

## **Разработка алгоритма работы системы ориентации и стабилизации орбитального космического телескопа при нештатной работе органов управления**

© С.М. Богатырева, С.Н. Илюхин, А.Г. Топорков

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

*На орбитальных космических телескопах, представляющих собой сложные и дорогостоящие изделия, в качестве исполнительных органов системы ориентации и стабилизации применяют электромаховичные системы, которые обеспечивают требуемую точность наведения орбитального космического телескопа в заданный район космического пространства. Рассмотрена ситуация отказа одного из маховиков на космическом аппарате типа космический телескоп «Хаббл». Для такой нештатной ситуации предложен алгоритм работы системы ориентации и стабилизации, с помощью которого осуществляется поворот космического аппарата на заданный угол при функционировании оставшихся трех органов управления и не снижается точность наведения телескопа. Для разработки данного алгоритма была создана модель космического аппарата в среде динамического моделирования Simulink (MATLAB).*

**Ключевые слова:** система стабилизации, система ориентации, двигатель-маховик, орбитальный космический телескоп, Хаббл

**Введение.** Исполнительные органы систем ориентации и стабилизации (СОС) классифицируются по способу создания управляющих моментов. Системы угловой ориентации могут быть как пассивными, так и активными. У пассивных систем в качестве органов управления (ОУ) используются гравитационные штанги. К активным относятся электромеханические системы, где управляющий момент создается посредством инерционных вращающихся масс. Применяются также электромаховичные системы и гиросиловые на основе силовых гироскопов [1].

Использование инерционных масс для ориентации космических аппаратов было предложено еще К.Э. Циолковским, а реализовали эту идею только в шестидесятые годы прошлого столетия. С космодрома Капустин Яр 13 апреля 1963 г. был выведен на орбиту первый космический аппарат разработки Всесоюзного научно-исследовательского института электромеханики (ВНИИЭМ) — космическая электротехническая лаборатория «Омега» («Космос-14»). Впервые в мировой практике ориентация космического аппарата (КА) по трем осям осуществлялась с помощью электродвигателей-маховиков [1].

Особый интерес представляют избыточные системы из четырех маховиков. Введение избыточности в маховичную систему позволяет решать различные оптимизационные задачи, например, регулировать

кинетические моменты отдельных исполнительных органов, что способствует повышению ресурса двигателей-маховиков и маховичной системы в целом. Первая проблема, возникающая при проектировании избыточной маховичной системы, связана с выбором схемы установки двигателей-маховиков на КА. Она была освещена в [2], где также предложен эффективный алгоритм распределения крутящего момента по ОУ. Перспективный принцип управления электродвигателями-маховиками для высоко-динамичных КА описан в [3].

Одним из видов КА, где были установлены электромаховичные системы в качестве исполнительных органов СОС, стали орбитальные космические телескопы (ОКТ). В настоящее время функционируют следующие ОКТ: «Спектр-РГ», «Хаббл», «Чандра», «Ферми», TESS, телескоп Джеймса Уэбба и др. В ближайшие годы планируется запустить новые телескопы, в частности «Спектр-УФ» (Россия) и «Сюньтянь» (Chinese Survey Space Telescope, Китай). Космическим телескопам, предназначенным для решения целевых задач, необходима высокая точность наведения на объект наблюдения.

Так, для космического телескопа «Хаббл» (КТХ), используемого для оптического наблюдения за самыми дальними космическими объектами, необходима высокая точность наведения — менее 0,01 угловой секунды [1]. Для того чтобы достичь такой точности наведения, на КА устанавливаются четыре двигателя-маховика в качестве устройств управления ориентацией и четыре магнитотормозных стержня [4, 5], предназначенных для управления импульсом, что обеспечивает снижение скорости вращения маховиков. Таким образом, их крутящий момент меньше, чем у маховиков, в связи с чем в данной работе влияние магнитотормозных стержней не учитывается, а двигатели-маховики считаются идеальными.

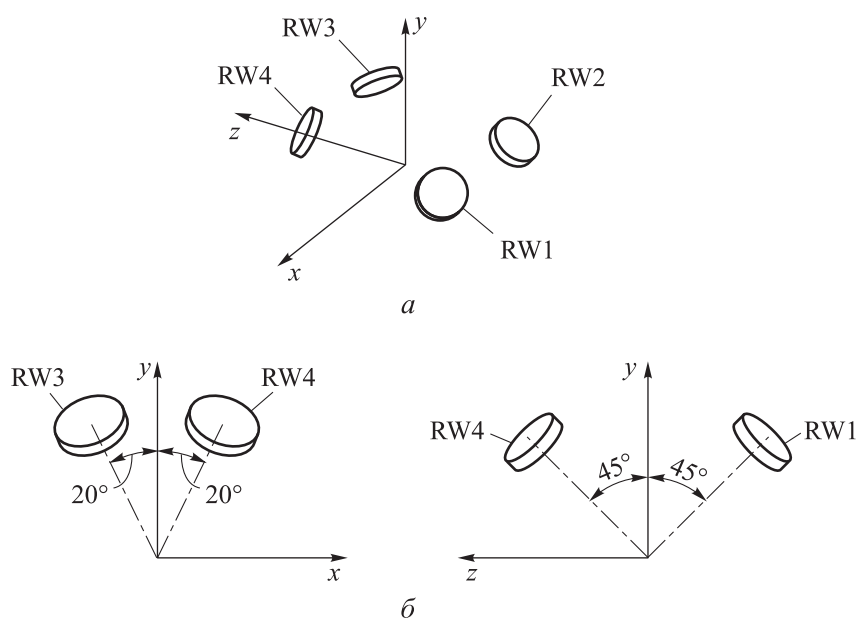
Орбитальные космические телескопы являются дорогостоящими изделиями. Для того чтобы обеспечить их длительный срок эксплуатации, необходимо предусмотреть парирование различных нештатных ситуаций, в том числе связанных с выходом из строя исполнительных органов управления, входящих в контур ориентации и стабилизации.

