

УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ МАЛОГО СПУТНИКА С УЧЕТОМ ОТКАЗОВ В СИСТЕМЕ РАЗГРУЗКИ КИНЕТИЧЕСКИХ МОМЕНТОВ МАХОВИКОВ

Моделируется процесс управления ориентацией малого спутника, имеющего в качестве исполнительных органов три маховика. Для разгрузки кинетических моментов маховиков на спутнике применяются электромагнитные катушки. Рассматривается влияние отказов в работе одного из двух бортовых магнитометров на разгрузку кинетических моментов маховиков.

Введение

Совокупность задач управления спутником, определяет состав бортового оборудования и выбор типа системы управления. Современный спутник может использовать в процессе управления ориентацией различные физические принципы и закономерности: реактивные, гравитационные, магнитные, аэродинамические, с использованием солнечного паруса и др. Каждый тип систем управления, основанный на определенных физических закономерностях, имеет свои достоинства и недостатки.

В то же время чем более широкий круг задач решает современный спутник, тем более существенной становится его потеря, которая может произойти из-за ошибочных решений на этапе проектировании системы управления ориентацией спутника. Поэтому в настоящее время возникает насущная потребность в подробном и достоверном компьютерном моделировании, позволяющем определить влияние тех или иных внешних факторов на поведение спутника, а также найти области допустимых значений параметров и установить состав системы управления. Например, в работе [1] производится компьютерное моделирование законов ориентации бесплатформенных инерциальных навигационных систем в среде MatLab/Simulink.

Кроме компьютерного моделирования в настоящее время разработаны лабораторные стенды для имитационного моделирования [2]. В частности, создан лабораторный стенд для имитационного моделирования вращательного движения малого спутника «Чибис-М», использующего для уменьшения угловой скорости электромагнитные катушки и применяющего маховики для обеспечения заданной ориентации [3]. Создается также лабораторный стенд для получения эффективных алгоритмов управления группой спутников [4], а также разрабатывается лабораторный стенд для системы управления полезной нагрузкой воздушных баллонов, применяющихся для исследования верхних слоев атмосферы [5].

Любимов Владислав Васильевич. Доктор технических наук, доцент, заведующий кафедрой СГАУ (г. Самара).

Малышев Валентин Игоревич, лаборант кафедры СГАУ.

Сёмкин Николай Данилович. Доктор технических наук, профессор, директор Института космического приборостроения СГАУ.

Постановка задачи

Производится компьютерное моделирование процесса функционирования комбинированной системы управления ориентацией малого спутника, содержащей трехосный магнитометр, датчик местной вертикали, три магнитные катушки и три двигателя-маховика, жестко закрепленные на главных осях инерции КА, источник питания, бортовой компьютер.

При моделировании использовались следующие параметры двигателей-маховиков:

управляющий момент 20 мНм
 диапазон изменения частоты вращения 6500 рад/с
 максимальная потребляемая мощность не более 14 Вт
 масса 1,5 кг.

Двигатели-маховики выполнены на основе управляемого моментного бесконтактного двигателя постоянного тока и предназначены для использования в качестве исполнительного органа систем ориентации и стабилизации малых спутников с длительным сроком службы. Функции маховой массы выполняет ротор с постоянными магнитами, расположенными на максимально возможном диаметре. В двигателях-маховиках максимально снижены тормозные моменты. Электродвигатель обеспечивает реверсивное вращение ротора-маховика, его торможение, а величина создаваемого им управляющего момента при этом может плавно меняться в заданном диапазоне в соответствии с сигналом управления, подаваемым на вход двигателя-маховика. Двигатели-маховики предназначены для эксплуатации электромеханических блоков вне герметичного контейнера спутника. Все двигатели-маховики имеют встроенный датчик частоты вращения ротора.

Решение задачи по обеспечению заданной ориентации спутника по местной вертикали включает два этапа. На первом этапе с помощью двигателей-маховиков производится переориентация спутника из начального положения в вертикальное положение с одновременным демпфированием его угловой скорости. На втором этапе осуществляется разгрузка кинетических моментов маховиков, основывающаяся на взаимодействии магнитных полей бортовых катушек с геомагнитным полем.

