

УДК 681.5.015:629.7.05

А. Г. Меланченко

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

ОТКАЗОУСТОЙЧИВОЕ УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ НАБЛЮДЕНИЯ ЗЕМЛИ С ИЗБЫТОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИЕЙ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ

Рассматривается проблема реконфигурации системы автоматического управления космическим аппаратом наблюдения Земли при отказах основных исполнительных органов — двигателей-маховиков. Анализируются избыточные конфигурации двигателей-маховиков, известные из современной научно-технической литературы. Предложен подход к организации управления с использованием избыточной конфигурации типа «пирамида», в том числе при наличии отказов, и метод диагностики, использующий математическую модель двигателя-маховика.

АКТУАЛЬНОСТЬ ТЕМЫ

Разработка систем управления для перспективных космических аппаратов (КА) требует обязательного учета возможности возникновения отказов в системе и средств обеспечения ее работоспособности в условиях отказов. В замкнутой системе автоматического управления (САУ) сбой в работе любого из ее основных компонентов — командных приборов, регулятора (сейчас, как правило, регулятор реализуется на основе бортового компьютера с соответствующим программно-алгоритмическим обеспечением) или исполнительных органов, могут как усиливаться, приводя к полной неработоспособности системы, так и маскироваться, до тех пор пока отказ системы не становится неизбежным. В свою очередь, отказ САУ практически всегда приводит к невозможности выполнения миссии КА.

Выход видится в придании САУ свойства отказоустойчивости, понимаемого в современной теории автоматического управления [2], как свойство системы автоматически восстанавливать свою работоспособность при отказах ее компонентов. Необходимыми условиями обеспечения отказоустойчивости является наличие в системе избыточности и устройства (алгоритма)

защитной сигнализации, извещающего САУ о возникновении отказа и необходимости его парирования.

Для КА наблюдения Земли работа САУ предусматривает чередование быстрых разворотов, требующих от системы создания больших управляющих моментов, с участками стабилизации или медленного углового движения с малыми управляющими моментами. Поэтому избыточная конфигурация двигателей-маховиков (ДМ), которые для малых КА наблюдения чаще всего используются в качестве основных исполнительных органов САУ, должна не только обеспечивать системе свойство отказоустойчивости, но и позволять оптимальным образом реализовывать типовые режимы управления.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Необходимо синтезировать отказоустойчивую конфигурацию двигателей-маховиков, оптимальную для решения задач системы автоматического управления космическим аппаратом наблюдения Земли, а также алгоритм обнаружения и локализации отказов ДМ.

Синтез избыточной конфигурации двигателей-маховиков для управления КА наблюдения Земли. Двигатели-маховики относятся (наряду с силовыми гироскопами) к классу инерционных исполнительных органов САУ КА, которые обес-

печивают перераспределение кинетического момента между ротором самого ДМ и корпусом КА. При изменении скорости вращения ротора ДМ создает управляющий момент, действующий вдоль оси вращения ротора. Таким образом, для управления трехосной ориентацией КА необходимо, как минимум, три ДМ, оси роторов которых параллельны осям связанной с КА системы координат (ССК). Такую конфигурацию принято называть «классической».

Очевидно, что «классическая» конфигурация ДМ не обладает избыточностью, и выход из строя любого ДМ приводит к отказу САУ. Полное аппаратное резервирование ДМ (установка по каждой оси ССК двух ДМ, один из которых находится в «холодном» резерве) для малых КА, как правило, неприемлемо из-за недопустимого возрастания массы аппаратуры САУ, поэтому еще в 1970-х гг. НАСА стандартизовало простейшую избыточную конфигурацию ДМ — так называемый «стандарт НАСА» [1].

Для описания избыточных конфигураций ДМ удобно использовать понятие «опорного тела» — той или иной простой геометрической фигуры, к элементам которой (ребрам, граням и т. п.) привязаны оси вращения роторов ДМ и/или оси ССК КА. Для конфигурации «стандарт НАСА» в качестве такого тела рассматривается куб, в одной из вершин которого находится начало ССКО_С (рис. 1), а оси ССК X_C , Y_C , Z_C (оси крена, тангажа и рыскания соответственно) совпадают с ребрами куба, выходящими из этой вершины. Оси роторов трех ДМ, называемых «основными», или «активными», параллельны, как и в случае «классической» конфигурации, осям ССК (ребрам опорного куба), а ось четвертого, «резервного» ДМ, установлена под равными углами к ним, т. е. параллельна большой диагонали куба, выходящей из вершины O_C .

