

*«Отряд не заметил потери бойца
И «Яблочко»-песню допел до конца»
М. Светлов*

С. Г. Деев, д-р техн. наук Е. М. Потапенко

Запорожский национальный технический университет

ОПТИМАЛЬНОЕ РОБАСТНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ С ИЗБЫТОЧНЫМ КОЛИЧЕСТВОМ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ

Синтезированы алгоритмы распределения управляющих моментов между четырьмя электродвигателями-маховиками (ЭДМ), минимизирующие потребляемую мощность в штатном режиме. Получены энергетические характеристики систем ЭДМ. Разработанные алгоритмы проверены компьютерным моделированием, подтвердившим их работоспособность при выходе из строя одного (любого) ЭДМ, неизвестных изменениях характеристик остальных ЭДМ и воздействии на КА неизвестных внешних и параметрических возмущений.

Ключевые слова: космический аппарат, управление, оптимальность, робастность, избыточные исполнительные органы.

Введение

В настоящее время для систем ориентации космического аппарата (КА) относительно трех ортогональных осей требуется, как минимум, три исполнительных органа. Для разворотов КА обычно используются электромеханические исполнительные органы (ЭМИО) (электродвигатели-маховики – ЭДМ, или силовые гироскопы – гиродины) и астродатчики в качестве измерителей. Для повышения надежности устанавливаются не три, а четыре ЭМИО, осуществляющие вращение КА относительно трех ортогональных осей. При выходе из строя любого ЭДМ система должна автоматически перестраиваться и сохранять работоспособность.

Выбор типа электродвигателя, используемого в системе ориентирования КА, определяется специфическими требованиями, обусловленными невозможностью ремонта и обслуживания оборудования КА в полете, необходимостью обеспечения высокой надежности, жесткими требованиями по энергопотреблению в различных режимах работы, связанных с ограниченностью энергоресурсов КА, требованиями минимизации массогабаритных показателей, характерными для всего оборудования КА. Выбор типа электродвигателя также определяется возможностью использования для его регулирования надежных и экономичных преобразователей. Наиболее часто рассматриваемым типом электродвигателя в системах ориентации КА является двигатель постоянного тока с независимым возбуждением (ДПТ). Основные аргументы в пользу его применения – хорошие регулировочные характерис-

тики, относительно простые преобразователи для регулирования двигателя. В то же время, известно, что ДПТ имеет значительные недостатки: повышенные массогабаритные показатели, низкий КПД, повышенное энергопотребление, относительно низкую надежность, связанную с наличием щеточно-коллекторного узла.

Заменой ДПТ в системах ориентации КА могут быть двигатели переменного тока, в первую очередь асинхронный двигатель с короткозамкнутым ротором (АД) и синхронный двигатель с возбуждением от постоянных магнитов (СД). Преимущество этих двигателей перед ДПТ состоит в значительно более высоком КПД, улучшенных массогабаритных показателях и значительно более высокой надежности, связанной с отсутствием щеточного узла. В настоящее время разработаны преобразователи, позволяющие обеспечить высокие регулировочные характеристика электропривода на основе АД и СД.

Сравнивая между собой АД и СД с точки зрения рациональности их применения в системах ориентации космических аппаратов, нужно отметить, что СД имеет определенные преимущества. СД имеет более высокий КПД как в номинальном, так и в отличных от него режимах работы, что особенно характерно для двигателей относительно небольшой мощности, как правило, используемых в системах ориентации. СД также имеет лучшие массогабаритные показатели, а надежностью не уступает, а зачастую и превосходит АД. Преимущества СД перед АД особенно проявляются в многодвигательных приводах, примером кото-

рых является четырехдвигательный привод КА. Несколько более высокая стоимость СД при их использовании в системах ориентации космических аппаратов не может быть решающим фактором.

На рис. 1 изображен КА EgyptSat-1 на орбите, управляемый четырьмя ЭДМ.

Проблемы управления КА с помощью избыточного количества ЭДМ исследуются в работах [1–5] (см. также библиографию в [1, 2]). Работы [1–3, 5] направлены на исследование систем в штатном режиме работы (при всех исправных ЭДМ). В то же время, обнаружение неисправностей и их парирование представляет собой сложную задачу [6]. В работах [1–5] не проведена минимизация по электропотреблению блока ЭДМ в штатном режиме. В статье [4] рассмотрена работа системы ЭДМ, состоящая из четырех двигателей, как в штатном режиме, так и при выходе из строя одного ЭДМ. Синтезированы специальные алгоритмы определения вышедшего из строя ЭДМ. Дана ошибочная рекомендация: для экономии электропотребления при исправности всех четырех ЭДМ надо отключать один из них.

