

УДК 629.7.05

А.М. СУББОТА, В.Ф. СИМОНОВ, О.В. РЕЗНИКОВА

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

ИССЛЕДОВАНИЕ КАЧЕСТВА ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДВИГАТЕЛЕЙ–МАХОВИКОВ И МАГНИТНЫХ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ ОРГАНОВ

Задачи, возлагаемые на искусственные спутники Земли, постоянно усложняются. Это приводит к необходимости совершенствования их систем управления. Особенно это относится к системам стабилизации и ориентации (ССО) малогабаритных космических аппаратов (МКА) длительного существования. При разработке ССО таких МКА приходится учитывать ограничения на возможности их исполнительных устройств (ИУ). Наиболее рациональным является использование в качестве ИУ либо только двигателей-маховиков (ДМ), либо только магнитных исполнительных органов (МИО). В данной работе путем моделирования в среде MATLAB/ SIMULINK показано, что построение ССО для МКА на базе только ДМ или только МИО обеспечивает получение системы ССО с высоким качеством переходных процессов для всех режимов управления МКА: гашения начальных угловых скоростей, закрутки, программного разворота и стабилизации.

Ключевые слова: космический аппарат, система ориентации и стабилизации, двигатели-маховики, магнитные исполнительные органы.

Введение

Траектория полета космического летательного аппарата (КЛА) делится на два участка: участок выведения, на котором космический аппарат при помощи ракеты-носителя (РН) выводится в определенную точку космического пространства и ему сообщается необходимая скорость в заданном направлении, и орбитальный участок, на котором движение КЛА происходит, в основном, по инерции, подчиняясь законам классической механики [1].

Постоянное увеличение количества задач, возлагаемых на искусственные спутники Земли, приводит к необходимости совершенствования их систем стабилизации и ориентации. Придание космическим летательным аппаратам необходимой ориентации позволяет получить целый ряд преимуществ, основными среди которых можно выделить следующие:

- улучшение условий видеонаблюдений и различного рода измерений, проводимых в космосе;
- улучшение качества передачи информации при помощи антенн с узкими диаграммами направленности;
- большую эффективность использования солнечных батарей;
- лучшие условия создания функционирования систем терморегулирования и термостабилизации.

КЛА, будучи выведенным на орбиту, ориентируется определенным образом относительно осей

некоторой системы координат, которая выбирается в зависимости от назначения и характеристик космического аппарата. В процессе движения по орбите он должен сохранять эту ориентацию.

Эти функции на борту КЛА выполняет система стабилизации и ориентации (ССО), которая может быть активной, пассивной или комбинированной [2].

В процессе проектирования систем стабилизации КЛА применяются методы математического моделирования замкнутой схемы «летательный аппарат + система стабилизации» на ЭВМ с использованием специализированных математических пакетов и системы моделирования SIMULINK, являющейся одной из наиболее известных и эффективных систем математического моделирования, входящих в состав математического пакета MATLAB [3].

Постановка задачи исследования

Осуществление таких операций как наблюдение за космическими и наземными объектами, измерение характеристик космического пространства, видеосъемка участков суши и поверхности морей и океанов, применение спутников для метеорологических и геофизических целей приводят к необходимости обеспечения КЛА высокоточными системами стабилизации и ориентации. Наряду с этими системами необходимо предусмотреть систему предварительного успокоения, необходимую для гашения

ненулевых значений угловых скоростей, возникающих в момент отделения КЛА от РН [4].

Существующие ССО активного типа нуждаются в бортовых источниках энергии и включают в себя активные устройства: управляемые двигатели-маховики (ДМ), газореактивные двигатели (ГРД), магнитоисполнительные органы (МИО) и др.

При проектировании КЛА длительного существования на орбите наиболее перспективными являются ДМ и МИО, так как они не требуют наличия на борту запасов топлива.

При помощи ДМ и МИО можно создать достаточно быстродействующие и высокоточные управляющие силы и моменты. Кроме того, данные устройства могут быть использованы как для стабилизации, так и для успокоения, поиска ориентиров, начальной ориентации, а также для закрутки КЛА наподобие гироскопа, что придает устойчивость нахождения КЛА на орбите.

Отсюда вытекает задача: путем моделирования функционирования систем ССО убедиться в возможности построения высококачественных ССО только на базе ДМ или МИО с учетом требований к процессам успокоения, ориентации и стабилизации КЛА.

