

ПРИВЕДЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В СОЛНЕЧНУЮ ОРИЕНТАЦИЮ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ ОДНООСНОГО ДАТЧИКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ И ОПТИЧЕСКОГО СОЛНЕЧНОГО ДАТЧИКА

© 2020

М. Г. Шипов начальник сектора разработки систем управления угловым движением и движением центра масс КА;
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
maxim.shipov@gmail.com

А. А. Стеклова начальник сектора разработки систем ориентации;
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
steklova_aa@mail.ru

А. А. Давыдов ведущий инженер-конструктор сектора разработки систем управления угловым движением и движением центра масс КА;
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
arrtttem@mail.ru

Исследован алгоритм разворота космического аппарата из исходного произвольного углового положения с произвольной угловой скоростью в ориентированное на Солнце положение. Определён минимально необходимый приборный состав системы управления движением с целью обеспечения поддержания солнечной ориентации: солнечный датчик, одноосный измеритель угловой скорости, жидкостные ракетные двигатели малой тяги. Представлено решение задачи определения вектора угловой скорости космического аппарата по измерениям отклонения оптической оси солнечного датчика от направления на Солнце и одноосного измерителя угловой скорости. Определены условия, при которых формируется управляющее воздействие на ракетные двигатели с целью изменения величины вектора угловой скорости для попадания Солнца в поле зрения солнечного датчика или для стабилизации космического аппарата. Выполнено математическое моделирование системы управления угловым движением космического аппарата, начальный вектор состояния которого неизвестен. Результаты математического моделирования подтвердили эффективность в части сокращения затрат рабочего тела и быстродействия предложенного алгоритма. По сравнению с известными методами решения задачи гашения угловой скорости, например длительный процесс с использованием магнитной системы или быстрый штатный процесс с использованием трёхосного измерителя угловой скорости и ракетных двигателей, в работе получено такое же время процесса гашения угловых скоростей, как и в штатном процессе, однако при этом одновременно решена задача приведения космического аппарата в солнечную ориентацию.

Космический аппарат; гашение угловой скорости; солнечная ориентация; управление угловым движением; жидкостные ракетные двигатели малой тяги; солнечный датчик; одноосный измеритель угловой скорости.

Цитирование: Шипов М.Г., Стеклова А.А., Давыдов А.А. Приведение космического аппарата в солнечную ориентацию по измерениям одноосного датчика угловой скорости и оптического солнечного датчика // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 1. С. 96-105. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-96-105

Введение

Решается задача совмещения участка гашения угловой скорости (ГУС) космического аппарата (КА) с одновременным совмещением вектора направления на Солнце с оптической осью солнечного датчика (СД) при использовании одноосного измерителя угловой скорости (ОИУС). Существуют частные решения задачи ГУС космического аппарата без использования информации об угловой скорости [1; 2] и решение задачи поиска Солнца [3]. Недостатком алгоритмов ГУС является большая длительность процесса гашения угловой скорости (до нескольких часов или суток в

зависимости от начальной величины угловой скорости КА). Задача поиска Солнца решается, как правило, при близкой к нулю угловой скорости КА, т.е. после завершения участка ГУС. Задача ГУС может быть быстро решена (за время менее двух минут) с использованием трёхосного измерителя угловой скорости и жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ). Однако в этом случае в дальнейшем требуется решать задачу приведения в солнечную ориентацию.

За счёт совмещения участков ГУС и поиска Солнца в предложенном алгоритме длительность решения задачи приведения в солнечную ориентацию выполняется за время не более полутора часов, в том числе за счёт исключения специальных вращений КА для просмотра небесной сферы с целью поиска Солнца.

Приведение космического аппарата в солнечную ориентацию

В начальный момент времени в системе управления движением КА отсутствует информация о параметрах его углового движения. При использовании одноосного измерителя угловой скорости невозможно восстановить вектор угловой скорости движения КА. Солнечный датчик является оптико-электронным прибором щелевого типа с ограниченным полем зрения. Рассматривается случай, когда в момент включения СД в его поле зрения отсутствует Солнце, т.е. угловое положение КА относительно Солнца является неизвестным.

