

Методика отработки алгоритмов управления угловым движением космических аппаратов

© С.А. Меркурьев

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассмотрена методика первоначальной отработки алгоритмов управления угловым движением автоматического космического аппарата как твердого тела. Математическая модель объекта управления задана динамическими уравнениями Эйлера и кинематическими уравнениями, записанными с использованием параметров Родрига — Гамильтона. Методика, имеющая простую форму, и предназначена для грубой отработки алгоритмов управления. Ее структура позволяет усложнять исходную модель системы путем добавления моделей бортовых приборов и внешних воздействий. Работоспособность методики проверена на примере отработки алгоритма с зоной нечувствительности для режима построения солнечной ориентации автоматического космического аппарата. В этом режиме в качестве измерительного прибора был использован солнечный датчик, а в качестве исполнительных органов — двигатели-маховики. Представлены результаты имитационного моделирования в среде MathWorks MATLAB.

Ключевые слова: управление угловым движением, космический аппарат, имитационное моделирование, режим солнечной ориентации, наземная отработка

Введение. Всестороннее испытание на наземном комплексе отработки программного обеспечения (НКО ПО) — один из важнейших этапов разработки программного обеспечения для космических аппаратов (КА) [1]. На НКО отрабатывают уже готовое ПО, предназначенное для функционирования на борту реального КА. Первоначальную разработку и проверку алгоритмов управления необходимо проводить с использованием высокоуровневых языков программирования в специальных программных пакетах.

В настоящей статье рассмотрен первый этап разработки бортового ПО системы управления движением и навигации (СУДН) КА. Для выполнения этой задачи предложена методика отработки алгоритмов управления угловым движением КА в среде MathWorks MATLAB. Она представляет собой схему моделирования, в которой использована математическая модель углового движения КА как твердого тела, содержащего вращающиеся массы — двигатели-маховики (ДМ). Предусмотрена возможность усложнения начальной модели или ее замены на другую, соответствующую изучаемому объекту управления. Также можно подключать модели дополнительных приборов, что делает методику пригодной для отработки алгоритмов СУДН для различных режимов КА.

Методику проверяли на примере отработки алгоритма управления КА «Ямал-200» в режиме солнечной ориентации, в котором приме-

няется единственный измерительный прибор — солнечный датчик (СД) — и инерциальные исполнительные органы (ИИО) — двигатели-маховики. Полученный алгоритм и результаты его моделирования служат в качестве базового примера использования методики.

Цель настоящей статьи — создание средства для проведения начальных исследований и разработки систем управления автоматическими КА в упрощенной форме. Данную методику благодаря ее простоте можно использовать в образовательном процессе МГТУ им. Н.Э. Баумана при изучении дисциплины «Системы управления ориентацией и стабилизацией (СУОС) КА» и др. Ее основное назначение — демонстрация обучающимся общей структуры систем управления КА и предоставления им возможности применения теоретических знаний для разработки собственных алгоритмов управления, а также для изучения способов их отработки с помощью имитационного моделирования.

Объект управления. Режим солнечной ориентации. При функционировании КА в режиме построения одноосной солнечной ориентации (СО) осуществляют наведение требуемой оси, связанной с аппаратом системы координат (ССК), на Солнце с последующей его закруткой вокруг этой оси. Режим СО на КА «Ямал-200» аварийный, его используют при временном отказе основной датчиковой аппаратуры. Данный режим также задействуют в качестве дежурного или промежуточного при построении орбитальной ориентации [2]. В полете ориентация на Солнце дает возможность поддержания энергетического и теплового баланса КА [3], пока нештатная ситуация не будет устранена. Закрутка аппарата позволяет сохранить такую построенную ориентацию в течение заданного промежутка времени, например часа [4].

Структурная схема системы управления. На рис. 1 представлена блок-схема системы автоматического управления (САУ) КА в режиме ориентации на Солнце. Объектом управления служит КА, чья модель состоит из системы динамических и кинематических уравнений, интегрируемых на каждом такте моделирования (10^{-2} с). В результате интегрирования динамических уравнений получают значение вектора угловой скорости ω в проекциях на оси ССК, после интегрирования кинематических уравнений определяют кватернион Λ ориентации ССК относительно инерциальной системы координат (ИСК).

Этот кватернион используют для перепроектирования координат орта s_0 направления на Солнце, заданных в ИСК, к координатам в ССК. Полученный орт s в ССК поступает на модель солнечного датчика (СД), на выходе которой появится орт s_{meas} , поступающий на вход наблюдающего устройства. В настоящей статье модель СД

принята упрощенной — датчик считается всенаправленным (сферическое поле зрения). Хотя подобное допущение не дает возможности для моделирования алгоритмов поиска Солнца, оно никак не сказывается на обработке алгоритмов управления угловым движением при малых угловых скоростях.

