

ГАШЕНИЕ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АИСТ-2Д» С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИСТЕМЫ СБРОСА КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА

© 2019

М. Г. Шипов начальник сектора;
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
maxim.shipov@gmail.com

Исследована эффективность магнитной системы сброса кинетического момента в решении задачи стабилизации космического аппарата «АИСТ-2Д» без использования информации об угловой скорости. Определены условия, при которых магнитный момент, создаваемый силовыми электромагнитами, является полезным управляющим механическим моментом, определены граничные условия недопущения возникновения паразитного момента. Представлено решение задачи формирования вектора кинетического момента системы «космический аппарат + силовой гироскопический комплекс» по информации о векторе геомагнитной индукции Земли. Определена зависимость времени работы алгоритма гашения угловой скорости от величины и направления проекций вектора угловой скорости космического аппарата на момент включения алгоритма. Приведено сравнение результатов, полученных в процессе математического моделирования и натурального эксперимента на космическом аппарате, процесса гашения угловых скоростей в обеспечении решения задачи определения ориентации с использованием звёздных датчиков.

Космический аппарат; система управление движением; система сброса кинетического момента; гашение угловых скоростей; магнитный момент; кинетический момент.

Цитирование: Шипов М.Г. Гашение угловых скоростей космического аппарата «АИСТ-2Д» с использованием системы сброса кинетического момента // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 121-127. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-121-127

Введение

Решается задача стабилизации космического аппарата (КА) без использования измерителей угловой скорости (ИУС). Решение данной задачи актуально для низкоорбитальных космических аппаратов, использующих в качестве основного прибора ориентации звёздные датчики. Для начала их работы – получение первичной информации об ориентации – требуется, чтобы угловая скорость КА по модулю была менее величины $0,5^\circ/\text{с}$. Как правило, при возникновении нештатной ситуации, связанной с некорректной работой аппаратуры системы управления движением, угловая скорость космического аппарата может многократно превышать указанную величину.

В работе изложен алгоритм, успешно апробированный на КА «АИСТ-2Д» разработки АО «РКЦ «Прогресс».

Постановка задачи

Известно решение задачи гашения угловой скорости КА без использования информации об его угловой скорости [1; 2]. Известен алгоритм демпфирования угловой скорости КА [3], который обеспечивает гашение магнитным моментом \mathbf{L} , создаваемым силовыми электромагнитами:

$$\mathbf{L} = k \frac{d\mathbf{B}}{dt}, \quad (1)$$

где k – постоянный коэффициент; \mathbf{B} – измеренный в связанных осях КА вектор геомагнитной индукции магнитного поля Земли (МПЗ).

По информации об изменении проекций вектора геомагнитной индукции на оси связанной с КА системы координат (ССК) формируется магнитный момент \mathbf{L} , который, взаимодействуя с МПЗ, создаёт механический момент, обеспечивающий вращение КА в обратном направлении.

В составе системы управления движением КА, снабжённой, как правило, силовым гироскопическим комплексом (СГК), присутствует магнитная системы сброса кинетического момента (МССКМ). Принцип её работы основан на формировании магнитного момента \mathbf{L} , взаимодействие которого с МПЗ создаёт внешний управляющий механический момент:

$$\mathbf{M} = \mathbf{L} \times \mathbf{V}. \quad (2)$$

В соответствии с (2) вектор механического момента всегда лежит в плоскости, перпендикулярной вектору геомагнитной индукции. В системе сброса кинетического момента \mathbf{K} , накопленного СГК, момент, развиваемый силовыми электромагнитами, формируется в соответствии с релейным законом формирования координатной составляющей магнитного момента L_i с гистерезисом d_0 :

$$\mathbf{K} = \mathbf{H}_{СГК} + \mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\omega}; \quad (3)$$

$$\mathbf{d} = \frac{\mathbf{K} \times \mathbf{V}}{\|\mathbf{K} \times \mathbf{V}\|}; \quad (4)$$

$$L_i = \begin{cases} L_n & \text{при } d_i > d_0, \\ 0 & \text{при } -d_0 \leq d_i \leq d_0, \quad i = x, y, z, \\ -L_n & \text{при } d_i < -d_0. \end{cases} \quad (5)$$