Актуальность представленных исследований заключается в том, что требуется обеспечить непрерывное функционирование ОКТ в условиях нештатной работы органов управления СОС космического аппарата. В случае полной остановки одного из маховиков и невозможности создавать управляющий момент, СОС должна поддерживать требуемую точность наведения до начала проведения ремонтно-восстановительных операций, чтобы не прерывались запланированная дорогостоящая программа полета ОКТ и проведение научных исследований.

Цель представленной работы — разработка алгоритма функционирования системы ориентации и стабилизации ОКТ типа КТХ при отказе одного из органов управления. Для ее достижения были решены несколько задач, среди которых можно выделить следующие:

- 1) составлена математическая модель вращательного движения КА типа КТХ и системы управления этим движением, необходимой для наведения в заданную область космического пространства;
- 2) разработана модель привода системы управления КА на основе составленной математической модели;
- 3) разработана модель КА для моделирования его угловой динамики на основе составленной математической модели;
- 4) определены параметры корректирующих устройств для контура управления угловым движением КА;
- 5) проведена верификация полученных результатов.

**Модель привода.** Система из четырех двигателей-маховиков (Reaction Wheels, RW) состоит из двух пар. Элементы каждой пары отклонены на  $\pm 20^\circ$  от плоскости, перпендикулярной оптической оси КТХ, а сами пары отстоят друг от друга на  $90^\circ$ . Общий вид ОУ рассматриваемой системы и их виды с разных плоскостей [2] представлены на рис. 1.



**Рис. 1.** Общий вид (а) конфигурации органов управления, расположенных на космическом телескопе «Хаббл», и их виды с разных плоскостей (б)

Поскольку в системе четыре маховика, они создают четыре разных крутящих момента, которые необходимо перевести в связанную с КА систему координат. Для этого используется зависимость

$$\begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Здесь

$$A = \begin{bmatrix} -\sin 20^\circ \cos 45^\circ & \sin 20^\circ \cos 45^\circ & \sin 20^\circ \cos 45^\circ & -\sin 20^\circ \cos 45^\circ \\ -\cos 20^\circ \cos 45^\circ & -\cos 20^\circ \cos 45^\circ & \cos 20^\circ \cos 45^\circ & \cos 20^\circ \cos 45^\circ \\ \sin 45^\circ & \sin 45^\circ & \sin 45^\circ & \sin 45^\circ \end{bmatrix}$$

Для обратного перехода необходимо воспользоваться уравнением

$$A^+ \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где  $A^+$  — псевдообратная матрица  $A$ .

На вход блока, представляющего модель привода, подается напряжение, необходимое для поворота на каждый из задаваемых углов ориентации. С помощью матрицы  $A^+$  напряжение пересчитывается в соответствующие значения для каждого маховика. Поскольку на борту КА типа КТХ установлены четыре маховика, в модели привода реализованы четыре аналогичные подсистемы, моделирующие каждый из них.

Модель двигателя-маховика представлена аналогично модели двигателя постоянного тока, которая реализует следующие уравнения [3]:

$$\frac{di_a(t)}{dt} = \frac{1}{L_a} (e_a(t) - R_a i_a(t) - K_b \omega_m(t)), \quad (3)$$

$$\frac{d\omega_m(t)}{dt} = \frac{1}{J_m} (K_i i_a(t) - T_L(t) - B_m \omega_m(t)), \quad (4)$$

где  $i_a$  — ток обмотки;  $L_a$  — индукция обмотки;  $e_a$  — напряжение на входе;  $R_a$  — сопротивление обмотки;  $K_b$  — постоянная обратной ЭДС;  $\omega_m$  — угловая скорость вращения двигателя;  $J_m$  — ротор инерции двигателя;  $K_i$  — постоянный крутящий момент;  $T_L$  — крутящий момент нагрузки;  $B_m$  — коэффициент вязкого трения.