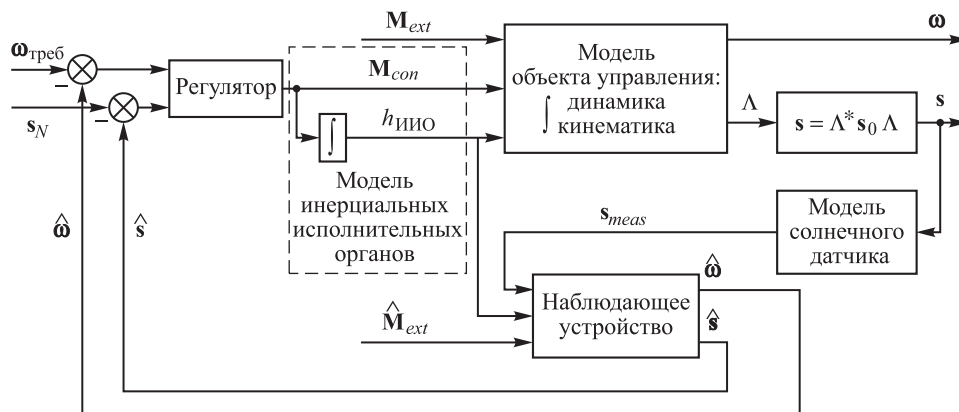


Рис. 1. Структурная схема системы автоматического управления в режиме солнечной ориентации

Наблюдающее устройство Люенбергера служит для восстановления значения орта направления \hat{s} в ССК и вектора угловой скорости $\hat{\omega}$ по измерениям СД. На его вход поступают измерения орта направления на Солнце в ССК s_{meas} , значение текущего кинетического момента инерционных исполнительных органов $h_{ИИО}$ и оценки возмущающего момента \hat{M}_{ext} . Выходные оценки поступают на вход закона управления (ПД-регулятор):

$$\mathbf{M}_{con} = \mathbf{K}_1 \llcorner \phi + \mathbf{K}_2 (\boldsymbol{\omega}_{треб} - \boldsymbol{\omega}), \quad (1)$$

где $\mathbf{K}_1 = (k_{11}, k_{12}, k_{13})$, $\mathbf{K}_2 = (k_{21}, k_{22}, k_{23})$ — векторы коэффициентов усиления закона управления (ЗУ); ϕ — углы Борца; $\boldsymbol{\omega}_{треб} = (0; 0; 0)$ — требуемое значение вектора угловой скорости; $\boldsymbol{\omega}$ — текущее значение угловой скорости; знак \llcorner — поэлементное перемножение векторов.

Угловую скорость следует задемпфировать, положение Солнца должно соответствовать оси $-X$ ССК: $\mathbf{s}_N = (-1; 0; 0)$. По значениям ортов \mathbf{s}_N и оценки \hat{s} определяют кватернион рассогласования, по которому вычисляют углы Борца ϕ [5]. Выражение (1) используют одновременно для демпфирования угловых скоростей и выполнения разворота. Полностью контролировать угловую скорость по оси $-X$

невозможно из-за отсутствия соответствующей достоверной оценки, однако эту остаточную скорость используют для закрутки КА.

В модели ИИО при интегрировании управляющего момента вычисляют значение кинетического момента ИИО ($h_{\text{ИИО}}$). Значения M_{con} (без изменения) и $h_{\text{ИИО}}$ поступают на вход модели объекта управления. На объект также воздействует возмущающий момент M_{ext} . Внешние возмущения, действующие на КА, учитывали в виде суммы постоянных значений моментов от различных наиболее сильно действующих силовых полей: гравитационного, магнитного, а также от давления солнечного света.

Методика отработки алгоритмов управления угловым движением. Модель космического аппарата. При составлении алгоритма управления в модели КА были приняты два основных допущения. Первое — условие упрощения — вытекает из инерционных характеристик объекта управления. В табл. 1 представлены значения моментов инерции J ($\text{кг}\cdot\text{м}^2$) двух КА серии «Ямал-200» в конструктивных осях. Центробежные моменты сравнительно малы (см. табл. 1), в связи с чем в настоящей статье сделано предположение, что оси ССК и главных моментов инерции совпадают. Поэтому при описании углового движения была использована более простая форма дифференциальных уравнений вместо динамических уравнений Эйлера.

Таблица 1

Моменты инерции J ($\text{кг}\cdot\text{м}^2$) космических аппаратов серии «Ямал-200»

Космический аппарат	Главные моменты инерции			Центробежные моменты инерции		
	J_x	J_y	J_z	J_{xy}	J_{yz}	J_{xz}
КА-201	6976,4	6837,4	1121,8	-16,8	-5,1	19,4
КА-202	6719,5	6503,4	1014,9	-5,7	-17,7	17,0

Второе основное условие — значения угловых скоростей малы. Это допущение соответствует типичным режимам ориентации и позволяет отбросить члены второго порядка малости, что приводит к важному свойству: под действием некоторой компоненты момента возникает только соответствующее угловое ускорение [6].

Движение КА как твердого тела вокруг своего центра масс описывают с помощью динамических и кинематических уравнений. Используя динамические уравнения Эйлера, определяют вращение твердого тела вокруг неподвижной точки под действием внешних сил:

$$\dot{G} = G\omega + M, \quad (2)$$

где $G = J\omega + h$ — полный кинетический момент тела; h — кинетический момент ИИО; ω — вектор угловой скорости; $\mathbf{M} = \mathbf{M}_{con} + \mathbf{M}_{ext}$ — вектор момента внешних сил; J — тензор инерции, принятый в рассматриваемом случае диагональным:

$$J = \begin{pmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{pmatrix}. \quad (3)$$

Уравнение (2), записанное относительно производной от угловой скорости, с учетом (3) имеет вид

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{(M_x - \dot{h}_x + (J_y - J_z)\omega_y\omega_z + \omega_z h_y - \omega_y h_z)}{J_x}; \\ \dot{\omega}_y = \frac{(M_y - \dot{h}_y + (J_z - J_x)\omega_x\omega_z + \omega_x h_z - \omega_z h_x)}{J_y}; \\ \dot{\omega}_z = \frac{(M_z - \dot{h}_z + (J_x - J_y)\omega_y\omega_x + \omega_y h_x - \omega_x h_y)}{J_z}, \end{cases} \quad (4)$$

где M_x, M_y, M_z — проекции вектора момента внешних сил; $\dot{h}_x, \dot{h}_y, \dot{h}_z$ — производные от кинетического момента ИИО; J_x, J_y, J_z — осевые моменты инерции; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — проекции вектора угловой скорости на оси связанной системы координат; h_x, h_y, h_z — проекции кинетического момента ИИО.