Здесь $\mathbf{H}_{СГК}$ – кинетический момент СГК; \mathbf{J} – матрица размерности 3×3 , характеризующая моменты инерции КА относительно связанных с центром масс осей; $\boldsymbol{\omega}$ – вектор абсолютной угловой скорости КА в проекциях на его связанные оси; \mathbf{d} – единичный вектор, направленный по оси, ортогональной плоскости векторов \mathbf{K} и \mathbf{V} (по этому вектору направляется момент, развиваемый силовыми электромагнитами); L_n – номинальный магнитный момент силового электромагнита, одинаковый для каждой координатной оси.

В силу произвольной в общем случае величины угла между векторами \mathbf{K} и \mathbf{V} из (3)-(5) следует, что формируемый в соответствии с (2) механический момент имеет две составляющие: полезную, коллинеарную вектору кинетического момента \mathbf{K} , и паразитную, ортогональную вектору \mathbf{K} . При работе штатного алгоритма непосредственно компенсируется коллинеарная составляющая. Возможность компенсации ортогональной составляющей возникает за счёт поступательного движения КА по орбите, при этом вектор геомагнитной индукции \mathbf{V} изменяется как касательная к поверхности геопотенциала магнитного поля Земли. Отсюда следует важный вывод о том, что как бы ни был расположен вектор \mathbf{K} по отношению к вектору \mathbf{V} , в любом случае он будет обнулён именно из-за вращения вектора \mathbf{V} в пространстве с двойной орбитальной частотой.

Оценка величин полезного и паразитного моментов и описание принципов работы МССКМ приведены в [4].

МССКМ реализована таким образом, что в качестве входного параметра используется кинетический момента системы «КА+СГК» (\mathbf{K}), модуль которого в процессе ра-

боты МССКМ стремится к нулевому значению, приводя систему «КА+СГК» в начало координат по угловым скоростям.

В постановке рассматриваемой задачи стабилизации КА без использования датчиков угловой скорости кинетический момент СГК равен нулю (СГК выключен) и отсутствует информация об угловой скорости КА, что не позволяет рассчитать вектор кинетического момента в соответствии с (3) и, следовательно, привести систему в начало координат по угловым скоростям.

В работе решается задача формирования вектора \mathbf{K} для МССКМ по информации о векторе геомагнитной индукции с учётом ранее сделанного вывода о возможности решения задачи при произвольном направлении в пространстве вектора \mathbf{K} .

Используя выражение (1) и релейный закон (5), сформируем исходные данные для расчёта вектора \mathbf{K} следующим образом:

$$\mathbf{A}_n = \frac{\mathbf{B}_n - \mathbf{B}_{n-1}}{\Delta T}, \quad (6)$$

$$\mathbf{c}_n = \frac{\mathbf{B}_n \times \mathbf{A}_n}{\|\mathbf{B}_n \times \mathbf{A}_n\|}, \quad (7)$$

где ΔT – интервал времени между измерениями \mathbf{B}_n и \mathbf{B}_{n-1} .

Выражение (7) определяет единичный вектор, по которому направим якобы имеющий место кинетический момент \mathbf{K} :

$$\mathbf{K} = k_0 \cdot \mathbf{c}_n, \quad (8)$$

где k_0 – максимальная величина кинетического момента, которая может быть выдана в МССКМ по каждому каналу.

Результаты математического моделирования и натурного эксперимента

Моделируемый космический аппарат обладает следующими динамическими характеристиками.

Моменты инерции:

$$\mathbf{J} = \begin{pmatrix} 37337 & -113 & 14 \\ -113 & 10113 & -157 \\ 14 & -157 & 41283 \end{pmatrix}.$$

Характеристики МССКМ:

- номинальный магнитный момент силового электромагнита – $1000 \text{ A} \cdot \text{м}^2$;
- максимальная величина выдаваемого кинетического момента – $300 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$.