Представление динамики КЛА с ДМ и МИО на структурных схемах и схемах моделирования

Для записи уравнений движения КЛА относительно центра масс выбираем нормальную и связанную системы координат (СК). Считаем, что оси связанной СК совпадают с главными осями инерции КЛА. Тогда уравнения движения КЛА относительно центра масс принимают форму уравнений Эйлера [5, 6]:

$$\begin{cases} J_x \dot{\omega}_x - (J_y - J_z) \omega_y \omega_z = -M_{xy} + M_{xb}; \\ J_y \dot{\omega}_y - (J_z - J_x) \omega_z \omega_x = -M_{yy} + M_{yb}; \\ J_z \dot{\omega}_z - (J_x - J_y) \omega_x \omega_y = -M_{zy} + M_{zb}, \end{cases} \quad (1)$$

где $J_i, \omega_i, M_{iy}, M_{ib}$, $i = x, y, z$ – соответственно моменты инерции, угловые скорости, управляющие и возмущающие моменты КЛА относительно осей X, Y, Z .

С целью конкретизации дальнейшие исследования будем проводить применительно к мини (микро) КЛА, имеющему форму шара с установкой двигателей-маховиков по дифференциальной схеме, предложенной в работе [5] или с МИО. Для таких КЛА $J_x = J_y = J_z = J$, а влияния возмущающих моментов в процессе управления ориентацией или стабилизацией настолько малы, что ими можно пре-

небречь. Кроме того, при синтезе регуляторов будем использовать принцип максимума Л. С. Понтрягина [6], обеспечивающего оптимальное по быстродействию управление движением КЛА вокруг центра масс по одной из осей. При указанных выше условиях каналы управления угловым положением по крену (γ), тангажу (ϑ) и рысканию (ψ) являются инвариантными и для дальнейших исследований ограничимся одним из них, полагая, что процессы управления в остальных протекают идентично. Таким образом, в общем виде угловое положение КЛА относительно одного из каналов можно описать уравнениями в форме Коши:

$$\begin{cases} \dot{\varphi}(t) = \omega(t); \\ \dot{\omega}(t) = -K_1 U(t), \end{cases} \quad (2)$$

где $K_1 = \frac{M_{iy}}{J}$, $i = x, y, z$;

$U(t)$ – нормированная функция управления, модуль которой $-|U(t)| \leq 1$.

В структурных схемах динамику КЛА, как объекта управления, представим в виде передаточной функции:

$$W_0(s) = -\frac{\varphi(s)}{m_y(s)} = -\frac{1}{s^2}. \quad (3)$$

где $m_y = K_1 U$.

Для управления скоростью вращения ротора двигателя-маховика в настоящее время применяют вентильные двигатели с возможностью отдачи запасенной энергии в обмотках статора в сеть, т.е. с рекуперацией. В таких ДМ отсутствует аэродинамическое сопротивление, а за счет рекуперации достигается высокое быстродействие и реверсивность вращения. Уравнение движения ротора ДМ в линеаризованном виде запишем как

$$J_M \frac{d\Delta\Omega}{dt} = \Delta M_D - \Delta M_C, \quad (4)$$

где $\Delta M_D = K_M \Delta i$ – приращение развиваемое двигателем момента;

K_M – постоянный коэффициент;

i – входной управляющий сигнал;

$\Delta M_C = B_M \Delta \Omega$ – приращение момента сопротивления, зависящее от приращения скорости вращения $\Delta \Omega$ ротора (маховика).

С учетом выше приведенных обозначений выражение (4) представим в следующем виде:

$$J_M \frac{d\Delta\Omega}{dt} + B_M \Delta \Omega = K_M \Delta i. \quad (5)$$

Применяя к выражению (5) преобразование Лапласа при нулевых начальных условиях, получим передаточную функцию двигателя-маховика:

$$W_{\text{ДМ}}(s) = \frac{\Delta\Omega(s)}{\Delta i(s)} = \frac{K_{\text{ДМ}}}{Ts+1}, \quad (6)$$

где $K_{\text{ДМ}} = \frac{K_M}{B_M}$ – коэффициент преобразования ДМ;

$$T = \frac{J_M}{B_M} \text{ – постоянная времени;}$$

B_M – дифференциальное механическое сопротивление, определенное из зависимости момента сопротивления вентильного двигателя от скорости вращения.

Приведенные передаточные функции (3) и (6) будем использовать при разработке схем моделирования процессов управления, протекающих в замкнутых системах «КЛА-ДМ». При моделировании ССО КЛА с МИО передаточную функцию последних находим следующим образом. На катушку с проводником длиной l с током i , находящейся в поле постоянного магнита с индукцией B относительно центра масс КЛА радиусом R действует момент:

$$M = B \cdot l \cdot R \cdot i. \quad (7)$$

Падение напряжения U на катушке связано с ее параметрами (индуктивностью L и активным сопротивлением r) следующей зависимостью:

$$L \frac{di}{dt} + r \cdot i = u. \quad (8)$$

После соответствующих стандартных преобразований выражений (7) и (8) передаточная функция МИО запишется в таком виде:

$$W(s) = \frac{M(s)}{u(s)} = \frac{K_2}{\tau \cdot s + 1}, \quad (9)$$

где $K_2 = \frac{B \cdot l \cdot R}{r}$, $\tau = \frac{L}{r}$ – соответственно коэффициент преобразования и постоянная времени МИО.