Такая конфигурация, очевидно, обеспечивает устойчивость САУ к отказу одного любого из «основных» ДМ — вместо него в работу вводится «резервный» ДМ. При этом алгоритм управления избыточной конфигурацией ДМ (под которым будем понимать алгоритм преобразования трехмерного вектора вычисленных регулятором управляющих моментов M_C в проек-

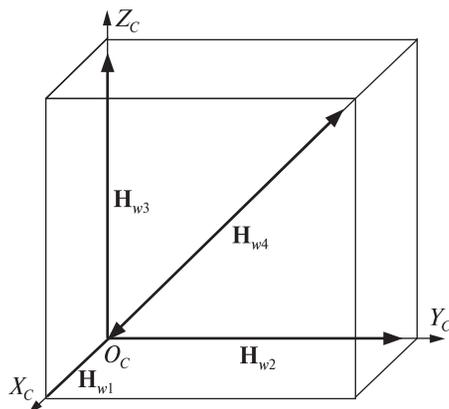


Рис. 1. Избыточная конфигурация двигателей-маховиков по «стандарту НАСА»

циях на оси ССК в четырехмерный вектор $M_W = (M_1, M_2, M_3, M_4)^T$ управляющих сигналов на ДМ) практически не отличается от алгоритма, используемого в случае «классической» конфигурации, поскольку один из компонентов вектора M_W всегда равен нулю, так как в любой момент времени работает только три ДМ.

На рис. 1 используются следующие обозначения: $O_C X_C Y_C Z_C$ — связанная с КА система координат (ССК), H_{wi} ($i = 1, 2, 3, 4$) — кинетический момент i -го ДМ.

В реальных миссиях наблюдения Земли практически всегда имеет место ситуация, когда необходим быстрый разворот КА вокруг одной оси (в одном канале управления) при сравнительно медленных движениях по двум другим каналам. Например, при проведении объектовой съемки необходимо разворачивать КА по крену на большие (до 70 – 80°) для последовательного наведения линии визирования съемочной аппаратуры на различные объекты наблюдения; при этом диапазоны изменения углов тангажа и рыскания за то же время составляют всего несколько градусов. С другой стороны, при проведении внутривитковой стереосъемки необходимо проводить быстрые развороты КА по тангажу, но при этом требуемые скорости разворота по крену и рысканию также меньше более чем на порядок величины.

Отсюда возникает задача синтеза такой избыточной конфигурации ДМ, которая бы не толь-

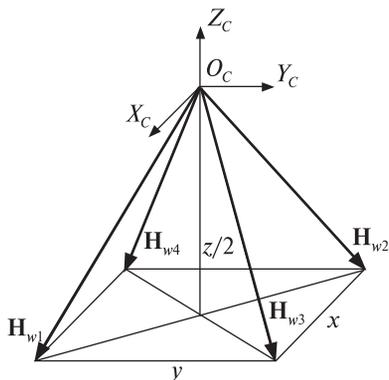


Рис. 2. Избыточная конфигурация двигателей-маховиков «пирамида»

ко придавала САУ свойство отказоустойчивости, но и обеспечивала бы при одновременном задействовании всех четырех ДМ повышение эффективности управления в каналах крена или тангажа (возможно, за счет допустимого снижения эффективности управления в канале рыскания). Избыточная конфигурация ДМ по «стандарту НАСА» обладает ограниченными возможностями повышения эффективности управления — при включении «резервного» ДМ в дополнение к трем «основным» эффективность управления в одном любом канале может быть увеличена не более чем в $\sqrt{3}$ раз (в предположении равенства моментов инерции КА относительно осей ССК).

Более перспективны в этом смысле неортогональные избыточные конфигурации ДМ, например предложенная в работе [1] модификация конфигурации четырех ДМ, разработанной компанией «Дженерал Электрик» (GE), названная «модифицированная GE», или «пирамида» (рис. 2).

В качестве опорного тела для установки ДМ по этой схеме выбрана пирамида высотой $z/2$, в основании которой лежит прямоугольник со сторонами x и y , параллельными осям $O_C X_C$ и $O_C Y_C$ ССК КА соответственно, а вершина совпадает с началом ССК — точкой O_C . Боковые ребра пирамиды наклонены к ее основанию под равными углами. Осью симметрии пирамиды является ось $O_C Z_C$ ССК. Оси вращения роторов четырех ДМ параллельны боковым ребрам пирамиды.

Матрица установки ДМ в ССК имеет вид

$$D_M = \frac{1}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}} \begin{vmatrix} x & -x & x & -x \\ -y & y & y & -y \\ -z & -z & -z & -z \end{vmatrix}.$$

Для получения равной эффективности по всем каналам управления параметры пирамиды (длины сторон основания x и y и высота $z/2$) должны быть прямо пропорциональны осевым моментам инерции КА относительно соответствующих осей ССК, т. е.

$$x = K \cdot J_{xx},$$

$$y = K \cdot J_{yy},$$

$$z = K \cdot J_{zz},$$

где K — коэффициент пропорциональности.