Цель данной работы заключается в следующем:

- оптимизация электропотребления в штатном режиме блока ЭДМ, состоящего из четырех СД, установленных по схеме фирмы General Electronic;
- исследование электропотребления в аварийных ситуациях при выходе из строя одного ЭДМ;
- показать, что синтезированные оптимальные алгоритмы управления в штатном режиме без перестройки обеспечивают качественное управление космическим аппаратом при частичной неисправности или полном выходе из строя одного (любого) из ЭДМ.



Рис. 1. Спутник EgyptSat-1

Ниже исследуется управление КА с помощью блока четырех ЭДМ, расположенных по схеме фирмы General Electric (рис. 2).

1 Основные кинематические соотношения

Раздел 1 следует работам [3, 4]. На рис.2 представлена симметричная четырехдвигательная схема исполнительных органов фирмы General Electric [3]. Векторы моментов M_1, \dots, M_4 проходят через вершины куба, грани которого параллельны осям связанной с КА системы координат (ССК) $Oxyz$. Все маховики формиру-

ют вектор управляющего момента с проекциями на оси ССК M_x, M_y, M_z . Алгоритм управления должен быть таким, чтобы при выходе из строя любого ЭДМ оставшиеся три маховика автоматически обеспечивали качественное управление относительно всех осей ССК. Одно из решений указанной задачи дано в [3]. Ниже приводится другой метод синтеза управления, дающий более общий результат [4].

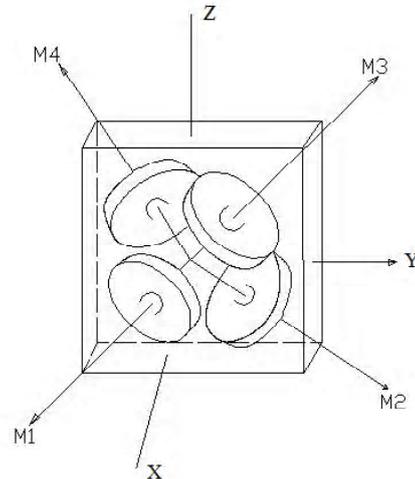


Рис. 2. Схема взаимного размещения ЭДМ фирмы General Electric и связанной системы координат $Oxyz$

Для данной схемы ЭДМ имеет место равенство [3, 4]

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \frac{1}{\sqrt{3}} \begin{bmatrix} 1 & -1 & 1 & -1 \\ -1 & 1 & 1 & -1 \\ -1 & -1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_1 \\ M_2 \\ M_3 \\ M_4 \end{bmatrix} = A_{3 \times 4} \cdot \begin{bmatrix} M_1 \\ M_2 \\ M_3 \\ M_4 \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где M_1, \dots, M_4 – моменты, создаваемые каждым из четырех ЭДМ.

Из равенства (1) их невозможно определить однозначно. Для однозначного нахождения $M_j, j = 1, 2, 3, 4$ предложены четыре алгоритма обращения, использующие: 1) псевдообращение по Муру-Пенроузу матрицы 3×4 в (1); 2) вычисление среднearифметических моментов маховиков в случае поочередного выхода из строя каждого ЭДМ [3]; 3) дополнение системы (1) аналитическим уравнением линейной комбинации моментов M_j ; 4) привлечение информации о наибольшем значении располагаемого момента относительно заданного направления [8]. В статье использован третий прием. Система (1) дополняется уравнением

$$M_s = (a_{41}M_1 + a_{42}M_2 + a_{43}M_3 + a_{44}M_4)1/\sqrt{3}, \quad (2)$$

где a_{4j} – константы.

Систему (1), (2) можно представить в виде

$$\begin{bmatrix} M_x & M_y & M_z & M_s \end{bmatrix}^T = A \begin{bmatrix} M_1 & M_2 & M_3 & M_4 \end{bmatrix}^T, \quad (3)$$

где

$$A = \frac{1}{\sqrt{3}} \begin{bmatrix} 1 & -1 & 1 & -1 \\ -1 & 1 & 1 & -1 \\ -1 & -1 & 1 & 1 \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{43} \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Определитель матрицы A

$$\Delta = 4\Sigma, \Sigma := a_{41} + a_{42} + a_{43} + a_{44}. \quad (5)$$

Если $\Sigma \neq 0$, что всегда можно обеспечить, то

$$A^{-1} = \frac{\sqrt{3}}{2\Sigma} \begin{bmatrix} (a_{42} + a_{44}) & -(a_{42} + a_{43}) & -(a_{43} + a_{44}) & 2 \\ -(a_{41} + a_{43}) & (a_{41} + a_{44}) & -(a_{43} + a_{44}) & 2 \\ (a_{42} + a_{44}) & (a_{41} + a_{44}) & (a_{41} + a_{42}) & 2 \\ -(a_{41} + a_{43}) & -(a_{42} + a_{43}) & (a_{41} + a_{42}) & 2 \end{bmatrix}, \quad (6)$$

$$M_e = [M_1 \ M_2 \ M_3 \ M_4]^T = A^{-1} [M_x \ M_y \ M_z \ M_s]^T. \quad (7)$$