На первом этапе моделирования (при решении задачи обеспечения заданной ориентации спутника по местной вертикали) производится задание начальных значений – параметров спутника и его орбиты.

В рамках моделирования использовались следующие параметры спутника и параметры орбиты:

габаритные размеры (длина, ширина, высота) 1×1×1,5 м
 форма аппарата параллелепипед
 масса аппарата 150 кг
 высота орбиты 580 км
 наклонение орбиты $\pi/3$ рад
 эксцентриситет орбиты 0,013.

Моделирование процесса ориентации спутника по местной вертикали

Предполагается, что процесс управления пространственной ориентацией спутника осуществляется посредством двигателей-маховиков. При этом выполняется торможение вращательного движения спутника и ориентирование одной из его главных осей по местной вертикали. Положение главной связанной системы координат спутника (ССК) $OXYZ$ относительно орбитальной системы координат (ОСК) $OX_0Y_0Z_0$ можно определять углами Эйлера: θ – угол нутации, ψ – угол прецессии и φ – угол собственного вращения. На рис.1 показаны углы Эйлера и их производные.

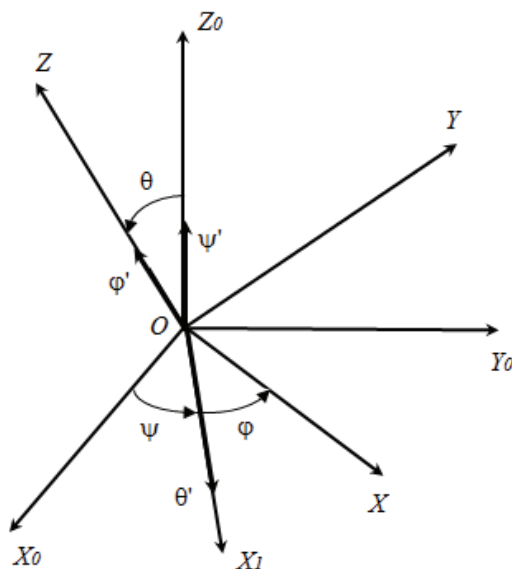


Рис.1. Углы Эйлера

На первом этапе моделирования применялись следующие начальные условия движения КА:

начальные угловые скорости $\omega_x(0), \omega_y(0), \omega_z(0) \dots 5$ град/с,

начальные значения угла нутации, угла прецессии, угла собственного вращения... $\pi/6, \pi/3, \pi/4$ рад.

Однако для определения положения ССК относительно ОСК в данной работе применяются параметры Родрига–Гамильтона $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$. Взаимная зависимость между параметрами Родрига–Гамильтона и углами Эйлера известна из соотношений [6, 7]:

$$\begin{aligned} \lambda_0 &= \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi + \varphi}{2}, \quad \lambda_1 = \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi - \varphi}{2}, \\ \lambda_2 &= \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi - \varphi}{2}, \quad \lambda_3 = \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi + \varphi}{2}. \end{aligned} \quad (1)$$

Кинематические дифференциальные уравнения для нахождения параметров Родрига–Гамильтона имеют традиционный вид [7, 8]:

$$2 \frac{d\lambda_0}{dt} = -\omega_x \lambda_1 - \omega_y \lambda_2 - \omega_z \lambda_3, \quad (2)$$

$$2 \frac{d\lambda_1}{dt} = \omega_x \lambda_0 + \omega_z \lambda_2 - \omega_y \lambda_3, \quad (3)$$

$$2 \frac{d\lambda_2}{dt} = \omega_y \lambda_0 + \omega_x \lambda_3 - \omega_z \lambda_1, \quad (4)$$

$$2 \frac{d\lambda_3}{dt} = \omega_z \lambda_0 + \omega_y \lambda_1 - \omega_x \lambda_2. \quad (5)$$

Здесь $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции вектора угловой скорости $\vec{\omega}$ на оси ССК.

Динамические уравнения Эйлера, описывающие вращения спутника при использовании трех двигателей-маховиков, принимают вид [4]:

$$J \frac{d\vec{\omega}}{dt} + \vec{\omega} \times J \vec{\omega} = \vec{M}_e - \frac{d\vec{H}}{dt} - \vec{\omega} \times \vec{H}, \quad (6)$$

где J – тензор инерции спутника; $\vec{H} = (H_x, H_y, H_z)$ – вектор кинетического момента маховиков в проекциях на оси ССК; $\vec{M}_e$ – вектор внешних моментов, действующих на спутник (сумма моментов от возмущающих воздействий: гравитационных, аэродинамических и других сил).