В работе представлены результаты моделирования для случая, когда $\boldsymbol{\omega} = \{2.8, 0.9 - 1.5\}^\circ/\text{с}$. Существенным является наличие большой скорости в канале \mathbf{z} (более $1^\circ/\text{с}$), поскольку по результатам моделирования различных значений угловой скорости максимальная длительность процесса гашения угловой скорости наблюдается в канале \mathbf{z} , что объясняется наибольшим значением момента инерции относительно этой оси.

Результаты работы алгоритма приведены на рис. 1 – 6.

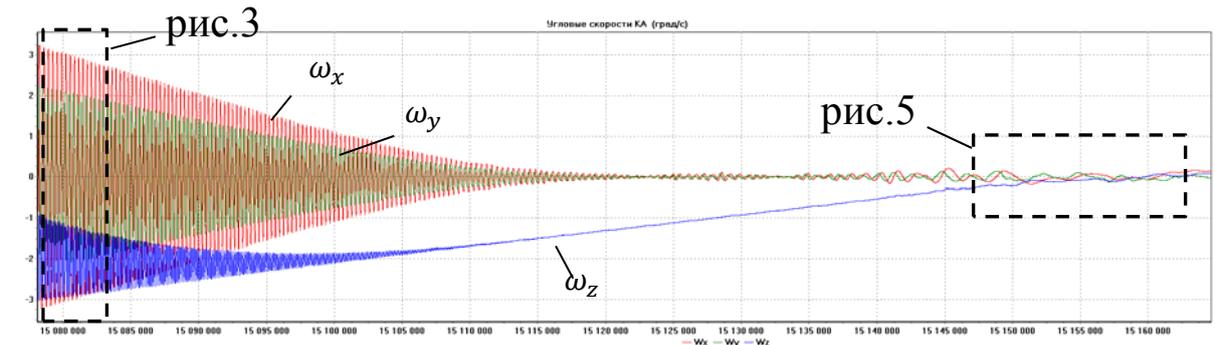


Рис. 1. График вектора угловой скорости КА в проекциях на оси ССК

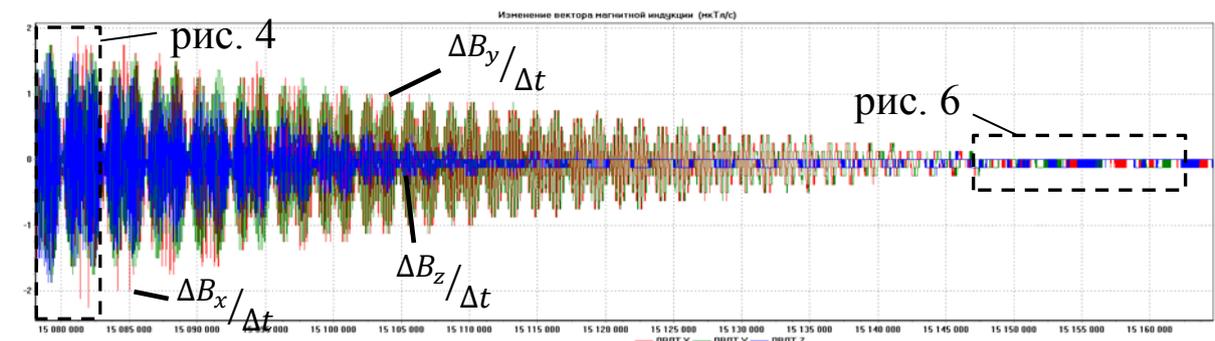


Рис. 2. График производной по времени вектора геомагнитной индукции в проекциях на оси ССК