Схема включения катушек МИО, используемых для выполнения функций стабилизации, ориентации и закрутки КЛА представлена на рис.1 [7]. При этом для указанных целей оси катушек (1, 2) и магнито-

метров (7,8) совмещают с осями X и Y КЛА и катушки соединяются соответственно через усилители 3-6 с учетом коммутации требуемого направления токов при помощи блока управления 9.

Моделирование режимов ориентации, закрутки и стабилизации КЛА с использованием двигателей-маховиков

Схема моделирования приведена на рис. 2, на которой введены следующие обозначения:

PulseGenerator и Step – блоки, выдающие задающие сигналы соответственно в виде импульсов с регулируемой скважностью и в виде единичного ступенчатого воздействия;

Transport Delay – блок задержки;

Transfer Fcn1,2 – передаточные функции двигателей-маховиков;

Integrator и Integrator1- моделируют передаточную функцию космического летательного аппарата;

XY Graph – графопостроитель для отображения процессов изменения состояния КЛА при его ориентации, на фазовой плоскости

Scope1,2,3 – осциллографы для отображения соответственно сигналов о состоянии ДМ, угловой скорости и углового положения КЛА.

Остальные элементы общепонятны.

При нахождении переключателя ManualSwitch в положении 1 моделируется режим закрутки, а в положении 2 – режим ориентации и стабилизации.

В качестве примера на рис.3 приведены результаты моделирования режима ориентации КЛА относительно одной из осей.

Как видно из рис.3, применение ДМ, включенных по дифференциальной схеме, позволяет достаточно плавно осуществлять изменение углового положения КЛА за один цикл. При подаче серии импульсов, следующих в данном случае с периодом $t=5\text{с}$ можно развернуть КЛА относительно одной из осей на угол $\varphi = n \cdot \Delta\varphi$, где n – число импульсов.