Кинематические уравнения выражают с использованием параметров Родрига — Гамильтона в векторной форме [7]. Они описывают движение ССК (базис B) с вектором угловой скорости ω относительно ИСК (базис I):

$$2\dot{Q}_I^B = Q_I^B \circ W_B, \quad (5)$$

где Q_I^B — кватернион, задающий переход от инерциального базиса I к связанному B ; $W_B = (0, w_1, w_2, w_3)$; w_1, w_2, w_3 — компоненты вектора угловой скорости КА ω_B в базисе B .

Запись кинематических уравнений для системы управления движением и навигации КА осуществляют с применением формализма кватернионов (параметров Родрига — Гамильтона), поскольку он имеет

ясную физическую интерпретацию и наиболее удобен для использования при реализации алгоритмов управления ориентацией в бортовых центральных вычислительных машинах (ЦВМ) [8].

Отклонение нормы кватерниона от единицы из-за накопления вычислительной ошибки компенсируют вводом уравнения связи по норме кватерниона [9]. С учетом этого выражение (5), записанное покомпонентно, примет вид

$$\begin{cases} \dot{q}_0 = 0,5(-q_1w_1 - q_2w_2 - q_3w_3) - N'q_0; \\ \dot{q}_1 = 0,5(q_0w_1 - q_3w_2 + q_2w_3) - N'q_1; \\ \dot{q}_2 = 0,5(q_3w_1 + q_0w_2 - q_1w_3) - N'q_2; \\ \dot{q}_3 = 0,5(-q_2w_1 + q_1w_2 + q_0w_3) - N'q_3, \end{cases} \quad (6)$$

где $\dot{q}_0, \dot{q}_1, \dot{q}_2, \dot{q}_3$ — компоненты кватерниона \dot{Q}_I^B ; q_0, q_1, q_2, q_3 — компоненты кватерниона Q_I^B ; w_1, w_2, w_3 — компоненты вектора угловой скорости КА ω_B в базисе B ; $N' = q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 - 1$ — отклонение нормы кватерниона от единицы.

Уравнения состояния. Запишем систему динамических (4) и кинематических (6) уравнений в переменных состояния. Пусть вектор состояния имеет вид

$$x_1 = \omega_x; \quad x_2 = \omega_y; \quad x_3 = \omega_z; \quad x_4 = q_0; \quad x_5 = q_1; \quad x_6 = q_2; \quad x_7 = q_3. \quad (7)$$

Тогда систему дифференциальных уравнений в переменных состояния можно представить следующим образом:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = \frac{(M_x - \dot{h}_x + (J_y - J_z)x_2x_3 + x_3h_y - x_2h_z)}{J_x}; \\ \dot{x}_2 = \frac{(M_y - \dot{h}_y + (J_z - J_x)x_1x_3 + x_1h_z - x_3h_x)}{J_y}; \\ \dot{x}_3 = \frac{(M_z - \dot{h}_z + (J_x - J_y)x_2x_1 + x_2h_x - x_1h_y)}{J_z}; \\ \dot{x}_4 = 0,5(-x_5x_1 - x_6x_2 - x_7x_3) - (x_4^2 + x_5^2 + x_6^2 + x_7^2 - 1)x_4; \\ \dot{x}_5 = 0,5(x_4x_1 - x_7x_2 + x_6x_3) - (x_4^2 + x_5^2 + x_6^2 + x_7^2 - 1)x_5; \\ \dot{x}_6 = 0,5(x_7x_1 + x_4x_2 - x_5x_3) - (x_4^2 + x_5^2 + x_6^2 + x_7^2 - 1)x_6; \\ \dot{x}_7 = 0,5(-x_6x_1 + x_5x_2 + x_4x_3) - (x_4^2 + x_5^2 + x_6^2 + x_7^2 - 1)x_7. \end{cases} \quad (8)$$

В процессе моделирования с учетом меняющихся воздействий на каждом такте непосредственно интегрируют систему (8). По окончании моделирования получают массив, представляющий собой набор значений векторов (7) для каждого момента модельного времени.

Схема моделирования. В представленной методике разделено моделирование внешней среды и бортовой аппаратуры. Это позволяет отдельно сосредоточиться или на отладке ПО для систем КА, или на разработке его математической модели. Длительность модельного такта (шага интегрирования уравнений состояния) равна 0,01 с, причем ее можно менять, длительность бортового такта (такта функционирования моделей бортовых приборов) имеет фиксированное значение — 0,2 с [10]. Интегрирование дифференциальных уравнений модели объекта осуществляют численным методом Рунге — Кутты четвертого порядка.

