

УДК 269.7.05,681.5.09

А.М. СУББОТА, О.В. РЕЗНИКОВА, Т.Н. АНДРУЩЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ НА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

В данной статье рассматриваются особенности использования на микроспутниках (МКС) двигателей-маховиков (ДМ). Показано, что при установке одного ДМ по оси тангажа, с целью ориентации и стабилизации МКС, его функционирование приводит к появлению нутационных колебаний относительно осей крена и курса. С целью разгрузки ДМ предложено вместо широко применяемых реактивных двигателей малой тяги и магнитных исполнительных органов использовать аналогичный двигатель-маховик, установленный на оси тангажа с противоположно направленным кинетическим моментом. Исключение первого позволяет увеличить срок активного существования космического аппарата на орбите, исключение вторых позволяет исключить наличие магнитометров и исполнительных электромагнитных катушек, что обеспечивает единообразие и унификацию проектируемых систем ориентации и стабилизации.

Ключевые слова: двигатель-маховик, динамическое уравнение Эйлера, нутационные колебания, системы координат, разгон, торможение, разгрузка.

Введение

Требования длительного существования КА на орбите накладывают свой отпечаток на выбор исполнительных органов систем ориентации и стабилизации. Существуют различные принципы действия исполнительных органов (ИО), получивших широкое применение на КА. Это, в первую очередь, реактивные двигатели малой тяги, реактивные двигатели-маховики, силовые гироскопы и магнитные исполнительные органы. Применение реактивных двигателей малой тяги ограничен запасом рабочего тела – объемом газа, хранящегося на борту МКС. Силовые гироскопы из-за наличия карданного подвеса, увеличивающего вес и габариты как самого ИО, так и КА нежелательно применять на МКС. Таким образом, наиболее целесообразным является применение на МКС в качестве ИО реактивных двигателей-маховиков (ДМ) и магнитных исполнительных органов (МИО) [1].

1. Постановка задачи исследования

В качестве объекта исследования выбраны двигатели-маховики и их особенности использования на МКС. Исполнительные органы рассматриваемого типа создают управляющий момент $M_{упр}$ за счет динамической реакции, возникающей при разгоне или торможении маховика. Основное их достоинство состоит в том, что управление ими может быть как релейным, так и линейным. Кроме того, как источники управляющих моментов, ДМ являются

лучшими с точки зрения эксплуатации, сложности, срока службы и гарантированной точности. На КА нашли применение различные конфигурации маховичных систем [2] как с точки зрения их расположения на КА, так и в количественном их отношении, начиная с одного ДМ и заканчивая шестью. Для МКС наиболее заманчивым является применение одного или двух ДМ, установленных по оси тангажа, скорости которых могут либо меняться (в режиме ориентации), либо поддерживаться постоянной (в режиме стабилизации).

Для выяснения вопроса влияния динамики ДМ на динамику КА рассмотрим пример использования одного ДМ, установленного относительно оси тангажа КА (рис. 1).

При этом введем следующие обозначения:

OXYZ – систему координат, связанную с КА,

OX₀Y₀Z₀ – геоцентрическую систему координат,

Ω , ω_0 – соответственно угловую скорость вращения ротора ДМ и орбитальную скорость.

Для описания динамики КА воспользуемся динамическими уравнениями Эйлера:

$$\frac{\partial \bar{G}_i}{\partial t} + \bar{\omega}_{\pi i} \times \bar{G}_i = \bar{M}_i, \quad i = x, y, z, \quad (1)$$

$$\text{где } \bar{G}_i = \begin{bmatrix} G_X \\ G_Y \\ G_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_X P_{abc} \\ I_Y Q_{abc} \\ I_Z r_{abc} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_X (P_{отн} + P_{\pi}) \\ I_Y (Q_{отн} + Q_{\pi}) \\ I_Z (r_{отн} + r_{\pi}) \end{bmatrix};$$

$$\overline{\omega_{pi}} \times \overline{G_i} = \begin{bmatrix} G_Z q_{pi} - G_Y r_{pi} \\ G_X r_{pi} - G_Z p_{pi} \\ G_Y p_{pi} - G_X q_{pi} \end{bmatrix}; \quad (2)$$

$$\overline{\omega_{pi}} = \begin{bmatrix} p_{pi} \\ q_{pi} \\ r_{pi} \end{bmatrix}; \overline{M_i} = \begin{bmatrix} M_X \\ M_Y \\ M_Z \end{bmatrix};$$

где $P_{абс}$, $q_{абс}$, $r_{абс}$, $P_{отн}$, $q_{отн}$, $r_{отн}$, $P_{п}$, $q_{п}$, $r_{п}$ – соответственно абсолютное, относительное и переносное значения угловых скоростей в проекциях на оси X, Y и Z связанной с КА системы координат;

M_X , M_Y , M_Z – моменты (управляющие, возмущающие), действующие относительно осей X, Y, Z;

I_X , I_Y , I_Z – осевые моменты инерции КА относительно осей X, Y, Z.