Для модели были использованы параметры двигателя постоянного тока PBLH60AS115-430 [6]. При выборе подходящей модели двигателя постоянного тока в качестве критериев использовали значения

крутящего момента и скорости вращения маховика телескопа «Хаббл» [1], приведенные ниже:

Крутящий момент, Н · м .....	0,8
Максимальная скорость, об/мин .....	3000
Инерция ротора, кг · м <sup>2</sup> .....	0,84

Выбранная модель двигателя постоянного тока способна обеспечить крутящий момент 0,8 Н·м и угловую скорость 3000 об/мин, что достаточно близко к значениям, используемым на телескопе «Хаббл».

В данной работе КА представляет собой абсолютно жесткую конструкцию. Перемещение центра масс не учитывается, рассматривается только вращательное движение вокруг центра масс. Также принято, что оси связанной системы координат (ССК) совпадают с главными осями инерции КА. Поворотом главных осей инерции аппарата из-за сгорания топлива при решении поставленной задачи можно пренебречь. Влияние атмосферы и гравитационного поля Земли, а также и других небесных тел и солнечного давления не учитывается. Поэтому возмущающий момент в уравнениях вращательного движения принят равным нулю.

Динамические уравнения вращательного движения соответствуют следующей системе уравнений:

$$\dot{\vec{\omega}} = I^{-1} \left( -S(\omega) I \vec{\omega} + \vec{M}_{\text{упр}} - S(\omega) \vec{h}_w \right). \quad (5)$$

Здесь  $\vec{\omega}$  — вектор угловой скорости КА;  $I$  — матрица моментов инерции КА;  $\vec{M}_{\text{упр}}$  — управляющий момент, создаваемый ОУ;  $\vec{h}_w$  — кинетический момент, создаваемый ОУ;  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  — угловые скорости относительно главных осей инерции;  $S(\omega) =$

$$= \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \text{ — вспомогательная матрица.}$$

Кинематические уравнения вращательного движения соответствуют системе уравнений

$$\begin{cases} \frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma); \\ \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\ \frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma), \end{cases} \quad (6)$$

где  $\vartheta$  — угол тангажа,  $\psi$  — угол рысканья,  $\gamma$  — угол крена.

Для измерения углов ориентации используют свободный гироскоп. Этот прибор можно считать практически безынерционным устройством, и единственный параметр, который следует учитывать при анализе системы стабилизации, — передаточный коэффициент  $K_{\text{сг}}$  потенциометрического или какого-либо другого датчика гироскопа [7]. Поэтому используемая в разрабатываемой модели передаточная функция свободного гироскопа записывается в виде

$$W_{\text{сг}}(p) = \frac{u_{\text{сг}}(p)}{\Delta\varphi(p)} = K_{\text{сг}}, \quad (7)$$

где  $u_{\text{сг}}(p)$  — электрический сигнал на выходе датчика гироскопа;  $\Delta\varphi(p)$  — разность между измеряемым углом  $\varphi$  и некоторым фиксированным углом  $\varphi_*$ .

Угловые скорости вращения КА измеряются дифференцирующим гироскопом [8], который по своим динамическим свойствам представляет собой колебательное звено. При составлении его передаточной функции целесообразно принимать за выходную величину не угол поворота рамки гироскопа, а электрический сигнал на выходе датчика гироскопа  $u_{\text{дг}}(p)$ , объединяя при этом передаточный коэффициент гироскопа с передаточным коэффициентом датчика:

$$W_{\text{дг}}(p) = \frac{u_{\text{дг}}(p)}{\omega(p)} = \frac{K_{\text{дг}}}{T_{\text{дг}}^2 p^2 + 2\xi_{\text{дг}} T_{\text{дг}} p + 1}. \quad (8)$$

Значения параметров гироскопов принимают в соответствии с приведенными в [9]:  $K_{\text{сг}} = 1$ ,  $K_{\text{дг}} = 2,5$ ,  $T_{\text{дг}} = 0,001\text{с}$ ,  $\xi_{\text{дг}} = 0,7$ .

Для расчета напряжения, необходимого для устранения передаваемой на вход блока угловой ошибки, предназначен блок регулятора, представляющий совокупность трех ПИД-регуляторов для каждого угла ориентации.

Корректирующий фильтр обеспечивает повышение качества переходных процессов при изменении ориентации КА на заданные углы. В данной работе роль фильтра выполняет блок из трех ПИД-регуляторов — для каждого из углов ориентации. На вход рассматриваемого блока поступает вектор угловых ошибок, а на выход — необходимое для их устранения напряжение, которое затем поступает на модель привода.

**Динамическая модель КА типа космический телескоп.** Для достижения поставленной цели была реализована динамическая модель КА типа КТХ в среде динамического моделирования MATLAB

Simulink. Функциональная схема этой модели (рис. 2) состоит из модели привода ССО, динамической и кинематической моделей, модели измерительной системы и регулятора [10].