Если при управлении быстрыми вращениями КА необходимо получить различную эффективность управления по каналам САУ, то в рассмотрение вводятся максимальные по модулю значения угловых ускорений КА в каналах управления $\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z$. Тогда параметры пирамиды определяются по следующим формулам:

$$x = K \cdot J_{xx} \cdot \epsilon_x,$$

$$y = K \cdot J_{yy} \cdot \epsilon_y,$$

$$z = K \cdot J_{zz} \cdot \epsilon_z.$$

Так, например, если параметры пирамиды выбираются из условия, что эффективность управления в каналах крена и тангажа должна быть одинаковой, а в канале рыскания — в k раз меньше, то формулы для определения параметров пирамиды имеют вид

$$x = K \cdot J_{xx},$$

$$y = K \cdot J_{yy},$$

$$z = \frac{K \cdot J_{zz}}{k}.$$

Такая конфигурация обеспечивает повышение эффективности управления в канале крена (тангажа) в пределе до $2\sqrt{2}$ раз (практически с учетом реального соотношения осевых моментов инерции КА — в 2.3...2.5 раза). Еще более важно то, что это свойство сохраняется и при отказе одного из четырех маховиков: теоретический предел повышения эффективности управления в канале крена (тангажа) снижается до

$1.5\sqrt{2}$ раз, а практический — до 1.7...2.0 раза, но это все равно заметно выше, чем для конфигурации по «стандарту НАСА».

Однако алгоритм управления избыточной конфигурацией ДМ «пирамида», как и любой другой неортогональной конфигурацией, предусматривающей одновременную работу всех четырех ДМ, требует выполнения преобразования

$$\mathbf{M}_C \Rightarrow \mathbf{M}_W. \quad (1)$$

Эта задача может быть решена как численными методами (в работе [1] предлагалось использовать для этого симплекс-метод линейного программирования), так и аналитически. В отчете [4] предложено выполнять указанное преобразование путем умножения вектора \mathbf{M}_C на матрицу \mathbf{D}_M^+ , псевдообратную матрице \mathbf{D}_M установки ДМ в ССК, показано ее существование и единственность и приведена формула для нахождения матрицы \mathbf{D}_M^+ :

$$\mathbf{D}_M^+ = \mathbf{D}_M^T \cdot (\mathbf{D}_M \cdot \mathbf{D}_M^T)^{-1}. \quad (2)$$

Однако решение задачи (1) методом псевдообращения матрицы \mathbf{D}_M дает однозначный результат только для случая исправности всех четырех ДМ. При выходе одного из них из строя для сохранения заданного качества управления КА необходимо изначально выбрать матрицу коэффициентов обратной связи САУ такой, чтобы управляющие моменты системы с отказавшим ДМ были бы теми же (с учетом очевидного снижения эффективности управления), что и у исправной системы.

Пусть функционирование исправной системы управления описывается уравнениями

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}_0 \mathbf{x} + \mathbf{B}_0 \mathbf{u}, \\ \mathbf{u} &= \mathbf{K}_0 \mathbf{x}, \end{aligned}$$

где \mathbf{x} и \mathbf{u} — соответственно векторы состояния и управления, \mathbf{A}_0 — матрица параметров объекта управления в отсутствие отказов, \mathbf{B}_0 — матрица эффективности ДМ, \mathbf{K}_0 — матрица коэффициентов обратной связи САУ.

Пусть далее в результате отказа одного из ДМ (вопросы диагностики отказов будут рассмотрены ниже) матрица эффективности ДМ стала равна \mathbf{V} . Необходимо пересчитать матрицу \mathbf{K} так, чтобы правая часть первого уравнения при

подстановке в него второго уравнения была одинаковой для исправной системы и для системы с отказами.

Точное решение, получаемое по методу псевдообращения, имеет вид

$$\mathbf{K} = \mathbf{V}^+ \mathbf{B}_0 \mathbf{K}_0, \quad (3)$$

где \mathbf{V}^+ — матрица, псевдообратная к матрице \mathbf{V} и определяемая аналогично (2). Как показано в работе [2], точное решение (3) возможно лишь в том случае, если матрица \mathbf{V} имеет полный ранг по строкам. Однако в часто встречающемся на практике случае, когда вследствие отказа типа «нарушение обмена» в САУ i -й ДМ перестает воспринимать команды регулятора, i -й столбец матрицы \mathbf{V} обнуляется, и (3) может иметь лишь приближенное решение. Обзор методов поиска приближенного решения (3) также приведен в работе [2]. Выбор оптимального метода управления ДМ в описанном случае представляет собой самостоятельную задачу.

Во всяком случае можно констатировать, что поскольку возникает необходимость перестройки алгоритма управления ДМ после возникновения отказа, актуальной является задача оперативного обнаружения отказа ДМ в САУ и его локализации, т. е. определения конкретного ДМ, вышедшего из строя.

Система обнаружения и локализации отказов двигателей-маховиков. Проблема обнаружения и локализации отказов FDI (Fault Detection and Isolation) является одной из ключевых в концепции обеспечения отказоустойчивости системы автоматического управления. Для ее решения в состав САУ обычно вводят специальную систему обнаружения и локализации отказов (СОЛО), обеспечивающую формирование предупреждающего сигнала, свидетельствующего о наличии отказа в САУ и инициирующего запуск процедуры парирования отказа/восстановления работоспособности САУ.

Система обнаружения и локализации отказов должна обладать достаточно высокой чувствительностью, позволяющей обнаруживать малейшие отклонения в параметрах контролируемой системы. При этом формирование предупреждающего сигнала должно осуществляться как

можно раньше, до того как нарушение в работе отдельного элемента системы приведет к ее полной неработоспособности и срыву выполнения миссии. Однако для таких систем, как САУ КА, подверженных в процессе функционирования воздействию различных возмущений и помех, не менее важным свойством СОЛО является фильтрация «ложных тревог», то есть событий, внешне проявляющихся как отказы, но обусловленных воздействием возмущений и помех.

