

УДК 621.7

П. А. Желябов, А. М. Кулабухов

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

МЕТОДИКА ВЫБОРА ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Пропонується методика вибору двигунів-маховиків для систем кутової орієнтації і стабілізації космічних апаратів, що дозволяє оцінити можливості програмних розворотів при забезпеченні необхідних ресурсних характеристик.

Ключові слова: *космічний апарат, система кутової орієнтації і стабілізації, двигун маховик.*

Предлагается методика выбора двигателей-маховиков для систем угловой ориентации и стабилизации космических аппаратов, позволяющая оценить возможности программных разворотов при обеспечении необходимых ресурсных характеристик.

Ключевые слова: *космический аппарат, система угловой ориентации и стабилизации, двигатель маховик.*

The method is proposed to choose reaction wheels for attitude determination and control system for space vehicles, it makes possible to evaluate the time of program reversals while ensuring the necessary characteristics.

Key words: *space vehicle, attitude determination and control system, reaction wheel.*

Введение

Практически все космические аппараты (КА) для выполнения своего целевого назначения требуют своей угловой ориентации в космическом пространстве. Эту функцию как правило выполняет система угловой ориентации и стабилизации (СУОС) [1, 2]. Основными исполнительными органами для углового управления космических аппаратов (КА) как правило, служат двигатели-маховики (ДМ). Они обеспечивают достаточно эффективное управление угловым положением КА по сравнению с другими исполнительными органами.

Технические требования к КА, оговоренные в техническом задании (ТЗ), как правило, включают точность ориентации и стабилизации и время программных разворотов КА для выполнения целевых функций (например, программных разворотов КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) для съемки заданных участков земной поверхности).

Постановка задачи

Технические требования к КА, оговоренные в техническом задании (ТЗ), как правило включают точность ориентации и стабилизации и время программных

разворотов КА для выполнения целевых функций (например, программных разворотов КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) для съемки заданных участков земной поверхности). Одной из важных задач проектирования КА является выбор исполнительных органов для управления угловым положением КА. Что касается точности ориентации, то эта задача в основном решается выбором алгоритмов управления и моделированием процесса углового движения КА. Для КА ДЗЗ важным показателем является время программных разворотов. Рассмотрим выбор ДМ КА с этой точки зрения.

Проведем оценку выбора ДМ для КА. Для проведения упрощенных расчетов предположим, что КА в начальный момент времени обладает нулевой угловой скоростью, т.е. его угловое положение стабилизировано в инерциальном пространстве.

Выбор ДМ для углового движения (программных разворотов) как правило проводится по таким его основным характеристикам как управляющий момент ($M_{упр}$), кинетический момент ($H_{дм}$) (по английской терминологии угловой момент) и моменты инерции космического аппарата. Остальные характеристики (масса, напряжение питания, потребляемая мощность) используются для энергетических и массогабаритных расчетов.

Решение задачи

Угловое движение КА в инерциальной системе координат описывается уравнением

$$J_i \dot{\omega}_i = M_{упрi} + \sum_{j=1}^n M_{возji} \quad (1)$$

где J_i – момент инерции КА по i -той координате (тангаж, рыскание, крен);

$\dot{\omega}_i$ – угловая скорость КА по i -той координате;

$M_{упрi}$ – управляющий момент относительно i -той координаты;

$M_{возji}$ – возмущающие моменты относительно i -той координаты;

n – количество возмущающих моментов.

Проведем оценку выбора ДМ для КА. Для обеспечения хорошей управляемости необходимо, чтобы управляющий момент, создаваемый ДМ намного превышал все возмущающие моменты. Для этого случая справедливо выражение

$$J_i \dot{\omega}_i = M_{упрi} \quad (2)$$

Учитывая вышеизложенное основными исходными данными для проведения оценочных расчетов являются:

- момент инерции КА;
- время программного разворота;
- угол программного разворота.

Кинетический момент ДМ определяется выражением

$$H_{дм} = J_{дм} \omega_{дм} \quad (3)$$

где $J_{дм}$ – момент инерции ДМ;

$\omega_{\text{дм}}$ – угловая скорость ДМ (как правило задается максимальная угловая скорость).

Проинтегрировав выражение (2) и произведя незначительные преобразования с учетом постоянного момента управления получим

$$\sum_{i=0}^n J_i \omega_i = \text{const} \quad (4)$$

где J_i – момент инерции i -того устройства, обладающего угловой скоростью;

ω_i – угловая скорость i -того устройства;

const – постоянная величина, определяемая начальными условиями.

Выражение (4) напоминает закон сохранения количества движения для прямолинейного движения (в данном случае закон сохранения кинетического (углового) момента).

Учитывая, что начальные условия для нашего случая нулевые (исходное угловое положение стабилизировано) выражение (4) преобразовывается к виду

$$J_{\text{ка}} \omega_{\text{ка}} + J_{\text{дм}} \omega_{\text{дм}} = 0.$$

Откуда

$$J_{\text{ка}} \omega_{\text{ка}} = -J_{\text{дм}} \omega_{\text{дм}}, \quad (5)$$

где $J_{\text{ка}}$ – момент инерции КА;

$\omega_{\text{ка}}$ – угловая скорость КА.