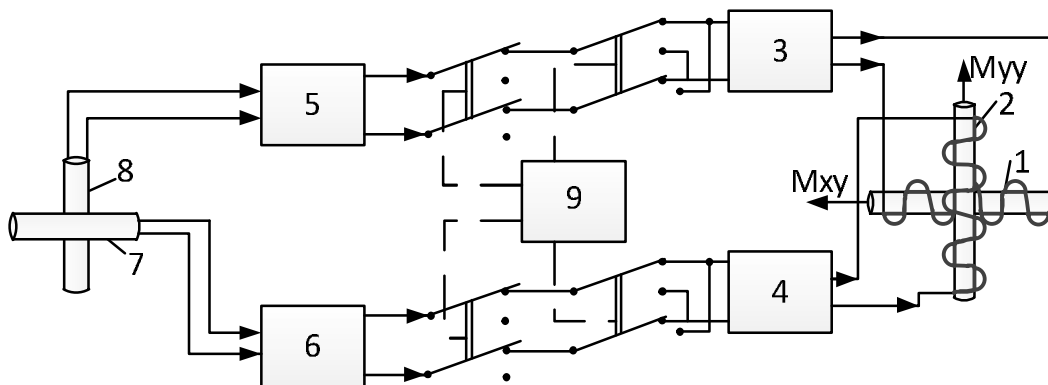


Рис. 1. Схема коммутации катушек (электромагнитов) и магнитометров

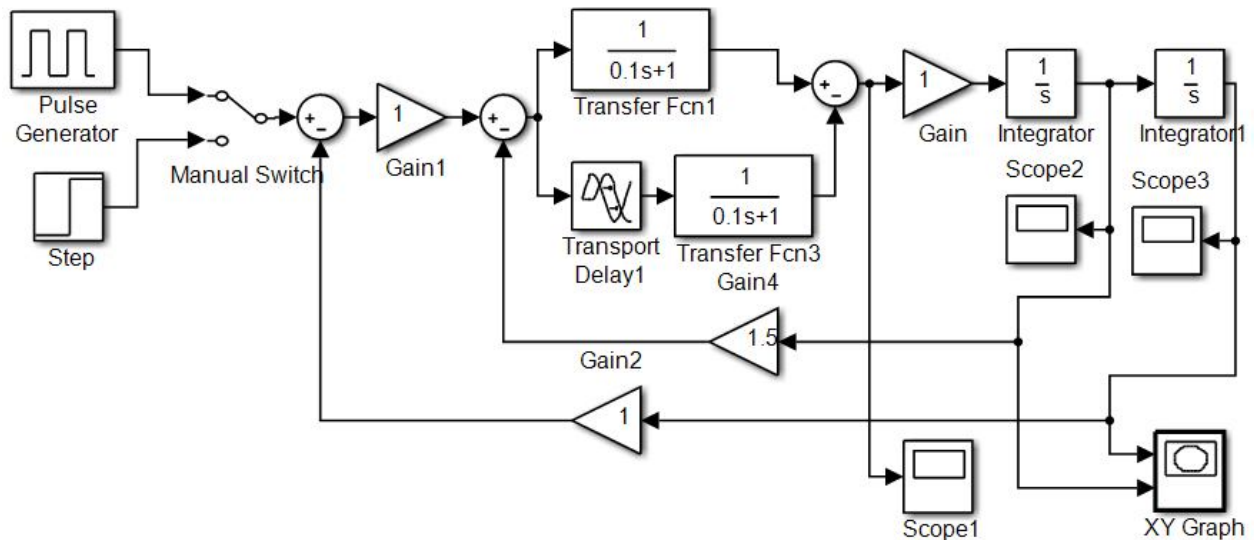


Рис. 2. Схема моделирования функционирования системы ССО на базе двигателей-маховиков

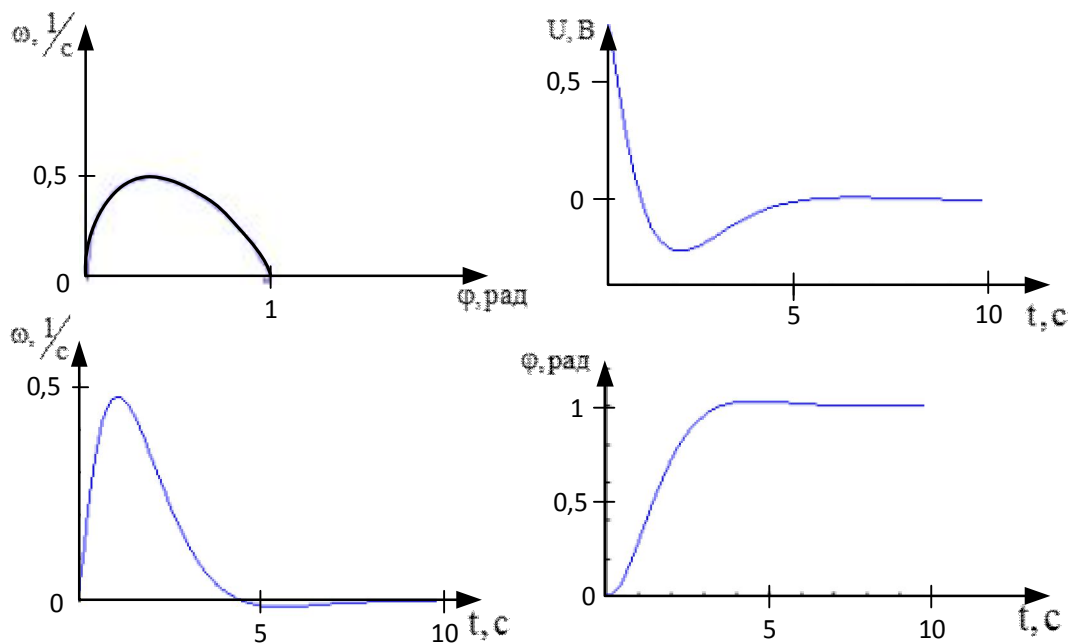


Рис. 3. Результаты моделирования: а – фазовая траектория ориентации КЛА, б – переходный процесс обработки сигнала управления ДМ, в – переходный процесс по скорости поворота КЛА; г – переходный процесс по углу поворота КЛА

Моделирование режима закрутки до определенной угловой скорости с использованием МИО

Принцип действия любой магнитной системы или устройства основан на взаимодействии момента КА с магнитным полем Земли (МПЗ). Момент этого взаимодействия \vec{M} может быть записан как:

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

где \vec{L} – вектор магнитного момента КА, создаваемый соответствующими катушками; \vec{B} – вектор индукции МПЗ.

Предположим, что на спутнике установлены три взаимно перпендикулярные магнитные (токовые) катушки. Током через каждую из них можно управлять независимо. Будем считать, что катушка с дипольным моментом $\vec{m}_3 = m_3 \vec{a}_3$, создающая момент вдоль оси симметрии спутника с ортом \vec{a}_3 , управляет положением этой оси в пространстве.

