

УДК 681.5.09

О.А. ЛУЧЕНКО^{1,2}, А.Н. ТАРАН², С.Н. ФИРСОВ², В.Н. ПОСТНИКОВ²¹ОАО «Хартрон-Плант», Харьков, Украина²Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ УСТАНОВКИ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ НЕСИММЕТРИЧНОГО МАЛОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В статье отражена необходимость и актуальность применения избыточных схем электромеханических исполнительных органов для решения задач ориентации и стабилизации малых несимметричных космических аппаратов. Также показано, что отсутствует альтернатива применения в качестве исполнительных механизмов двигателей маховиков, которые по ресурсным и точностным показателям во много раз превосходят другие исполнительные органы. Получены аналитические соотношения, позволяющие определить необходимые параметры двигателей маховиков, а также параметры компоновочной схемы электромеханических исполнительных органов с минимальной структурной избыточностью. Получен подход к оцениванию эффективности применения той или иной компоновки двигателей маховиков, основанный на оценке следа корреляционной матрицы ошибок моментов управления.

Ключевые слова: избыточность, двигатели-маховики, матрица направляющих косинусов, отказ.

Введение

Анализ перспективных и приоритетных космических программ показывает, что на сегодняшний день актуальным является создание несимметричных малогабаритных космических летательных аппаратов (МКА) предназначенных для решения разнообразных задач (дистанционное зондирование поверхности Земли, связь, навигация и др.) и способных активно существовать на околоземной орбите не менее 15 лет [1, 2]. Эти обстоятельства определяют необходимость решения разработчиком задач выбора типов и компоновки двигателей маховиков (ДМ) в системах ориентации и стабилизации (СОС) с целью обеспечения сравнительно единообразных динамических возможностей управляемости МКА относительно главных осей инерции МКА с которыми совпадают оси связанной системы координат (ССК), а также повышение ресурса системы.

Современный технологический уровень создания ДМ на сегодняшний день очень высок, однако, повышение ресурса систем стабилизации и ориентации МКА может быть достигнут за счет установки на борту избыточного количества ДМ. Введение избыточности, а также использование в контуре управления бортовой цифровой вычислительной машины позволяет ставить и решать задачи регулирования управляющего реактивного момента исполнительных органов, что способствует повышению ресурса ДМ и системы в целом [1], диагностирования технического состояния исполнительных органов и при необходимости осуществлять ситуацион-

ное парирование обнаруженных отказов в реальном времени.

Определения необходимого количества и вариантов компоновки избыточных ДМ, обеспечивающих эффективное их использование, в рамках решения указанных задач отсутствует. Это обстоятельство определяет актуальность решения задачи по определению параметров установки избыточных ДМ на КА.

1. Постановка задачи исследования

Одна из основных проблем, возникающая при проектировании систем с избыточным количеством исполнительных органов, связана с выбором числа и схемы установки ДМ на МКА [3, 4]. В статьях [4, 5] показано, что для формирования системы с минимальной структурной избыточностью необходимо выполнение условий $n=4>3$, где n – количество ДМ. В связи с этим будем рассматривать избыточную схему установки, в состав которого входят $n=4$ одинаковых ДМ с максимальным реактивным управляющим моментом M_y^* . Пусть $Oxuz$ – ССК, относительно которой определяется схема установки ДМ. Обозначим через \overline{m}_i , где $i = \overline{1,3}$ – единичный вектор, параллельный оси вращения i -го маховика. Совокупность векторов \overline{m}_i определяет схему установки двигателей-маховиков на космическом аппарате. Положение вектора \overline{m}_i в системе координат $Oxuz$ может быть задано тремя направляющими косинусами m_{i1} , m_{i2} , m_{i3} или углами α_i , β_i (рис. 1).

