

УДК 681.5.09

А.С. КУЛИК, А.М. СУББОТА, О.В. РЕЗНИКОВА

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ИЗБЫТОЧНЫХ СИСТЕМ СТАБИЛИЗАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ДВИГАТЕЛЯМИ-МАХОВИКАМИ

Рассмотрены вопросы, связанные с определением оптимальной структуры расположения двигателей-маховиков (ДМ) на космическом аппарате по сравнению с известными, предусмотренными стандартом NASA и фирмой General Electric. В качестве основного критерия сравнительного анализа выбран след ковариационной матрицы вектора кинетического момента системы ДМ. Показано, что альтернативный вариант с углами $\beta = 60^\circ$, $\gamma = 30^\circ$ и разработанный с учетом принципа построения силовой гироскопической стабилизации, по сравнению с названными, при отказах ДМ обладает большей эффективностью в 2,1 и 1,35 раза соответственно.

Ключевые слова: космический летательный аппарат, двигатель-маховик, избыточность, кинетический момент, ковариационная матрица.

Введение

При разработке систем стабилизации и ориентации малых и средних космических аппаратов (КА), рассчитанных на длительное существование, в качестве электромеханических исполнительных органов применяются силовые гироскопические комплексы, трехстепенные силовые гиросtabilизаторы и управляющие двигатели-маховики [1]. Каждый из перечисленных исполнительных органов обладает как преимуществами, так и определенного рода недостатками. Между областями эффективного применения выше перечисленных устройств невозможно провести резких границ. Однако, с точки зрения простоты устройства, функционирования, диагностирования, реконфигурации алгоритмов при отказах [2] и организации управления режимами стабилизации и ориентации определенными преимуществами все же обладают исполнительные органы в виде двигателей-маховиков (ДМ). Кроме того, немаловажное значение имеют следующие обстоятельства использования ДМ на КА:

– ДМ могут быть выполнены на основе управляемого бесконтактного двигателя постоянного тока с реверсивным вращением ротора-маховика и возможностью его торможения;

– величина создаваемого электродвигателем момента может плавно меняться в требуемом диапазоне в соответствии с сигналом, подаваемым на вход ДМ;

– применение ДМ на КА, предназначенных для связи и дистанционного зондирования Земли, позволяет удовлетворять требованиям по обеспечению точности и многорежимности функционирования

систем стабилизации и ориентации КА;

– разрабатываемые промышленностью ДМ могут быть выполнены с достаточно широким диапазоном характеристик. С целью наглядности в табл. 1 приведены возможные варианты диапазонов характеристик ДМ различных фирм-изготовителей.

Эффективность использования ДМ на КА зависит, в первую очередь, от требований надежности, точности обеспечения ориентации и стабилизации КА, а также необходимости нормального функционирования в условиях отказов элементов системы управления (СУ). При этом требуется решение задач минимизации количества избыточных ДМ и оптимизации их расположения относительно базовой системы координат (СК).

Анализ различных вариантов использования избыточности показывает, что она может быть применена для следующих целей [3]:

– резервирования ДМ, оси кинетических моментов которых либо совпадают, либо находятся под некоторым углом к базовой системе координат, связанной с КА;

– функциональной избыточности, при которой векторы кинетических моментов ДМ являются неколлинеарными, но обеспечивается их линейная независимость, а также работоспособность системы при отказах.

В настоящее время вопросы, связанные с резервированием элементов СУ, достаточно хорошо изучены, поэтому наибольший интерес представляет исследование оптимальной структуры и конфигурации расположения ДМ на КА и ее связь с вопросами стабилизации и ориентации КА в пространстве.