Катушки с дипольными моментами $\bar{m}_1 = m_1 \bar{a}_1$, $\bar{m}_2 = m_2 \bar{a}_2$ используются для управления скоростью вращения спутника, несмотря на то, что механический магнитный момент, создаваемый этими катушками, будет также влиять и на положение в пространстве оси симметрии спутника. Это влияние будем рассматривать как возмущение положения оси симметрии спутника наряду с эффектом от действия гравитационного момента.

Рассмотрим режимы гашения начальных угловых скоростей и закрутки до определенной угловой скорости для одной из осей.

Закрутка может осуществляться при помощи импульсного сигнала управления, как представлено на рис.4, где блок Transfer Fcn1 – передаточная функция МИО. Остальные элементы описаны выше или являются общепонятными.

На рис.5 приведены результаты моделирования.

Как показывают результаты моделирования (рис.5а) величина угловой скорости закрутки КА может легко регулироваться частотой импульсов, вырабатываемых генератором Pulse Generator.

Моделирование режима программного разворота КЛА

Рассмотрим плоский разворот КЛА на угол $\vartheta_{пр} = const$. Для упрощения исследования не будем учитывать зоны нечувствительности датчиков и запаздывание в системе.

На рис.6 показано положение КЛА в исходном, перед разворотом на программное значение угла тангажа $\vartheta_{пр}$, состоянии, характеризующемся координатами $Z'OX'$.

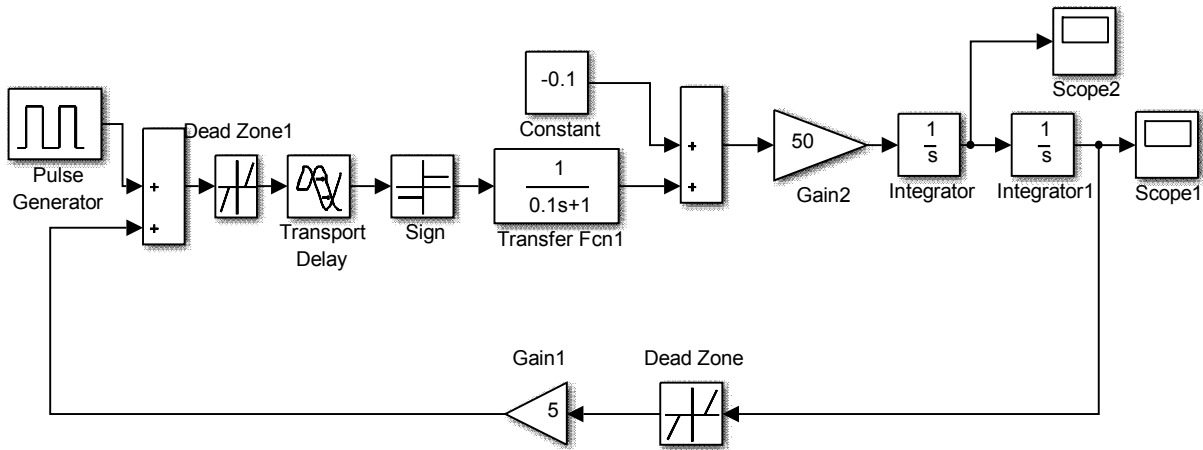


Рис. 4. Схема системы ССО при помощи МИО

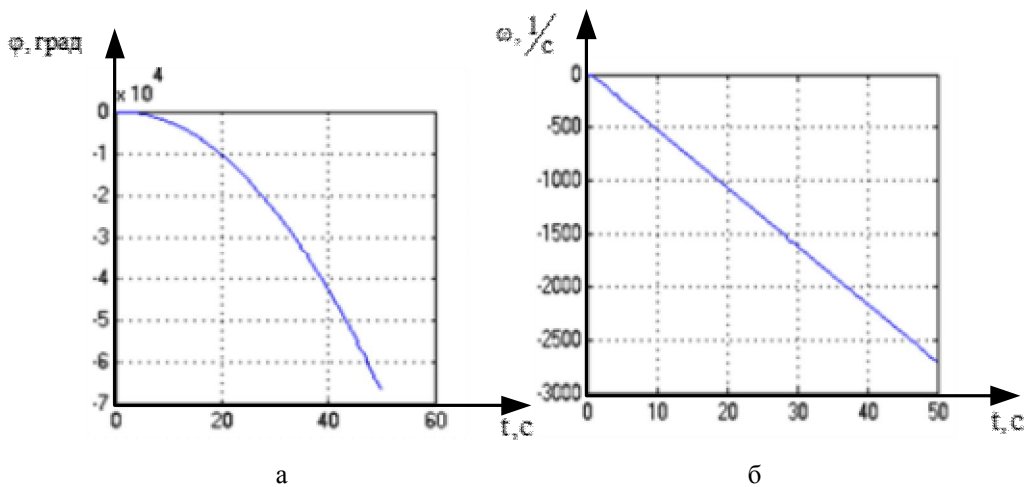


Рис. 5. Результаты моделирования: а – угловое положение КА; б – угловая скорость КА