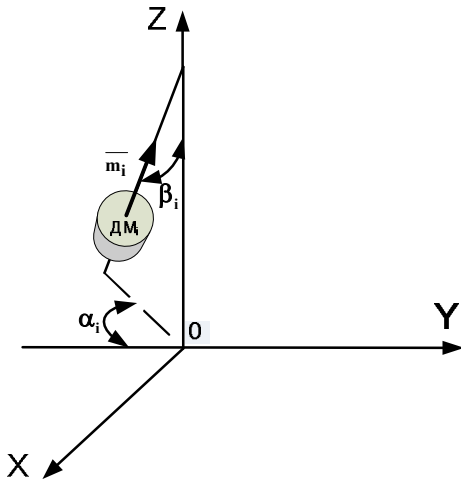


Рис. 1. Параметры установки произвольного ДМ

Необходимо определить установочные углы α_i, β_i обеспечивающие решение задачи формирования требуемого управляющего момента, как в номинальном, так и в аварийном режимах функционирования ДМ на МКА.

2. Определение установочных углов ДМ в схеме «четырёхгранная пирамида»

Для несимметричного МКА ($I_x \neq I_y \neq I_z$) необходимо с учетом этой асимметрии формировать соответствующие управляющие моменты. Иными словами необходимо формировать располагаемую поверхность управления с учетом особенностей подобных МКА. С целью определения параметров установки избыточного блока ДМ на МКА, в предположении того, что ДМ устанавливаются по ребрам четырехгранной пирамиды (рис. 2), представим матрицу направляющих косинусов в следующем виде:

$$M = \begin{bmatrix} -k_1 \sin \beta \sin \alpha & k_2 \sin \beta \cos \alpha & -k_3 \cos \beta \\ k_1 \sin \beta \sin \alpha & k_2 \sin \beta \cos \alpha & -k_3 \cos \beta \\ k_1 \sin \beta \sin \alpha & -k_2 \sin \beta \cos \alpha & -k_3 \cos \beta \\ -k_1 \sin \beta \sin \alpha & -k_2 \sin \beta \cos \alpha & -k_3 \cos \beta \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где k_1, k_2, k_3 – масштабные коэффициенты, учитывающие несимметричность МКА;

M – матрица направляющих косинусов, определяющая взаимное расположение осей приложения управляющих моментов ДМ и ССК МКА.

В схеме установки, представленной на рис.2, искомыми параметрами являются углы α и β , определяющие положение оси вращения ДМ _{i} , $i = \overline{1, 4}$. Для определения значений углов воспользуемся критерием оценки эффективности применения схемы, основанном на анализе следа корреляцион-

ной матрицы ошибок результирующего вектора управляющих моментов:

$$SpD = \sum_{i=1}^3 d_{ij}, \quad (2)$$

где $D = [M^T M]^{-1}$ – корреляционная матрица.

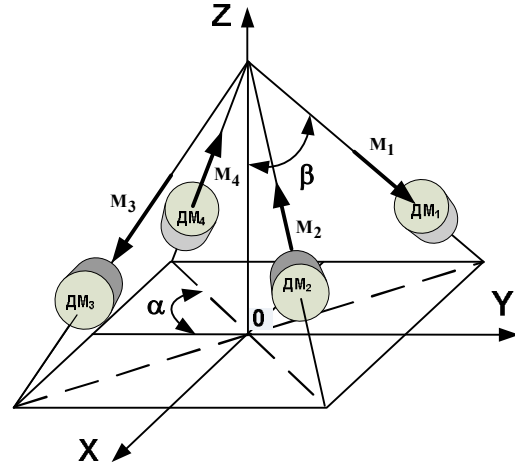


Рис. 2. Расположение ДМ по ребрам четырехгранной пирамиды

Используя матрицу направляющих косинусов (1) и выражение для следа (2), определяем след корреляционной матрицы ошибок результирующего вектора управления:

$$Sp \left(D = [M^T M]^{-1} \right) = \frac{1}{(2k_1 \sin \beta \sin \alpha)^2} + \frac{1}{(2k_2 \sin \beta \cos \alpha)^2} + \frac{1}{(2k_3 \cos \beta)^2}. \quad (3)$$

Поскольку аналитическая зависимость следа (3) представляет собой сумму гиперболических функций, значит ее экстремум совпадает с ее минимумом.