Пусть желаемые значения управляющих моментов – M_x^d, M_y^d, M_z^d . Тогда подстановка (7) в (3) дает

$$M_x = M_x^d, M_y = M_y^d, M_z = M_z^d, M_s = M_s^d, \quad (8)$$

т. е. истинные значения управляющих моментов совпадают с желаемыми.

2 Оптимизация системы по энергопотреблению

В том случае, когда ЭДМ идентичны и каналы управления КА равноценны, в (2) естественно положить $a_{4i} = 1$. Тогда матрицы (4), (6) принимают вид

$$A = \frac{1}{\sqrt{3}} \begin{bmatrix} 1 & -1 & 1 & -1 \\ -1 & 1 & 1 & -1 \\ -1 & -1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix}, \quad A^{-1} = \frac{\sqrt{3}}{4} \begin{bmatrix} 1 & -1 & -1 & 1 \\ -1 & 1 & -1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \\ -1 & -1 & 1 & 1 \end{bmatrix}. \quad (9)$$

В соответствии с [10] $M_e = C i$ Ю $i = C^{-1} M_e$, где i – вектор токов в электродвигателях, C – диагональная матрица коэффициентов. Мощность, теряемая на нагрев в статорных цепях электродвигателей, определяется зависимостью $N_w = i^T R i$, где R – диагональная матрица сопротивлений статорных цепей ЭДМ.

Тогда $N_w = i^T R i = M_e^T C^{-1} R C^{-1} M_e$. В случае идентичности всех ЭДМ $R = R_s E$, $C = C_s E$, $E = \text{diag}(1, 1, 1)$, R_s, C_s – скаляры и

$$N_w = R_s C_s^{-2} M_e^T M_e. \quad (10)$$

Подстановка M_e из (7) и A^{-1} из (9) в (10) дает

$$N_w = 0,75 R_s C_s^{-2} (M_x^2 + M_y^2 + M_z^2 + M_s^2). \quad (11)$$

При одних и тех же значениях M_x, M_y, M_z мощность, теряемая на нагрев двигателей, минимизируется при $M_s = 0$.

Таким образом, мощность, теряемая на нагрев, в оптимальном случае в соответствии с обозначением (1) определяется выражением

$$N_w = 0,75 R_s C_s^{-2} M^T M = 0,75 R_s C_s^{-2} |M|^2 \quad (12)$$

и не зависит от направления вектора M в ССК. Интересно отметить то, что если бы тот же самый управляющий момент создавался одним ЭДМ, потери на нагрев определялись бы выражением $N_w = R_s C_s^{-2} |M|^2$, что на 33 % больше, чем потери в четырех ЭДМ заданного взаимного расположения.

Нетрудно убедиться с помощью (2) в том, что поскольку в оптимальном случае $M_s = 0$, то полученный результат будет справедлив при любых значениях a в соотношениях $a_{4i} = a$. В схеме максимально возможный управляющий момент равен $4M/\sqrt{3} \approx 2,3M$. Такой момент можно развить только параллельно осям $0x, 0y, 0z$ ССК.

3 Энергетические характеристики

Уравнения движения КА с системой ЭДМ имеют вид [8, 9]

$$J \dot{\omega} + A_{3 \times 4} J_s \left(\dot{\Omega} + A_{3 \times 4}^T \dot{\omega} \right) = 0, \quad (13)$$

$$J_s \left(\dot{\Omega} + A_{3 \times 4}^T \dot{\omega} \right) = M_e, \quad (14)$$

где J – матрица моментов инерции корпуса КА без учета осевых моментов инерции ЭДМ, ω – вектор абсолютной угловой скорости КА, Ω – вектор угловых скоростей маховиков относительно корпуса КА.