Для перехода от орбитальной системы координат $OX_0Y_0Z_0$ к связанной с осями спутника системы координат $OXYZ$ используется матрица A [8]:

$$A = \begin{pmatrix} \cos\varphi\cos\psi - \cos\theta\sin\psi\sin\varphi & -\sin\varphi\cos\psi - \cos\theta\sin\psi\cos\varphi & \sin\psi\sin\theta \\ \cos\varphi\sin\psi + \cos\theta\cos\psi\sin\varphi & -\sin\varphi\sin\psi + \cos\theta\cos\psi\cos\varphi & -\cos\psi\sin\theta \\ \sin\varphi\sin\theta & \cos\varphi\sin\theta & \cos\theta \end{pmatrix}.$$

В качестве возмущающих моментов, действующих на спутник, учитывается влияние гравитационного и аэродинамического моментов. Суммарный вектор гравитационного и аэродинамического моментов записывается как

$$\vec{M}_e = \vec{M}_g + \vec{M}_a,$$

где $\vec{M}_g = (M_{gx}, M_{gy}, M_{gz})$ – вектор малого гравитационного момента [9];

$$M_{gx} = \frac{3\mu}{r^3} (I_z - I_y) \eta_2 \eta_3, \quad M_{gy} = \frac{3\mu}{r^3} (I_x - I_z) \eta_1 \eta_3, \quad M_{gz} = \frac{3\mu}{r^3} (I_y - I_x) \eta_1 \eta_2;$$

μ – гравитационная постоянная Земли; элементы матрицы перехода η_1, η_2, η_3 – направляющие косинусы матрицы углов между радиус-вектором положения спутника $\vec{r}$ и направлениями осей X, Y, Z , I_x, I_y, I_z – главные центральные моменты инерции спутника, $I_x = m(h^2 + w^2)/12$; $I_y = m(h^2 + d^2)/12$;

$I_z = m(d^2 + w^2)/12$; h, w, d – габаритные размеры спутника; $h=w=1$ м, $d=1.5$ м;

$\vec{M}_a = (M_{ax}, M_{ay}, M_{az})$ – вектор малого аэродинамического момента,

$\vec{M}_a = \vec{r}_p \times \vec{F}$; $\vec{F}$ – вектор силы лобового сопротивления; модуль вектора силы лобового сопротивления $F = -cS\rho v^2/2$, (F_x, F_y, F_z) – проекции силы лобового сопротивления рассчитываются по аналогии с работой [10]; c – коэффициент

аэродинамического сопротивления ($c < 0$); S – характерная площадь сечения; ρ – плотность атмосферы на высоте орбиты; v – скорость набегающего потока; $\vec{r}_p = (r_{px}, r_{py}, r_{pz})$ – радиус-вектор, определяющий положение центра давления относительно начала связанной системы координат.

Закон управления кинетических моментов маховиков, обеспечивающий асимптотическую устойчивость положения равновесия, когда угловая скорость спутника равна нулю, а матрица A – единичная матрица, определится из решения следующей системы уравнений [3]:

$$\frac{d\vec{H}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{H} = k_1 \vec{S} + k_2 \vec{\omega} - \vec{\omega} \times J \vec{\omega}. \quad (7)$$

Здесь $\vec{S} = (a_{23} - a_{32} \ a_{31} - a_{13} \ a_{12} - a_{21})^T$, $a_{23}, a_{32}, a_{31}, a_{13}, a_{12}, a_{21}$ – недиагональные элементы матрицы A , которые при обращении в ноль углов Эйлера равны нулю (при выполнении условий: $\cos \theta \approx 1$, $\cos \psi \approx 1$, $\cos \varphi \approx 1$, $\sin \theta \approx 0$, $\sin \psi \approx 0$, $\sin \varphi \approx 0$); k_1 и k_2 – коэффициенты управления по угловому положению и угловой скорости соответственно.