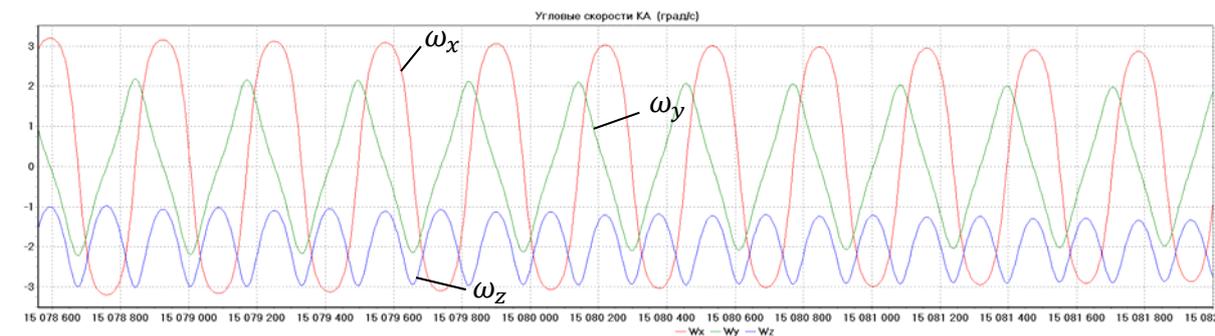


Рис. 3. График вектора угловой скорости КА в проекциях на оси ССК

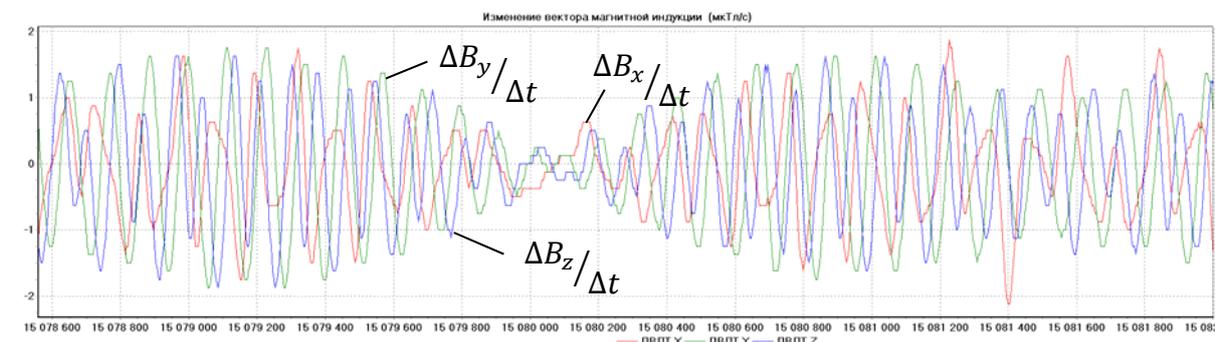


Рис. 4. График производной по времени вектора геомагнитной индукции в проекциях на оси ССК

Как видно из рис. 3, 4, однозначной зависимости изменения величины геомагнитной индукции от значения угловой скорости нет. Однако на длительном интервале времени (рис. 1, 2) прослеживается закономерность в последовательном уменьшении модуля вектора угловой скорости и соответствующего уменьшения модуля вектора изменения магнитной индукции.

При достижении модуля угловой скорости величины менее $0,25^\circ/\text{с}$ изменение вектора геомагнитной индукции имеет стабильный характер, не изменяющийся с дальнейшим уменьшением угловой скорости (рис. 5, 6).