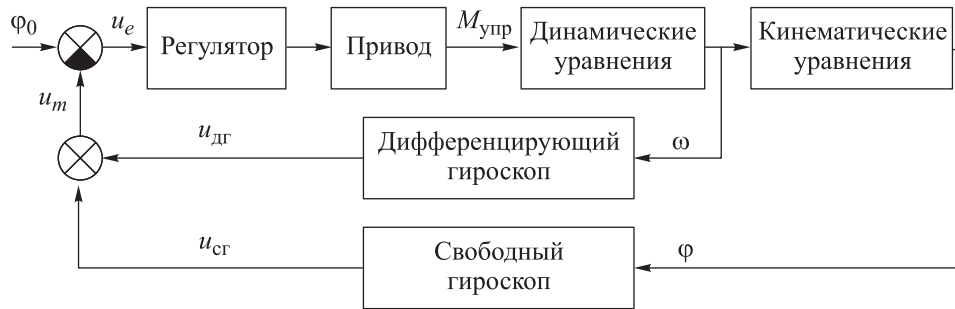


Рис. 2. Функциональная схема КА типа КТХ в среде MATLAB Simulink

На вход данной модели подаются требуемые значения углов отклонения КА. Сигнал, пройдя через ПИД-регулятор, который служит корректирующим фильтром, поступает на модель привода, трансформирующего напряжение в управляющий момент с помощью уравнений (3) и (4). Этот момент является входным сигналом для модели КА, представленной через динамические (5) и кинематические уравнения (6) вращательного движения. Сигнал от полученных углов поступает на измерительные устройства (7) и (8), после чего происходит сравнение текущих и заданных значений. Разница, полученная в результате их сравнения, снова трансформируется в напряжение привода ПИД-регулятором.

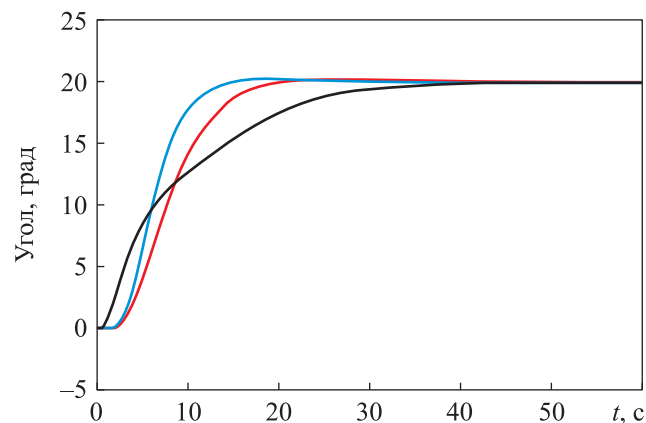


Рис. 3. Графики переходных процессов при штатном режиме работы СОС для  $\gamma = 20^\circ$ ,  $\psi = 20^\circ$ ,  $\vartheta = 20^\circ$ :  
 — крен; — рысканье; — тангаж

Коэффициенты ПИД-регуляторов подбираются автоматически посредством программных средств среды моделирования. Для различных задаваемых углов требуются разные параметры ПИД-регуляторов. В связи с этим было принято решение получать значения данных параметров для некоторых узловых точек, а для промежуточных точек — рассчитывать путем аппроксимации.

Для исследования переходных процессов динамической модели были использованы следующие начальные условия: на вход модели были переданы равнозначные требуемые угловые изменения положения КА, соответствующие  $20^\circ$ . Было принято время моделирования 60 с. Графики переходных процессов (для углов крена, рысканья и тангажа) при штатном функционировании всех четырех ОУ представлены на рис. 3.

**Разработка алгоритма.** При разработке алгоритма работы СОС КА типа КТХ при отказе одного из ОУ было принято условие, что крутящие моменты, передающиеся в динамические уравнения КА, должны оставаться неизменными и при поломке. Приняв это условие, можно приравнять проекции момента на оси ССК, выраженные через моменты  $M$ , создаваемые маховиками в штатной ситуации ( $M_i$ ) и при отказе одного из них ( $M_j$ ). В результате получается система уравнений, решение которой можно представить в общем для всех двигателей виде

$$M_i^* = M_i - (-1)^{|i-j|} M_j, \quad (8)$$

где  $i$  — номер функционирующего двигателя-маховика;  $j$  — номер вышедшего из строя двигателя-маховика.

После получения математической зависимости (8) можно сформулировать следующий алгоритм работы СОС КА типа КТХ при отказе одного из ОУ (рис.4):

1) с помощью формул (3) и (4) по входным значениям напряжения, полученным регулятором, рассчитываются значения крутящих моментов, которые создавались бы каждым из двигателей-маховиков в штатном режиме работы.

2) по формуле (8) выполняется пересчет полученных моментов в те, которые необходимо создать каждым из функционирующих двигателей;

3) с использованием формул (3) и (4), а также уже рассчитанных значений крутящих моментов вычисляется напряжение, необходимое для их создания органами управления.

4) данные значения напряжений поступают на модель привода для расчета реальных создаваемых крутящих моментов, которые и передаются в динамические уравнения вращательного движения КА.