Таким образом, вращательное движение спутника и маховиков описывается в виде решения системы уравнений: (2)–(7).

После интегрирования (7) вычисляются угловые скорости маховиков:

$$\omega_{xm} = H_x / I_m, \ \omega_{ym} = H_y / I_m, \ \omega_{zm} = H_z / I_m. \quad (8)$$

Здесь I_m – момент инерции маховика.

Результаты моделирования вращательного движения спутника на этапе обеспечения заданной ориентации по местной вертикали, полученные при численном интегрировании системы уравнений (1)–(6), представлены на рис. 2. На рисунке видно, что уменьшение составляющих угловой скорости $\omega_x(t)$, $\omega_y(t)$, $\omega_z(t)$ при помощи двигателей-маховиков от начальных значений, равных 5 град/с, до значений менее 0.5 град/с удается достигнуть за время ~ 200 с. Результаты численного моделирования показывают, что полученное время торможения вращательного движения спутника на порядок меньше, чем при решении данной задачи посредством только электромагнитных катушек. Из рис. 2, б следует, что за три минуты управления также происходит переориентирование спутника по местной вертикали: угол нутаций θ и угол прецессии ψ принимают постоянное значение $\sim 1^\circ$ (на рис. 2, б стационарное значение угла прецессии ψ близко к -2π радиан, что соответствует нулю), угол собственного вращения φ принимает постоянное значение, отличное от нуля.

Следовательно, задача по переориентированию спутника по местной вертикали с помощью двигателей-маховиков успешно решена. На рис. 3 показано, что в процессе торможения вращения и ориентирования спутника по местной вертикали угловые скорости двигателей-маховиков $\omega_{xm}(t)$, $\omega_{ym}(t)$, $\omega_{zm}(t)$ существенно увеличиваются. Таким образом, использование двигателей-маховиков вместо электромагнитов для ориентации спутника позволяет значительно сократить время, затрачиваемое на ориентацию и переориентацию спутника. В то же время, как было сказано ранее, электромагниты могут быть эффективно использованы для разгрузки кинетического момента маховиков. Поэтому при массе спутника 150 кг и более целесообразно использовать именно

комбинированную систему управления, когда успокоение и ориентация спутника совершаются с помощью двигателей-маховиков, а электромагниты применяются для разгрузки их кинетического момента и являются дублирующими исполнительными органами на случай отказа двигателей-маховиков.

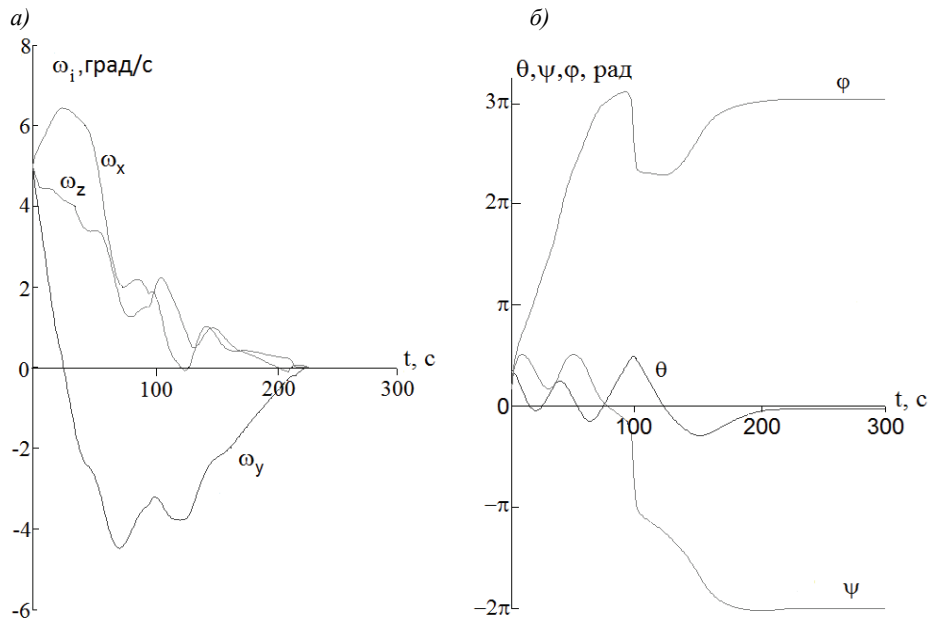


Рис. 2. Изменение составляющих угловой скорости спутника (а) и изменение углов ориентации (б) при ориентировании по местной вертикали