При единичном развороте процесс функционирования системы ориентации и стабилизации с учетом начального и конечного состояния КЛА может быть описан в следующем виде:

$$\begin{cases} \varphi(t) = \vartheta(t) - \vartheta_{пр}; \\ \dot{\varphi}(t) = \dot{\vartheta}(t) - \omega(t), \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} \vartheta(t_0) = 0; \dot{\vartheta}(t_0) = 0; \varphi(t_0) = -\vartheta_{пр}; \dot{\varphi}(t_0) = 0; \\ \vartheta(t_K) = \vartheta_{пр}; \dot{\vartheta}(t_K) = 0; \varphi(t_K) = 0; \dot{\varphi}(t_K) = 0. \end{cases} \quad (12)$$

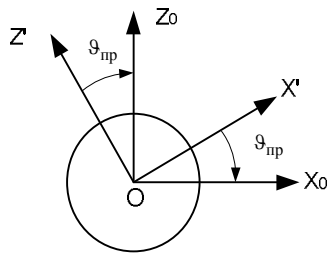


Рис. 6. К определению исходного и конечного состояния КЛА после разворота на \$\vartheta_{пр}\$

В соответствии с принципом максимума Понтрягина оптимальное по быстродействию управление, приводящее КЛА из начального \$\varphi(t_0) = -\vartheta_{пр}\$ в конечное \$\varphi(t_K) = 0\$ может быть представлено в виде рис.6 и описано как

$$U(t) = \begin{cases} 1, \sigma(\varphi, \dot{\varphi}) < 0; \\ -1, \sigma(\varphi, \dot{\varphi}) \geq 0; \end{cases} \quad (13)$$

$$\sigma(\varphi, \dot{\varphi}) = \varphi(t) + [\dot{\varphi}(t) \cdot |\dot{\varphi}(t)|] / 2 \cdot m_y. \quad (14)$$

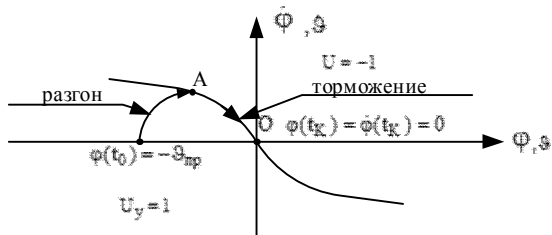


Рис. 7. Фазовый портрет функционирования системы ориентации (АО – линия переключения)

При этом время программного разворота (\$T_{пр}\$) может быть определено как:

$$T_{пр} = \sqrt{\frac{2\vartheta_{пр}}{m_y}}. \quad (15)$$

В данном случае \$T_{пр}\$ представляет собой минимально возможное время программного разворота КЛА на угол \$\vartheta_{пр}\$. Такой разворот, в общем, не рационален, т.к. требует больших энергетических затрат на функционирование МИО или ДМ. В этом

случае, если число программных разворотов \$N \gg 1\$, то более эффективными оказываются другие алгоритмы. Так, если линия переключения определяется уравнениями (рис.8)

$$\begin{cases} \sigma_1 = \varphi + [\dot{\varphi} \cdot |\dot{\varphi}|] / 2 \cdot m_y; \\ \sigma_2 = \dot{\varphi} - \dot{\varphi}_n \text{sign}(\dot{\varphi}), \end{cases} \quad (16)$$

то схема для моделирования движения КЛА в режиме программного разворота с описанным законом управления может быть представлена в виде рис. 9.

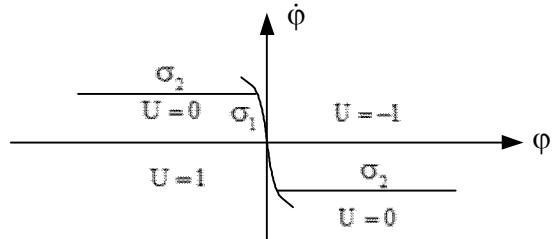


Рис. 8. График линий переключения

На рис.10 приведены результаты моделирования.

Заключение

В рамках системы MATLAB/SIMULINK предложено исследование качества функционирования системы ориентации и стабилизации малогабаритных космических аппаратов. Показано, что для длительного существования на орбите и унификации силовой исполнительной части в ССО могут быть применены однотипные исполнительные органы, базирующиеся только лишь на двигателях - маховиках, либо только на магнитных исполнительных органах. При этом могут быть реализованы различные режимы работы ССО: режим гашения, закрутки и программного разворота. Показано, что с целью уменьшения энергозатрат при использовании принципа Понтрягина желательно такие режимы, как программный разворот, осуществлять за несколько этапов-шагов.