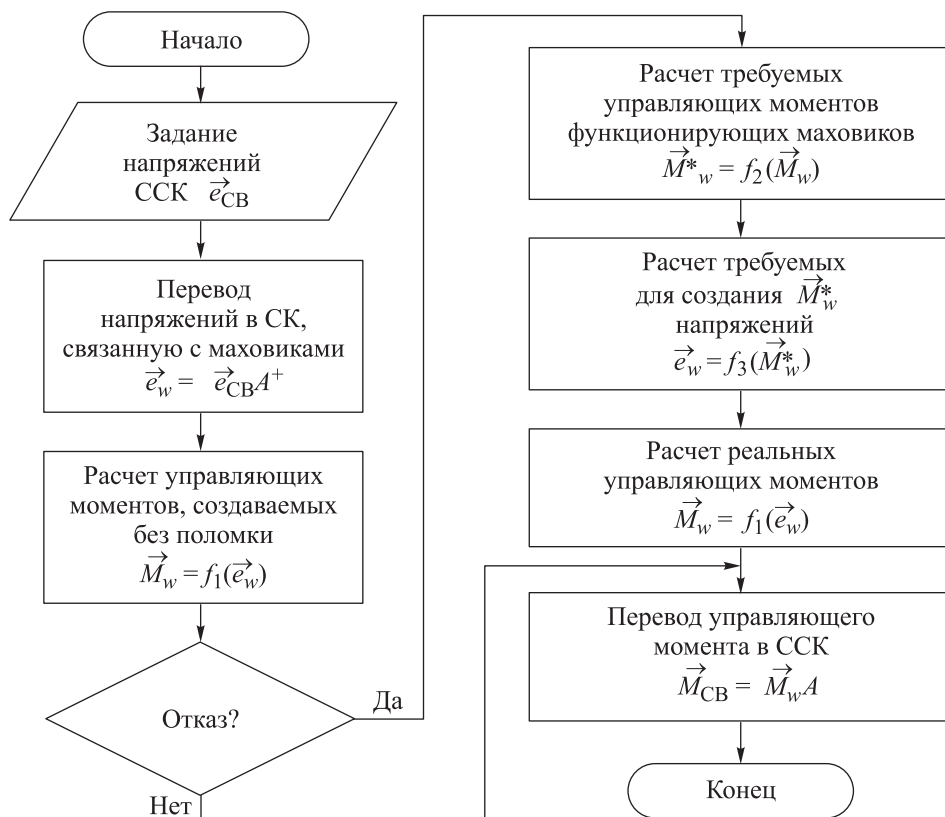
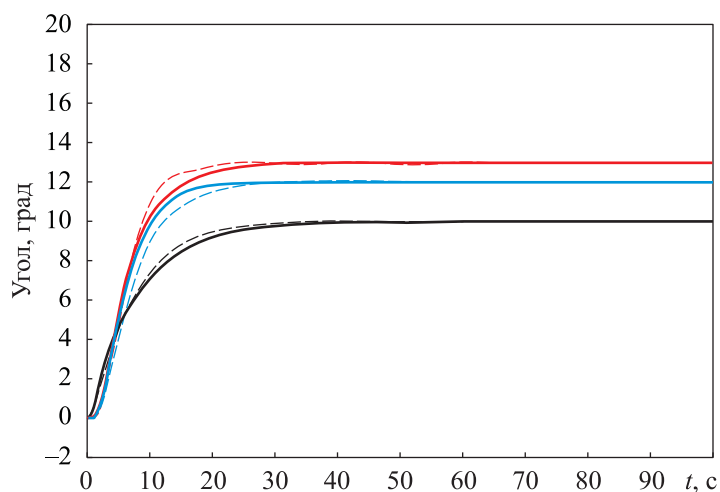


Рис. 4. Блок схема алгоритма работы СОС КА при отказе одного из органов

**Валидация разработанного алгоритма.** Разработанная динамическая модель необходима для тестирования алгоритма работы СОС при отказе ОУ КА типа КТХ. Для проверки и оценки результатов использования алгоритма следует провести валидацию модели по существующим данным о КТХ и оценить погрешность. Авторами была принята за исходную приведенная в статье [2] динамическая модель КТХ, относительно которой и будет проводиться валидация. Для этого необходимо проверить соответствие графиков переходных процессов, полученных с помощью разработанной в данной работе модели, графикам, приведенным в [2]. В качестве исходных данных были взяты следующие значения углов ориентации:  $\gamma = 10^\circ$ ,  $\psi = 13^\circ$ ,  $\vartheta = 12^\circ$ .

По графикам, приведенным на рис. 5, были получены значения параметров переходных процессов, которые представлены в табл. 1.

Наблюдается высокая степень совпадения графиков переходных процессов исходной и разработанной моделей (см. рис. 5). По коэффициенту усиления согласование равно практически 100 %. Отмечается небольшое рассогласование от 7 до 30 с, связанное с характеристиками быстродействия, однако оно не вызывает серьезных отклонений в рассматриваемых переходных процессах.