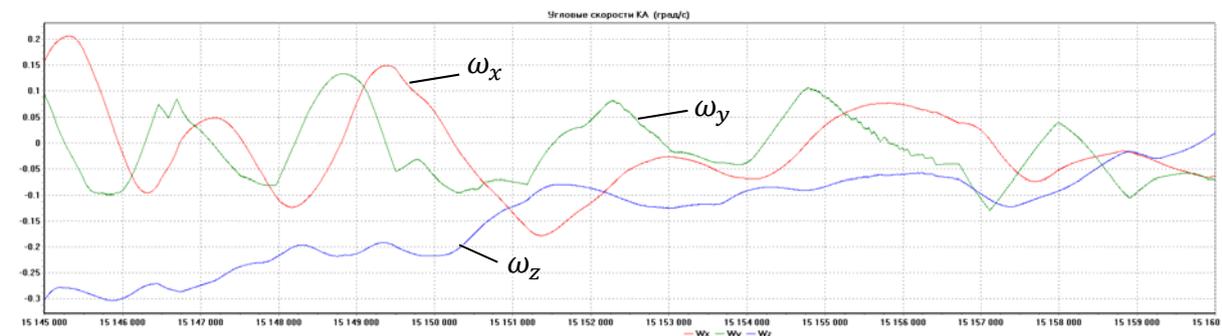


Рис. 5. График вектора угловой скорости КА в проекциях на оси ССК

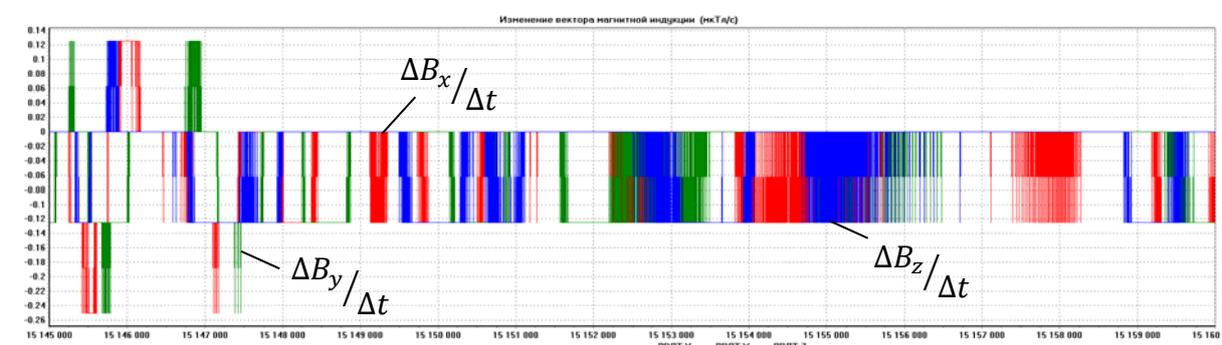


Рис. 6. График производной по времени вектора геомагнитной индукции в проекциях на оси ССК

На основе полученных данных определены граничные значения изменения вектора геомагнитной индукции, при которых можно констатировать завершение участка гашения угловой скорости. При значении модуля угловой скорости КА, равного по величине $0,2^\circ/\text{с}$, проекции изменения вектора геомагнитной индукции на одном шаге колеблются в диапазоне от минус $0,125$ до 0 мкТл/с.

В процессе проведения натурного эксперимента в составе телеметрической информации с дискретностью один раз в 10 минут выводились значения проекций приращения вектора геомагнитной индукции. На рис. 7 представлены графики изменения вектора геомагнитной индукции на шаге расчёта, равном 4 с.

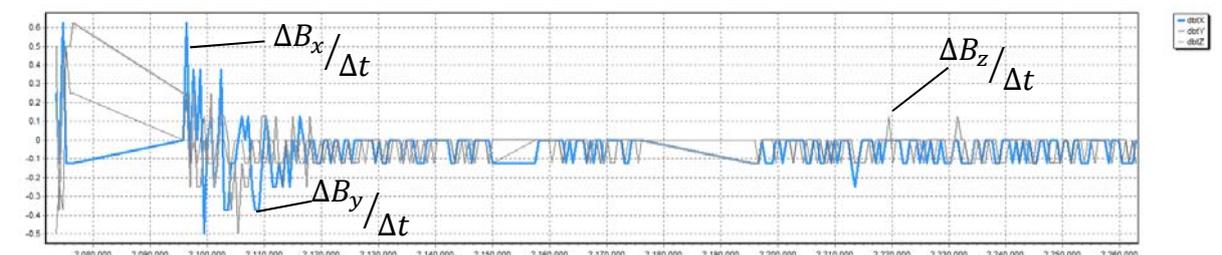


Рис. 7. График вектора геомагнитной индукции в проекциях на оси ССК, полученный при работе алгоритма в условиях натурного эксперимента

Сравнивая графики, представленные на рис. 6, 7, можно сделать вывод о достаточно близких результатах, полученных в процессе моделирования и при проведении натурного эксперимента на КА. Из рис. 7 видно, что завершение гашения угловой скорости происходит на момент времени 2120000 с. После анализа полученных данных было выполнено включение звёздных датчиков. С их помощью была получена инфор-

мация о погрешностях ориентации и стабилизации КА. Подтверждено, что модуль угловой скорости КА не превосходит величины $0,2^\circ/\text{с}$.