Определим экстремумы функции следа (3) для условий $\frac{\partial F}{\partial \alpha} = 0 \cup \frac{\partial F}{\partial \beta} = 0$:

$$\frac{\delta F}{\delta \alpha} = -\frac{\cos \alpha}{2k_1^2 \sin^2 \beta \sin^3 \alpha} + \frac{\sin \alpha}{2k_2^2 \sin^2 \beta \cos^3 \alpha} = 0; \quad (4)$$

$$\frac{\delta F}{\delta \beta} = -\frac{\cos \beta}{2k_1^2 \sin^3 \beta \sin^2 \alpha} - \frac{\cos \beta}{2k_2^2 \sin^3 \beta \cos^2 \alpha} + \frac{\sin \beta}{2k_3^2 \cos^3 \beta} = 0. \quad (5)$$

Выполнив ряд преобразований с (4) – (5), получены аналитические значения для определения углов установки ДМ в избыточном схеме:

$$\alpha = \arctg \left(\sqrt{\frac{k_2}{k_1}} \right); \quad \beta = \arctg \left(4 \sqrt{\frac{k_3^2 (k_1 + k_2)^2}{k_1 k_2^2}} \right). \quad (6)$$

Значения параметров деформации области управления k_i $i = \overline{1,3}$, определяются параметрами, характеризующими степень несимметричности – видом и значениями тензора инерции МКА. Для случая, когда тензор инерции имеет диагональный вид и выполняется условие не равенства его диагональных элементов ($I_x \neq I_y \neq I_z$), в качестве базового значения момента инерции МКА принят момент инерции МКА относительно оси Ox ССК. При условии равенства динамических возможностей МКА относительно всех осей ССК $\left(\frac{M_x}{I_x} = \frac{M_y}{I_y} = \frac{M_z}{I_z}\right)$ масштабные коэффициенты приняты в виде следующих значений:

$$k_1 = 1; k_2 = \left(\frac{I_x}{I_y}\right)^2; k_3 = \left(\frac{I_x}{I_z}\right)^2, \quad (7)$$

где I_x, I_y, I_z – моменты инерции МКА относительно осей Ox, Oy и Oz ССК МКА, соответственно.

Путем подстановки (6) в (4) – (5) получены выражения для определения углов установки ДМ:

$$\alpha = \arctg\left(\frac{I_x}{I_y}\right); \beta = \arctg\left(\sqrt{\frac{I_x + I_y}{I_z}}\right). \quad (8)$$

Таким образом, получены параметры установки минимально избыточного количества ДМ на несимметричном МКА. Расположение ДМ на несимметричном МКА, под углами, определяемыми зависимостями (7) – (8), позволяет распределять результирующий момент управления по осям ССК с МКА в таком соотношении, как соотносятся главные моменты инерции МКА.

Для подтверждения работоспособности предложенной схемы определим оптимальные углы установки ДМ при полном отказе произвольного исполнительного органа.

3. Определение установочных углов ДМ в схеме «четырёхгранная пирамида», при полном отказе одного из ДМ

Для определения оптимальных углов установки ДМ в случае использования пирамидальной схемы, несимметричного МКА, при полном отказе одного ДМ, рассмотрим матрицу направляющих косинусов следующего вида:

$$M = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ k_1 \sin \beta \sin \alpha & k_2 \sin \beta \cos \alpha & -k_3 \cos \beta \\ k_1 \sin \beta \sin \alpha & -k_2 \sin \beta \cos \alpha & -k_3 \cos \beta \\ -k_1 \sin \beta \sin \alpha & -k_2 \sin \beta \cos \alpha & -k_3 \cos \beta \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Для определения следа корреляционной матрицы ошибок результирующего вектора реактивного момента, определим матрицу, обратную (9):

$$M^T = \begin{bmatrix} 0 & k_1 \sin \beta \sin \alpha & k_1 \sin \beta \sin \alpha & -k_1 \sin \beta \sin \alpha \\ 0 & k_2 \sin \beta \cos \alpha & -k_2 \sin \beta \cos \alpha & -k_2 \sin \beta \cos \alpha \\ 0 & -k_3 \cos \beta & -k_3 \cos \beta & -k_3 \cos \beta \end{bmatrix}. \quad (10)$$

Перемножая матрицы (9) и (10), получим корреляционную матрицу ошибок:

$$D = [M^T M]^{-1} = \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} & d_{13} \\ d_{21} & d_{22} & d_{23} \\ d_{31} & d_{32} & d_{33} \end{bmatrix}, \quad (11)$$