**Рис. 5.** Графики переходных процессов исходной и разработанной моделей:  
 ---- крен, исходная модель; --- рысканье, исходная; - - - тангаж, исходная;  
 — крен, разработанная модель; — рысканье, разработанная; — тангаж, разработанная

Таблица 1

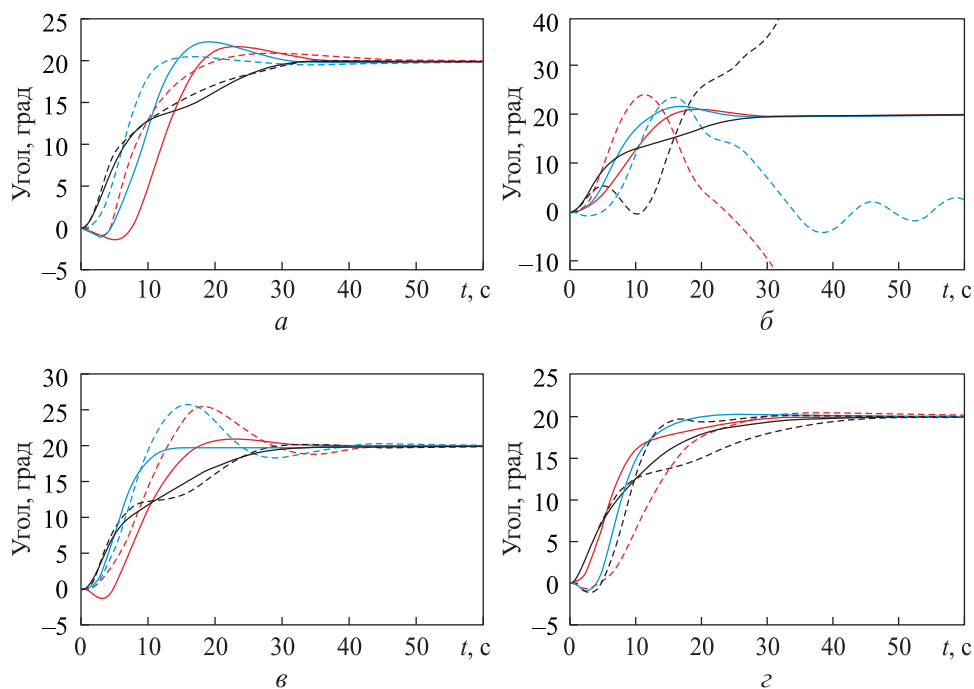
**Параметры переходных процессов исходной и разработанной моделей**

Угол ориентации	Время переходного процесса модели, с		Статическая ошибка угла модели, град	
	исходной	разработанной	исходной	разработанной
$\gamma$	20,34	23,24	0,0011	-0,0072
$\psi$	14,63	18,22	0,0072	0,0014
$\vartheta$	16,88	15,11	0,00072	0,0029

Анализ результатов, полученных при сравнении исходной и разработанной моделей, позволяет сделать вывод о том, что корректно использована составленная модель для оценки работы разрабатываемого алгоритма, так как расхождения параметров наблюдаются только для характеристик быстродействия, что не вызывает серьезных отклонений переходного процесса разработанной модели от процесса исходной.

**Результаты работы алгоритма.** Графики переходных процессов в случае отказа одного из ОУ при использовании разработанного алгоритма (сплошная линия) и без его применения (пунктирная линия) представлены на рис. 6.

**Оценка эффективности алгоритма.** При анализе графиков, приведенных на рис. 3 и рис. 6, а-г, были определены параметры переходных процессов при исправной работе ОУ и при отказе одного из них, а также с использованием разработанного алгоритма. Для сравнения полученные значения сведены в табл. 2.



**Рис. 6.** Графики переходных процессов при отказе первого (а), второго (б), третьего (в), четвертого (г) маховика с использованием разработанного алгоритма: - - - крен; - - - рысканье; - - - тангаж; — крен с алгоритмом; — рысканье с алгоритмом; — тангаж с алгоритмом

Таблица 2

**Параметры переходных процессов**

Режим	Канал управления	Время переходного процесса (п.п.), с		Перерегулирование, %		Статическая ошибка, град	
		Без алгоритма	С алгоритмом	Без алгоритма	С алгоритмом	Без алгоритма	С алгоритмом
Работа в штатном режиме	$\gamma$	26,44	26,44	0	0	0,006	0,006
	$\psi$	15,82	15,82	0,99	0,99	0	0
	$\vartheta$	11,51	11,51	0,95	0,95	0,001	0,001
Отказ 1-го маховика	$\gamma$	27,36	26,15	0	0	0,051	-0,005
	$\psi$	16,68	16,01	4,88	4,24	-0,058	0,004
	$\vartheta$	11,05	11,64	2,07	0	0,010	0
Отказ 2-го маховика	$\gamma$	п.п. расходуется	27,01	п.п. расходуется	0	п.п. расходуется	-0,011
	$\psi$		22,61		0		0
	$\vartheta$		15,42		0,89		0,004
Отказ 3-го маховика	$\gamma$	25,30	25,51	0,52	0	0,003	-0,002
	$\psi$	25,95	20,68	21,34	5,36	0,025	-0,013
	$\vartheta$	21,94	19,93	24,68	7,44	-0,057	-0,012
Отказ 4-го маховика	$\gamma$	36,52	26,74	0	0	0,065	0
	$\psi$	23,17	16,95	3,00	9,00	0,141	0,005
	$\vartheta$	14,80	13,42	0,72	11,80	0,008	0,004