В качестве начального состояния считаем, что КА на момент включения алгоритма вращается с некоторой угловой скоростью отличной от нуля. В какой-то момент времени траектория движения Солнца относительно КА пересекает поле зрения СД. В этом случае СД формирует признаковую информацию о наличии Солнца в его поле зрения и вектор направления на Солнце. Отсутствие попадания Солнца на заданном интервале времени (световая часть одного витка составляет 60 минут) свидетельствует о недостаточной величине угловой скорости КА, требуемой для просмотра всей небесной сферы. В этом случае создаётся управляющее воздействие с использованием исполнительных органов для увеличения значения проекции угловой скорости с целью обеспечения возможности просмотра всей небесной сферы на интервале световой части одного витка полёта КА.

Угловое движение КА рассматривается в системе координат, связанной с его центром масс (ССК). В ориентированном на Солнце положении ось $Y_{ССК}$ направлена на Солнце, оси $X_{ССК}$ и $Z_{ССК}$ лежат в плоскости, перпендикулярной направлению на Солнце. Для СД определена приборная система координат (ПСК), в которой полю зрения соответствует плоскость $X_{ПСК}OY_{ПСК}$. Ось $Z_{ПСК}$ направлена на Солнце. Информация о векторе направления на Солнце формируется по двум углам: α – угол между направлением оси $Z_{ПСК}$ СД и проекцией вектора направления на Солнце на плоскость $X_{ПСК}OZ_{ПСК}$ СД; β – угол между направлением оси $Z_{ПСК}$ СД и проекцией вектора направления на Солнце на плоскость $Y_{ПСК}OZ_{ПСК}$ СД. В приведённом случае системы координат ПСК СД и ССК не совпадают. ОИУС расположен в ССК таким образом, что направление измеряемой угловой скорости не совпадает ни с одной из осей ССК. В качестве исполнительных органов системы управления движением предусматриваются ЖРДМТ.

Предположим, что СД позволяет определить трёхмерный вектор направления на Солнце. Тогда вектор угловой скорости КА в проекциях на оси ССК может быть определён из соотношения:

$$r_2 = M M_\omega M^T r_1. \quad (1)$$

Здесь r_2 – вектор направления на Солнце в ПСК СД на момент времени $t + \Delta t$, Δt – дискретность работы алгоритма управления; r_1 – вектор направления на Солнце в ПСК СД на момент времени t ;

$$M = \begin{pmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{pmatrix} - \text{матрица направляющих косинусов, характеризующая}$$

положение ПСК СД в ССК;

M_ω – матрица, характеризующая конечный поворот КА за малый интервал времени Δt :

$$M_\omega = \begin{pmatrix} 1 & \Delta\varphi_z & -\Delta\varphi_y \\ -\Delta\varphi_z & 1 & \Delta\varphi_x \\ \Delta\varphi_y & -\Delta\varphi_x & 1 \end{pmatrix}, \text{ где } \Delta\varphi_x = \omega_x \Delta t; \quad \Delta\varphi_y = \omega_y \Delta t; \quad \Delta\varphi_z = \omega_z \Delta t.$$

Преобразуем (1), умножив обе части слева последовательно вначале на M^T и затем на M_ω^T , и прибавим и вычтем единичную матрицу E из матрицы M_ω^T .

В результате получим:

$$\begin{aligned} (M_\omega^T + E - E)M^T r_2 &= M^T r_1; \\ (M_\omega^T - E)M^T r_2 + M^T r_2 &= M^T r_1; \\ (M_\omega^T - E)M^T r_2 &= M^T (r_1 - r_2). \end{aligned}$$

Из полученной разности $M_\omega^T - E$ вынесем Δt :

$$\begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{pmatrix} M^T r_2 \Delta t = M^T (r_1 - r_2).$$