При использовании только двигателей - маховиков в ССО необходимо иметь по одной оси два двигателя-маховика, кинетические моменты которых направляются в противоположные стороны. Включение второго ДМ по отношению к первому должно осуществляться с расчетным значением задержки, что обеспечивает как создание требуемого момента управления, так и обоюдную разгрузку ДМ от насыщения.

Таким образом, полученные результаты позволяют упростить разработку ССО КА, снизить энергопотребление ИО и трудовые затраты за счет унификации, а также сократить сроки разработки КА.

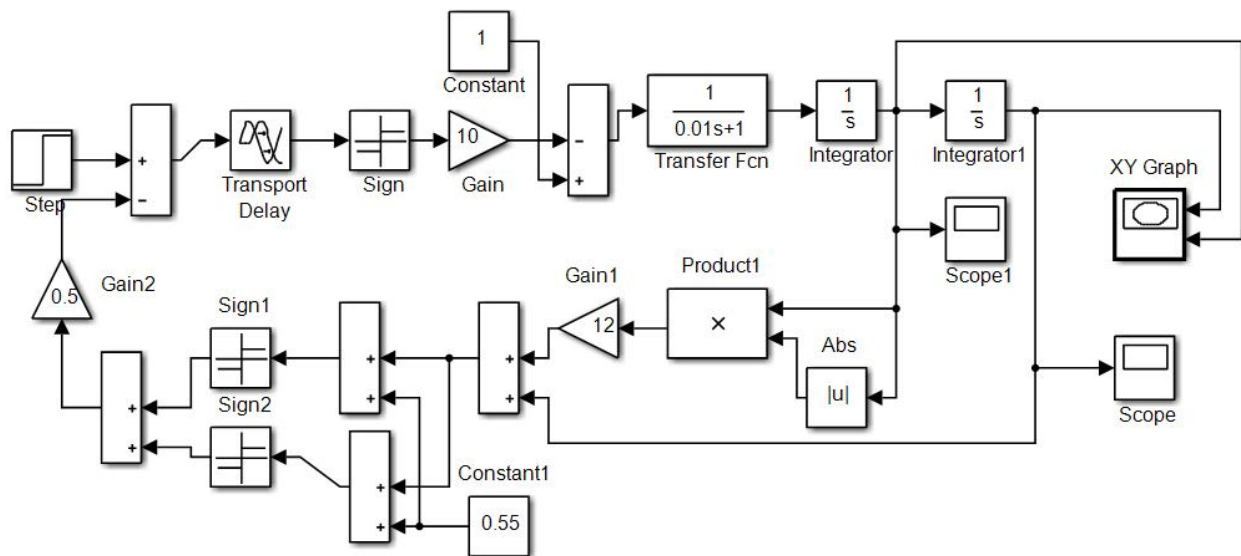


Рис. 9. Машинная модель исследуемой системы

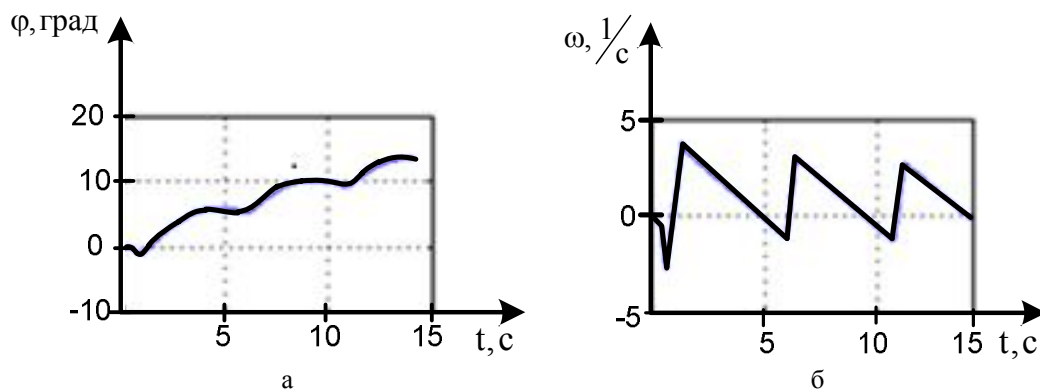


Рис. 10. Результаты моделирования: а – угловое положение КА; б – угловая скорость