При этом считаем, что оси X, Y и Z являются главными осями инерции КА.

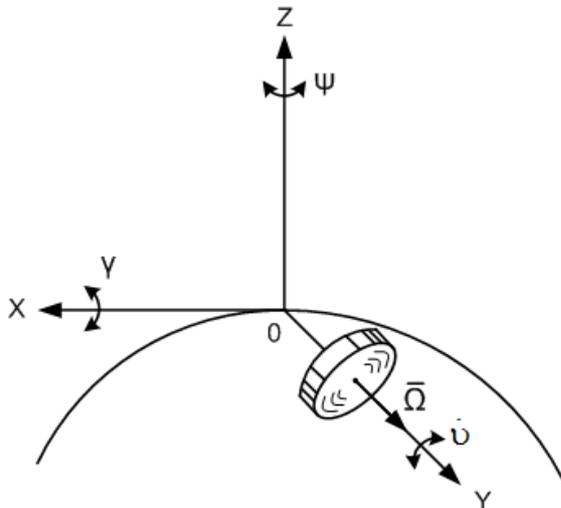


Рис. 1. Расположение двигателей-маховиков на КА

Для получения выражений угловых скоростей $P_{п}$, $q_{п}$ и $r_{п}$ воспользуемся графическим способом, для чего приняв геоцентрическую систему координат $OX_0Y_0Z_0$ за неподвижную и выполнив соответственно последовательность поворотов соответствующих осей на углы $\nu \rightarrow \psi \rightarrow \gamma$, получим положение осей связанной системы координат $OXYZ$ (рис. 2)

Согласно рис. 2 находим соответствующие выражения для переносных угловых скоростей:

$$\begin{cases} p_{п} = \dot{\gamma} + (\dot{\nu} + \omega_0) \sin \psi; \\ q_{п} = (\dot{\nu} + \omega_0) \cos \psi \cos \gamma + \dot{\psi} \sin \gamma; \\ r_{п} = \dot{\psi} \cos \gamma - (\dot{\nu} + \omega_0) \cos \psi \sin \gamma. \end{cases} \quad (3)$$

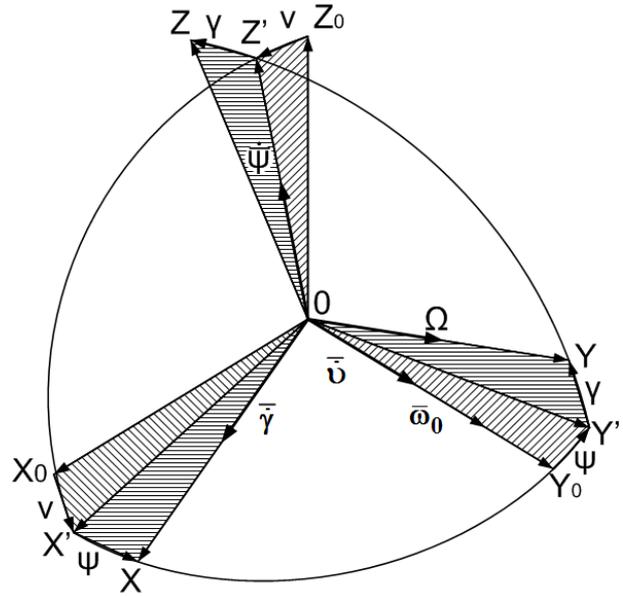


Рис. 2. Положение системы координат OXYZ относительно $OX_0Y_0Z_0$

Считая углы ψ, ν, γ малыми, полагаем косинусы этих углов равными единице, а синусы – их аргументом, т. е.

$$\begin{cases} p_{п} = \dot{\gamma} + (\dot{\nu} + \omega_0) \psi; \\ q_{п} = (\dot{\nu} + \omega_0) \psi \gamma; \\ r_{п} = \dot{\psi} - (\dot{\nu} + \omega_0) \gamma. \end{cases} \quad (4)$$