Выражение (5) означает, что при вращении ДМ в одну сторону, КА получает вращение в другую сторону. Из выражения (5) получаем максимальную скорость, которую ДМ может придать КА.

$$\omega_{\text{каmax}} = \frac{H_{\text{дм}}}{J_{\text{ка}}}. \quad (6)$$

Учитывая, что на каждую из управляющих координат устанавливается отдельный ДМ, из выражения (2) имеем

$$\dot{\omega}_{\text{ка}i} = \frac{M_{\text{уп}ri}}{J_{\text{ка}i}}. \quad (7)$$

Управляющий момент ДМ может меняться от 0 до $M_{\text{уп}r}$ (задается характеристикой ДМ). Для упрощения расчетов (оценки параметров движения) на участке управления момент управления можно считать постоянным со средним значением

$$M_{\text{уп}ri} = \frac{M_{\text{уп}r}}{2} \quad (8)$$

Интегрируя выражение (7) для нулевых начальных условий получаем выражение для угловой скорости КА

$$\omega_{\text{ка}} = \dot{\omega}t = \frac{M_{\text{уп}r}t}{2 J_{\text{ка}}} \quad (9)$$

Откуда время достижения угловой скорости $\omega_{\text{ка}}$

$$t = \frac{\omega_{\text{ка}} 2 J_{\text{ка}}}{M_{\text{уп}r}}. \quad (10)$$

При программных разворотах, по достижению максимальной допустимой угловой скорости, угловое движение КА будет осуществляться с постоянной угловой скоростью $\omega_{\text{каmax}}$. После чего движение КА будет равнозамедленное до полной остановки углового движения. При этом угловая скорость будет иметь вид, представленный на рис. 1.

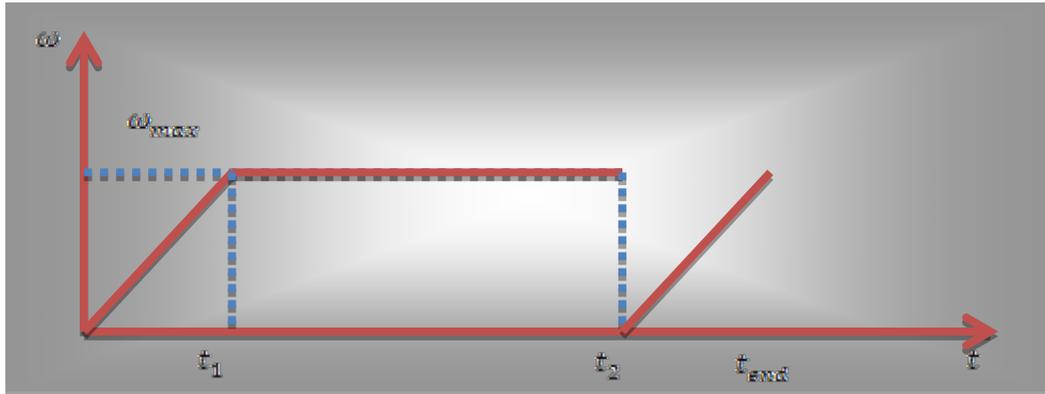


Рис. 1. Изменение угловой скорости при программных разворотах

Время достижения КА максимальной угловой скорости определяется выражением

$$t_1 = \frac{\omega_{\text{каmax}} 2J_{\text{ка}}}{M_{\text{упр}}}. \quad (11)$$

Подставляя в выражение (11) значение максимальной угловой скорости КА из выражения (6), имеем

$$t_1 = \frac{2H_{\text{дм}}}{M_{\text{упр}}}. \quad (12)$$

На участке равноускоренного движения (от 0 до t_1) выражение для изменения угла поворота КА во времени при нулевых начальных условиях может быть получено путем интегрирования выражения (9)

$$\varphi = \frac{M_{\text{упр}} t^2}{4J_{\text{ка}}}. \quad (13)$$

Подставляя (12) в (13) получим значение угла поворота для равноускоренного движения

$$\varphi_1 = \frac{H_{\text{дм}}^2}{J_{\text{ка}} M_{\text{упр}}}. \quad (14)$$

Изменение угла на участке линейного углового движения будет определяться выражением

$$\varphi = \varphi_1 + \omega_{\text{каmax}} t. \quad (15)$$

Учитывая, что изменение скорости на участке разворота носит симметричный характер, расчеты можно проводить для половинного угла программного разворота, т.е.

$$\varphi_{\text{рас}} = \frac{\varphi_{\text{пр}}}{2}, \quad (16)$$

где $\varphi_{\text{рас}}$ – расчетное значение угла разворота;

$\varphi_{\text{пр}}$ – программное значение угла разворота.

Алгоритм расчета следующий. Определяется вид траектории программного разворота для расчетного угла используя выражения (14) и (16).