Таблица 1

Диапазоны характеристик ДМ, выпускаемых промышленностью

№, п/п	Наименование характеристики	Ед. измерен.	Фирмы-изготовители		
			НПП ВНИИ-ЭМ	ОАО НПЦ «Полус»	SSTL
			Диапазоны		
1	Потребляемая мощность при максимально-управляемом моменте	Вт	7...100	–	5...120
2	Управляющий момент	Нм	0,007...0,26	0,2...0,7	0,01...0,2
3	Кинетический момент	Нмс	±0,1...±29,4	±2...±70	±0,42...±12
4	Частота вращения	об/мин	1100...6000	–	5000
5	Масса блоков электромеханики	кг	0,8...14,0	–	1,25...4,7

1. Связь ДМ с прецессионным движением КА

Решение задач управления ориентацией и стабилизацией КА в течение продолжительного времени связано со значительными энергетическими затратами. При использовании в качестве исполнительных органов ДМ восполнение энергетических затрат возможно с помощью солнечных батарей. Однако при действии на КА постоянных по направлению возмущающих моментов ДМ будет постоянно разгоняться, пока не достигнет предельного значения скорости, определенной производителем ДМ. После этого возникает необходимость вернуть ДМ в рабочее состояние, используя другие исполнительные органы, путем приложения к ДМ внешнего момента. Поскольку на пассивных участках траектории воздействия на КА со стороны окружающей среды малы, то при соответствующих незначительных по величине кинетических моментах ДМ и их соответствующего расположения на КА, можно за счет компенсации прецессионного движения КА добиться высокоэффективной его стабилизации в пространстве.

С целью уяснения данного вопроса рассмотрим уравнения, описывающие динамику КА при условии, что по осям связанной СК OXYZ, совпадающей с главными осями инерции КА, установлены три инерционных маховика (рис. 1).

На практике моменты инерции КА I_x, I_y, I_z по каждой из указанных осей значительно превосходят моменты инерции маховиков J_x, J_y, J_z , установленных по этим же осям. Поскольку ДМ идентичны по своим характеристикам, то справедливо равенство их моментов инерции:

$$J_x = J_y = J_z = J. \tag{1}$$

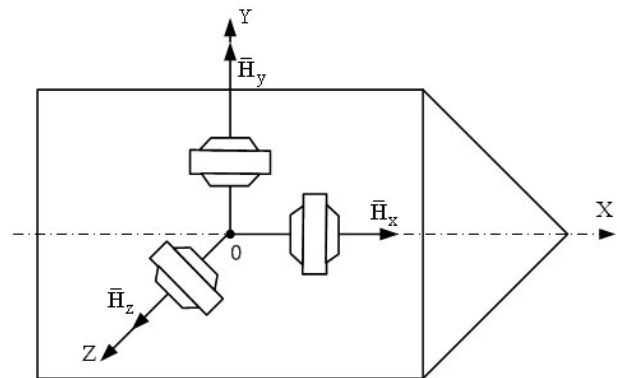


Рис. 1. Схема установки ДМ на КА

При этом дифференциальные уравнения движения КА относительно центра масс имеют следующий вид [4]:

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x - (I_y - I_z) \omega_y \omega_z &= \\ &= M_x + M_{уп.х} + J(\Omega_y \omega_z - \Omega_z \omega_y); \\ I_y \dot{\omega}_y - (I_z - I_x) \omega_x \omega_z &= \\ &= M_y + M_{уп.у} + J(\Omega_z \omega_x - \Omega_x \omega_z); \\ I_z \dot{\omega}_z - (I_x - I_y) \omega_x \omega_y &= \\ &= M_z + M_{уп.з} + J(\Omega_x \omega_y - \Omega_y \omega_x), \end{aligned} \tag{2}$$

где $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции абсолютной угловой скорости вращения корпуса КА на оси связанной СК OXYZ;

$\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ – проекции угловой скорости вращения маховиков на связанные оси;

$M_{уп.х}, M_{уп.у}, M_{уп.з}$ – управляющие моменты, создаваемые инерционными двигателями;

M_x, M_y, M_z – проекции возмущающего момента на связанные оси.

Для дальнейшего анализа процесса стабилизации КА при длительно действующих на него посто-

янных возмущающих моментах при помощи ДМ, без потери общности примем следующие допущения:

- моменты инерции ДМ относительно осей собственного вращения, угловые скорости вращения, а, следовательно, и кинетические моменты $\bar{H}_x = I_x \bar{\omega}_x$, $\bar{H}_y = I_y \bar{\omega}_y$, $\bar{H}_z = I_z \bar{\omega}_z$ равны между собой, а также моменты инерции КА $I_x = I_y = I_z$;

- в виду малости угловых скоростей прецессии ω_x , ω_y , ω_z КА под действием возмущающих моментов M_x , M_y , M_z и отсутствии управляющих моментов $M_{уп.х}$, $M_{уп.у}$, $M_{уп.з}$ возникающие угловые ускорения $\dot{\omega}_x$, $\dot{\omega}_y$, $\dot{\omega}_z$ считаем величинами второго порядка малости.