Заключение

Предложен алгоритм, реализующий гашение угловой скорости космического аппарата при неизвестных значениях проекций угловой скорости. Алгоритм промоделирован и апробирован на космическом аппарате «АИСТ-2Д» разработки АО «РКЦ «Прогресс». Решена задача гашения угловой скорости космического аппарата для определения ориентации с использованием звёздных датчиков.

Библиографический список

1. Севастьянов Н.Н. Построение режимов ориентации без датчиков угловой скорости на СС «Ямал-200» // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2013. № 3 (23). С. 104-110.
2. Иванов Д.С., Ивлев Н.А., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С., Ткачев С.С. Лётные испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника «Чибиc-М» // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2012. № 58. 32 с. <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2012-58>
3. Stickler A.C., Alfriend K.T. Elementary magnetic attitude control system // Journal of Spacecraft and Rockets. 1976. V. 13, Iss. 5. P. 282-287. DOI: 10.2514/3.57089
4. Бычков Ю.П., Ковш Ю.В., Петрякова И.А., Сигал Л.Н. Электромагнитные системы сброса кинетического момента // Тезисы докладов третьей Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов» (10-13 сентября 2012 г., Таруса, Россия). М.: ИКИ РАН, 2012. С. 19.

REDUCTION OF ANGULAR VELOCITIES OF AIST-2D SPACECRAFT USING A SYSTEM OF KINETIC MOMENT DUMPING

© 2019

M. G. Shipov Head of Department;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
maxim.shipov@gmail.com

The efficiency of a magnetic system of kinetic moment dumping in solving the problem of stabilizing Aist-2D spacecraft without using information on angular velocity is investigated. We defined the conditions under which the magnetic moment produced by electromagnets constitutes a useful control mechanical moment. Boundary conditions for preventing emergence of the parasitic moment are also defined. The paper presents the solution of the problem of forming the vector of the kinetic moment of the system “spacecraft + control moment gyro” according to the information on the vector of geomagnetic induction of the Earth. We defined the dependence of the time taken by the algorithm of angular speed reduction on the value and direction of the projections of the vector of spacecraft angular speeds at the time of algorithm actuation. The results obtained in the course of mathematical modeling and natural experiment on the spacecraft, the process of dumping angular speeds in providing the solution of the problem of attitude determination with the use of star sensors are compared.

Spacecraft; traffic control system; kinetic moment dumping system; dumping of angular velocities; magnetic moment; kinetic moment.

Citation: Shipov M.G. Reduction of angular velocities of AIST-2D spacecraft using a system of kinetic moment dumping. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 2. P. 121-127. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-121-127

References

1. Sevast'yanov N.N. Building of orientation modes on Yamal-200 communication satellite without angular speed sensors. *Vestnik Tomskogo Gosudarstvennogo Universiteta. Matematika i Mekhanika*. 2013. No. 3 (23). P. 104-110. (In Russ.)
2. Ivanov D.S., Ivlev N.A., Karpenko S.O., Ovchinnikov M.Yu., Roldugin D.S., Tkachev S.S. «Chibis-M» microsatellite attitude control algorithms flight testing. *Keldysh Institute Preprints*. 2012. No. 58. 32 p.
Available at: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2012-58>. (In Russ.)
3. Stickler A.C., Alfriend K.T. Elementary magnetic attitude control system. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1976. V. 13, Iss. 5. P. 282-287. DOI: 10.2514/3.57089
4. Bychkov Yu.P., Kovsh Yu.V., Petryakova I.A., Sigal L.N. Elektromagnitnye sistemy sbrosa kineticheskogo momenta. *Tezisy докладов tret'ey Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Sovremennye problemy orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov» (10-13 sentyabrya 2012 g., Tarusa, Rossiya)*. Moscow: IKI RAN Publ., 2012. P. 19. (In Russ.)