Обозначим $a = M^T r_2 \Delta t$, $b = M^T (r_1 - r_2)$;

$$a = \begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r_2^x m_{11} + r_2^y m_{21} + r_2^z m_{31} \\ r_2^x m_{12} + r_2^y m_{22} + r_2^z m_{32} \\ r_2^x m_{13} + r_2^y m_{23} + r_2^z m_{33} \end{pmatrix} \Delta t;$$

$$b = \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} m_{11}(r_1^x - r_2^x) + m_{21}(r_1^y - r_2^y) + m_{31}(r_1^z - r_2^z) \\ m_{12}(r_1^x - r_2^x) + m_{22}(r_1^y - r_2^y) + m_{32}(r_1^z - r_2^z) \\ m_{13}(r_1^x - r_2^x) + m_{23}(r_1^y - r_2^y) + m_{33}(r_1^z - r_2^z) \end{pmatrix}.$$

Тогда полученное выражение можно записать в виде:

$$\begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{pmatrix} a = b.$$

Введя обозначение для вектора угловой скорости КА $\omega = \{\omega_x, \omega_y, \omega_z\}^T$, полученное выражение перепишем в виде:

$$\begin{pmatrix} 0 & a_z & -a_y \\ -a_z & 0 & a_x \\ a_y & -a_x & 0 \end{pmatrix} \omega = b.$$

Обозначим через A матрицу, стоящую в левой части полученного выражения:

$$A = \begin{pmatrix} 0 & a_z & -a_y \\ -a_z & 0 & a_x \\ a_y & -a_x & 0 \end{pmatrix}.$$

С учётом этого обозначения после умножения слева обеих частей полученного выражения на матрицу, обратную матрице A , будем иметь окончательное выражение для вектора угловой скорости КА в виде:

$$\omega = A^{-1}b. \quad (2)$$

Поскольку выходная информация солнечного датчика содержит информацию о двух углах, по которым не представляется возможным определить три проекции вектора угловой скорости, обратная матрица в выражении (2) не существует. В связи с этим дополним имеющуюся систему уравнений уравнением для проекции вектора угловой скорости на чувствительную ось ОИУС :

$$\begin{cases} A\omega = b \\ \text{ст}\omega = w_{\text{ОИУС}} \end{cases}, \quad (3)$$

где $\text{ст} = [c_1, c_2, c_3]$ – проекции оси ОИУС на оси ССК; $w_{\text{ОИУС}}$ – измерение угловой скорости КА, полученное с ОИУС.

Объединив систему уравнений (3) в матричное выражение, получим:

$$\begin{pmatrix} 0 & a_z & -a_y \\ -a_z & 0 & a_x \\ a_y & -a_x & 0 \\ c_1 & c_2 & c_3 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \\ w_{\text{ОИУС}} \end{pmatrix}.$$

Отсюда путём исключения третьей строки получаем следующее равенство:

$$\begin{pmatrix} 0 & a_z & -a_y \\ -a_z & 0 & a_x \\ c_1 & c_2 & c_3 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ w_{OИВС} \end{pmatrix}.$$

Тогда искомым вектор угловой скорости будет равен:

$$\begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & a_z & -a_y \\ -a_z & 0 & a_x \\ c_1 & c_2 & c_3 \end{pmatrix}^{-1} \cdot \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ w_{OИВС} \end{pmatrix}. \quad (4)$$

Уравнение углового движения космического аппарата в общем виде представляется в виде:

$$j\dot{\omega} + \omega(j\omega) - M_{\Sigma} = 0.$$

Здесь j – матрица размерности 3×3 , характеризующая моменты инерции КА; ω – вектор абсолютной угловой скорости КА в проекциях на его связанные оси; $M_{\Sigma} = M_{УПР} + M_{ВОЗМ}$, $M_{УПР}$ – управляющий момент, создаваемый ЖРДМТ, $M_{ВОЗМ}$ – возмущающий момент, действующий на КА и включающий в себя гравитационный и аэродинамический моменты.

Возмущающие моменты по величине на несколько порядков меньше управляющего момента и поэтому из дальнейшего рассмотрения исключаются.

При использовании ЖРДМТ управляющий момент $M_{УПР}$ формируется в соответствии со следующим соотношением:

$$M_{УПР} = Pl,$$

где P – суммарный вектор тяги ЖРДМТ; $l = [l_x, l_y, l_z]^T$ – вектор-столбец, составленный из плеч между центром масс КА и ЖРДМТ по соответствующему каналу управления.