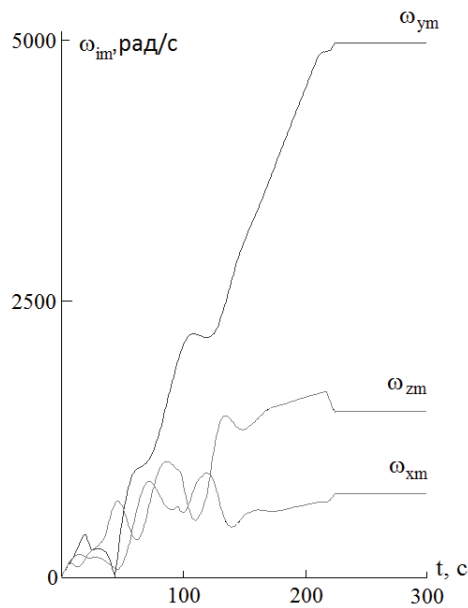


Рис. 3. Изменение скорости вращения маховиков при ориентировании спутника по местной вертикали

Моделирование процесса разгрузки маховиков

На рис. 2 показано, что в процессе переориентирования спутника двигатели-маховики раскручиваются до нескольких тысяч радиан в секунду, что в конечном итоге приводит к достижению ими предельно допустимых величин угловых скоростей. Для дальнейшего использования маховиков в системе управления требуется разгрузить составляющие их кинетического момента.

Магнитные исполнительные органы, например электромагнитные катушки, могут быть использованы для разгрузки кинетического момента маховиков. Предположим, что на спутнике имеются три одинаковые катушки, расположенные вдоль трех осей ССК. При моделировании применялись следующие параметры электромагнитных катушек: внешний радиус катушки 10 мм, внутренний радиус катушки 5.1 мм, длина 0.2 м, площадь поперечного сечения 0.00033 см², максимальный ток 1 А, максимальный магнитный момент 22.5 А·м². В качестве начальных условий ориентации спутника на этапе разгрузки маховиков учитывалось, что начальные угловые скорости спутника $\omega_x(0), \omega_y(0), \omega_z(0)$ равны 0,5 град/с и начальные величины трех углов Эйлера равны 0,5°. Начальная скорость вращения трех маховиков 3000 рад/с.

В рамках моделирования использовался закон управления магнитными моментами катушек следующего вида [11]:

$$\vec{L} = -\frac{k}{B^2} \vec{B} \times \vec{H}, \quad (9)$$

где $\vec{L} = (L_x, L_y, L_z)$ – вектор магнитного момента, создаваемого тремя катушками, расположенными по осям X, Y, Z ; $\vec{B} = (B_x, B_y, B_z)$ – вектор магнитной индукции геомагнитного поля, составляющие которого рассчитываются по известным аналитическим выражениям [12]; k – известная положительная постоянная (коэффициент управления).

На этапе разгрузки маховиков в правой части векторного уравнения (6) следует учесть вектор механического момента, создаваемого электромагнитными катушками $\vec{M}_m$ [11]

$$\vec{M}_m = \vec{L} \times \vec{B}. \quad (10)$$

Изменение составляющих угловой скорости и углов ориентации спутника на этапе разгрузки маховиков представлено на рис. 4.

На этапе разгрузки маховиков с помощью магнитных катушек при использовании закона управления (9) наблюдается уменьшение угловой скорости маховиков, показанное на рис. 4. Одновременно с торможением маховиков происходит некоторое нарушение угловой ориентации спутника (4, б), которое не приводит к существенному изменению величины основного показателя угловой ориентации по местной вертикали – угла нутации θ , так как он остается близким к нулю. Однако углы ψ и ϕ эволюционируют от своих малых значений, сохраняя закономерность $\psi = -\phi$. Результаты моделирования показывают, что за время управления ~ 20 мин данные два угла достигают значений 7 и -7 ° соответственно. На рис. 4, а показана незначительная эволюция составляющих угловой скорости спутника $\omega_x(t)$, $\omega_y(t)$, $\omega_z(t)$, наблюдающаяся при разгрузке маховиков.