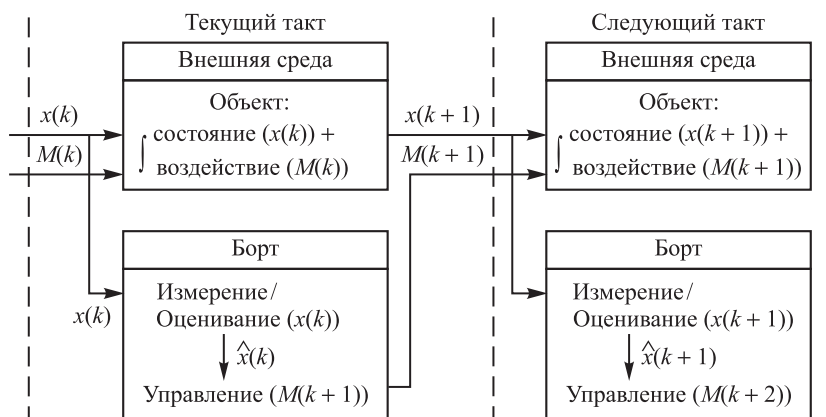


Рис. 2. Блок-схема процесса моделирования

На рис. 2 изображена блок-схема итерационного процесса моделирования, для запуска которого необходимо задать начальные условия по угловым скоростям и ориентации в инерциальной системе координат. На схеме показаны два такта (две итерации) процесса моделирования (текущий и следующий). К началу каждого модельного такта имеются векторы состояния $x(k)$ и внешнего возмущающего момента $M(k)$, вычисленные на предыдущем такте (если текущий такт первый, то используются значения из начальных условий, а управляющий момент отсутствует).

На каждом такте интегрирования последовательно осуществляются следующие этапы:

- моделирование внешней среды:

- формирование внешнего воздействия (вычисление суммы управляющего и возмущающего момента);
- интегрирование динамических и кинематических уравнений методом Рунге — Кутты четвертого порядка;
- моделирование изменения окружающей среды (движение по орбите Земли, изменение положения Солнца и т. д.);
- моделирование бортовых приборов (работает в моменты времени, когда выполняется условие $k=kBdt$; здесь k и kB — номер модельного и бортового такта соответственно; $dt = \frac{\tau}{h}$, где τ — бортовой такт, h — шаг моделирования):
 - моделирование измерительных приборов КА (моделирование СД; моделирование работы алгоритмов оценивания и фильтрации);
 - моделирование алгоритма выработки управления;
 - моделирование исполнительных органов;
 - запись значений моментов в бортовой временной сетке и инкремент счетчика бортовых тактов ($kB=kB+1$).

Данная методика позволяет проводить моделирование алгоритмов управления не только для аварийных, но и для штатных режимов. В этом случае в схему моделирования добавляются модели необходимых для данного режима приборов и уточняются модели внешних возмущений.

Изменения значений переменных записываются в предварительно зарезервированные массивы, что дает доступ в каждый момент модельного времени ко всем необходимым параметрам:

- вектору состояния объекта управления;
- значению внешних и управляющих моментов (воздействий);
- истинным значениям измеряемых параметров и их оценкам.

Доступ к этим параметрам открывает возможность графической визуализации процессов, происходящих с объектом, для детальной отработки системы управления.

Отработка алгоритма контроля зоны нечувствительности.

Алгоритм. В дополнение к ПД-регулятору предусмотрен алгоритм, который вводит зону нечувствительности по наведенной на Солнце оси. Особенность рассмотренной САУ заключается в том, что при наведении какой-либо оси ССК на Солнце теряется возможность восстановления угловой скорости вокруг нее. Как показали результаты моделирования (см. рис 6), после наведения требуемой оси ошибка оценки скорости вокруг нее начинает неограниченно расти, а поскольку данная оценка напрямую используется в контуре управления, по этой оси создается постоянный управляющий момент.

Космический аппарат начинает неконтролируемо закручиваться, что (с учетом малых колебаний скорости по другим осям) приводит к потере ориентации. Для того чтобы избежать подобного явления, подключается специальный алгоритм, который определяет момент, когда солнечная ориентация построена, и обнуляет ошибочно выработанное значение управляющего момента по наведенной на Солнце оси.

Принцип работы алгоритма следующий. На каждом такте в сдвиговой регистр s_{reg} записывается очередное значение орта направления. Так как требуемое значение положения орта направления известно (ось $-X$ ССК, что соответствует положению датчика Солнца на корпусе КА), отслеживается только координата X . Длина регистра составляет 5000 значений (50 с модельного времени). Определяется минимальное по модулю значение в регистре, которое сравнивается с верхней границей допустимого интервала значений (5% «трубки»):

$$\min_i (|s_{reg}|) > 0,95, \bar{s}_{reg}, i = 1 \dots 5000. \quad (9)$$

Условие (9) означает, что отрезок кривой, ограниченный длиной регистра s_{reg} , находится полностью ниже значения 0,95 (рис. 3).

Описанный алгоритм отслеживает момент попадания требуемой координаты орта направления на Солнце в зону нечувствительности. В этот момент КА ориентирован требуемым образом, и управление по оси X должно быть отключено.

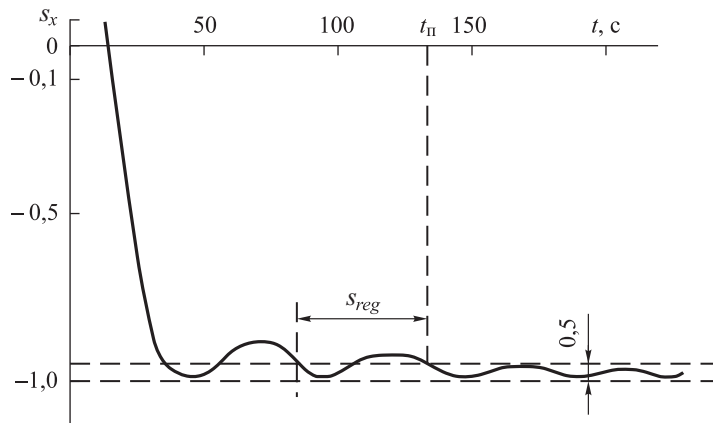


Рис. 3. Изменение компоненты X орта направления на Солнце

Результаты моделирования. Для проведения моделирования заданы начальные угловые скорости вращения КА по осям ССК:

$$\omega_x = 1,5 \text{ град/с}; \omega_y = 3 \text{ град/с}; \omega_z = -4,5 \text{ град/с}.$$

Данные величины почти на порядок превышают допустимые значения измерительного диапазона установленных на КА «Ямал-200» датчиков угловой скорости гироскопического измерителя вектора угловой скорости [11]. Вследствие того что в режиме СО эти датчики не используются, можно проверить систему управления для более жестких условий ориентации. Начальная ориентация принята такой, что оси ССК совпадают с осями ИСК: $q_0 = 1; q_1 = 0; q_2 = 0; q_3 = 0$.