Требуемая продолжительность включения ЖРДМТ формируется в соответствии со следующим векторным соотношением:

$$\tau = k\varphi\Delta\varphi + k\omega\Delta\omega. \quad (5)$$

Здесь $\Delta\varphi$ – аргумент управления по углу (рассогласование текущего и заданного углового положения); $\Delta\omega = \omega$ – аргумент управления по скорости (рассогласование текущей и заданной ($\omega_{зад} = \bar{0}$) угловой скорости); $k\varphi, k\omega$ – коэффициенты управления по углу ($[c^\circ]$) и по угловой скорости ($[c^2/\circ]$); $\tau = \{\tau_X^{ССК}, \tau_Y^{ССК}, \tau_Z^{ССК}\}$ – длительности включения ЖРДМТ по соответствующим осям ССК.

В (5) остаётся неизвестным вектор $\Delta\varphi$, характеризующий требуемое угловое положение КА. По информации, формируемой СД об угле α , обеспечивается управление по углу вокруг оси $Y_{ПСК}$, а информация об угле β позволяет обеспечить управление по углу вокруг оси $X_{ПСК}$.

Для вектора $\Delta\varphi$ справедливо соотношение:

$$\Delta\varphi = M \begin{pmatrix} \beta \\ \alpha \\ 0 \end{pmatrix},$$

где M – матрица направляющих косинусов из (1).

Результаты математического моделирования

Моделируемый КА обладает следующими характеристиками.

Моменты инерции КА [кг·м²]:

$$j = \begin{pmatrix} 3300 & 0 & 0 \\ 0 & 8500 & 0 \\ 0 & 0 & 9400 \end{pmatrix}.$$

На КА устанавливаются два солнечных датчика, каждый из которых имеет поле зрения $120 \times 60^\circ$ в плоскости $XOY_{ПСК}$. Солнечные датчики располагаются на КА таким образом, что их оптические оси $Z_{ПСК}$ повернуты от нормали к плоскости панелей батарей солнечных ($Y_{ССК}$) на углы $\pm 35^\circ$. Ось $Y_{ПСК}$ параллельна оси $X_{ССК}$ и противоположна ей. Суммарное поле зрения двух СД составляет $60 \times 190^\circ$.

Матрицы направляющих косинусов, характеризующих положение ПСК СД1, 2 в ССК, имеют вид:

$$M_1^T = \begin{pmatrix} -0.819152044 & 0 & 0.573576436 \\ 0.573576436 & 0 & 0.819152044 \\ 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}; \quad M_2^T = \begin{pmatrix} 0.819152044 & 0 & -0.573576436 \\ 0.573576436 & 0 & 0.819152044 \\ 0 & -1 & 0 \end{pmatrix}.$$

Рассмотрим характеристики ЖРДМТ.

Минимальная длительность включения ЖРДМТ составляет 60 мс, что соответствует приращению управляющего момента в соответствующем канале на величину 0.54 Н·м. Максимальная длительность включения ЖРДМТ равняется дискретности работы алгоритма управления (250 мс), и в этом случае ЖРДМТ работает в непрерывном режиме с управляющим моментом 2.26 Н·м.

Для рассматриваемого КА определена следующая зависимость аргументов управления по углу от углов α и β :

$\Delta\varphi = [-0.81915204429 \cdot \beta; 0.57357643635 \cdot \beta; -\alpha]$ при наличии Солнца в поле зрения СД1;

$\Delta\varphi = [0.81915204429 \cdot \beta; 0.57357643635 \cdot \beta; \alpha]$ при наличии Солнца в поле зрения СД2.

Выбраны коэффициенты управления:

$$k_i = 8.6 \text{ [с/рад]}, \quad k_\omega = 34.4 \text{ [с}^2\text{/рад]}.$$

Вектор начальных угловых скоростей: $\omega = \{1.5, 1.5, 1.5\}^\circ/\text{с}$.

Результаты работы алгоритма приведены на рис. 1 – 8.