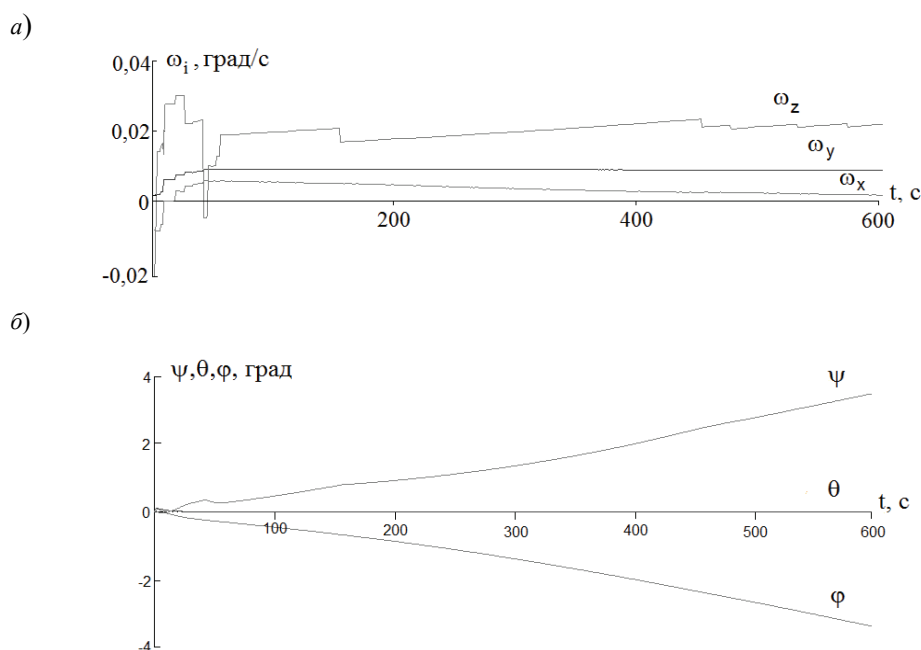


Рис. 4. Изменение составляющих угловой скорости спутника (а) и изменение углов ориентации спутника (б) на этапе разгрузки маховиков

На случай отказа магнитометра в систему управления на спутнике часто устанавливается второй аналогичный магнитометр. В общем случае магнитометры имеют различное расположение на борту, поэтому они будут подвержены различным по величине и направлению возмущениям магнитного поля, следовательно, их показания будут отличаться. В процессе моделирования полагалось, что показания магнитометров отличаются не более чем на 10%. При этом суммарная величина вектора магнитной индукции рассчитывалась следующим образом:

$$\vec{B} = \frac{\vec{B}_1 + x\vec{B}_2}{2}. \quad (11)$$

Здесь $\vec{B}_1, \vec{B}_2$ – векторы индукции, полученные по показаниям «магнитометров» 1 и 2; x – равномерно распределенная на отрезке $[0,9; 1,1]$ случайная величина.

График изменения скорости вращения маховиков при использовании двух работающих магнитометров с учетом выражения (11) аналогичен графику, представленному на рис. 5. Из этого следует, что если оба бортовых магнитометра функционируют в штатном режиме (каждый из магнитометров в течение длительного времени выдает в систему управления по три отличные от нуля составляющие вектора индукции), то результат разгрузки аналогичен случаю с одним магнитометром.

Разгрузка маховиков при отказах в магнитометрах

Отказ одной или нескольких компонент магнитометра – достаточно распространенная неисправность. В данном случае рассмотрим, как отказ одной или нескольких компонент повлияет на работу системы разгрузки маховиков. По-

сколько управление ориентацией спутника осуществляется с помощью двигателей-маховиков, данные с магнитометра необходимы только для использования алгоритма разгрузки маховиков, который осуществляется с помощью электромагнитных катушек.