Направление оси датчика Солнца — ось $-X$, это обусловлено местом его установки на корпусе космического аппарата. Направление на Солнце в ИСК: $\mathbf{s}=[1;0;0]$, т. е. в начальный момент времени КА направлен строго противоположно требуемому направлению ориентации. Поскольку СД принят всенаправленным, данное условие также приемлемо. Интервал моделирования: $T = [0; 500]$ с.

На рис. 4, а, б приведены графики переходных процессов изменения координат орта направления в ССК, а на рис. 4, в, г — изменение угловых скоростей и ошибок их оценок. Из графиков видно, что требуемая ось КА наводится к 150 с, а координаты по другим осям испытывают затухающие колебания. Переходный процесс по наводимой координате обладает незначительной колебательностью. Ошибки оценки в начале процесса моделирования имеют большое значение, но постепенно уменьшаются. Угловые скорости по осям Y и Z постепенно гасятся, по оси X через 140 с происходит резкое отключение управляющего момента, и скорость перестает изменяться (имеются незначительные колебания (см. рис. 4, в, г), но они обусловлены перекрестным гироскопическим моментом от составляющих скорости по другим осям). На рис. 4, д представлены графики изменения компонент вектора управляющего момента.

На рис. 4, д для компоненты по оси X на 140 с наблюдается резкое выключение управляющего момента (обнуление значения). В этот момент времени сработало условие определения зоны нечувствительности. Этот же момент времени можно считать окончанием переходного процесса (достижение 5% точности наведения).

На рис. 5 представлены первый и последний кадры анимации вращения КА, которые отображают начальное и конечное положение аппарата на рассмотренном периоде моделирования.

Показано (см. рис. 5), что КА в положении, ориентированным нормалью СД на ось $-X$ ИСК в начальный момент времени, через 500 с наведен на ось $+X$ ИСК и вращается вокруг нее.

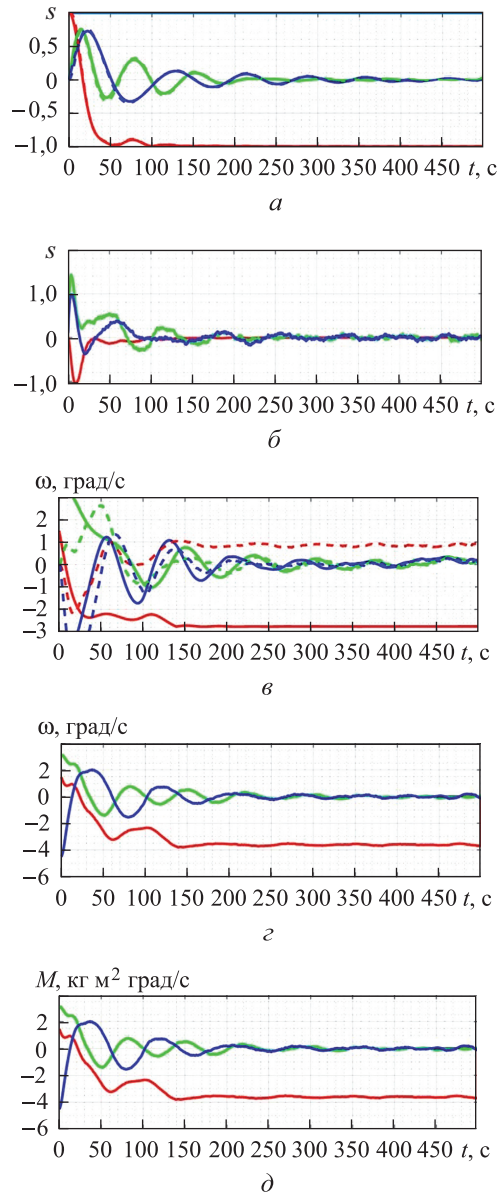


Рис. 4. Изменение координат орта направления, угловых скоростей, ошибок оценок (в связанной системе координат) и компонент векторов моментов:

a — компоненты орта направления на Солнце; $б$ — ошибка оценки орта направления на Солнце; $в$ — угловая скорость; $г$ — ошибка оценки угловой скорости; $д$ — компоненты вектора суммарного момента (внешнего и управляющего); — — — Sun (Солнце); — — — s_x, ω_x ; — — — s_y, ω_y ; — — — s_z, ω_z ; - - - $\hat{s}_x, \hat{\omega}_x$; - - - $\hat{s}_y, \hat{\omega}_y$; - - - $\hat{s}_z, \hat{\omega}_z$ ($a, в$); — — — $\bar{s}_x, \bar{\omega}_x, M_x$; — — — $\bar{s}_y, \bar{\omega}_y, M_y$; — — — $\bar{s}_z, \bar{\omega}_z, M_z$ ($б, г, д$)