Сравнение данных, приведенных в табл. 2, позволяет сделать вывод о том, что при отказе 1-го маховика переходные процессы с использованием алгоритма и без него практически не различаются. При отказе 2-го маховика без использования алгоритма переходные процессы расходятся. Разработанный алгоритм позволяет добиться сходимости данных процессов при соблюдении величины перерегулирования в пределах 1 %. При отказе 3-го маховика время переходного процесса при использовании разработанного алгоритма снижается незначительно, однако перерегулирование при повороте на углы рысканья и тангажа уменьшается в 4 раза, а при повороте на угол тангажа остается практически неизменным. Статическая ошибка в данном случае также будет меньше в несколько раз. При отказе 4-го маховика, несмотря на увеличение значения перерегулирования, использование алгоритма позволило значительно сократить время переходного процесса, а также уменьшить статическую ошибку при повороте на каждый из углов ориентации.

Расчет энергозатрат позволяет заключить, что электрическая работа, выполняемая приводом при использовании алгоритма, не превышает значений, полученных при штатном режиме работы системы.

**Заключение.** В работе представлен разработанный алгоритм работы СОС КА типа КТХ при отказе одного из ОУ. В рамках этого алгоритма наведение орбитального телескопа на заданный угол осуществляется за счет требуемого управляющего момента, создающегося оставшимися функционирующими двигателями-маховиками, для которых происходит пересчет необходимого напряжения.

В случае когда переходные процессы расходятся при отказе одного органа управления, данный алгоритм позволяет обеспечить их сходимость при соблюдении величины перерегулирования в пределах 1 %. Если переходный процесс незначительно отличается от номинального режима, разработанный алгоритм не приводит к улучшению параметров данного процесса.

Разработанный алгоритм можно считать универсальным, т. е. его целесообразно использовать при различных знаках задаваемых углов и при отказе каждого из органов управления. Кроме того, предлагаемый метод не требует дополнительных энергетических затрат при отказе одного из органов управления системы стабилизации и ориентации КА.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Dougherty H., Rodoni C., Tompetrini K., Nakashima A. Space telescope pointing control. *Automatic Control in Space*, 1983, no. 13, pp. 15–24.  
DOI: 10.1016/S1474-6670(17)62184-0
- [2] Sayin E. *Attitude and Motion Control of Hubble Space Telescope. Graduation project: Bachelor's Degree*. Istanbul, 2020, 55 p.  
DOI: 10.13140/RG.2.2.34318.48960

- [3] Golnaraghi F., Kuo B.C. *Automatic Control Systems*. Ninth Edition. Hoboken, Wiley, 2010, 945 p.
- [4] Кириченко Д.В., Клейменов В.В., Новикова Е.В. Крупногабаритные оптические космические телескопы. *Известия высших учебных заведений. Приборостроение*, 2017, № 7, с. 589–602.  
DOI: 10.17586/0021-3454-2017-60-7-589-602
- [5] Аветян Э.Е., Парко И.В. Жизненные циклы телескопа «Хаббл». *Интерэкспо Гео-Сибирь*, 2021, № 1, с. 3–5.
- [6] Hasha M.D. Passive isolation/damping system for the Hubble space telescope reaction wheels: Conference Paper. In: *The 21st Aerospace Mechanisms Symposium*. Houston, NASA-Lyndon B. Johnson Space Center, 1987, pp. 211–226.
- [7] Полянин К.С., Гордиенко В.С. Система ориентации космического аппарата на базе силового гироскопического комплекса. *Наука без границ*, 2019, № 1 (29), с. 16–24.
- [8] Кузнецов В.И., Калашников С.Д., Миклин Д.В. Метод расчета точностных характеристик системы автономной навигации и ориентации космических аппаратов. *Известия вузов. Приборостроение*, 2020, № 1, с. 35–45.  
DOI: 10.17586/0021-3454-2020-63-1-35-45.
- [9] Подчерзцев В.П., Цинь Ц. Моделирование калибровки динамически настраиваемых гироскопов на одноосном гиросtabilизаторе. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 10.  
DOI: 10.18698/2308-6033-2017-10-1682
- [10] Pjukhin S.N., Klishin A.N., Chudinova O.N. Simulation of the Angular Stabilization System of the Artificial Earth Satellite in the MATLAB Simulink. In: *AIP Conference Proceedings: MODELING IN ENGINEERING 2020*. 2022, vol. 2383, paper 030002. DOI: 10.1063/5.0075388