Тогда абсолютные значения угловых скоростей и соответствующие выражения кинетических моментов примут вид:

$$\begin{cases} p_{абс} = \dot{\gamma} + (\dot{\nu} + \omega_0) \psi; \\ q_{абс} = (\dot{\nu} + \omega_0) \psi \gamma; \\ r_{абс} = \dot{\psi} - (\dot{\nu} + \omega_0) \gamma. \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} G_X = I_X [\dot{\gamma} + (\dot{\nu} + \omega_0) \psi]; \\ G_Y = I_Y [(\dot{\nu} + \omega_0) \psi \gamma]; \\ G_Z = I_Z [\dot{\psi} - (\dot{\nu} + \omega_0) \gamma]. \end{cases} \quad (6)$$

Поскольку относительно оси OY двигатель-маховик создает кинетический момент $G'_Y = I_{YM} \Omega$, направленный в сторону положительного направления оси OY, то результирующий кинетический момент КА относительно оси OY примет вид:

$$\begin{aligned}
 G_Y + G'_Y &= \\
 = I_Y [(\dot{\nu} + \omega_0)\psi\gamma] + I_{YM} \left[(\dot{\nu} + \omega_0)\psi\gamma + \Omega \right] &= \\
 = (I_Y + I_{YM}) [(\dot{\nu} + \omega_0)\psi\gamma] + I_{YM}\Omega &= \\
 = I_Y' [(\dot{\nu} + \omega_0)\psi\gamma] + I_{YM}\Omega, &
 \end{aligned}
 \tag{7}$$

где $I_Y' = I_Y + I_{YM}$.

Далее, выполнив все математические операции в соответствии с выражением (1), получим исходную математическую модель КА с одним двигателем-маховиком. Считая углы ν, ψ, γ малыми, скорости $\dot{\nu}, \dot{\psi}, \dot{\gamma}, \omega_0$ малыми, а их произведения второго порядка малости, получим следующую систему уравнений:

$$\begin{cases}
 \ddot{\gamma} + \frac{I_{YM}}{I_X} \Omega \omega_0 \gamma = \frac{1}{I_X} (M_X + I_{YM} \Omega \dot{\psi}); \\
 \ddot{\nu} = \frac{1}{I_Y'} M_Y; \\
 \ddot{\psi} + \frac{I_{YM}}{I_Z} \Omega \omega_0 \psi = \frac{1}{I_Z} (M_Z + I_{YM} \Omega \dot{\gamma}).
 \end{cases}
 \tag{8}$$

Проанализируем каждое из уравнений системы (8). Первое и третье уравнения запишем в следующем виде:

$$\begin{cases}
 \ddot{\gamma} + \nu_1^2 \gamma = \frac{1}{I_X} (M_X + H\dot{\psi}) = \frac{1}{I_X} (M_X + M_r^Y); \\
 \ddot{\psi} + \nu_2^2 \psi = \frac{1}{I_Z} (M_Z + H\dot{\gamma}) = \frac{1}{I_Z} (M_Z + M_r^X),
 \end{cases}
 \tag{9}$$

где M_r^Y и M_r^X – гироскопические моменты;

ν_1, ν_2 – частоты нутационных колебаний КА относительно осей X и Y

$$\nu_1 = \sqrt{\frac{I_{YM}}{I_X} \Omega \omega_0}, \quad \nu_2 = \sqrt{\frac{I_{YM}}{I_Z} \Omega \omega_0}.
 \tag{10}$$

Поскольку положение КА относительно оси OY регулируется ДМ, стоящим на его оси, то его управляющий момент можно представить в виде $M_Y = I_{YM} \dot{\Omega}$, тогда второе уравнение системы (8) можно записать так:

$$\ddot{\nu} = \frac{I_{YM}}{I_{YM} + I_Y} \dot{\Omega} = K \dot{\Omega},
 \tag{11}$$

откуда видно, что чем больше K, тем более чувствительнее система управления по тангажу к изменению скорости вращения маховика.

2. Управление и взаимная разгрузка при наличии двух двигателей-маховиков

На рис. 3 дана схема установки двух ДМ на КА относительно оси тангажа OY.

