. 143. – № 6. – С. 47 – 51.

2. The motion of satellite Epsilon around its center of mass / G. Colombo // The Smithsonian Contributions to Astrophysics. – 1963. – Vol. 6. – P. 149 – 163.

3. Точность стабилизации гибких космических аппаратов и нормирование механических воздействий от внутренних источников возмущения / Е. Е. Малаховский // Космические исследования. – Москва : Наука, 1997. – Т. 35. – № 5. – С. 543 – 548.

4. Докучаев Л. В. Нелинейная динамика летательных аппаратов с деформируемыми элементами / Л. В. Докучаев. – Москва : Машиностроение, 1987. – 231 с.

5. Coupling of Substructures for Dynamic Analyses / R. Craig, M. Bampton // American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal. – 1968. – Vol. 6. – № 7. – P. 1313 – 1319.

6. Критерии качества и алгоритм выбора редуцированных моделей для мониторинга технических конструкций / И. А. Мещихин, С. С. Гаврюшин // Математическое моделирование и численные методы. – 2016. – № 4 (12). – С. 103 – 121.

7. Влияние упругих трансформируемых элементов конструкции на точность стабилизации космического аппарата / В. Я. Геча, Е. А. Канунникова, В. П. Чирков [и др.] // Справочник. Инженерный журнал с приложением. – 2013. – № 5 (194). – С. 3 – 6.

8. Хабаров С. П. Основы моделирования технических систем. Среда Simintech / С. П. Хабаров, М. Л. Шилкина. – Санкт-Петербург : Лань, 2019. – 120 с.

9. Математическая модель ротора для анализа управления магнитными подшипниками / А. П. Сарычев, И. Г. Руквицын // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2008. – Т. 107. – С. 11 – 15.

Поступила в редакцию 20.10.2021

Наталья Алексеевна Красова, аспирант, научный сотрудник, т. +7 (977) 968-23-37, e-mail: n.krasova.vniiem@gmail.com.

Владимир Яковлевич Геча, доктор технических наук, профессор, заместитель генерального директора по научной работе, e-mail: volikgecha@gmail.com.

Илья Александрович Мещихин, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, т. +7 (964) 550-54-57, e-mail: mefict@mail.ru. (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).

METHOD OF COMPENSATION OF SPACECRAFT FLEXIBLE MODES AND WAYS OF ITS IMPLEMENTATION

N. A. Krasova, V. Ia. Gecha, I. A. Meshchikhin

A method for active damping of flexible modes of long spacecraft structure when it performs the attitude maneuver with the help of compensation torque is proposed. The compensation torque of a new-type reaction wheel is proposed to be determined using the model of an elastic spacecraft, built according to the Craig – Bampton method, with decomposition into generalized modal coordinates. Its value depends on the value of the control torque of the new-type reaction wheel, under the impact of which the attitude maneuver of the spacecraft is performed and on which the vibrations of the excited elastic oscillations depend.

Keywords: spacecraft, flexible modes, attitude maneuver, compensation, Craig – Bampton method.

References

1. New technical solution for 'fast' rotation mechanism of small spacecraft / V. Ia. Gecha, D. V. Grinevich, N. A. Krasova [et al.] // Matters of Electromechanics. VNIEM Proceedings. – 2014. – Vol. 143. – No. 6. – P. 47 – 51.
2. Motion of satellite Epsilon around its center of mass / G. Colombo // The Smithsonian Contributions to Astrophysics. – 1963. – Vol. 6. – P. 149 – 163.
3. Stabilization accuracy of flexible spacecraft and normalization of mechanical impacts from internal sources of disturbance / E. E. Malakhovskii // Space Research. – Moscow : Nauka, 1997. – Vol. 35. – No. 5. – P. 543 – 548.
4. Dokuchaev L. V. Nonlinear dynamics of aircraft with deformable components / L. V. Dokuchaev. – Moscow : Mashinostroyeniye, 1987. – 231 p.
5. Coupling of Substructures for Dynamic Analyses / R. Craig, M. Bampton // American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal. – 1968. – Vol. 6. – № 7. – P. 1313 – 1319.
6. Quality criteria and algorithm of reduced models selection for monitoring of technical structures / I. A. Meshchikhin, S. S. Gavriushin // Mathematical modeling and numerical methods. – 2016. – No. 4 (12). – P. 103 – 121.
7. Impact of elastic transformable structure components on the accuracy of spacecraft stabilization / V. Ia. Gecha, E. A. Kanunnikova, V. P. Chirkov [et al.] // Reference book. Engineering Journal with appendix. – 2013. – No. 5 (194). – P. 3 – 6.
8. Khabarov S. P. Basics of modeling technical systems. Simintech environment / S. P. Khabarov, M. L. Shilkina. – St. Petersburg : Lan, 2019. – 120 p.
9. Mathematical rotor model for magnetic bearing control analysis / A. P. Sarychev, I. G. Rukovitsyn // Matters of Electromechanics. VNIEM Proceedings. – 2008. – Vol. 107. – P. 11 – 15.

*Natalia Alekseevna Krasova, Ph. D. Student, Researcher,
tel. +7 (977) 968-23-37, e-mail: n.krasova.vniem@gmail.com.*

*Vladimir Yakovlevich Gecha, Doctor of Technical Sciences, Professor,
Deputy Director General for Research Activities, e-mail: volikgecha@gmail.com.*

*Iliia Aleksandrovich Meshchikhin, Candidate of Technical Sciences (Ph.D), Senior Researcher,
tel. +7 (964) 550-54-57, e-mail: mefict@mail.ru.
(VNIEM Corporation JSC).*