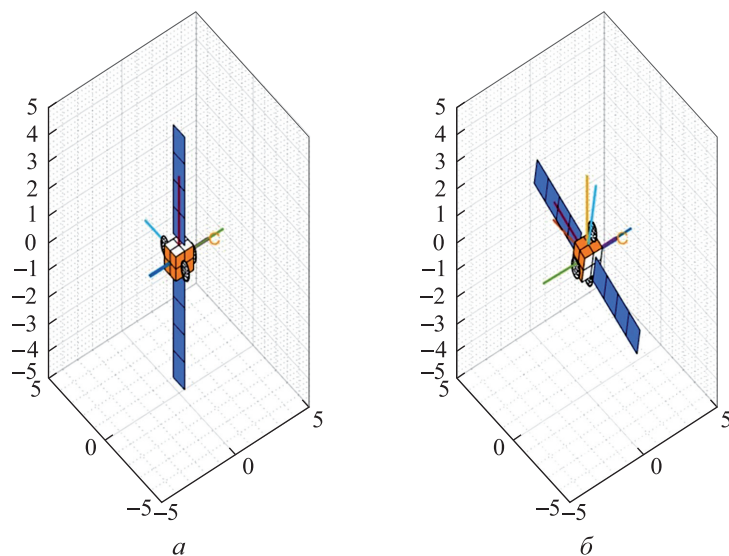


Рис. 5. Положения космического аппарата:

a — начальное (признак попадания 1; орт в связанной системе координат: 1; 0; 0);
б — конечное (признак попадания 1; орт в связанной системе координат: $-0,9997; 0,024527; -0,00050864$); — X_j ; — Y_j ; — Z_j ; — Sun (Солнце); — X_B ; — Y_B ; — Z_B ; — нормаль солнечного датчика

Испытание на длительном интервале времени. Условия данного испытания аналогичны условиям предыдущего: начальные условия те же, алгоритм контроля зоны нечувствительности не используется, а время моделирования увеличено. На рис. 6 представлены графики изменения компонент орта направления на Солнце и вектора угловых скоростей в ССК, полученные при моделировании системы на интервале времени $T = [0; 2000]$ с.

Приблизительно до 600 с (см. рис. 6, *a*, *б*) поведение системы аналогично поведению при предыдущем испытании (см. рис. 4, *a*, *б*): окончание переходного процесса и поддержание требуемой ориентации. Однако далее увеличивается амплитуда колебания параметров, и приблизительно после 1350 с возникает переворот космического аппарата. На графиках изменения угловых скоростей (см. рис. 6, *в*, *г*) также можно увидеть неустойчивые процессы: угловые скорости по осям Y и Z испытывают расходящиеся колебания, а по оси X угловая скорость неограниченно возрастает по модулю.

Ввиду отсутствия корректных оценок угловой скорости по оси X соответствующий управляющий момент действует постоянно, вследствие чего угловая скорость вращения вокруг этой оси неконтролируемо возрастает по модулю. Она достигает пикового значения $-27,14^\circ/\text{с}$ в момент времени $t = 1108$ с, а при $t = 1335$ с происходит переворот космического аппарата. После этого угловая скорость по оси X продолжает расти.

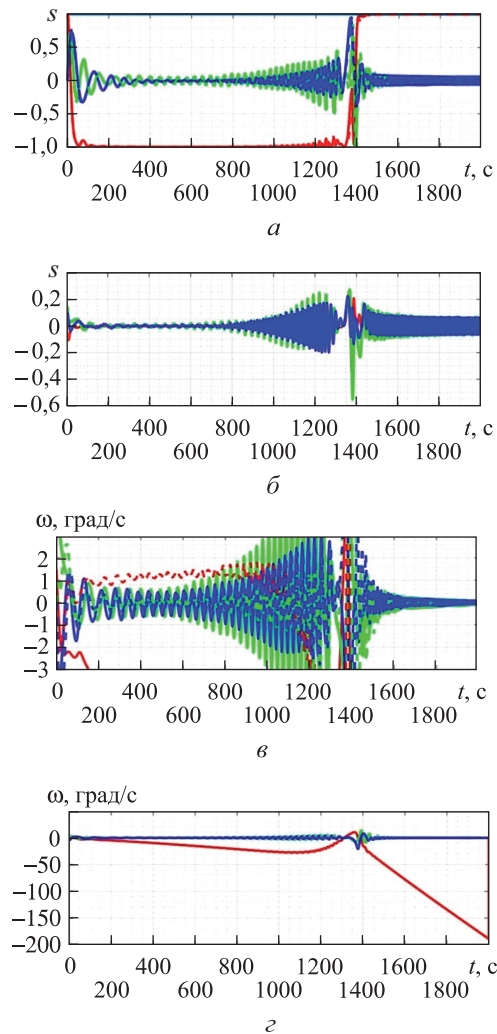


Рис. 6. Изменение координат орта направления, вектора угловых скоростей и ошибок их оценок (в связанной системе координат): a — компоненты орта направления на Солнце; $б$ — ошибка оценки орта направления на Солнце; $в$ — угловая скорость; $г$ — ошибка оценки угловой скорости; — — — Sun (Солнце); — — — s_x, ω_x ; — — — s_y, ω_y ; — — — s_z, ω_z ; - - - $\hat{s}_x, \hat{\omega}_x$; - - - $\hat{s}_y, \hat{\omega}_y$; - - - $\hat{s}_z, \hat{\omega}_z$ ($a, в$); — — — $\bar{s}_x, \bar{\omega}_x$; — — — $\bar{s}_y, \bar{\omega}_y$; — — — $\bar{s}_z, \bar{\omega}_z$ ($б, г$)

Данный эксперимент наглядно иллюстрирует опасность возникновения неустойчивых (ненормальных для режима) процессов в системе в случае наличия неуправляемого возрастания угловой скорости.