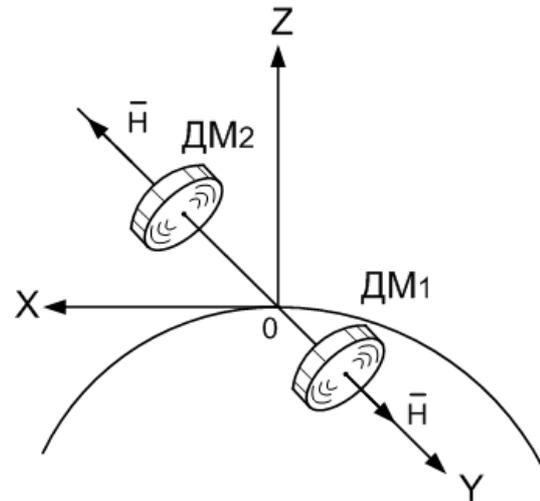


Рис. 3. Расположение двигателей-маховиков на КА

Предположим, что двигатели-маховики ДМ₁ и ДМ₂ имеют совершенно идентичные характеристики. Далее предположим, что при создании управляющего момента путем разгона маховика ДМ₁ в течение времени t_1 , после его выключения включается на некоторое время ДМ₂, имеющего противоположное направление вращения (рис. 4). Заштрихованные области представляют собой взаимную компенсацию реактивной составляющей управляющего импульса ДМ₁ реактивной составляющей разгрузочного ДМ₂ в момент времени t_1 и выключаемого в момент времени t_2 .

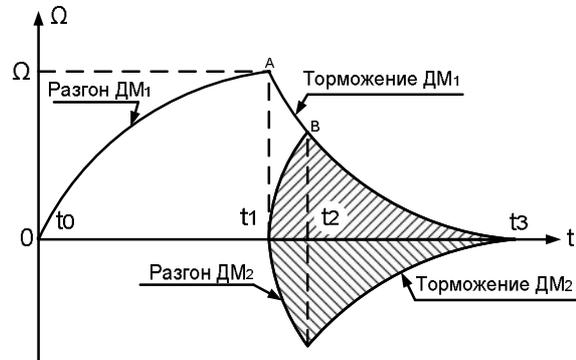


Рис. 4. Графики моментов включения и выключения двигателей-маховиков ДМ₁ и ДМ₂.

Изменения угловой скорости ДМ при его включении (разгоне) и выключении (торможении) соответственно могут быть описаны в виде следующих выражений:

$$\Omega_p = \Omega_H \left(1 - e^{-\frac{t}{T_p}} \right), \quad \Omega_T = \Omega_H e^{-\frac{t}{T_T}}, \quad (12)$$

где Ω_p, Ω_T – угловые скорости разгона и торможения;

Ω_H – номинальное значение угловой скорости,

T_p, T_T – соответственно периоды времени разгона и торможения.

В дальнейшем примем $T_p = T_T = T_0$.

Как видно из рис. 4, выработка управляющего момента двигателем-маховиком ДМ₁ осуществляется только на участках разгона (t_1-t_0) и торможения (t_2-t_1), поскольку реактивная составляющая момента маховика ДМ₁ на участке (t_3-t_2) полностью компенсируется реактивной составляющей момента двигателя-маховика ДМ₂, играющего на этом участке роль разгрузочного двигателя.

На основании выражения (12) найдем ускорение, развиваемое маховиком ДМ₁ на участках разгона и торможения:

$$\dot{\Omega}_p = -\frac{\Omega_H}{T_0} e^{-\frac{t_1}{T_0}}, \quad \dot{\Omega}_T = -\frac{\Omega_H}{T_0} e^{-\frac{(t_2-t_1)}{T_0}}. \quad (13)$$

Тогда развиваемый реактивный момент ДМ₁ может быть найден как

$$M_p = I_{DM} \left(-\frac{\Omega_H}{T_0} e^{-\frac{t_1}{T_0}} + \frac{\Omega_H}{T_0} e^{-\frac{(t_2-t_1)}{T_0}} \right) = I_{DM} \frac{\Omega_H}{T_0} \left(e^{-\frac{(t_2-t_1)}{T_0}} - e^{-\frac{t_1}{T_0}} \right). \quad (14)$$

Под действием момента M_p со стороны КА возникает противодействующий момент

$$M_{KA} = I_{KA} \frac{d\dot{\omega}_Y}{dt} = I_{KA} \ddot{\omega}_Y = I_{KA} \omega_Y. \quad (15)$$

После приравнивания выражений (14) и (15) и решения полученного выражения относительно ω_Y , получим

$$\omega_Y = \frac{I_{DM}}{I_{KA}} \frac{\Omega_H}{T_0} \left(e^{-\frac{(t_2-t_1)}{T_0}} - e^{-\frac{t_1}{T_0}} \right). \quad (16)$$

Если принять, что начальные условия нулевые, т. е. $\vartheta(t_0) = 0$, $\dot{\vartheta}(t_0) = \omega_Y(t_0) = 0$, то, выполнив двойное интегрирование выражения (16), получим зависимость угла поворота ϑ космического аппарата в функции включения и выключения двигателей-маховиков ДМ₁ и ДМ₂, обеспечивающих высокую точность ориентации КЛА, с одновременной их разгрузкой.