Литература

1. Павловський, М.А. Системи керування обертовим рухом космічних апаратів [Текст] / М.А. Павловський, В.П. Горбулін, О.М. Клименко. - К.: Наук.думка, 1997. - 200 с.
2. Бортовые системы управления космическими аппаратами [Текст]: учебное пособие / А.Г. Бровкин, Б.Г. Бурдыгов, С.В. Гордийко и др. - М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. - 304 с.
3. Дьяконов, В.П. MATLAB 6.5 SP1/7.0 + Simulink 5/6 в математике и моделировании [Текст] / В.П. Дьяконов. - М.: СОЛОН-ПРЕСС, 2005. - 576 с.
4. Лебедев, Д.В. Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов [Текст] / Д.В. Лебедев, А.И. Ткаченко. - К.: Наук. Думка, 2006. - 298 с.
5. Проектирование систем управления объектов ракетно-космической техники Т.2. Проектирование систем управления КА и модулей орбитальных станций [Текст] / Ю.С. Алексеев,

Е.В. Белоус, Г.В. Белаев 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 Харптон-Аркос, 2012. - 680 с.

6. Суббота, А.М. Особенности применения двигателей-маховиков на малых космических аппаратах [Текст] / А.М. Суббота, О.В. Резникова, Т.Н. Андрущенко // Авиационно-космическая техника и технология. - 2012. - №4(91). - С. 88-92.

7. Математическая теория оптимальных процессов [Текст] / Л.С. Понтрягин, В.Г. Болтянский, Р.В. Гамкрелидзе, Е.Ф. Мищенко. - М.: Наука, 1976. - 384 с.

8. Pat. 3489372 United States, B64G1/32; B64G1/36; B64G1/28; B64G1/24; B64G1/36; (IPC1-7): B64G1/10. Satellite spin control system [Text]/Ellis Richard T., Clarksville, Fischell Robert E.; Silver Spring. - № 597,137; claimed 25.11.1966; published 13.01.1970. - 8 p.: fig.

Поступила в редакцию 1.06.2013, рассмотрена на редколлегии 11.09.2013

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

**ДОСЛІДЖЕННЯ ЯКОСТІ ОРІЄНТАЦІЇ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ
КОСМІЧНОГО АПАРАТУ З ВИКОРИСТАННЯМ
ДВИГУНІВ-МАХОВИКІВ ТА МАГНІТНИХ ВИКОНАВЧИХ ОРГАНІВ**

А.М. Субота, В.Ф. Симонов, О.В. Резнікова

Задачі, що покладають на штучні супутники Землі, постійно ускладнюються. Це призводить до необхідності удосконалення їх систем управління. Особливо це стосується систем стабілізації та орієнтації (ССО) малогабаритних космічних апаратів (МКА) тривалого функціонування. При розробці ССО таких МКА необхідно враховувати обмеження на можливості їх виконавчих пристроїв (ВП). Найбільш раціональним є використання у якості ВП або тільки двигунів-маховиків (ДМ), або тільки магнітних виконавчих органів (МВО). В даній роботі шляхом моделювання у середовищі MATLAB/SIMULINK показано, що побудова ССО для МКА на базі тільки ДМ або МВО забезпечує отримання ССО з високою якістю перехідних процесів для всіх режимів управління МКА: згасання початкової кутової швидкості, закрутки, програмного розвороту та стабілізації.

Ключові слова: космічний апарат, система орієнтації та стабілізації, двигуни-маховики, магнітні виконавчі органи.

**INVESTIGATION QUALITY OF THE SPACECRAFT ORIENTATION AND STABILIZATION
WITH USING REACTION WHEELS AND MAGNETIC EXECUTIVE ORGANS**

A.M. Subbota, V.F. Symonov, O.V. Reznikova

The tasks, which must be solved with help of artificial satellites of the Earth, become more complicate constantly. This is a reason of necessity of their control systems improvement. Especially that concerns to stabilization and orientation systems (SOS) of the long operating small-size spacecrafts (SSS). During developing these SSS designers have to take into account limitations on their actuators opportunities. Using motor-fly-wheels (MFW) only or magnetic executive organs (MEO) only as actuators is most rational method. In this work, it is shown with help of simulation in MATLAB/ SIMULINK environment that the SOS construction for SSS on base only MFW or MEO only provides obtaining SOS with high quality of step responses for all modes of SSS control: damping of the initial angular velocity, twirling, program turning and stabilization.

Key words: spacecraft, stabilization and orientation systems, motor-fly-wheels, magnetic executive organs

Суббота Анатолий Максимович – канд. техн. наук, проф., проф. кафедри систем управління летательними апаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Симонов Владимир Федорович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри систем управління летательними апаратами, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Резникова Ольга Викторовна – ассистент кафедри систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: amanauz@d3.khai.edu.