Пусть все ЭДМ идентичны и имеют моменты инерции роторов J_s . Тогда умножение слева уравнения (13), (14) на Ω^T и сложение полученных уравнений с учетом (1) дают выражения механической мощности систем N_m :

$$N_m = \frac{d}{dt} \left[\frac{1}{2} \omega^T \left(J + \frac{4}{3} J_s D_i \right) \omega + \frac{1}{2} J_s \Omega^T \Omega + J_s \omega^T A_{3 \times 4} \Omega \right] = \Omega^T M_e \quad i = 1, 2, \quad (15)$$

$$D_1 = E = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad D_2 = \begin{bmatrix} 1 & d & d \\ d & 1 & d \\ d & d & 1 \end{bmatrix}, \quad d = \frac{1}{3}. \quad (16)$$

Интегрирование уравнения (13) при нулевых начальных условиях позволяет записать

$$\omega = -J_s \left(J + \frac{4}{3} J_s D_i \right)^{-1} A_{3 \times 4} \Omega. \quad (17)$$

Для КА характерными являются следующие соотношения моментов инерции собственно КА и роторов ЭДМ: $J_{kk} = (10^3 - 10^5) J_s$. Тогда на основании (14), (15)–(17) можно полагать

$$J_s \dot{\Omega} = M_e, \quad (18)$$

$$N_m := \frac{d}{dt} \frac{1}{2} J_s \Omega^T \Omega = \Omega^T M_e. \quad (19)$$

Вектор напряжений u , подводимых к электродвигателям, определяется уравнением [10]:

$$u = Ri + e, \quad u, I, e \in R^4, \quad R \in R^{4 \times 4}, \quad (20)$$

где i , e – векторы токов и противоЭДС двигателей, R – матрица сопротивлений статорных цепей ЭДМ.

Мощность, забираемая всей ЭМИО из бортовой сети КА,

$$N_\Sigma = i^T U = i^T Ri + i^T e. \quad (21)$$

Известно [10], что

$$e = C\Omega, \quad M_e = Ci, \quad C \in R^{4 \times 4}, \quad (22)$$

где C – диагональная матрица постоянных коэффициентов. Тогда уравнение (21) с учетом (22) преобразуется следующим образом:

$$N_\Sigma = i^T Ri + i^T C\Omega = i^T Ri + \Omega^T Ci = i^T Ri + \Omega^T M_e. \quad (23)$$

Второе слагаемое в (13) в соответствии с (19) равно механической мощности системы, представляющей собой полезную мощность, а слагаемое $i^T Ri$ представляет собой мощность потерь в электродвигателях. Из (21)–(23) следует:

$$i^T Ri = u^T i - \Omega^T M_e = u^T C^{-1} M_e - \Omega^T M_e. \quad (24)$$

Пусть разгон системы происходит при постоянном векторе напряжений $u = u_0$. Тогда [10]

$$\Omega_0^T = U_0^T C^{-1}, \quad (25)$$

где Ω_0 – вектор скоростей идеального холостого хода ЭДМ, и выражение (24) принимает вид

$$i^T Ri = \left(\Omega_0^T - \Omega^T \right) M_e. \quad (26)$$

$$A_w = \int_0^t i^T Ri dt = \int_0^t \left(\Omega_0^T - \Omega^T \right) J_s \dot{\Omega} dt = \left(\Omega_0^T - \frac{1}{2} \Omega^T \right) J_s \Omega \Big|_0^{\Omega_0}. \quad (27)$$

Пусть вектор начальных угловых скоростей $\Omega(0) = 0$.

Тогда из (27)

$$A_w = 0,5 \Omega_0^T J_s \Omega_0. \quad (28)$$

Интегрирование уравнений (19) дает механическую энергию, затрачиваемую на разгон механической системы:

$$A_m = \int_0^t N_m dt = \int_0^t \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{2} \Omega^T J_s \Omega \right) = \frac{1}{2} \Omega^T J_s \Omega \Big|_0^{\Omega_0} = \frac{1}{2} \Omega_0^T J_s \Omega_0. \quad (29)$$

Сравнение выражений (28) и (29) позволяет заключить, что потери энергии в статорных цепях равны запасу кинетической энергии, которую приобретают маховики, достигая установившейся скорости. Общие затраты энергии

$$A_\Sigma = A_m + A_w = \Omega_0^T J_s \Omega_0 = J_s \Omega_0^T \Omega_0. \quad (30)$$

Выразим полную энергию A_Σ через угловую скорость КА. В соответствии с (13), (14) с достаточной степенью точности можно записать

$$J_0 \dot{\omega} = -A_{3 \times 4} J_s \dot{\Omega}, \quad (31)$$

где J_0 – момент инерции КА с эллипсоидом инерции в виде шара.