С учетом выше перечисленных допущений, уравнения (2) принимают вид:

$$\begin{aligned} H_z \omega_y - H_y \omega_z &= M_x; \\ H_x \omega_z - H_z \omega_x &= M_y; \\ H_y \omega_x - H_x \omega_y &= M_z. \end{aligned} \quad (3)$$

Как видно из (3), левая часть данных уравнений представляет собой сумму гироскопических моментов.

Исходя из законов, описывающих прецессионное движение, на рис. 2 приведена диаграмма расположения векторов гироскопических моментов $M'_Г = H_z \omega_y$, $M''_Г = H_y \omega_z$, момента M_x и угловых скоростей ω_y и ω_z , согласно первому уравнению системы (3).

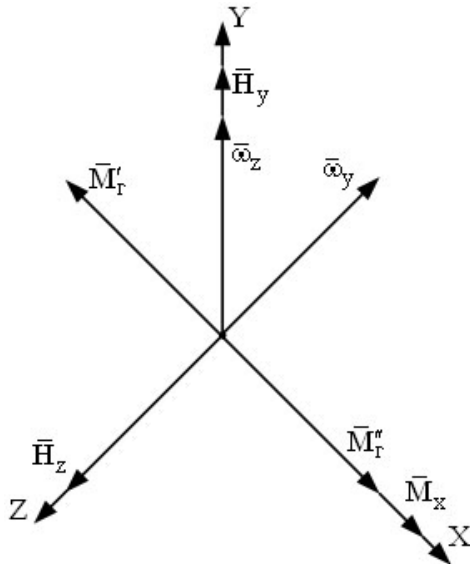


Рис. 2. Диаграмма расположения векторов гироскопических моментов

Из рис. 2 следует, что при выбранной конфигурации расположения ДМ относительно осей связан-

ной СК OXYZ, появление любых возмущающих моментов относительно этих же осей приводит к изменению ориентации КА относительно взаимно-перпендикулярных осей.

С целью исключения этого явления рассмотрим рис. 3, на котором условно изображен принцип создания системы одноосной гироскопической стабилизации.

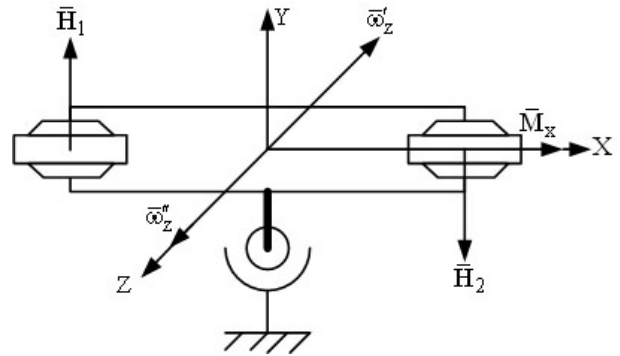


Рис. 3. Схема системы одноосной гироскопической стабилизации

Как видно из рис. 3, при наличии двух маховиков, имеющих равные по величине ($H_1 = H_2 = H$), но противоположные по знаку кинетические моменты, имеем систему, автоматически компенсирующую возникающие прецессионное движение КА под действием возмущающих моментов M_x . Естественно, напрашивается вывод о применимости шести маховиков на КА, установленных попарно-противоположно относительно осей X, Y и Z.

Такой вариант будем считать базовым, а возможные другие варианты по своей эффективности будем сравнивать с вариантом, содержащим 6 маховиков.

При этом, с точки зрения структурной избыточности, а также учитывая, что маховики являются наиболее массивными и энергопотребляющими устройствами, в дальнейшем будем рассматривать структуры с четырьмя маховиками.