Если

$$\varphi_1 < \varphi_{\text{рас}}, \quad (17)$$

то траектория расчетного участка будет включать равноускоренное и равномерное движение, параметры которого (время) будут определяться из

приведенных выше формул. Если выражение (17) не выполняется, то движение будет только равноускоренное на расчетном участке, а на всем участке программного разворота равноускоренное, а затем равнозамедленное.

Алгоритм расчета:

$$\omega_{\text{каmax}} = \frac{H_{\text{ДМ}}}{J_{\text{ка}}}, \quad (18)$$

$$t_1 = \frac{2H_{\text{ДМ}}}{M_{\text{упр}}}, \quad (19)$$

$$\varphi_1 = \frac{H_{\text{ДМ}}^2}{J_{\text{ка}}M_{\text{упр}}}, \quad (20)$$

$$t_{11} = 2 \sqrt{\frac{(\varphi_{\text{пр}}/2)J_{\text{ка}}}{M_{\text{упр}}}} \text{ для участка только с ускорением;}$$

$$t_{11} = 2 \sqrt{\frac{(\varphi_1/2)J_{\text{ка}}}{M_{\text{упр}}}} \text{ если 2 участка;} \quad (21)$$

$$\omega_{\text{ка}} = \dot{\omega}t = \frac{M_{\text{упр}}t}{2J_{\text{ка}}}, \quad (22)$$

$$t_2 = \frac{(\frac{\varphi_{\text{пр}}}{2} - \frac{\varphi_1}{2})}{\omega_{\text{ка}}}. \quad (23)$$

Время программного разворота:

- в первом случае

$$t_{\text{пр}} = 2t_{11}; \quad (24)$$

- во втором случае

$$t_{\text{пр}} = 2(t_{11} + t_2); \quad (25)$$

Оценка параметров углового движения проводилась для КА типа микроспутник с заданными моментами инерции для оси с наибольшим моментом инерции (для остальных осей время программного разворота будет меньшим) с учетом того, что на три оси КА устанавливаются одинаковые ДМ.

В качестве ДМ рассматривались модели RW 90 [2] и Sinclair RW3-0.06 [3], основные характеристики которых приведены в табл.1.

Таблица 1 – Основные характеристики ДМ

Наименование параметра	RW 90	Sinclair RW3-0.06
Кинетический момент (Nms)	0.34	0.18
Номинальная скорость вращения (rpm)	6000	9800
Номинальный момент (Nm)	0.015	0.02
Масса (kg)	≤ 0.9	0.225

Результаты расчета показали, что при использовании на данном КА ДМ RW 90 при развороте на 90° время программного разворота составляет 59,32 с, а участок поворота включает участок разгона и участок торможения. При этом ДМ набирает угловую скорость не превышающую половину максимально допустимой скорости.

При использовании ДМ RW3-0.06 при развороте на 90° время программного разворота составляет 64,56 с, а участок поворота включает

участок разгона, участок движения с постоянной скоростью, не превышающей половину максимально допустимой угловой скорости ДМ, и участок торможения.

В данном случае оба случая использования ДМ соответствовали требованиям ТЗ. Как видно из приведенной расчетов может быть осуществлен выбор любого из этих двигателей, а критериями выбора становятся дополнительные характеристики: стоимость, потребление энергии, интерфейс, габариты.

Результаты расчетов для различных ДМ показали, что использование ДМ с большим кинетическим моментом позволяет ускорить процесс разворота и снизить вероятность выхода ДМ на свои предельные обороты, а также увеличивает срок эксплуатации и снижает периодичность их разгрузки. Использование ДМ с меньшим кинетическим моментом отвечающим требованиям ТЗ, позволяет уменьшить массу КА и его стоимость.

Выводы

1. Предлагается методика выбора двигателей-маховиков для систем угловой ориентации и стабилизации космических аппаратов, позволяющая оценить возможности программных разворотов при обеспечении необходимых ресурсных характеристик двигателей маховиков.

2. Разработан алгоритм расчета времени программных разворотов КА с использованием основных характеристик ДМ и обеспечивающий достаточный ресурсный запас по угловой скорости ДМ как минимум в два раза.

3. Результаты расчетов с использованием предлагаемой методики близки к результатам, полученным с использованием других методик, однако обеспечивают больший ресурсный запас и соответственно требуют меньшей периодичности разгрузки ДМ.

Библиографические ссылки

1. Алексеев, Ю. С. Проектирование систем управления космических аппаратов и модулей орбитальных станций [Текст]: учебник / Ю.С. Алексеев, Е.В. Белоус, Г.В. Беляев и др./ под общ. ред. Ю.С. Алексеева, Ю.М. Златкина, В.С. Кривцова, А.С. Кулика, В.И. Чумаченко. — Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», НПП Хартрон-Аркос, 2012 — 680 с.

2. Eickhoff, J. The FLP Microsatellite Platform // Flight Operations Manual // Jens Eickhoff. — Springer International Publishing. — Switzerland. — 2016. — Paragraph 7.8. — p. 204.

3. Datasheet for Astround Feinwerktechnik Adlershof GmbH RW 90 [Электронный ресурс] // astrofein.com: портал по предоставлению услуг разработки и продажи оборудования для космических аппаратов. Доступен с <http://www.astrofein.com>.