Следует также заметить, что применительно к САУ КА задачи СОЛО существенно различаются в зависимости от фазы жизненного цикла системы. На этапе проектирования и наземной экспериментальной отработки САУ и КА в целом важно детальное диагностирование отказов, позволяющее выявить «узкие места» в создаваемой системе и до запуска КА предпринять необходимые корректирующие действия. В процессе полета КА на первое место выходит оперативность обнаружения отказа, что позволяет реконфигурировать САУ для новых условий и минимизировать ущерб для задач миссии. При этом желательно сохранить и передать на Землю максимальный объем диагностической информации, что позволит в дальнейшем проанализировать возможные причины отказа и учесть их в следующих проектах.

Наиболее распространенными в настоящее время методами обнаружения и локализации отказов являются методы, основанные на использовании моделей объекта контроля (ОК), называемые в работе [2] методами «аналитического резервирования». Эти методы предусматривают формирование «эталонного» вектора состояния ОК путем математического моделирования его поведения. Полученный «эталонный» вектор состояния сравнивается с реальным вектором состояния ОК, и по рассогласованию между ними делается вывод о наличии отказа, а характер рассогласования позволяет судить о локализации отказа. Построение СОЛО на базе наблюдателя позволяет совместить в одной системе решение задач обнаружения отказов и фильтрации «ложных тревог».

Аппаратное резервирование постепенно сдает свои позиции, особенно для малых КА, в силу

ограниченности ресурсов, которые могут быть выделены на борту для дополнительного оборудования. Вместе с тем рассмотренная выше избыточная конфигурация ДМ типа «пирамида», предполагающая использование всех четырех ДМ для повышения эффективности управления в канале САУ, может позволить решить часть задач СОЛО с использованием аппаратной избыточности.

В самом деле, предложенный метод псевдообращения матрицы установки ДМ в ССК для выполнения преобразования (1) предусматривает подачу одинаковых сигналов управления на все четыре ДМ. В этом случае сигналы обратной связи, формируемые тахогенераторами ДМ в регулятор, также должны быть одинаковыми (с точностью до разброса индивидуальных параметров ДМ, которые всегда контролируются и паспортизируются в процессе их изготовления). Таким образом, факт выхода сигнала тахогенератора одного из ДМ за допустимые пределы может также использоваться в качестве условия формирования СОЛО предупреждающего сигнала.

Помимо аналитического резервирования, известны и другие подходы к решению задач СОЛО без использования аппаратной избыточности. Так, в работах [5] и [7] было предложено осуществлять диагностику бортового оборудования КА путем формирования таблиц решений с использованием помеченных ориентированных графов. Входами таблиц являлись данные телеметрии о состоянии ОК, а выходами — заключение о его нормальном функционировании или гипотезы о возможных отказах. Однако этот подход был ориентирован в основном на анализ гипотез и принятие решений по ним операторами Центра управления полетом КА; эффективная реализация его средствами бортовой САУ видится проблематичной.

Также в последние годы активно развиваются подходы к решению задач обнаружения и локализации отказов, использующие различные методы искусственного интеллекта (нейронные сети, алгоритмы нечеткой логики, экспертные системы и т. д.).

Перейдем теперь к математической модели ДМ как объекта контроля. Модель «идеального»

ДМ как исполнительного органа САУ КА может быть разработана на основе законов Ньютона (рис. 3).

Кинетический момент двигателей-маховиков H равен произведению момента инерции ротора J на скорость его вращения ω . Согласно третьему закону Ньютона реактивный момент M_{out} , развиваемый ДМ и приложенный к КА, равен по величине и противоположен по направлению эффективному крутящему моменту привода M_0 , который разгоняет или тормозит ротор.

С другой стороны, согласно второму закону Ньютона реактивный момент определяется как

$$M_{out} = -M_0 = -\frac{\partial H}{\partial t} = -J \frac{\partial \omega}{\partial t},$$

откуда

$$\omega(t) = \frac{1}{J} \int M_0 dt.$$

Согласно рис. 3 эффективный крутящий момент M_0 привода ДМ равен заданному моменту M_k , формируемому устройством управления ДМ в соответствии с напряжением командного сигнала регулятора U_k , за вычетом момента сопротивления M_c . Тогда передаточная функция такой модели «идеального» ДМ будет иметь вид

$$T(s) = \frac{JK_y s}{Js + k_{MC}}.$$

Модель «идеального» ДМ является линейной, и удобна для понимания его поведения в системе, однако она не учитывает реальных особенностей ДМ, и поэтому мало пригодна для использования в СОЛО.