В качестве исходной информации при рассмотрении задачи оптимальной структуры, содержащей четыре маховика, примем дисперсии оценок, составляющих кинетических моментов в управляющем базисе σ_x^2 , σ_y^2 , σ_z^2 . Таким образом, используем следующую возможную схему решения задачи оптимальной ориентации кинетических моментов ДМ. В результате выбора закона обработки избыточной информации о величинах кинетических моментов в проекциях на оси связанной с КА СК считаем известной связь характеристик оценки точности измеряемого вектора кинетического момента, представляемого в основном базисе оптимизируе-

мой структуры ориентации одиночных кинетических моментов ДМ. При этом в качестве одного из возможных критериев может быть использован след корреляционной матрицы ошибок результирующего вектора кинетического момента:

$$SpD = \sum_{i=1}^3 d_{ij}, \quad (4)$$

где $D = [H^T H]^{-1}$ – ковариационная матрица;

H – матрица направляющих косинусов, определяющая пространственное расположение осей собственного вращения маховиков;

H^T – транспонированная матрица;

$[H^T H]^{-1}$ – обратная матрица.

Очевидно, что чем меньше значение следа матрицы, тем более эффективна система ориентации кинетических моментов ДМ на КЛА.

В качестве примера рассмотрим оценку эффективности согласно критерию (4) структуры из шести ДМ, расположенных согласно рис. 4.

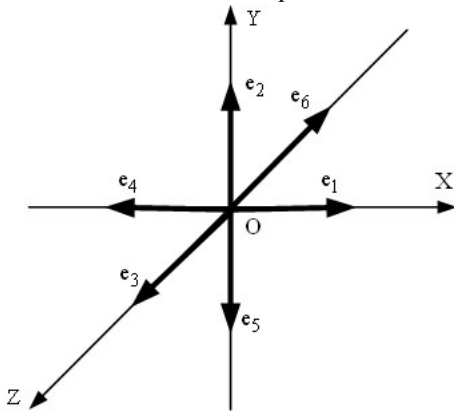


Рис. 4. Схема расположения орт ДМ

Орты, характеризующие положение осей собственного вращения маховиков, обозначим e_i ($i=\overline{1,6}$) и определим их компоненты в системе координат OXYZ. Для данной схемы имеем:

$$\begin{aligned} e_1 &= (1, 0, 0); e_2 = (0, 1, 0); e_3 = (0, 0, 1); \\ e_4 &= (-1, 0, 0); e_5 = (0, -1, 0); e_6 = (0, 0, -1). \end{aligned} \quad (5)$$

На основании (5) матрица направляющих косинусов приобретает вид:

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}. \quad (6)$$

Тогда

$$\begin{aligned} D &= [H^T H]^{-1} = [A]^{-1} = \\ &= \frac{[A_{ij}]}{\det A} = \begin{bmatrix} 0,5 & 0 & 0 \\ 0 & 0,5 & 0 \\ 0 & 0 & 0,5 \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (7)$$

где $[A_{ij}]$ – присоединенная матрица, элементами которой служат алгебраические дополнения матрицы A ; $\det A$ – детерминант матрицы A .

Следовательно, исходя из полученного выражения (7), имеем следующее численное значение критерия, для структуры с шестью двигателями маховиков :

$$SpD = 1,5. \quad (8)$$

При отказе одного ДМ, например, с порядковым номером 1, имеем:

$$H = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix};$$

$$SpD = 2.$$

Отказ двух и трех ДМ соответственно дают следующие результаты: $SpD = 2, 5$; $SpD=3$.

Таким образом, при отказах ДМ значение следа корреляционной матрицы ошибок результирующего вектора кинетического момента увеличивается с увеличением числа отказавших ДМ.

2. Сравнительный анализ эффективности структур расположения на космическом аппарате ДМ с минимальной избыточностью

В качестве исходных конфигураций размещения двигателей-маховиков с минимальной избыточностью на космическом аппарате выберем следующие варианты [5, 6]:

- схему предусмотренной стандартами NASA в рамках проекта многоцелевой модульной платформы MMS, представленной на рис. 5;

- схему установки исполнительных органов фирмы General Electric, с кинетическими моментами двигателей-маховиков, направленных из середины куба (рис. 6);

- схему одного из альтернативных вариантов, удовлетворяющего принципу построения гиростабилизаторов (рис. 7).