Статья поступила в редакцию 14.07.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Богатырева С.М., Илюхин С.Н., Топорков А.Г. Разработка алгоритма работы системы ориентации и стабилизации орбитального космического телескопа при нештатной работе органов управления. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 9. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-9-2214>

**Богатырева Светлана Михайловна** — выпускник 2022 года кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана.  
e-mail: bsm16m263@student.bmstu.ru

**Илюхин Степан Николаевич** — старший преподаватель кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана.  
e-mail: iljuchin.stepan@bmstu.ru

**Топорков Алексей Геннадьевич** — старший преподаватель кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана.  
e-mail: agtoporkov@bmstu.ru

## Development of the algorithm of the orbital space telescope orientation and stabilization system operation with the malfunctioning controls

© S.M. Bogatyreva, S.N. Iljukhin, A.G. Toporkov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

*Orbital space telescope is a complex and expensive system. Electro-flywheel systems are used on such spacecraft as the orientation and stabilization system actuators making it possible to ensure the required accuracy of pointing an orbiting space telescope to a given region in the outer space. This paper considers the situation of failure of one of the flywheels on a spacecraft of the Hubble Space Telescope type. An algorithm for the orientation and stabilization system operation in such emergency was developed making it possible to ensure rotation of the spacecraft by a given angle with the remaining three controls functioning and without reducing the telescope pointing accuracy. A spacecraft model was created in the Simulink (MATLAB) dynamic simulation environment to develop this algorithm.*

**Keywords:** stabilization system, orientation system, flywheel engine, orbital space telescope, Hubble

### REFERENCES

- [1] Dougherty H., Rodoni C., Tompetrini K., Nakashima A. Space telescope pointing control. *Automatic Control in Space*, 1983, no. 13, pp. 15–24.  
DOI: 10.1016/S1474-6670(17)62184-0.
- [2] Sayin E. *Attitude and Motion Control of Hubble Space Telescope. Graduation project: Bachelor's Degree*, Istanbul, 2020, 55 p.  
DOI: 10.13140/RG.2.2.34318.48960
- [3] Golnaraghi F., Kuo B.C. *Automatic Control Systems*. Ninth Edition. Hoboken, Wiley, 2010, 945 p.
- [4] Kirichenko D.V., Kleimenov V.V., Novikova E.V. Krupnogabaritnye opticheskie kosmicheskie teleskopy [Large-sized optical space telescopes]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Priborostroyeniye — Bulletin of Higher Educational Institutions. Instrumentation*, 2017, no. 7, pp. 589–602.  
DOI: 10.17586/0021-3454-2017-60-7-589-602
- [5] Avetyan E.E., Parko I.V. Zhiznennyye tsikly teleskopa “Khabbl” [Life cycles of the Hubble telescope]. *Interesno Geo-Sibir — Interexpo Geo-Siberia*, 2021, no. 1, pp. 3–5.
- [6] Hasha M.D. Passive isolation/damping system for the Hubble space telescope reaction wheels: Conference Paper. *The 21st Aerospace Mechanisms Symposium*. Houston, NASA-Lyndon B. Johnson Space Center, 1987, pp. 211–226.
- [7] Polyinin K.S., Gordienko V.S. Sistema oriyentatsii kosmicheskogo apparata na baze silovogo giroskopicheskogo kompleksa [Spacecraft orientation system based on the power gyroscopic system]. *Nauka bez granits — Science without borders*, 2019, no. 1 (29), pp. 16–24.
- [8] Kuznetsov V.I., Kalashnikov S.D., Miklin D.V. Metod rascheta tochnostnykh kharakteristik sistemy avtonomnoy navigatsii i oriyentatsii kosmicheskikh apparatov [Method for calculating the accuracy characteristics of the autonomous navigation and orientation system in space vehicles]. *Izvestiya vysshikh*

*uchebnykh zavedeniy. Priborostroyeniye — Bulletin of Higher Educational Institutions. Instrumentation*, 2020, no.1, pp. 35–45.

DOI: 10.17586/0021-3454-2020-63-1-35-45

- [9] Podchezertsev V.P., Qin Zihao. Modelirovaniye kalibrovki dinamicheskoi nastroyayemykh girostabilizatorov na odnoosnom girostabilizatore [Modeling the DTG calibration on a uniaxial gyrostabilizer]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2017, no. 10, pp. 1–14.

DOI: 10.18698/2308-6033-2017-10-1682

- [10] Iljukhin S.N., Klishin A.N., Chudinova O.N. Simulation of the Angular Stabilization System of the Artificial Earth Satellite in the MATLAB Simulink. *AIP Conference Proceedings: MODELING IN ENGINEERING 2020*. 2022, vol. 2383, Paper No. 030002. DOI: 10.1063/5.0075388

**Bogatyreva S.M.**, 2022 Graduate, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University.

e-mail: bsm16m263@student.bmstu.ru

**Iljukhin S.N.**, Senior Lecturer, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University.

e-mail: iljukhin.stepan@bmstu.ru

**Toporkov A.G.**, Senior Lecturer, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University.

e-mail: agtoporkov@bmstu.ru