В работе [6] была разработана подробная математическая модель ДМ с асинхронным приводом и релейной регулировочной характеристикой, используемого в режиме импульсного управления. Однако в последнее время все большее распространение получают ДМ с приводом на основе бесконтактного двигателя постоянного тока (Brushless DC Motor), имеющие, по сравнению с асинхронными приводами, более высокую удельную мощность и надежность, и лучшие возможности регулирования момента. Именно такие ДМ используются в КА «Egyptsat-1» и «Січ-2», созданных ГП «КБ «Южное» им. М. К. Янгеля» в течение последнего десятилетия.

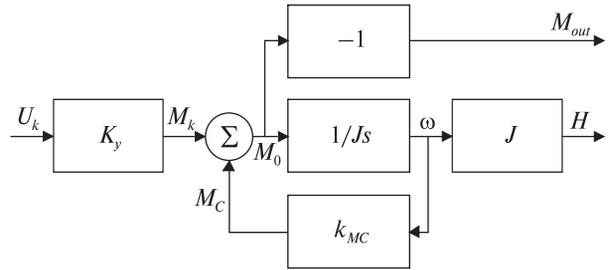


Рис. 3. Модель «идеального» двигателя-маховика

Рассмотрим основные дополнения, которые необходимо ввести в модель «идеального» ДМ (рис. 3), чтобы сделать ее пригодной для решения задач обнаружения и локализации отказов.

Привод на основе бесконтактного двигателя постоянного тока с точки зрения регулирования развиваемого момента представляет собой, по существу, источник тока, управляемый напряжением, с коэффициентом усиления G_d . Также привод характеризуется коэффициентом передачи момента привода k_t , который представляет собой коэффициент пропорциональности между величинами входного тока I_m и момента привода M_k : $K_y = G_d k_t$.

Современные ДМ обязательно имеют встроенный ограничитель скорости вращения ротора ω , обеспечивающий ее удержание в безопасных пределах. Этот узел постоянно контролирует скорость вращения ротора, и как только ее значение превышает пороговый уровень ω_s , подает измеренное значение через отрицательную обратную связь с большим коэффициентом усиления k_s в устройство формирования напряжения управления. Подключение отрицательной обратной связи обеспечивается единичной ступенчатой функцией (функцией Хевисайда) H_s :

$$H_s = \begin{cases} 1, & \text{если } |\omega| > \omega_s, \\ 0, & \text{если } |\omega| \leq \omega_s. \end{cases}$$

При снижении напряжения на шине питания ДМ возможно уменьшение момента, развиваемого приводом при высоких скоростях вращения ротора, из-за возрастания противо-ЭДС привода k_e . Поэтому в модели необходимо учитывать нелинейную зависимость тока на шине питания двигателей-маховиков $I_{пит}$ от входно-

го тока привода I_m , скорости вращения ротора ω и напряжения питания $U_{\text{пит}}$. В случае, когда питание по шине перестает поступать, например при торможении ДМ и рекуперации мощности в бортовую сеть КА, падение напряжения блокируется функцией Хевисайда H_b :

$$H_b(l) = \begin{cases} 1, & \text{если } l > 0, \\ 0, & \text{если } l \leq 0. \end{cases}$$

Кроме того, в схеме предусматривается защитный диод, включенный в обратной полярности с падением напряжения 1.0 В, также подключаемый функцией Хевисайда H_b . Зависимость тока на шине питания двигателей-маховиков $I_{\text{пит}}$ от входного тока привода I_m , скорости вращения ротора ω и напряжения питания $U_{\text{пит}}$ в первом приближении описывается формулой [7]

$$I_{\text{пит}} = \left(\frac{1}{U_{\text{пит}} - 1} \right) (I_m^2 R_M + 0.04 |I_m| U_{\text{пит}} + P_q + \omega I_m k_e).$$

Модель ДМ, как любого электромеханического устройства, требует учета моментов сопротивления от сил трения, снижающих полезный выходной момент. Трение можно разделить на вязкое, обусловленное влиянием смазки подшипниковых опор ротора, и сухое, обусловленное качением шариков в опорах. Поскольку вязкость смазки зависит от температуры, коэффициент передачи момента сопротивления от сил вязкого трения k_{MB} , зависящий от скорости вращения ротора ω и температуры T , в первом приближении описывается следующей формулой [7] (размерность k_{MB} — мНм/с):

$$k_{MB} = \frac{1}{\omega} \left(0.49 - \frac{0.02}{1^\circ\text{C}} (T + 30^\circ\text{C}) \right).$$

Коэффициент k_{MC} передачи момента сопротивления от сил сухого трения не зависит от скорости вращения ротора, однако при изменении направления скорости вращения ротора изменяется знак этого момента.

Динамика смазки в шарикоподшипниковых опорах ротора вызывает колебания момента привода на сверхнизких частотах, которых принято называть шумовыми колебаниями момента. Паразитный момент M_a , вызванный поведением смазки, в первом приближении описыва-

ется следующей формулой [7]:

$$M_a = J \theta_a \omega_a^2 \sin \omega_a t.$$

Моменты сопротивления от сил трения и шумовые колебания момента привода относятся к неидеальностям шарикоподшипниковых опор ротора ДМ. Кроме того, есть также паразитные моменты, обусловленные неидеальностями собственно привода. Они представляют собой высокочастотные колебания момента, и для бесконтактного двигателя постоянного тока связаны с организацией возбуждения двигателя (пульсации момента с частотой коммутации обмоток привода) и конструкцией его магнитной системы (коггинг — колебания момента привода за счет зубцовых составляющих магнитного поля, зависящий от количества полюсов в магнитной системе привода N и скорости вращения ротора ω).