Для схемы, представленной на рис. 5, матрица направляющих косинусов имеет следующий вид:

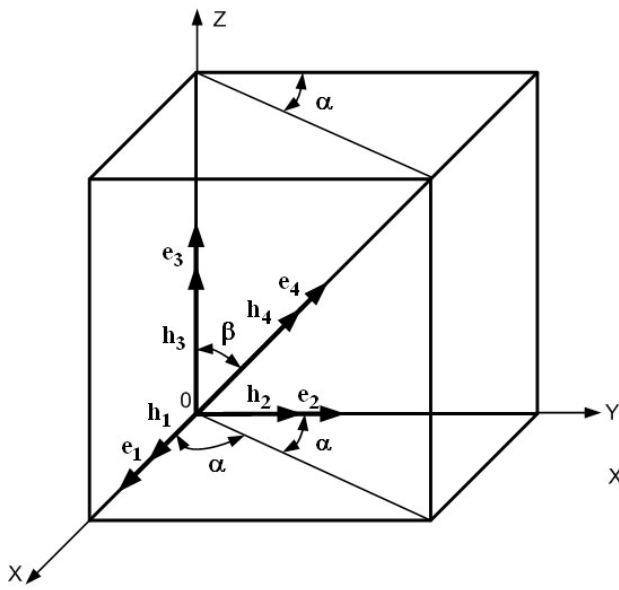


Рис. 5. Схема установки NASA

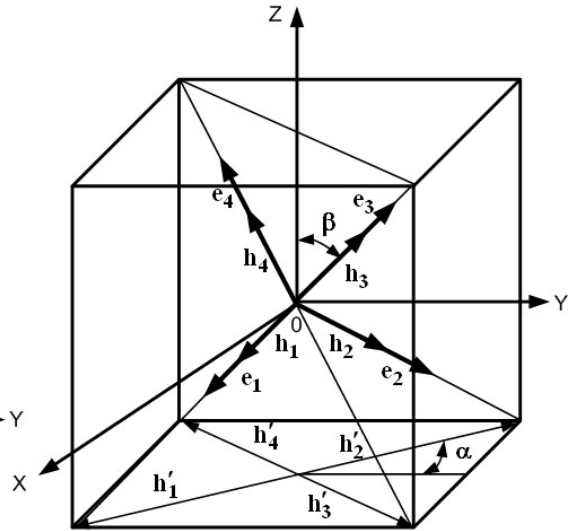


Рис. 6. Схема установки General Electric

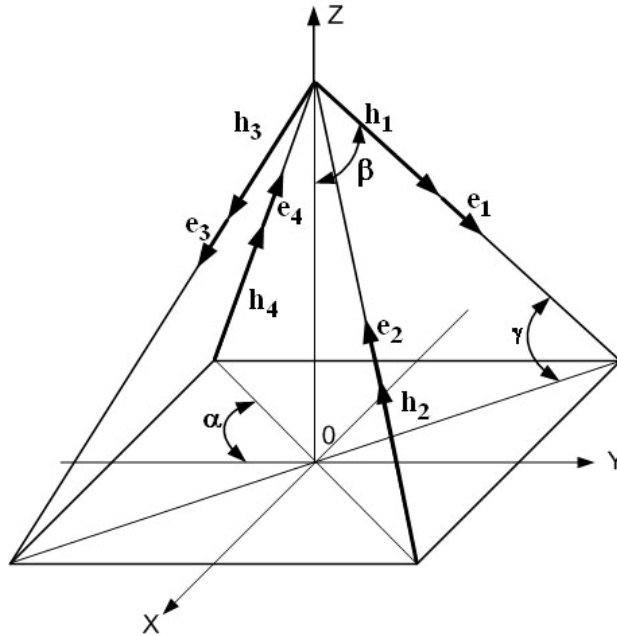


Рис. 7. Схема установки альтернативная

$$H = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ \frac{1}{\sqrt{3}} & \frac{1}{\sqrt{3}} & \frac{1}{\sqrt{3}} \end{pmatrix}, \quad (9)$$

$$\cos \alpha = \frac{\sqrt{2}}{2};$$

$$\cos \beta = \frac{1}{\sqrt{3}},$$

а соответствующий след ковариационной матрицы $SpD = 2,5$. (10)