где $d_{11} = \frac{1}{2(k_1 \sin \beta \sin \alpha)^2}$; $d_{12} = -\frac{1}{2k_1 k_2 \sin^2 \beta \sin 2\alpha}$;
 $d_{13} = \frac{1}{2k_1 k_3 \sin 2\beta \sin \alpha}$; $d_{21} = -\frac{1}{2k_1 k_2 \sin^2 \beta \sin 2\alpha}$;
 $d_{22} = \frac{1}{2(k_2 \sin \beta \cos \alpha)^2}$; $d_{23} = -\frac{1}{2k_2 k_3 \sin 2\beta \cos \alpha}$;
 $d_{31} = \frac{1}{2k_1 k_3 \sin \beta \sin 2\alpha}$; $d_{32} = -\frac{1}{2k_2 k_3 \sin 2\beta \cos \alpha}$;
 $d_{33} = \frac{1}{2(k_3 \cos \beta)^2}$.

С учетом (2) след матрицы (21) равен:

$$F = SpD = \frac{1}{2(k_1 \sin \beta \sin \alpha)^2} + \frac{1}{2(k_2 \sin \beta \cos \alpha)^2} + \frac{1}{2(k_3 \cos \beta)^2}. \quad (12)$$

Полученная функция следа матрицы (12), аналогична функции следа для 4-х работоспособных ДМ (3). Следовательно, минимальные значения следа матрица (12) принимает при углах установки равных (7) – (8). Как и для случая симметричного МКА [5], зависимости (3) и (12) отличны только масштабными коэффициентами, которые показывают, что при отказе одного из ДМ след матрицы увеличивается, что соответствует ухудшению распределения результирующего управляющего момента по осям связанной с МКА системы координат. Кроме того, если в (7) и (8) подставить значения главных моментов инерции, характеризующих симметричный МКА ($I_x = I_y = I_z$), то получим значения углов, аналогичные углам установки, полученных в [5]:

$$\beta = \arctg(\sqrt{2}) = 54,735^\circ \approx 55^\circ; \alpha = 45^\circ. \quad (13)$$

Для доказательства рациональности применения пирамидальной схемы установки, проанализируем установку ДМ по стандарту NASA.

4. Компоновка минимально-избыточного в схеме NASA

Схема установки четырех ДМ по стандарту NASA, представлена на рис. 3 [1]. В соответствии с этой схемой три основных ДМ устанавливаются по осям связанной системы координат (ССК), а четвертый должен быть установлен так, чтобы вектор его реактивного момента был направлен под определенными углами к осям ССК.

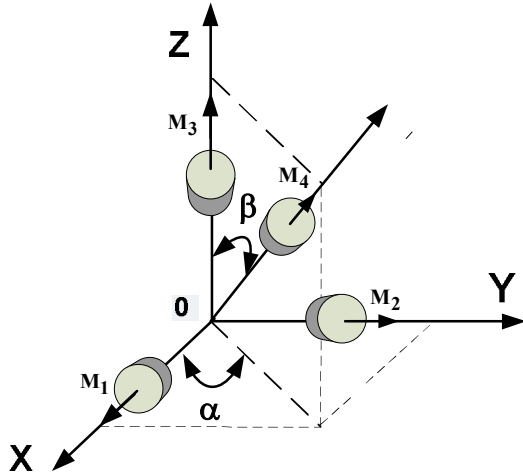


Рис. 3. Схема установки ДМ по стандарту NASA

Для схемы расположения представленной на рис. 3, матрица направляющих косинусов имеет вид:

$$M = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ \sin \beta \cos \alpha & \sin \beta \sin \alpha & \cos \beta \end{bmatrix}, \quad (14)$$

а след корреляционной матрицы, не зависимо от углов установки избыточного ДМ, равен:

$$SpD = 2.5. \quad (15)$$

Значения следа (15) получено для случая симметричного МКА и при условии, что все ДМ работоспособны. Определим параметры установки ДМ и след корреляционной матрицы для случая несимметричного МКА.