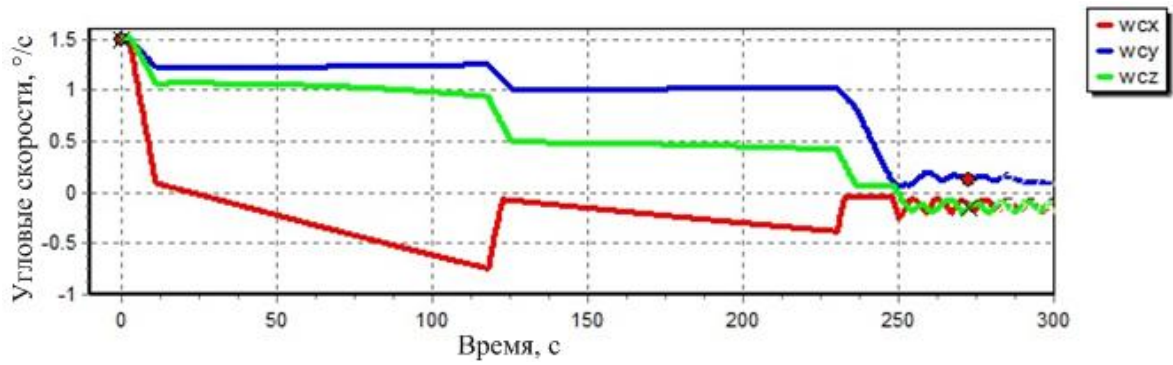


Рис. 1. График составляющих вектора угловой скорости КА в проекциях на оси ССК

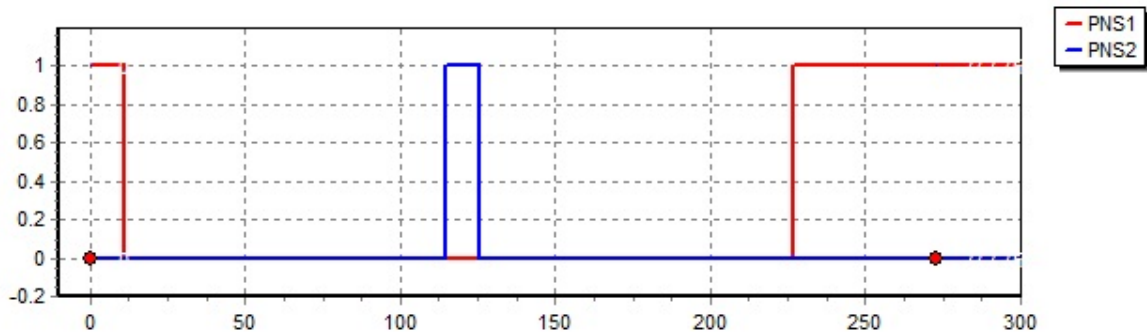


Рис. 2. График признаков наличия Солнца в поле зрения СД1 (PNS1) и СД2 (PNS2)

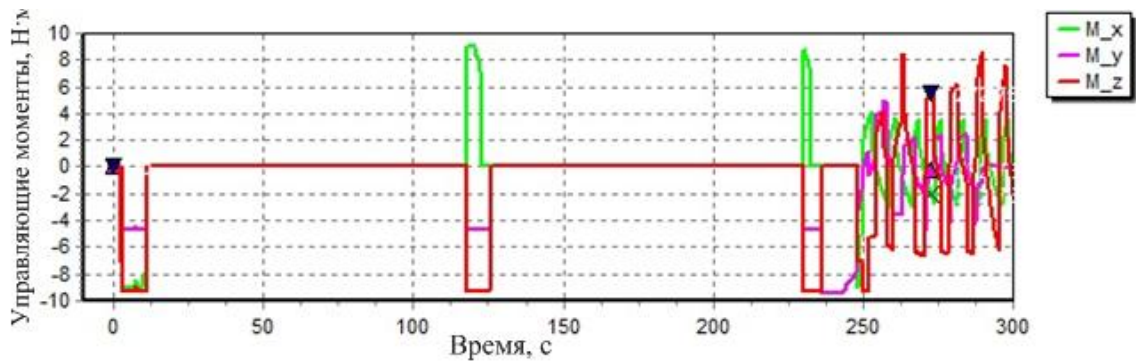


Рис. 3. График составляющих вектора управляющего момента ЖРДМТ, действующего на КА, в проекциях на оси ССК