С учетом внесенных дополнений структурная схема модели ДМ с приводом на основе бесконтактного двигателя постоянного тока представлена на рис. 4. В нее введены блоки, позволяющие моделировать поведение ДМ при превышении номинальной скорости вращения ротора, а также зависимость его характеристик от температуры и напряжения питания прибора. Собственно модель ДМ описывается следующими уравнениями:

$$\dot{\omega} = \frac{1}{J} [f_1(\omega) + k_t I_m (f_2(\omega) + 1) - k_{MB} \omega - k_{MC} f_4(\omega) + n],$$

$$\dot{I}_m = G_d \omega_d [f_3(\omega, I_m) - f_5(\omega)] - \omega_d I_m + G_d \omega_d U_k, \quad (4)$$

где

$$f_1(\omega) = C \sin \frac{Nt}{2} \omega$$

— функция, описывающая пульсации момента привода,

$$f_2(\omega) = B \sin 3Nt\omega$$

— функция, описывающая коггинг привода,

$$f_3(\omega, I_m, U_{\text{пит}}) = \frac{e^{-aV(\omega, I_m, U_{\text{пит}})}}{1 + e^{-aV(\omega, I_m, U_{\text{пит}})}} U(\omega, I_m, U_{\text{пит}})$$

— функция, описывающая ограничение момента, развиваемого приводом, по э.д.с, где

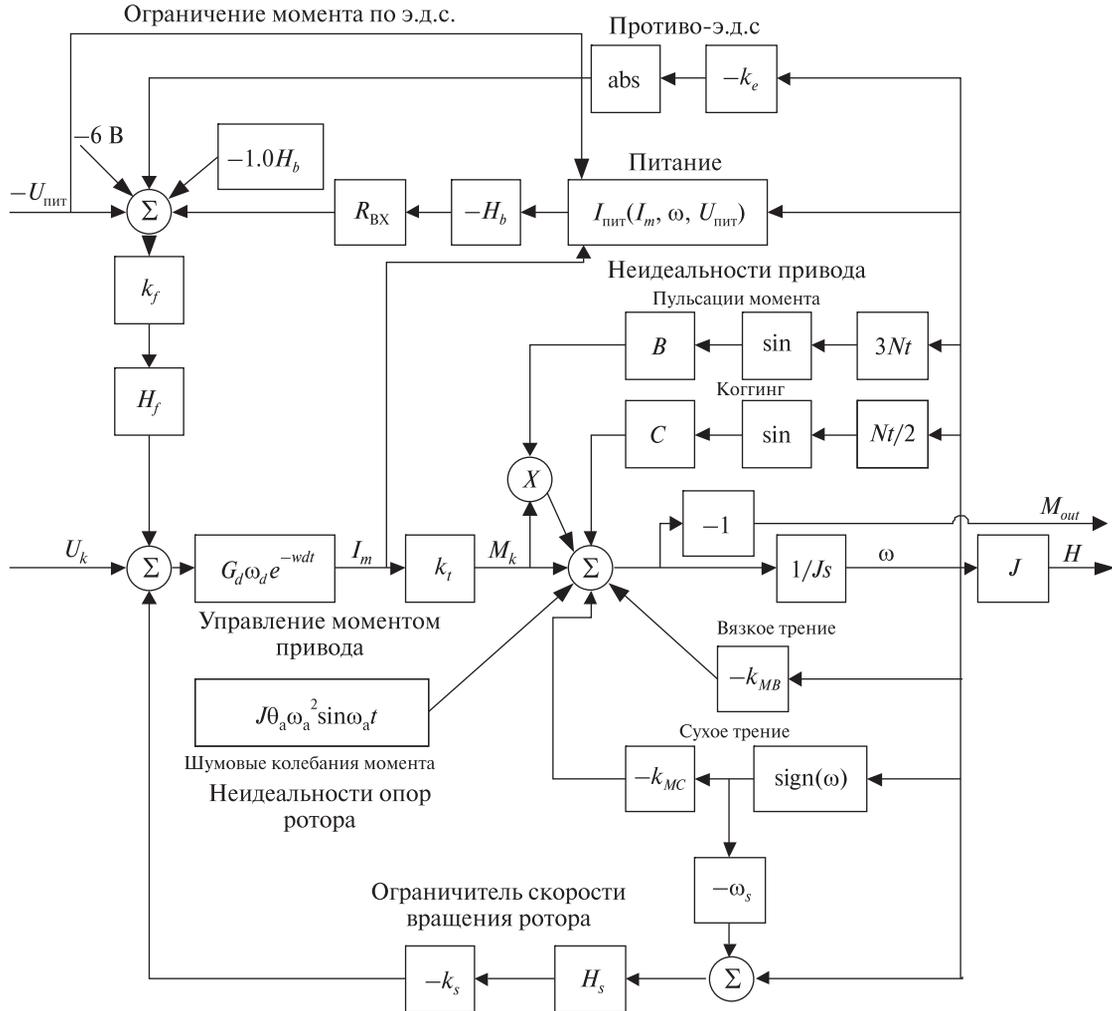


Рис. 4. Структурная схема модели двигателя-маховика с приводом на основе бесконтактного двигателя постоянного тока