Как и для пирамидального расположения ДМ учитываем несимметричность спутника путем введения соответствующих деформирующих коэффициентов в матрицу направляющих косинусов (14):

$$M = \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 \\ k_1 \sin \beta \cos \alpha & k_2 \sin \beta \sin \alpha & k_3 \cos \beta \end{bmatrix}, \quad (16)$$

тогда след корреляционной матрицы с равен:

$$F = SpD = \frac{(k_2^2 k_3^2 + k_3^2)(1 + \cos^2 \beta + \sin^2 \beta \sin^2 \alpha)}{2k_2^2 k_3^2} + \frac{k_2^2(1 + \sin^2 \beta)}{2k_2^2 k_3^2}. \quad (17)$$

Для значения следа корреляционной матрицы очевиден тот факт, что чем меньше это значение, тем приемлемей распределение управляющего момента по осям связанной с МКА системой координат. Используя известные методы дифференцирования функций многих переменных, определяем экстремум функции (5), приравняв частные производные функции следа по параметрам α, β к нулю:

$$\frac{\delta F}{\delta \alpha} = \frac{(k_2^2 k_3^2 + k_3^2) \sin^2 \beta \cos \alpha}{k_2^2 k_3^2} = 0; \quad (18)$$

$$\frac{\delta F}{\delta \beta} = \frac{(k_2^2 + 1)(\sin \beta \cos \beta \sin^2 \alpha - \cos \beta \sin \beta)}{2k_2^2} + \frac{\sin \beta \cos \beta}{2k_3^2} = 0. \quad (19)$$

Тождества (18) – (19) справедливы при углах установки не коллинеарного ДМ, удовлетворяющего следующим условиям:

$$\forall \beta = 0, \frac{\delta F}{\delta \alpha} = \frac{\delta F}{\delta \beta} = 0; \quad (20)$$

$$(\beta = 90^\circ) \wedge \left(\alpha = \arccos \left(\frac{k_2}{k_3 \sqrt{1 + k_2^2}} \right) \right), \quad \frac{\delta F}{\delta \alpha} = \frac{\delta F}{\delta \beta} = 0. \quad (21)$$

Полученные значения углов, обеспечивающих выполнения равенств (18) – (19), указывают на тот факт, что располагать избыточный не коллинеарный осям связанной ССК МКА ДМ в схеме установки NASA, необходимо таким образом, чтобы ось его вращения совпадала (либо была близкой) к оси максимального значения момента инерции. Выполнение этого условия, при расположении избыточного количества ДМ по стандарту NASA, исключает возможность его применения для компенсации и формирования дополнительного реактивного момента относительно других осей ССК МКА. Этот факт определяет необходимость расположения ДМ иными способами, что еще раз доказывает целесообразность расположения ДМ на гранях четырехгранной пирамиды.

Для полноты картины о свойствах избыточного схемы установки NASA, получим желаемые углы установки не коллинеарного ДМ при возникновении различных комбинаций полных отказов произвольного ДМ. Несложно показать, что при нахождении углов установки неколлинеарного ДМ схемы NASA,

для случая выхода из строя одного из коллинеарных осей ССК МКА ДМ, независимо от параметров симметрии МКА, получаем параметры установки неколлинеарного ДМ, аналогичные значениям при номинальном функционировании. При этом полученные результаты показывают, что для обеспечения минимального значения дисперсионной матрицы не коллинеарный ДМ необходимо располагать таким образом, чтобы ось вращения резервного ДМ совпадала с осью вращения отказавшего. Таким образом, получаем три различных условия установки не коллинеарного ДМ, что невозможно реализовать на борту МКА.

Исходя из того, что выражения для следа матрицы имеют различный вид для различных вариантов отказов основных ДМ схемы NASA, проанализируем эту схему с точки зрения минимума суммы следов дисперсионных матриц для всех трех возможных случаев одиночных полных отказов основных ДМ схемы NASA, устанавливаемой на симметричном спутнике. Аналитическая зависимость следа дисперсионной матрицы в этом случае будет иметь вид:

$$F = \sum_{i=3}^3 \text{Sp}D_i = 6 + \frac{1 + \cos^2\beta + \sin^2\beta \sin^2\alpha}{\sin^2\beta \cos^2\alpha} + \frac{1 + \cos^2\beta + \sin^2\beta \cos^2\alpha}{\sin^2\beta \sin^2\alpha} + \frac{1 + \sin^2\beta}{\cos^2\beta}. \quad (22)$$