Для схемы General Electric (рис. 6) при условии, что

соответственно имеем:

$$H = \frac{1}{\sqrt{3}} \begin{pmatrix} 1 & -1 & -1 \\ -1 & 1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 \\ -1 & -1 & 1 \end{pmatrix} \text{ и } SpD = 2,25. \quad (11)$$

Для альтернативного варианта (рис. 7) имеем следующие результаты:

а) при значениях $\cos \beta = \cos \gamma = \frac{\sqrt{2}}{2}$

$$H = \frac{1}{2} \begin{vmatrix} 1 & -\sqrt{2} & -1 \\ -1 & \sqrt{2} & -1 \\ -1 & -\sqrt{2} & 1 \\ 1 & \sqrt{2} & 1 \end{vmatrix} \text{ и } SpD = 2,5; \quad (13)$$

б) $\cos \beta = \frac{1}{2}, \cos \gamma = \frac{\sqrt{3}}{2}$

$$H = \frac{1}{4} \begin{vmatrix} \sqrt{6} & -2 & -\sqrt{6} \\ -\sqrt{6} & 2 & -\sqrt{6} \\ -\sqrt{6} & -2 & \sqrt{6} \\ \sqrt{6} & 2 & \sqrt{6} \end{vmatrix} \text{ и } SpD = 2,33. \quad (14)$$

Далее аналогичные критерии получим для рассматриваемых схем при условии отказа ДМ, имеющего первый порядковый номер. Тогда соответствующая матрица направляющих косинусов для схемы NASA:

$$H = \begin{vmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ \frac{1}{\sqrt{3}} & \frac{1}{\sqrt{3}} & \frac{1}{\sqrt{3}} \end{vmatrix} \text{ и } SpD = 7. \quad (15)$$

Для схемы General Electric соответственно имеем

$$H = \frac{1}{\sqrt{3}} \begin{vmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -1 & 1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 \\ -1 & -1 & 1 \end{vmatrix} \text{ и } SpD = 4,5. \quad (16)$$

Наконец, для альтернативного варианта

а) при значениях $\cos \beta = \cos \gamma = \frac{\sqrt{2}}{2}$

$$H = \frac{1}{2} \begin{vmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -1 & \sqrt{2} & -1 \\ -1 & -\sqrt{2} & 1 \\ 1 & \sqrt{2} & 1 \end{vmatrix} \text{ и } SpD = 3,67; \quad (17)$$

б) $\cos \beta = \frac{1}{2}, \cos \gamma = \frac{\sqrt{3}}{2}$

$$H = \frac{1}{4} \begin{vmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -\sqrt{6} & 2 & -\sqrt{6} \\ -\sqrt{6} & -2 & \sqrt{6} \\ \sqrt{6} & 2 & \sqrt{6} \end{vmatrix} \text{ и } SpD = 3,33. \quad (18)$$

С целью наглядности сведем полученные результаты в единую таблицу (табл. 2).

Как видно из табл. 2, оптимальной структурой

ориентации ДМ на космическом аппарате при отказе одного из ДМ является альтернативный вариант с углами $\beta = 60^\circ, \gamma = 30^\circ$, представленный на рис. 7, и разработанный с учетом принципа построения силовой гироскопической стабилизации и максимально удовлетворяющий условиям обеспечения точностных характеристик определения состояния вектора кинетического момента системы ДМ. При этом эффективность структуры ДМ альтернативного варианта с $\beta = 60^\circ, \gamma = 30^\circ$ при отказах в 2,1 и 1,35 раза соответственно выше рассмотренных вариантов, о чем свидетельствует значения следов матриц SpD.

Таблица 2

Значения следов ковариационных матриц для различных вариантов расположения ДМ на КА

Вариант	Величина SpD	
	Без отказа ДМ	При отказе ДМ
Согласно стандарта NASA	2,5	7
Фирмы General Electric	2,25	4,5
Альтернативный вариант с $\gamma = \beta = 45^\circ$	2,5	3,67
Альтернативный вариант с $\beta = 60^\circ, \gamma = 30^\circ$	2,33	3,33

Выводы

Таким образом, результаты анализа выбора и обоснования наиболее эффективной структуры конфигурации расположения ДМ на КА, при их минимальной избыточности, показали, что наиболее целесообразной является структура предложенного альтернативного варианта. Полученные в настоящей статье результаты могут быть полезны разработчикам систем ориентации и стабилизации КА.