$$U(\omega, I_m, U_{\text{пит}}) = k_f \left[U_{\text{пит}} - 6 - \frac{1}{1 + e^{-aI_{\text{пит}}}} (1 + R_{\text{ВХ}} I_{\text{пит}}) - \frac{1 - e^{-ak_e \omega}}{1 + e^{-ak_e \omega}} k_e \omega \right],$$

$$f_4(\omega) = \frac{1 - e^{-a\omega}}{1 + e^{-a\omega}}$$

— функция, описывающая момент сопротивления от сил сухого трения,

$$f_5(\omega) = \frac{k_s [\omega - \omega_s f_4(\omega)]}{2} \left[\frac{1}{1 + e^{-a(\omega - \omega_s)}} + \frac{1}{1 + e^{a(\omega - \omega_s)}} \right]$$

— функция, описывающая поведение ограничителя скорости вращения ротора ДМ, n — параметр, описывающий шумовые колебания мо-

мента привода, U_k — напряжение команды управления ДМ.

Передаточная функция описанной выше подробной математической модели ДМ для одного канала управления замкнутой САУ может быть теперь записана в виде

$$T(s) = \frac{(k_p + k_d s) \frac{JG_d k_t s}{Js + M_d} \cdot \frac{1}{I_{ii} s^2}}{1 + (k_p + k_d s) \frac{JG_d k_t s}{Js + M_d} \cdot \frac{1}{I_{ii} s^2}} = \frac{JG_d k_t k_d s + JG_d k_t k_p}{J I_{ii} s^2 + (M_d I_{ii} + JG_d k_t k_d) s + JG_d k_t k_p},$$

а ее характеристический полином может быть записан в стандартной квадратичной форме:

$$s^2 + \frac{(M_d I_{ii} + JG_d k_t k_d)}{J I_{ii}} s + \frac{JG_d k_t k_p}{J I_{ii}} = s^2 + 2\zeta\omega_n + \omega_n^2.$$

Анализ построенной модели показывает, что с точки зрения обнаружения и локализации отказов ДМ наибольший интерес представляет два ее параметра: коэффициент передачи момента привода k_t , который представляет собой коэффициент пропорциональности между входным током I_m и моментом привода M_k , и коэффициент передачи момента сопротивления от сил вязкого трения k_{MB} , зависящий от скорости вращения ω ротора и температуры T . При этом коэффициент передачи момента привода может рассматриваться как обобщенный показатель состояния электроники привода, а коэффициент передачи момента сопротивления от сил вязкого трения — как показатель состояния опор ДМ. Выше было показано, что характеристики ДМ также существенно зависят от напряжения на шине питания $U_{пит}$, однако это напряжение не зависит от состояния самого ДМ и должно, по видимому, контролироваться другими средствами на борту КА.

Построим теперь наблюдатель, который позволит оценивать состояние ДМ по математической модели (4) и путем сравнения полученных оценок с измеренными параметрами состояния ДМ формировать двухкомпонентный вектор ошибок

$$\mathbf{e} = \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega - \hat{\omega} \\ I_m - \hat{I}_m \end{bmatrix}.$$

Для того чтобы полученный вектор ошибок мог использоваться для целей обнаружения и локализации отказов ДМ, необходимо, чтобы для исправного ДМ его компоненты стремились к нулю. Тогда об отказах будет свидетельствовать превышение ими некоторых пороговых значений (отличных от нуля), правильный выбор которых позволит придать СОЛО определенную степень робастности по отношению к вариации параметров ОК. Кроме того, для исключения «ложных тревог» необходимо подвергнуть полу-

ченный вектор ошибок низкочастотной фильтрации, что позволит ослабить влияние шумов и случайных возмущений на работу СОЛО. В результате фильтрации вектора \mathbf{e} получим искомым вектор невязок \mathbf{r} , который и будет использоваться для диагностики ДМ.