На основании аналогии (31) с (1), по аналогии с (7), при $M_s = 0$ $\dot{\Omega} = -J_0 J_s A^{-1} \cdot [\dot{\omega}^T 0]^T$, где A^{-1} дана в (6), (9). Тогда при нулевых начальных условиях

$$\Omega_p = -J_0 J_s^{-1} A^{-1} [\omega_0^T 0]^T, \quad (32)$$

где ω_0 – вектор заданной угловой скорости. Подстановка (32) в (30) дает

$$A_\Sigma = J_0^2 J_s^{-1} [\omega_0^T 0] \left[A^{-1} \right]^T A^{-1} [\omega_0^T 0]^T. \quad (33)$$

Для конкретности рассмотрим ЭДМ и КА, вращающийся вокруг оси M_4 со скоростью ω_p (рис. 2). В этом случае $\omega_0^T = a \cdot \omega_p (111)^T$, где $a = (\sqrt{3})^{-1}$. Подстановка выражений ω_0 и матрицы A^{-1} из (9) при $a = a_4$ дает

$$A_\Sigma = 0,5 J_0^2 J_s^{-1} \omega_p^2. \quad (34)$$

Полезной является энергия, приобретенная собственно космическим аппаратом, а именно,

$$A_{sc} = 0,5 \omega_0^T J \omega_0 = 0,5 J \omega_p^2. \quad (35)$$

Коэффициент полезного действия (к.п.д.) системы управления можно определить выражением $\eta = A_{sc} / A_\Sigma$. С учетом (34), (35)

$$\eta = J_s / J_0 = 10^{-3} \div 10^{-5}. \quad (36)$$

Таким образом, на разгон КА затрачивается мизерная доля общих энергетических затрат. Основная часть энергии идет на раскрутку маховиков и нагрев электродвигателей.

Следует отметить, что при развороте КА с помощью одного ЭДМ к.п.д. равнялся бы $0,5J_s/J_0$ (в два раза меньше, чем к.п.д. системы из четырех ЭДМ).

4 Идентификация параметров ЭДМ и компенсация их неидеальностей

В [9] синтезированы алгоритмы управления, делающие систему управления робастной по отношению к ряду неопределенностей. Можно предположить, что эти алгоритмы обеспечат системе робастность также и по отношению к неисправностям ЭДМ без идентификации неисправного исполнительного органа. В этом случае система управления была бы готова в любой момент немедленно парировать неисправность без нарушения процесса управления.

Рассмотрим уравнения движения КА вокруг оси x . Уравнение имеет вид

$$J \ddot{\vartheta} = M_x + M_n, \quad (37)$$

где J – момент инерции КА по координате x , M_x – управляющий момент, ϑ – угол отклонения КА в базовой системе координат.

Рассмотрим M_x и J как сумму номинальных значений и некоторых отклонений от них:

$$J = J_0 + J_\delta, \quad M_x = M_{x0} + M_{x\delta}. \quad (38)$$

В этом случае можно записать:

$$J_0 \ddot{\vartheta} = M_{x0} + f, \quad (39)$$

где f – суммарная неопределенность в системе:

$$f = M_n + M_{x\delta} - I_\delta \ddot{\vartheta}. \quad (40)$$

Из уравнения (39) можно получить оценку неопределенности (ее измерение):

$$y_f = f = I_0 \ddot{\vartheta} - M_{x0}. \quad (41)$$

При достаточной гладкости f в масштабах времени быстрогодействующего наблюдателя можно положить

$$\dot{f} = 0. \quad (42)$$

Для системы (41), (42) с учетом подстановки y_f из выражения (41) построим наблюдатель

$$\dot{\hat{f}} = L(\hat{f} - y_f). \quad (43)$$

Или

$$\dot{\hat{f}} = L[\hat{f} - (I_0 \ddot{\vartheta} - M_{x0})]. \quad (44)$$

Примем обозначение

$$z = \hat{f} - LJ_0 \ddot{\vartheta} \quad (45)$$

откуда

$$\dot{\hat{f}} = z - LJ_0 \ddot{\vartheta}. \quad (46)$$

Тогда уравнение (44) примет вид

$$\dot{z} = L(\hat{f} + M_{x0}). \quad (47)$$

Управляющий момент зададим в

$$M_{x0} = k_1 \dot{\vartheta} + k_2(\vartheta - \vartheta_p) - \hat{f}, \quad (48)$$

где k_1, k_2 – коэффициенты управления, ϑ_p – программное движение КА.

Подстановка (48) в (39) дает уравнение

$$J_0 \ddot{\vartheta} = k_1 \dot{\vartheta} + k_2(\vartheta - \vartheta_p) - \hat{f} + f. \quad (49)$$

При достаточно точной оценке \hat{f} неопределенности f из (43) следует:

$$J_0 \ddot{\vartheta} = k_1 \dot{\vartheta} + k_2(\vartheta - \vartheta_p). \quad (50)$$

Уравнение (50) представляет собой уравнение идеализированного управляемого движения КА.