Испытание при включенном алгоритме контроля зоны нечувствительности. В данном эксперименте проведено моделирование с теми же начальными условиями, что в предшествующем, при включенном алгоритме контроля зоны нечувствительности, но здесь длительность интервала времени T составляла $[0; 5000]$ с.

На рис. 7, *a*, *б* представлены графики изменения координат орта направления и ошибки его оценки, на рис. 7, *в*, *г* — изменение компонент вектора угловой скорости и ошибки их оценок.

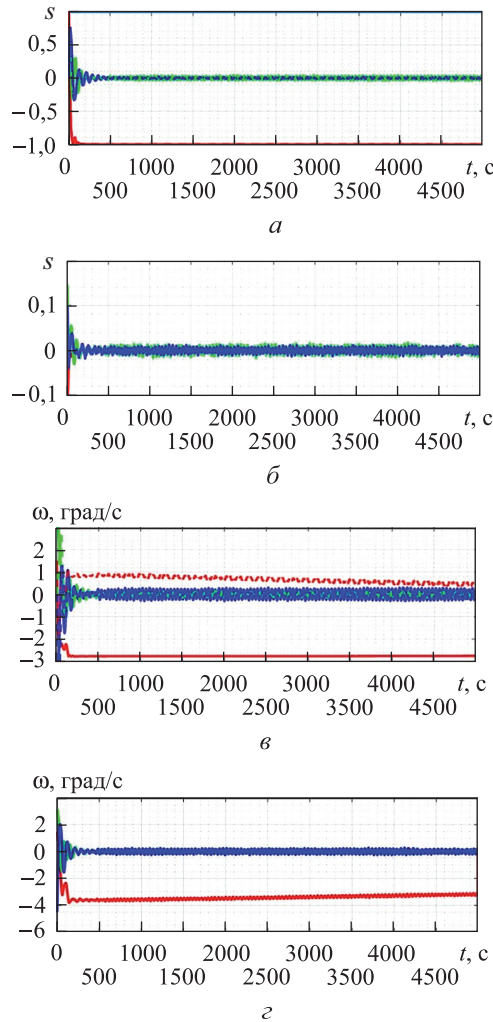


Рис. 7. Изменение координат орта направления, вектора угловых скоростей и ошибок их оценок (в связанной системе координат):

a — компоненты орта направления на Солнце; *б* — ошибка оценки орта направления на Солнце; *в* — угловая скорость; *г* — ошибка оценки угловой скорости; — — — Sun (Солнце);

— — — s_x, ω_x ; — — — s_y, ω_y ; — — — s_z, ω_z ; - - - $\hat{s}_x, \hat{\omega}_x$; - - - $\hat{s}_y, \hat{\omega}_y$; - - - $\hat{s}_z,$

$\hat{\omega}_z$ (*a, в*); — — — $\bar{s}_x, \bar{\omega}_x$; — — — $\bar{s}_y, \bar{\omega}_y$; — — — $\bar{s}_z, \bar{\omega}_z$ (*б, г*)

Система управления устойчива (см. рис. 7), поддерживаемая ориентация корректна на протяжении всего интервала времени (5000 с, или почти 1,5 ч). Наблюдаются незначительные колебания угловых скоростей относительно других осей, но их амплитуда не меняется с течением времени.

Заключение. В результате исследования была проведена отработка алгоритма управления автоматическим КА в режиме солнечной ориентации. При этом использовалась методика отработки углового движения аппарата как твердого тела. Моделирование осуществлялось в виде итерационного процесса интегрирования динамических и кинематических уравнений движения с учетом меняющихся управляющих воздействий, измерений орта направления на Солнце и меняющегося в результате управления кинетического момента инерциальных исполнительных органов. Методика отработки позволяет наблюдать за изменением всех основных параметров системы и объекта управления, таких как вектор состояния, значения внешних и управляющих моментов (воздействий), истинные значения измеряемых параметров и их оценки. Изменения параметров наглядно отображаются на графиках, что позволяет анализировать характер процессов, происходящих в системе управления.

Благодаря упрощенной структуре моделирования разработанная методика будет понятна студентам. Поэтому ее имеет смысл включить в дополнительное учебное пособие для проведения практических и лабораторных работ по курсу систем управления ориентацией и стабилизации (СУОС) КА, а также по другим аналогичным дисциплинам.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Микрин Е.А. *Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003, 336 с.
- [2] Задорожная Н.М., Кудрявцева А.А. Управление угловой ориентацией космического аппарата в условиях отказа гироскопического измерителя вектора угловой скорости. *Материалы конференции «Управление в аэрокосмических системах» (УАС-2018)*. Концерн «Центральный научно-исследовательский институт «Электроприбор». Санкт-Петербург, 2018, с. 199–207.
- [3] Шамаев А.М., Озерский М.Д. Разработка методов оценки изменения коэффициента поглощения солнечного излучения терморегулирующих покрытий и температуры в отсеках космического аппарата при его нахождении на орбите. *Информационно-технологический вестник*, 2015, № 2 (4), с. 127–136.
- [4] Ефимов Д.А., Сумароков А.В., Тимаков С.Н. О гироскопической стабилизации спутника связи в отсутствие измерений угловой скорости. *Известия Российской академии наук. Теория и системы управления*, 2012, № 5, с. 119.
- [5] Молоденков А.В., Сапунков, Я.Г., Молоденкова Т.В. Точное решение приближенного уравнения Борца и построение на его основе кватернионного алгоритма определения ориентации БИНС. *Мехатроника, автоматизация, управление*, 2016, № 5, с. 335–340.
- [6] Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. *Управление ориентацией космических аппаратов*. Москва, Наука, 1974, 600 с.
- [7] Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. *Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела*. Москва, Наука, 1974, 320 с.