Используя уравнения подробной математической модели ДМ (4), можно записать уравнения наблюдателя в следующем виде:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\omega} \\ \dot{\hat{I}}_m \end{bmatrix} &= \\ &= \left[\frac{1}{J} \left[f_1(\omega) + k_t \hat{I}_m (f_2(\omega) + 1) - k_{MB} \omega - k_{MC} f_4(\omega) \right] + \right. \\ &\quad \left. G_d \omega_d \left[f_3(\omega, \hat{I}_m) - f_5(\omega) \right] - \omega_d \hat{I}_m \right] + \\ &\quad + L \begin{bmatrix} \omega - \hat{\omega} \\ I_m - \hat{I}_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varphi_1(\omega, \hat{I}_m) \\ \varphi_2(\omega, \hat{I}_m) \end{bmatrix} + L \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \end{bmatrix}, \\ \hat{\mathbf{y}} &= \begin{bmatrix} \omega \\ \hat{I}_m \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

Тогда дифференциальные уравнения, описывающие динамику поведения вектора ошибок \mathbf{e} , можно записать в виде

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_1 \\ \dot{e}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varphi_1(\omega, I_m) - \varphi_1(-e_1 + \omega, -e_2 + I_m) \\ \varphi_2(\omega, I_m) - \varphi_2(-e_1 + \omega, -e_2 + I_m) \end{bmatrix} - L \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \end{bmatrix}.$$

Можно показать, что оценки состояния, формируемые наблюдателем, асимптотически сходятся к истинным значениям параметров состояния ДМ. Таким образом, вектор ошибок \mathbf{e} (точнее, результат его низкочастотной фильтрации — вектор невязок \mathbf{r}) может использоваться СОЛО для диагностики отказов ДМ.

ВЫВОДЫ

1. Обоснована целесообразность применения неортогональной избыточной конфигурации двигателей-маховиков типа «пирамида», обеспечивающей существенное повышение эффективности управления в выбранном канале, как в отсутствие отказов, так и при отказе одного любого двигателя-маховика, для построения системы управления космическим аппаратом наблюдения Земли.

2. Разработана подробная математическая модель двигателя-маховика с приводом на основе бесконтактного двигателя постоянного тока, пригодная также для решения задачи обнаружения и локализации отказов двигателей-маховиков в системе управления.

3. Предложен подход к построению системы обнаружения и локализации отказов двигателей-маховиков с применением наблюдателя, формирующего оценки параметров состояния двигателя-маховика на основе его модели. Показана возможность оценивания исправности двигателя-маховика по двум обобщенным параметрам, характеризующим состояние электроники привода и шарикоподшипниковых опор ротора двигателя-маховика.

1. Белоусов К. Г., Меланченко А. Г., Салтыков Ю. Д. Оптимизация пространственной конфигурации маховиков в задачах управления ориентацией спутника // II Междунар. конференция-выставка: Малые спутники. Новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке. — Королев Московской обл., 2000. — С. 1.
2. Земляков С. Д., Рутковский В. Ю., Силаев А. В. Реконфигурация систем управления летательными аппаратами при отказах // Автоматика и телемеханика. — 1996. — № 1. — С. 3—20.
3. Колюхов С. Н., Меланченко А. Г., Спиридонов В. В. Об одной задаче моделирования полета космического аппарата // Ракетно-космическая техника: Науч.-техн. сб. Сер. 1. — ГОНТИ-3, 1991. — Вып. 1. — С. 68—78.
4. Краузе В. В., Макаров А. Л., Меланченко А. Г., Хорошилов В. С. ОКР «Січ-2М». Разработка математической модели и блока программы для анализа систем управления КА с неортогональными схемами установки двигателей-маховиков. Научно-технический отчет // ГП «КБ «Южное». — Січ-2М.447.312ОТ. — Днепропетровск, 2011. — 33 с.

5. Меланченко А. Г. Моделирующий алгоритм диагностики аппаратуры изделия // Научно-практические аспекты создания АСУ космических войск и орбитальных группировок: Тез. докл. VIII НТК. — В/ч 32103, 1986. — С. 225.
6. Меланченко А. Г. Методы обеспечения длительного ресурса системы ориентации геостационарного спутника связи: Дис. ... канд. техн. наук. — Днепропетровск, 2012. — 221 с. — Машинопись.
7. Bialke B. High fidelity mathematical modeling of reaction wheel performance // *Adv Astron. Sci.* — 1998. — **98**. — P. 483—496.

Стаття надійшла до редакції 28.01.13

О. Г. Меланченко

ВІДМОВСТІЙКЕ КЕРУВАННЯ КОСМІЧНИМ АПАРАТОМ СПОСТЕРЕЖЕННЯ ЗЕМЛІ З НАДЛИШКОВОЮ КОНФІГУРАЦІЄЮ ДВИГУНІВ-МАХОВИКІВ

Розглядається проблема реконфігурації системи автоматичного керування космічним апаратом спостереження Землі при відмові основних виконавчих органів — двигунів-маховиків. Аналізуються надлишкові конфігурації двигунів-маховиків, відомі із сучасної науково-технічної літератури. Пропонується підхід до організації керування з використанням надлишкової конфігурації типу «піраміда», зокрема при наявності відмови, та метод діагностування, що використовує математичну модель двигуна-маховика.

A. G. Melanchenko

FAULT-TOLERANT CONTROL OF EARTH OBSERVATION SATELLITE WITH REDUNDANT CONFIGURATION OF REACTION WHEELS

We discuss the problem of reconfiguration of the Earth observation spacecraft's attitude control system when the primary actuators, reaction wheels, are failed. Some known redundant configurations of reaction wheels are analyzed. We propose an approach to attitude control with the use of «pyramid» redundant configuration including one at presence of faults and reaction wheel model-based diagnosis method.