Частные производные зависимости (22) по соответствующим аргументам, равны:

$$\frac{\delta F}{\delta \alpha} = \frac{\sin^4\alpha - \cos^4\alpha}{\sin^2\beta \sin^3\alpha \cos^3\alpha}, \quad \frac{\delta F}{\delta \beta} = \frac{\sin^4\beta - 4\cos^4\beta}{\sin^3\beta \cos^3\beta}. \quad (23)$$

Минимумы функций (23) достигают при следующих значениях аргументов:

$$\alpha = \arg \min_{\alpha} \left(\frac{\partial F}{\partial \alpha} = \frac{\sin^4\alpha - \cos^4\alpha}{\sin^2\beta \sin^3\alpha \cos^3\alpha} \right) = 45^\circ; \quad (24)$$

$$\beta = \arg \min_{\beta} \left(\frac{\partial F}{\partial \beta} = \frac{\sin^4\beta - 4\cos^4\beta}{\sin^3\beta \cos^3\beta} \right) \approx 55^\circ. \quad (25)$$

Воспользуемся суммарным критерием для определения углов установки избыточного ДМ в схеме NASA, для случая несимметричного спутника при отказах основных ДМ. Суммарное значение следа ковариационной матрицы будет определяться по следующей аналитической зависимости:

$$F = \sum_{i=1}^3 \text{Sp}D_i = 2 + \frac{2}{k_2^2} + \frac{2}{k_3^2} + \frac{1 + \cos^2\beta + \sin^2\beta \sin^2\alpha}{\sin^2\beta \cos^2\alpha} + \frac{1 + \cos^2\beta + \sin^2\beta \cos^2\alpha}{k_2^2 \sin^2\beta \sin^2\alpha} + \frac{1 + \sin^2\beta}{k_3^2 \cos^2\beta}. \quad (26)$$

Как и для случая симметричного спутника, определим частные производные следа (26) по аргументам α и β :

$$\frac{\delta F}{\delta \alpha} = \frac{k_2^2 \sin^4\alpha - \cos^4\alpha}{k_2^2 \sin^2\beta \sin^3\alpha \cos^3\alpha} = 0; \quad (27)$$

$$\frac{\delta F}{\delta \beta} = \frac{k_2^2 \sin^4\beta \sin^2\alpha - k_3^2 \cos^4\beta (1 + k_2)}{k_2^2 k_3^2 \sin^3\beta \cos^3\beta \sin^2\alpha} = 0. \quad (28)$$

Очевидно, что функции (27) – (28) равны минимуму, если выполнены условия:

$$\alpha = \arg \min_{\alpha} \left(\frac{\partial F}{\partial \alpha} \right) = \arctg\left(\frac{1}{\sqrt{k_2}}\right) = \arctg\left(\frac{I_y}{I_x}\right); \quad (29)$$

$$\beta = \arg \min_{\beta} \left(\frac{\partial F}{\partial \beta} \right) = \arctg\left(\sqrt[4]{\frac{k_3^2 (k_1 + k_2)^2}{k_1 k_2^2}} \right) = \arctg\left(\sqrt{\frac{I_x + I_y}{I_z}} \right). \quad (30)$$

Очевидно, что полученные углы установки несоосного ДМ схемы NASA идентичны углам установки ДМ в схеме «четырёхгранная пирамида».

Заключение

Проведен сравнительный анализ оптимальных углов установки неколлинеарного ДМ в схеме NASA при отказе произвольного основного ДМ для случая симметричного (24) – (25) и несимметричного (29) – (30) МКА с оптимальными углами установки ДМ в пирамидальной схеме, в случае номинального функционирования и при отказе произвольного ДМ для случая симметричного МКА (13) и несимметричного МКА (6). Определено, что углы установки для различных минимально-избыточных компоновочных схем при возникновении полных отказов произвольного ДМ идентичны. Полученный результат свидетельствует о целесообразности использования минимально избыточной пирамидальной схемы установки ДМ. Данная компоновка позволяет:

1. Формировать выпуклую пространственную фигуру допустимого управления, образуемую движением результирующего управляющего момента, близкую по форме к эллипсоиду инерции МКА.