Таким образом, оценка и компенсация неопределенности f производится вне зависимости от того, какими причинами было вызвано ее появление.

5 Исследование робастности системы

В разделе 4 разработан алгоритм компенсации неопределенности f вне зависимости от того, чем эта неопределенность вызвана. Выход одного из двигателей из строя система также будет рассматривать как возникновение неопределенности f и компенсировать ее.

Для иллюстрации возможности компенсации влияния выхода из строя одного из двигателей проведем компьютерное моделирование.

Движение КА с компенсацией неопределенности описывается уравнением (49), оценка неопределенности производится наблюдателем (44). Блок ЭДМ моделируется уравнениями (1) и (7).

Для системы регулирования положения КА и наблюдателя неопределенности выбирается биномиальное распределение корней.

Значение ω_0 для наблюдателя принято $\omega_0 = 100$, для системы регулирования $\omega_0 = 0,5$.

Соответственно, значения моментов инерции относительно соответствующих осей принимаются следующими:

$$J_{x0} = 2\text{кг} \cdot \text{м}^2, J_{y0} = 2\text{кг} \cdot \text{м}^2, J_{z0} = 1,6\text{кг} \cdot \text{м}^2.$$

Значения коэффициентов наблюдателя и системы управления $k_1 = -2, k_2 = -0,5, l = -0,01$.

Движение относительно осей x, y, z связанной системы координат принимается в виде $\vartheta_p = \sin \omega t$ со сдвигом по фазе между осями на 120° , время моделирования 30 с. Выключение одного из двигателей блока ЭДМ (поломка) происходит на 15-й секунде. Полученные результаты приведены на рис. 3–6. На рисунке 3 показаны графики моментов двигателей системы ориентации. Как видно из рисунка, после отключения двигателя 4 на 15-й секунде оставшиеся 3 двигателя компенсируют снижение управляющего момента по осям вращения КА. При этом видно, что составляющая момента по фиктивной оси M_s после отключения двигателя становится ненулевой, что свидетельствует об увеличении потерь мощности, а моменты по другим осям остаются неизменными, несмотря на выход из строя одного из двигателей (рис. 4).

На скорость вращения КА и углы его поворота относительно связанной системы координат выход из строя одного ЭДМ не оказывает влияния.

Анализ рисунков показывает, что разработанный алгоритм автоматически обеспечивает работоспособность КА при выходе из строя одного (любого) из двигателей.

Таким образом, предложенный алгоритм работы делает систему управления робастной по отношению к выходу из строя любого из ЭДМ. Компенсация осуществляется не с помощью какого-либо специального алгоритма, а с помощью штатного алгоритма управления КА. Определить вышедший из строя ЭДМ можно путем анализа токов двигателей.

В процессе быстрых разворотов КА управляющие и кинетические моменты маховиков могут достигать предельно допустимых значений, вследствие чего эти параметры ограничиваются. Выход на ограничение по управляющему или кинетическому моменту одного из ЭДМ система воспринимает как возмущение и, вследствие свойств робастности, автоматически компенсирует неидеальность насыщенного ЭДМ за счет пере-

распределения нагрузки ненасыщенных ЭДМ. Это видно из продемонстрированной выше робастности системы по отношению к выходу из строя одного из ЭДМ. Компенсация возмущения будет осуществляться до тех пор, пока два ЭДМ одновременно не войдут в насыщение. В этом случае система автоматически включит двигатели (реактивные двигатели или электромагниты) разгрузки.

По затратам энергии непосредственно на создание управляющего момента схемы с четырьмя ЭДМ экономичнее существующей классической схемы с тремя ортогональными ЭДМ.

Результаты статьи во многих случаях могут быть распространены на системы с силовыми гироскопами при условии использования разработанного робастного алгоритма управления.

Выводы

1. Синтезированы алгоритмы распределения управляющих моментов между четырьмя ЭДМ, минимизирующие потребляемую мощность. Получены энергетические характеристики систем ЭДМ.

2. Разработанные оптимальные алгоритмы управления космическим аппаратом в целях их упрощения не содержат синхронизацию работы четырех ЭДМ по их токам и скоростям. Несмотря на это, как видно из выражения (40) и результатов моделирования, система управления КА практически сохраняет заданные динамические характеристики при полном выходе из строя одного (любого без его распознавания) ЭДМ и одновременно при неизвестных изменениях (в определенных пределах) характеристик остальных ЭДМ при воздействии на КА неизвестных параметрических и внешних возмущений.

3. Показано, что затраты энергии на маневр КА с помощью блока четырех синхронных двигателей меньше, чем затраты энергии на этот же маневр с помощью одного двигателя.

Представляет научный и практический интерес разработка алгоритмов разгрузки ЭДМ при использовании синтезированных алгоритмов.