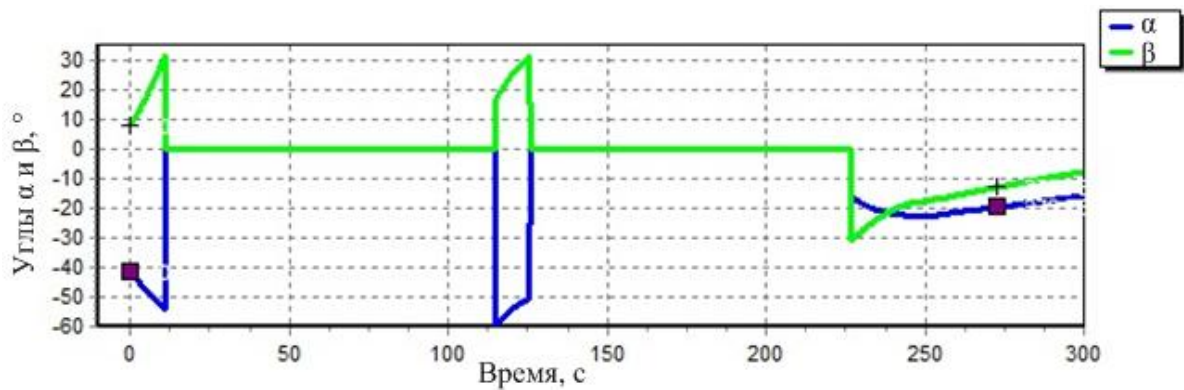


Рис. 4. График изменения углов α и β , получаемых с СД

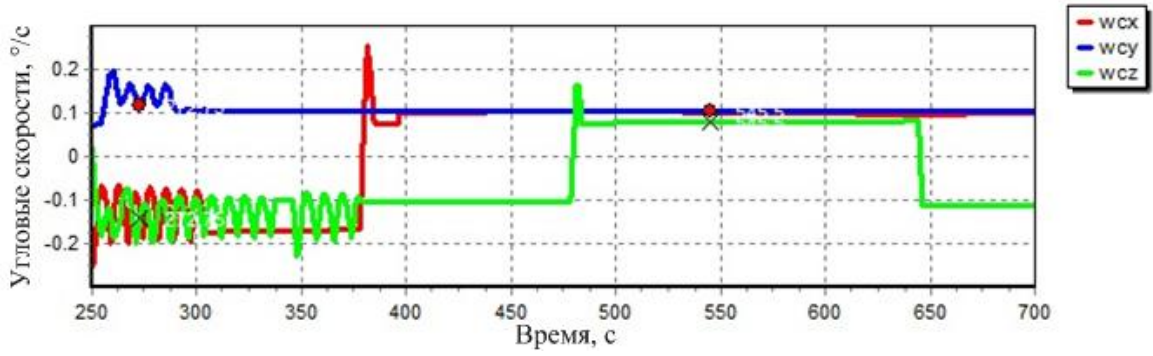


Рис. 5. График составляющих вектора угловой скорости КА в проекциях на оси ССК

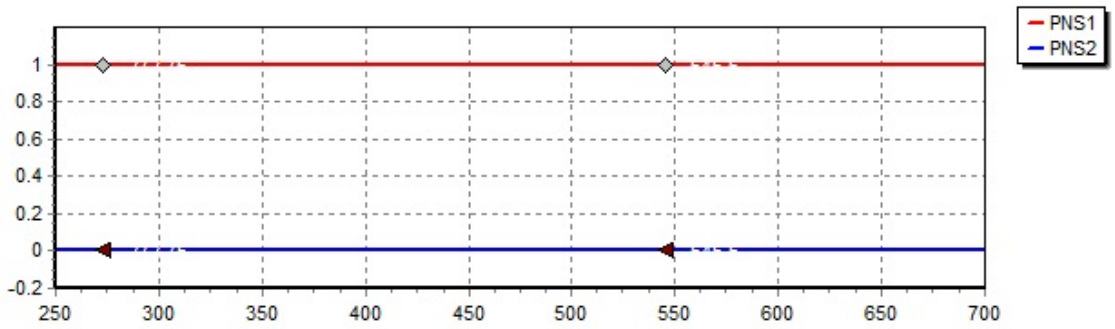


Рис. 6. График признаков наличия Солнца в поле зрения СД1 (PNS1) и СД2 (PNS2)