2. Гибко обеспечивать требования к динамическим возможностям МКА как в номинальном так и в аварийном режимах работы исполнительных органов.

3. Диагностировать и восстанавливать частичные и полные отказы ДМ в режиме реального времени.

4. Парировать полные отказы, причем количество полных отказов определяется количеством резервных (избыточных) ДМ.

Литература

1. *Российский космический бюллетень*. – 2009. – Т. 5. – № 4.
2. *Игнатов А.И. Анализ динамических возможностей систем управления малым космическим аппаратом, построенных на базе двигателей-маховиков / А.И. Игнатов, А.А. Давыдов, В.В. Сазонов. – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2005. – 30 с.*
3. *Моментные характеристики минимально избыточной системы электродвигателей-маховиков / А.Н. Аронзон, А.Д. Бельский, В.Н. Васильев*

и др. // Труды ВНИИЭМ. – М., 2005. – Т. 102. – С. 116-125.

4. *Исследование свойств избыточных систем электродвигателей-маховиков / А.Д. Бельский, В.Н. Васильев, М.Ю. Лебедева и др. // Труды ВНИИЭМ. – М., 2005. – Т. 102. – С. 93-106.*

5. *Лученко О.А. Формирование избыточного блока двигателей-маховиков системы ориентации и стабилизации симметричного малогабаритного космического аппарата / О.А. Лученко, А.Н. Таран, С.Н. Фирсов // Авіаційно-космічна техніка та технологія. – 2010. – №. 6 (73). – С. 44-48.*

Поступила в редакцию 1.12.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. информатики А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ КОМΠΑНОВКИ ДВИГУНІВ-МАХОВИКІВ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ І СТАБІЛІЗАЦІЇ НЕСИМЕТРИЧНОГО МАЛОГАБАРИТНОГО КОСМІЧНОГО АПАРАТА

О.О. Лученко, О.М. Таран, С.М. Фірсов, В.М. Постніков

У статті відображена необхідність та актуальність застосування надлишкових схем електромеханічних виконавчих органів для вирішення завдань орієнтації та стабілізації малих не симетричних космічних апаратів. Також показано, що відсутня альтернатива застосування в якості виконавчих механізмів двигунів маховиків, які за ресурсними та точнісними показниками у багато разів перевершують інші виконавчі органи. Отримано аналітичні співвідношення, що дозволяють визначити необхідні параметри двигунів маховиків, а також параметри схеми компонування електромаховичних виконавчих органів з мінімальною структурною надмірністю. Отримано підхід до оцінювання ефективності застосування тієї чи іншої компоновки двигунів маховиків, заснований на оцінці сліду кореляційної матриці помилок моментів управління.

Ключові слова: надмірність, двигуни-маховики, матриця напрямних косинусів, відмова.

DETERMINATION OF THE PARAMETERS OF MOTOR-FLYWHEEL INSTALLATION OF ORIENTATION AND STABILIZATION OF SMALL-SIZED NOT SYMMETRIC SPACECRAFT

O.A. Luchenko, A.N. Taran, S.N. Firsov, V.N. Postnikov

The article reflects the need and relevance of the use of redundant circuits of reaction wheels executive bodies to solve the problems of orientation and stabilization of small spacecraft is not symmetric. Also shows that there is no alternative to use as actuators engine flywheel, which are resource and precision indicators are much greater than other executive bodies. Analytical relations for determining the necessary parameters of the engine flywheel and the parameters of assembly scheme of reaction wheels executive bodies with a minimum of structural redundancy. Received an approach to evaluation of the effectiveness of a particular of reaction wheels layout, which is based on an estimate of the trace of the correlation matrix of the errors of moments management.

Key words: redundancy, engines, reaction wheels, directing cosine matrix, fault.

Лученко Олег Алексеевич – доцент кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Генеральный директор – Главный конструктор ОАО «Хартрон-Плант», Харьков, Украина.

Таран Александр Николаевич – ассистент кафедры систем управления летательными аппаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Фирсов Сергей Николаевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Постников Владимир Николаевич – доцент кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.