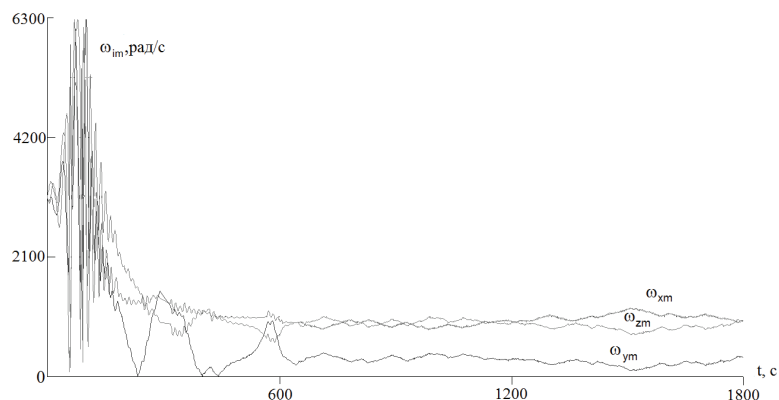


Рис. 5. Изменение скорости вращения маховиков на этапе их разгрузки

Теперь предположим, что в процессе разгрузки (в момент времени $t=1000$ с) один из каналов второго магнитометра вышел из строя, например $B_{2y} = 0$. При этом за счет векторных выражений (9) – (11), механический момент на двух катушках из трех уменьшится, что приведет к ухудшению результатов разгрузки маховиков. Изменение скорости вращения маховиков при отказе одного канала второго магнитометра ($B_{2y} = 0$) представлено на рис. 6.

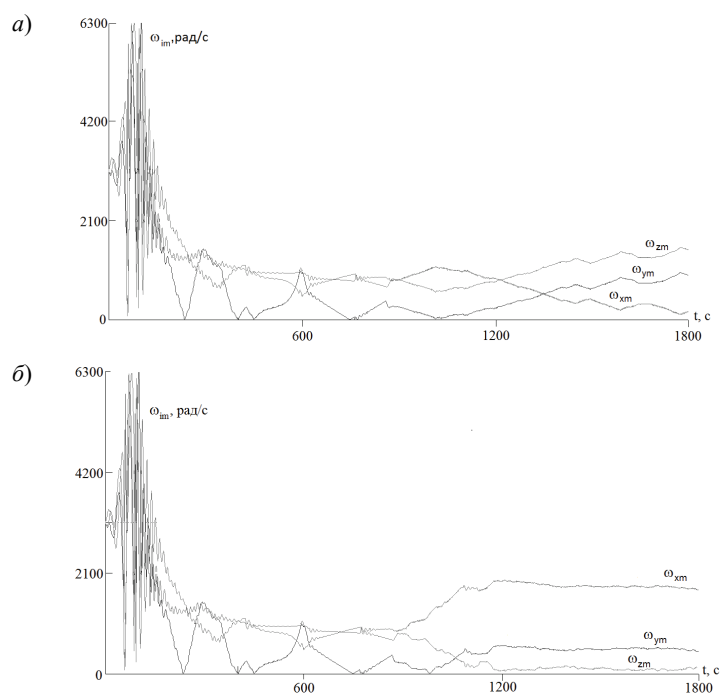


Рис. 6. Изменение скорости вращения маховиков при отказе одного канала (а) и двух каналов (б) второго магнитометра

Рассмотрим также случай выхода из строя одновременно двух каналов второго магнитометра, например ($B_{2x} = B_{2y} = 0$), при штатной работе всех трех каналов первого магнитометра и одного канала второго магнитометра. На рис. 6, б показывается изменение скорости вращения маховиков при отказе двух компонент ($B_{2x} = B_{2y} = 0$) на одном из двух магнитометров.

Как видно, результаты разгрузки маховиков на рис. 6, б незначительно уступают результатам разгрузки на рис. 6, а. Однако, как показывают результаты численного моделирования, отказ одного или двух каналов одного из двух магнитометров при работающих трех каналах другого магнитометра и одного канала второго магнитометра практически не влияет на процесс обеспечения ориентации спутника по местной вертикали.

Выводы

1. Использование двигателей-маховиков в качестве исполнительных органов вместо магнитных катушек для ориентации спутника позволяет значительно сократить время, затрачиваемое на ориентацию и переориентацию спутника. Однако двигатели-маховики требуют регулярной разгрузки кинетического момента. С этой задачей успешно справляются электромагнитные катушки. Следовательно, для малых спутников целесообразным является применение именно комбинированной системы управления, когда успокоение и ориентация спутника совершается с использованием двигателей-маховиков. Магнитные катушки используются для разгрузки их кинетического момента.