Заключение

Анализ полученных исследований показывает, что применение на КА одного двигателя-маховика, установленного по оси тангажа, при его функционировании приводит к нутационным колебаниям КА относительно осей крена и курса, что, естественно, влияет на положение КА на орбите. Кроме того, для разгрузки такого одиночного ДМ все равно необходимы дополнительные исполнительные органы, например, в виде реактивных двигателей малой тяги или магнитные исполнительные органы (МИО). Применение реактивных двигателей малой тяги уменьшает срок активного существования КА на орбите. Использование МИО требует решения дополнительных конструктивных задач, связанных с наличием измерителей составляющих магнитного поля Земли и обеспечения работы таких исполнительных органов в импульсном режиме. Альтернативным вариантом МИО, как показали исследования, может быть другой аналогичный ДМ, установленный по оси тангажа на одинаковом расстоянии от центра масс с противоположной стороны. При этом, подбирая соответствующие моменты включения и выключения обоих двигателей-маховиков можно решить вопрос как управления необходимой ориентацией и стабилизацией КА, так и разгрузку самих двигателей-маховиков. При этом не требуются никакие другие исполнительные органы, что приводит к единообразию и унификации проектируемых систем ориентации и стабилизации КА.

Литература

1. Лебедев, Д.В. *Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов [Текст] / Д.В. Лебедев, А.И. Ткаченко. – К.: Наукова думка, 2006. – 298 с.*
2. Кулик, А.С. *Эффективность избыточных систем стабилизации и ориентации космических аппаратов с двигателями-маховиками [Текст] / А.С. Кулик, А.М. Суббота, О.В. Резникова // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – №3 (50). – С. 18-25.*

3. Пат. 42893 Україна, МПК В64G 1/24. Надлишковий блок двигунів-маховиків [Текст]/ Кулік А.С., Субота А.М, Резнікова О.В.; Заявитель и па-

тентообладатель Нац. аерокосмічний ун-т ім. М.С. Жуковського "ХАІ". - № u200901755; заявл. 27.02.09; опубл. 27.07.09, Бюл. №14. – 4 с.: ил.

Поступила в редакцию 25.04.2012

Рецензент: канд. техн. наук, доцент, начальник сектора Ю.А. Кузнецов, НПП «Хартрон-Аркос», Харьков.

ОСОБЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ ДВИГУНІВ-МАХОВИКІВ НА МАЛИХ КОСМІЧНИХ АПАРАТАХ

А.М. Суббота, О.В. Резнікова, Т.М. Андрущенко

У даній статті розглядаються особливості використання на мікросупутниках (МКС) двигунів-маховиків (ДМ). Показано, що при установці одного ДМ по осі тангажа, з метою орієнтації та стабілізації МКС, його функціонування призводить до появи нутаційних коливань відносно осей крену і курсу. З метою розвантаження ДМ запропоновано замість широко застосовуваних реактивних двигунів малої тяги і магнітних виконавчих органів використовувати аналогічний двигун-маховик, встановлений на осі тангажа з протилежно направленим кінетичним моментом. Вилучення першого дозволяє збільшити термін активного існування космічного апарату на орбіті, вилучення другого дозволяє виключити наявність магнітометрів та виконавчих електромагнітних котушок, що забезпечує однаковість і уніфікацію проєктованих систем орієнтації і стабілізації.

Ключові слова: двигун-маховик, динамічне рівняння Ейлера, нутаційне коливання, системи координат, розгін, гальмування, розвантаження.

FEATURES OF MOTOR-REACTION WHEELS ON SMALL SPACECRAFT

A.M. Subota, O.V. Reznikova, T.N. Andruschenko

This article discusses the features use motor-reaction wheels (MRW) on microsatellites (MS). It is shown that the installation of the MRW on pitch axis, to orient and stabilize the MS, its function leads to the appearance of nutation oscillations relative to the roll and rate axes. In order to unload MRW instead of the widely used jet thrusters and magnetic executives proposed to use the same motor-reaction wheel mounted on the pitch axis with oppositely directed angular momentum. Exclusion of the first allows you to increase period of active existence of a spacecraft in orbit, the second exception allows to exclude the presence of magnetometers and executive electromagnetic coils, which provides uniformity and standardization of designed orientation and stabilization systems.

Key words: motor-reaction wheel, Euler equation, nutational oscillations, coordinate system, acceleration, braking, unloading.

Суббота Анатолий Максимович – канд. техн. наук, профессор, профессор кафедры систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Резнікова Ольга Викторовна – аспирант кафедры систем управления летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: amanauz@d3.khai.edu.

Андрущенко Татьяна Николаевна – магистрант кафедры систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: andryshchenkotanya@gmail.com.