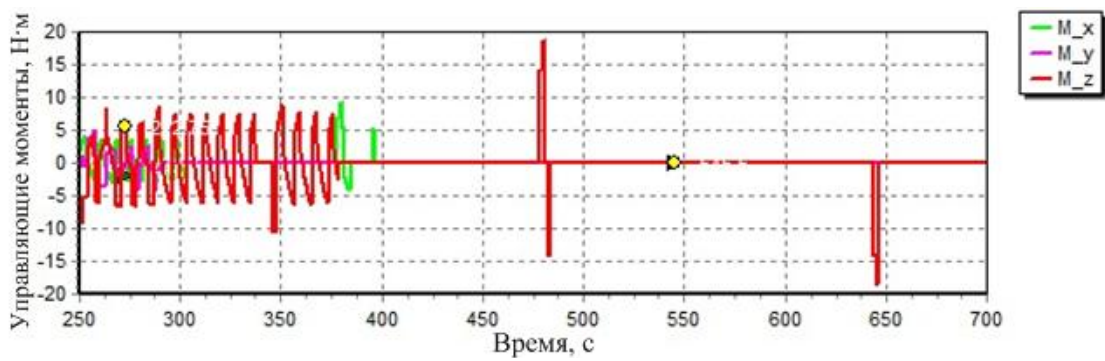


Рис. 7. График составляющих вектора управляющего момента ЖРДМТ, действующего на КА, в проекциях на оси ССК

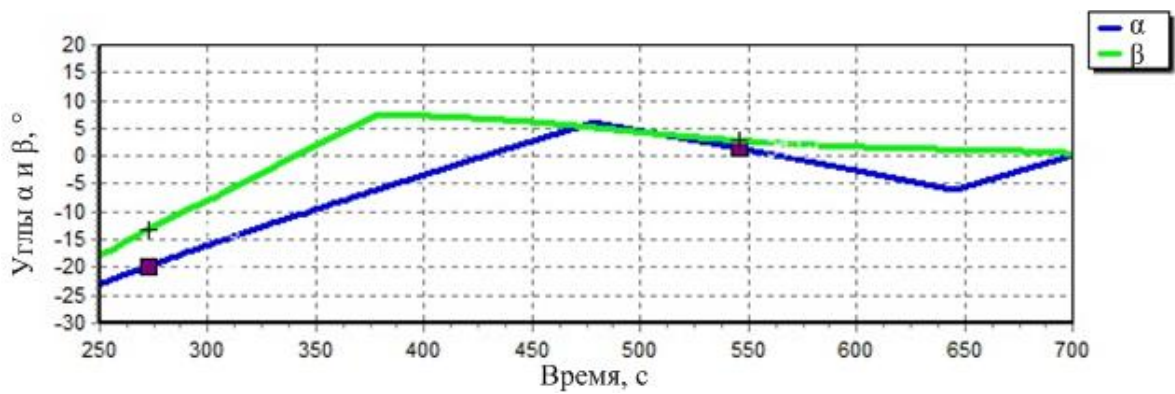


Рис. 8. График изменения углов α и β , получаемых с СД

На рис. 1 – 4 показана работа алгоритма от включения и до завершения процесса ГУС, на рис. 5 – 8 показано продолжение процесса управления после завершения участка ГУС. Как видно из рис. 1, процесс гашения угловой скорости реализуется на трёх интервалах наличия Солнца в поле зрения СД1 или СД2 за время не более 250 с. Из рис. 2 видно, что в начале работы алгоритма при угловой скорости больше $1^\circ/\text{с}$ (рис. 1) Солнце попадает в поле зрения хотя бы одного из приборов на интервалах времён не более 15 с – по началу участка в поле зрения СД1, на интервале времени от 115 до 125 с – в поле зрения СД2. На рис. 3 показано формирование управляющего момента на этих интервалах времени. Управляющий момент формируется до момента времени ≈ 400 с (рис. 7), что соответствует управлению по уменьшению углов α и β .