2. На основании вышеописанного магнитная система управления может использоваться не только для разгрузки кинетического момента маховиков, но и для решения задачи ориентации при отказе какого-либо компонента системы управления ориентацией на основе двигателей-маховиков.

3. Использование только лишь магнитной системы управления для ориентации спутника нецелесообразно (в особенности при его массе более 150 кг), поскольку в этом случае на ориентацию будет затрачиваться значительный объем времени, что может быть неприемлемым для выполнения целевых задач полета спутника.

4. Использование двух трехканальных магнитометров, включенных параллельно с систему управления, приводит к тому, что даже при отказе двух из каналов одного из магнитометров происходит разгрузка кинетического момента маховиков. Качество такой разгрузки не является высоким. Однако, использование одного магнитометра в системе разгрузки маховиков при отказе двух каналов приводит к полному отсутствию разгрузки по одному из маховиков и очень медленной разгрузке по двум другим маховикам.

5. Выход из строя одного или двух каналов одного из двух работающих магнитометров приводит к незначительному ухудшению параметров ориентации спутника с основными исполнительными органами в виде двигателей маховиков и магнитной системой разгрузки кинетического момента маховиков.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Матвеев, В.В.** Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем/ В.В. Матвеев, В.Я. Распопов/ Под общ. ред. д.т.н. Распопова. - СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2009.- 280 с.
2. **Schwartz, J.L.** Historical Review of Air-Bearing Spacecraft Simulation / J.L. Schwartz, M.A. Peck, C.D. Hall // Journal Guidance, Control and Dynamics. 2003. V. 26. №4. P.513-522.
3. **Иванов, Д.С.** Испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника «Чибис-М» на лабораторном стенде / Д.С. Иванов [и др.] // Известия РАН. Теория и системы управления. - 2012.- №1. -С.118-137.
4. **Bindel, D.** A Laboratory Facility for Verification of Control Algorithms for a Group of Satellites/ D.Bindel, I.E. Zaramenskikh, et al.// Journal Computer and Systems Sciences Intern. 2009. V. 48. №5. P.779-787.
5. **Ivanov, D.S.** Attitude Control of a Rigid Body Suspended by String with the Use of Ventilator Engines // Journal Computer and Systems Sciences Intern. 2011. V. 50. №1. P.104-116.
6. **Борисов, Ю.В.** Динамика твердого тела / Ю.В. Борисов, И.С. Мамаев. - Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2001.-384 с.
7. **Бранец, В.Н.** Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела / В.Н. Бранец, Н.П. Шмыглевский. - М.: Наука., 1973. -320 с.
8. **Голубев, Ю.Ф.** Основы теоретической механики: учебник. - М.: МГУ, 2000. -719 с.
9. **Белецкий, В.В.** Вращательное движение намагниченного спутника / В.В.Белецкий, А.А.Хентов. - М.: Наука, 1985. -288 с.
10. **Полежаев, В.И.** Конвекционные процессы в невесомости / В.И.Полежаев [и др.].- М.: Наука, 1991. -240 с.
11. **Коваленко, А.П.** Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. - М.: Машиностроение, 1975. - 248 с.
12. **Любимов, В.В.** Внешняя устойчивость резонансов при движении асимметричного твердого тела с сильным магнитом в геомагнитном поле //Изв. РАН. Механика твердого тела.- 2010. - № 1. -С.13-27.

Abstract. In this paper we consider the problem of ensuring a given orientation of microsatellite with flywheels and electromagnetic executive bodies on a board. The papers gives control law for flywheels (7) and electromagnetic coils to discharge angular momentum flywheel (9). Paper gives simulation results for the orientation of the satellite (figure 2, 4) and discharging of flywheels kinetic moment (Figures 5). In addition paper gives results of digital modeling the behavior of the satellite during discharging flywheel kinetic moment at the time of failure of one or two components of the magnetometers on a board (Figures 6).

Key words: control, satellite, flywheel, electromagnet, angular velocity, simulation

Материал поступил 22.04.13