Литература

1. Игнатов А.И. Анализ динамических возможностей системы управления малым космическим аппаратом, построенным на базе двигателей-маховиков: препринт / А.И. Игнатов, А.А. Давыдов, В.В. Сазонов. – М.: ИПМ им. М.В.Келдыша, РАН, 2005. – 30 с.
2. Кулик А.С. Обеспечение отказоустойчивости линеаризуемых систем автоматического управления: учеб. пособие / А.С. Кулик, О.И. Гавриленко; Мин-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – Х.: Изд-во Нац. аэрокосм.

ун-т «ХАИ», 2003. – 94 с.

3. Елифанов А.Д. Избыточные системы управления летательными аппаратами / А.Д. Елифанов. – М.: Машиностроение, 1978. – 144 с.

4. Алексеев К.Б. Экстенсивное управление ориентацией космических летательных аппаратов / К.Б. Алексеев. – М.: Машиностроение, 1977. – 120 с.

5. Хорошилов Е.В. К вопросу управления ориентацией космических аппаратов с использованием

избыточных блоков двигателей-маховиков / Е.В. Хорошилов, С.В. Хорошилов // Системные технологии. – Днепропетровск, 2004. – №4 (33). – С. 154-162.

6. Хорошилов Е.В. Сравнительный анализ алгоритмов поиска экстремума применительно к задаче выбора параметров закона управления много-режимных систем ориентации космических аппаратов / Е.В. Хорошилов // Системные технологии. – Днепропетровск, 2005. – №3 (38.) – С. 96-101.

Поступила в редакцию 26.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. К.В. Безручко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЭФЕКТИВНІСТЬ НАДЛИШКОВИХ СИСТЕМ СТАБІЛІЗАЦІЇ І ОРІЄНТАЦІЇ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ З ДВИГУНАМИ-МАХОВИКАМИ

А.С. Кулік, А.М. Суббота, О.В. Резнікова

Розглянуті питання, зв'язані з отриманням оптимальної структури розташування двигунів-маховиків (ДМ) на космічному апараті у порівнянні з відомими, що застосовуються стандартом NASA і фірмою General Electric. В якості основного критерію порівняльного аналізу обрано слід коваріаційної матриці вектора кінетичного моменту системи ДМ. Показано, що альтернативний варіант з кутами $\beta = 60^\circ$, $\gamma = 30^\circ$ та розроблений з урахуванням принципу побудови силової гіроскопічної стабілізації, у порівнянні з названими, при відмовах ДМ має більшу ефективність в 2,1 та 1,35 рази відповідно.

Ключові слова: космічний літальний апарат, двигун-маховик, надмірність, кінетичний момент, коваріаційна матриця.

EFFICIENCY OF REDUNDANT SPACECRAFT STABILIZATION AND ORIENTATION SYSTEMS WITH REACTION WHEELS

A.S. Kulik, A.M. Subbota, O.V. Reznikova

The questions connected with definition of optimum arrangement structure of reaction wheels (RW) on a spacecraft in comparison with known, stipulated of standard NASA and firm General Electric are considered. As the basic criterion of the comparative analysis the trace of covariate matrix of the RW system kinetic moment vector is chosen. It is shown, that an alternative variant with angles $\beta = 60^\circ$, $\gamma = 30^\circ$ and elaborated with taking into account the construction principle of power gyroscopic stabilization, in comparison with named, at RW faults possesses greater efficiency in 2,1 and 1,35 times accordingly.

Key words: spacecraft, reaction wheel, redundancy, kinetic moment, covariate matrix.

Кулик Анатолій Степанович – д-р техн. наук, проф., завідує кафедрою систем управління летательних апаратів, декан факультета систем управління летательних апаратів Національного аэрокосмічного університету ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна.

Суббота Анатолій Максимович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедри систем управління летательних апаратів Національного аэрокосмічного університету ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна.

Резнікова Ольга Вікторівна – аспірант кафедри систем управління летательних апаратів Національного аэрокосмічного університету ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна, e-mail: amanauz@d3.khai.edu.