- [8] Кульба В.В., Микрин Е.А., Павлов Б.В., Платонов В.Н. *Теоретические основы проектирования информационно-управляющих систем космических аппаратов*. Микрин Е.А., ред. Москва, Наука, 2006, 579 с.
- [9] Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. *Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем*. Москва, Наука, 1992, 280 с.
- [10] Микрин Е.А., Суханов Н.А., Платонов В.Н., Орловский И.В. Принципы построения бортовых комплексов управления автоматических космических аппаратов. *Проблемы управления*, 2004, № 3, с. 62–66.
- [11] Волынцев А.А., Казаков Б.А., Шустов И.Е. Гирскопический измеритель вектора угловой скорости. Опыт исследования отказов в эксплуатации. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2015, № 5 (104), с. 136–151.

Статья поступила в редакцию 18.04.2020

Ссылку на статью просим оформлять следующим образом:

Меркурьев С.А. Методика отработки алгоритмов управления угловым движением космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 6. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-6-1990>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLIV Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства «Королёвские чтения – 2020», Москва, 29–31 января 2020 г.

Меркурьев Сергей Александрович — магистрант кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: sa-merk@yandex.ru

Techniques of testing algorithms for controlling spacecraft angular motion

© S.A. Merkuriev

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The paper considers the technique of the initial developing algorithms for controlling the angular motion of an automatic spacecraft as a solid body. The mathematical model of the control object is given by the Euler's dynamic equations and kinematic equations written using the Rodrig — Hamilton parameters. The technique has a simple form and is intended for control algorithm rough testing. Its structure allows adding complexity in the initial model of the system by adding models of onboard devices and external effects. The efficiency of the method was tested on the example of working out an algorithm with a dead zone for the solar-pointing control mode of an automatic spacecraft. In this mode, a solar sensor was used as a measuring device, and flywheel engines were used as executive bodies. The results of simulation in the MathWorks MATLAB environment are presented.

Keywords: *angular motion control, spacecraft, simulation, solar orientation, ground work*

REFERENCES

- [1] Mikrin E.A. *Bortovye komplekсы upravleniya kosmicheskimi apparatami i proektirovanie ikh programmnoy obespecheniya* [Onboard spacecraft control systems and their software design]. Moscow, BMSTU Publ., 2003, 336 p.
- [2] Zadorozhnaya N.M., Kudryavtseva A.A. Upravleniye uglovoy oriyentatsiye kosmicheskogo apparata v usloviyakh otkaza giroskopicheskogo izmeritelya vektora uglovoy skorosti [Spacecraft attitude control in the case of failure of gyroscopic angular velocity sensor]. *Materialy konferentsii "Upravleniye v aero-kosmicheskikh sistemakh" (UAS—2018)* [Proceedings of the conference "Control in aerospace systems" (UAS—2018)]. St. Petersburg, Kontsern «Tsentralnyy nauchno-issledovatel'skiy institut «Elektroprigor» Publ., 2018, pp. 199–207.
- [3] Shamaev A.M., Ozersky M. D. *Informatsionno-tehnologicheskij vestnik — Informacionno-technologicheskij vestnik*, 2015, no. 2 (4), pp. 127–136.
- [4] Efimov D.A., Sumarokov A.V., Timakov S.N. *Izvestiya Rossiyskoy akademii nauk. Teoriya i sistemy upravleniya — Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2012, no. 5, p. 119.
- [5] Molodenkov A.V., Sapunkov Ya.G., Molodenkova T.V. *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie — Mechatronics, Automation, Control*, 2016, no. 5, pp. 335–340.
- [6] Raushenbakh B.V., Tokar E.N. *Upravlenie orientatsiye kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft orientation control]. Moscow, Nauka Publ., 1974, 600 p.
- [7] Branets V.N., Shmyglevsky I.P. *Primenenie kvaternionov v zadachakh orientatsii tverdogo tela* [Application of quaternions in problems of solid orientation]. Moscow, Nauka Publ., 1973, 320 p.
- [8] Kulba V.V., Mikrin E.A., Pavlov B.V., Platonov V.N. *Teoreticheskie osnovy proektirovaniya informatsionno-upravlyayushchikh sistem kosmicheskikh apparatov* [Basic theory of designing spacecraft information and control systems]. Moscow, Nauka Publ., 2006, 579 p.

- [9] Branets V.N., Shmyglevsky I.P. *Vvedenie v teoriyu besplatformennykh inertsi-
alnykh navigatsionnykh sistem* [Introduction to the theory of strapdown inertial
navigation systems]. Moscow, Nauka Publ., 1992, 280 p.
- [10] Mikrin E.A., Sukhanov N.A., Platonov V.N., Orlovskiy I.V. *Problemy uprav-
leniya — Control Sciences*, 2004, no. 3, pp. 62–66.
- [11] Volyntsev A.A., Kazakov B.A., Shustov I.E. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana.
Seriya Priborostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical Uni-
versity. Series Instrument Engineering*, 2015, no. 5 (104), pp. 136–151.

Merkuryev S.A., Master's Degree student, Department of Automatic Control Systems,
Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: sa-merk@yandex.ru