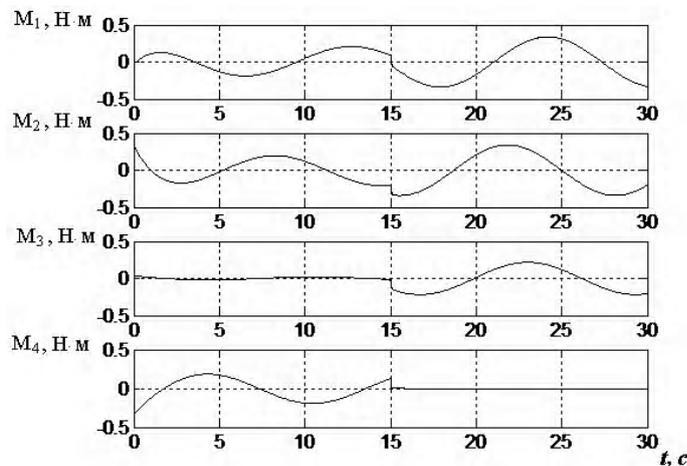


Рис. 3. Моменты двигателей блока ЭДМ

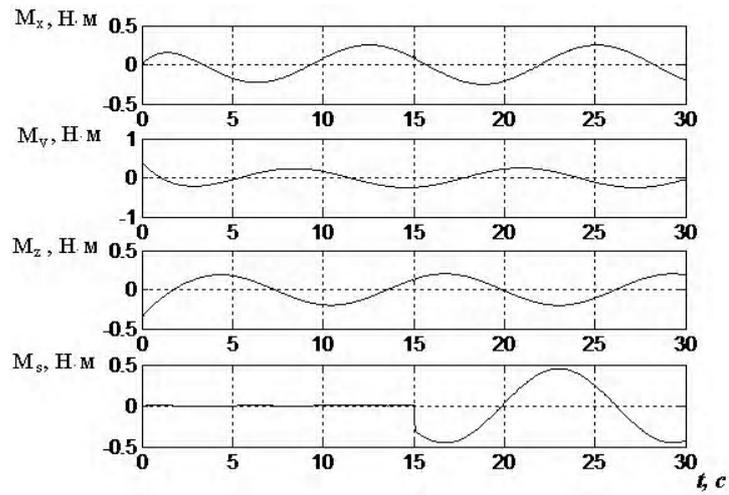


Рис. 4. Моменты по осям x, y, z

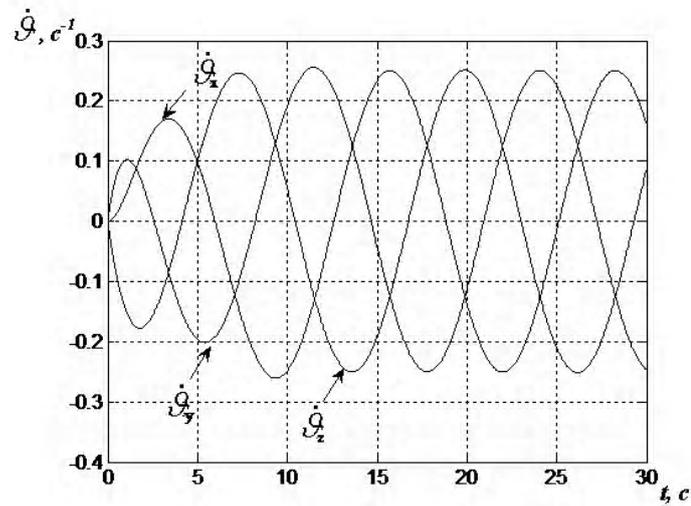


Рис. 5. Графики скоростей поворота по осям x, y, z

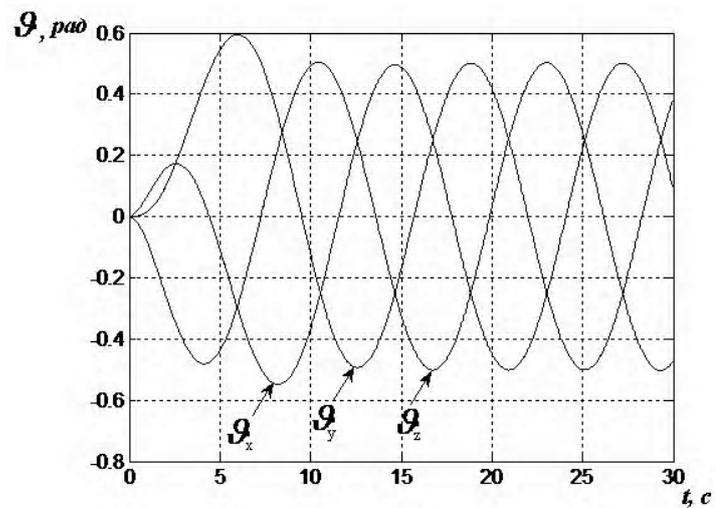


Рис. 6. Угловые отклонения КА по осям x, y, z от базовой системы координат

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Vadali S. R. Optimal open loop and stable feedback control of rigid spacecraft attitude maneuvers / S. R. Vadali, J. L. Junkins // J. Astronautical Sciences. – 1984. – Vol. 32. – N 1. – P. 105–122.
2. Carrington C. K. Optimal nonlinear feedback control for spacecraft attitude maneuvers / C. K. Carrington, J. L. Junkins // J. Guidance, Control, and Dynamics. – 1986. – Vol. 9. – N 1. – P. 99–107.
3. Dodds S. J. Sliding-mode control system for the three-axis attitude control of rigid-body spacecraft with unknown dynamics parameters / S. J. Dodds, A. B. Waller // Int. J. Control. – 1991. – Vol. 54. – N 4. – P. 737–761.
4. Бичай В. Г. Управление космическим аппаратом с избыточными исполнительными органами. / В. Г. Бичай, Е. М. Потапенко // Проблемы управления и информатики. – 1999. – № 4. – С. 129–142.
5. Лебедев Д. В. Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов / Д. В. Лебедев, А. Н. Ткаченко. – К. : Наукова думка, 2006. – 298 с.
6. Земляков С. Д. Реконфигурация систем управления летательными аппаратами при отказах (Обзор) / С. Д. Земляков, В. Ю. Рутковский, А. В. Силаев // Автоматика и телемеханика. – 1996. – № 1. – С. 3–20.
7. Потапенко Е. М. Синтез и анализ робастной системы управления маневрирующего космического аппарата. / Е. М. Потапенко, В. Г. Бичай // Космические исследования. – 1998. – Т. 36. – № 4. – С. 399–406.
8. Лебедев Д. В. Системы инерциального управления. Алгоритмические аспекты / Д. В. Лебедев, А. И. Ткаченко. – К. : Наук. думка, 1991. – 208 с.
9. Потапенко Е. М. Робастное управление маневрирующим упругим космическим аппаратом / Е. М. Потапенко, В. Г. Бичай // Проблемы управления и информатики. – 1998. – № 4. – С. 72–85.