После времени 225 с наблюдается постоянное наличие Солнца в поле зрения СД1 (рис. 6). Из рис. 4, 8 видно, что углы α и β убывают (по модулю) и после времени 350 с не превосходят значения 10° , т.е. оптическая ось солнечного датчика направлена на Солнце с погрешностью по углу $\approx 14^\circ$ и не более $0.2^\circ/\text{с}$ по угловой скорости (рис. 5). Далее КА стабилизируется в этом положении. Таким образом, при достаточно больших начальных угловых скоростях КА участок ГУС с приведением в ориентированное на Солнце положение завершён за время менее 6 минут.

Заключение

Предложен алгоритм приведения космического аппарата в солнечную ориентацию по измерениям одноосного датчика угловой скорости и солнечного датчика с использованием жидкостных ракетных двигателей малой тяги. Применение данного алгоритма обеспечивает стабильное функционирование космического аппарата в ориентированном на Солнце положении с целью обеспечения энергобаланса при наличии солнечного датчика и одноосного измерителя угловой скорости, в том числе и в случае частичного отказа трёхосного измерителя угловой скорости.

Библиографический список

1. 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
2. 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.
3. Беленький А.Д., Васильев В.Н., Семёнов М.Е. Режим ориентации на Солнце космического аппарата «Метеор-М» № 2 // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2015. Т. 147, № 4. С. 29-37.

BRINGING SPACECRAFT INTO SOLAR-ORIENTED ATTITUDE BY THE MEASUREMENTS OF A SINGLE-AXIS ANGULAR-RATE SENSOR AND AN OPTICAL SOLAR SENSOR

© 2020

- M. G. Shipov** Head of the Department of the Development of Spacecraft Motion Control Systems and Spacecraft Center-of-Mass Motion;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
maxim.shipov@gmail.com
- A. A. Steklova** Chief of the Sector of the Development of Orientation Systems;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
steklova_aa@mail.ru
- A. A. Davydov** Leading Design Engineer of the Department of the Development of Spacecraft Motion Control Systems and Spacecraft Center-of-Mass Motion;
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;
arrtttem@mail.ru

The algorithm of the turn of the spacecraft from an initial arbitrary angular position at an arbitrary angular rate to a solar-oriented attitude is investigated. Minimum essential equipment of the motion control system required for the purpose of ensuring maintenance of solar orientation is defined: a solar sensor, a single-axis angular-rate sensor, low-thrust liquid rocket engines. A solution of the problem of defining the spacecraft angular rate vector by the measurements of the deviation of the optical axis of the solar sensor from the sun vector and the single-axis angular-rate sensor is presented. The conditions under which control action on the rocket engines for the purpose of changing the value of the angular-rate vector for the Sun to get into the field of viewing of the solar sensor or for the spacecraft stabilization are defined. Mathematical modeling of the spacecraft attitude control system with the unknown initial state vector of motion is carried out. The results of mathematical modeling confirmed the efficiency of the proposed algorithm in terms of reducing propellant fuel consumption and high-speed performance. In comparison with the known methods of solving the problem of reducing angular speed (a lengthy process with the use of a magnetic system or a fast process with the use of a three-axis angular-rate sensor and rocket engines) the duration of the process of reducing angular speeds is the same as in normal operation, however, at the same time the problem of bringing spacecraft into the solar-oriented attitude is solved.

Spacecraft; angular speed reduction; solar-oriented attitude; attitude control; low-thrust liquid rocket engine; solar sensor; single-axis angular-rate sensor.

Citation: Shipov M.G., Steklova A.A., Davydov A.A. Bringing spacecraft into solar-oriented attitude by the measurements of a single-axis angular-rate sensor and an optical solar sensor. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 1. P. 96-105. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-96-105

References

1. 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. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-121-127
2. 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.)
3. Belenky A.D., Vasilyev V.N., Semyonov M.E. Solar pointing mode of the Meteor-M no. 2 satellite. *Electromechanical Matters. VNIEM Studies*. 2015. V. 147, no. 4. P. 29-37. (In Russ.)