10. Ключев В. И. Теория электропривода. Учебник для вузов / В. И. Ключев – М. : Энергоатомиздат, 2001. – 704 с.

Надійшла до редакції 11.03.2011

Деєв С.Г., Потапенко Є.М. Оптимальне робастне керування космічним апаратом з надмірною кількістю електродвигунів-маховиків

Синтезовано алгоритми розподілу керуючих моментів між чотирма ЕДМ, що мінімізують споживану потужність в штатному режимі. Отримано енергетичні характеристики систем ЕДМ. Розроблені алгоритми перевірено комп'ютерним моделюванням, що підтвердило їх працездатність при виході з ладу одного (будь-якого) ЕДМ, невідомих змінах характеристик інших ЕДМ та впливі на КА невідомих зовнішніх і параметричних збурень.

Ключові слова: космічний апарат, керування, оптимальність, робастність, надлишкові виконавчі органи.

Deev S., Potapenko E. Optimal robust control of spacecraft with redundant electric motors-flywheels

The authors have synthesized the algorithms of control moments distribution between four electrical motors-flywheels (EMF), which minimize power consumption in the normal mode. Power characteristics of EMF systems have been obtained. The developed algorithms were verified by computer modeling which confirmed their efficiency in case of one (any) EMF failure, unknown changes of other EMF characteristics and influence of unknown external and parametric disturbances on the SC.

Key words: spacecraft, control, optimality, robustness, redundant executive units.

УДК 681.513.685

Канд. техн. наук А. Е. Казурова, д-р техн. наук Е. М. Потапенко

Запорожский национальный технический университет

РОБАСТНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ НАВЕДЕНИЕМ И СТАБИЛИЗАЦИЕЙ ВООРУЖЕНИЯ БРОНИРОВАННОЙ МАШИНЫ

Рассматривался метод комбинированного управления с оценкой вектора неопределенности и вектора состояния. Разработанные теоретические положения применены для системы стабилизации и наведения вооружения бронированной машины.

Ключевые слова: высокоточное позиционное управление, многомассовый объект, робастность, двухмассовая упругая система, наблюдатель неопределенности, наблюдатель вектора состояния, нелинейное трение, система стабилизации и наведения вооружения.