

УДК 681.5.09

О.И. ГАВРИЛЕНКО¹, О.В. РЕЗНИКОВА¹, О.А. ЛУЧЕНКО²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина*² *НПП "Хартрон-Плант", Украина*

ОПТИМАЛЬНАЯ СИСТЕМА СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОМАХОВИЧНЫМИ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫМИ ОРГАНАМИ

Рассмотрены получение математической модели системы КЛА-маховики по уравнениям Лагранжа второго рода, задача построения структурной схемы системы управления для рассматриваемого объекта управления, а также задача синтеза оптимального регулятора по квадратичному критерию. Приведены результаты машинного и полунатурного моделирования оптимальной системы управления.

космический летательный аппарат, двигатель-маховик, оптимальная система, квадратичный критерий, полунатурная модель

Введение

Проблема управления искусственными спутниками становится все более важной при увеличении требований по точности и скорости стабилизации углового положения космического летательного аппарата (КЛА). Также следует учитывать, что полет в условиях космоса характеризуется отсутствием демпфирующей среды. Это приводит к неустойчивому движению КЛА относительно центра масс. Одним из способов решения данной задачи является использование двигателей-маховиков в качестве исполнительных органов [1]. В системах с двигателями-маховиками могут использоваться линейные и нелинейные законы управления. Выбор закона управления обуславливается требованиями по точности, а также наличием технологически отработанных элементов системы стабилизации. На протяжении последнего десятилетия все более активно происходит внедрение оптимальных законов управления, которые позволяют обеспечить оптимальное значение выбранного критерия качества системы [2].

Одной из основных задач при синтезе системы управления является построение математической модели КЛА с учетом динамики исполнительных элементов – двигателей-маховиков. Для рассматри-

ваемого комплексного объекта (КЛА с исполнительными элементами) существует несколько методов вывода уравнений движения: метод кинестатики [3], методы с использованием уравнений Эйлера [4] и Лагранжа [5]. Первый метод наиболее прост, однако полученные таким образом уравнения движения являются упрощенными. В результате применения второго и третьего методов получаются примерно равнозначные уравнения, но для сложной системы предпочтительнее применять уравнения Лагранжа, так как процесс вывода уравнений движения с помощью этого метода проще. Таким образом, использование уравнений Лагранжа позволит получить математическую модель КЛА с двигателями-маховиками, которая будет учитывать влияние перекрестных связей между каналами управления.

Как было определено выше, современные тенденции в синтезе законов управления предполагают использование оптимальных регуляторов. Для систем управления КЛА наибольшее распространение получили квадратичные регуляторы [6]. Однако, большинство исследователей рассматривают квадратичные регуляторы, основанные на полной обратной связи [7 – 10]. Более реалистичной является задача использования квадратичного регулятора, ос-

нованного на неполном векторе измерений. В этом случае оптимальный регулятор является комбинацией наблюдателя, в котором восстанавливается состояние системы, и закона управления, который представляет собой мгновенную линейную функцию восстановленного состояния [11].

1. Разработка уравнений динамики спутника с учетом двигателей-маховиков

Уравнения динамики будем получать на основании уравнений Лагранжа второго рода, расчлняя систему на отдельные кинематические элементы и с каждым из них связывая обобщенные координаты:

q_1 – угол поворота корпуса КЛА относительно ОХ, γ ; q_2 – угол поворота корпуса КЛА относительно ОУ, ψ ; q_3 – угол поворота корпуса КЛА относительно ОZ, ϑ ; q_4 – угол поворота первого маховика относительно корпуса; q_5 – угол поворота второго маховика относительно корпуса; q_6 – угол поворота третьего маховика относительно корпуса.

Для КЛА угловые скорости представим в следующем виде:

$$\omega_x = \dot{\gamma} - \dot{\vartheta} \sin \psi, \quad (1)$$

$$\omega_y = \dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\vartheta} \sin \gamma \cos \psi, \quad (2)$$

$$\omega_z = \dot{\vartheta} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma, \quad (3)$$

где ω_x – угловая скорость КЛА относительно оси ОХ; ω_y – угловая скорость КЛА относительно оси ОУ; ω_z – угловая скорость КЛА относительно оси ОZ.

Угловая скорость первого маховика:

$$\bar{\omega}_{Д1} = \begin{bmatrix} \omega_x + \dot{q}_4 \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Угловая скорость второго маховика:

$$\bar{\omega}_{Д2} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y + \dot{q}_5 \\ \omega_z \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Угловая скорость третьего маховика:

$$\bar{\omega}_{Д3} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z + \dot{q}_6 \end{bmatrix}. \quad (6)$$

Рассмотрим получение моделей системы. Моменты инерции маховиков и спутника рассматриваем в виде диагональной матрицы. В этом случае выражение, описывающее кинетическую энергию системы, имеет вид: $T = T_{КЛА} + T_{Д1} + T_{Д2} + T_{Д3}$. Кинетическая энергия для каждого элемента формируется в соответствии с выражением:

$$T = \frac{1}{2} (M V_0^2 + \bar{\omega} \cdot I^0 \cdot \bar{\omega}), \quad (7)$$

где M – масса элемента; V_0 – абсолютная скорость полюса; $\bar{\omega}$ – вектор угловой скорости элемента; I^0 – тензор инерции элемента.

Левые части уравнений динамики формируются в соответствии с уравнением Лагранжа второго рода при использовании выражения для суммарной кинетической энергии системы. Для данного случая запишем:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\delta T}{\delta \dot{q}_1} \right) - \frac{\delta T}{\delta q_1} = M_{X\vartheta\vartheta} + M_{Xz\vartheta} - M_{\vartheta 1}; \quad (8)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\delta T}{\delta \dot{q}_2} \right) - \frac{\delta T}{\delta q_2} = M_{Y\vartheta\vartheta} + M_{Yz\vartheta} - M_{\vartheta 2}; \quad (9)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\delta T}{\delta \dot{q}_3} \right) - \frac{\delta T}{\delta q_3} = M_{Z\vartheta\vartheta} + M_{Zz\vartheta} - M_{\vartheta 3}; \quad (10)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\delta T}{\delta \dot{q}_4} \right) - \frac{\delta T}{\delta q_4} = M_{\vartheta 1}; \quad (11)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\delta T}{\delta \dot{q}_5} \right) - \frac{\delta T}{\delta q_5} = M_{\vartheta 2}; \quad (12)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\delta T}{\delta \dot{q}_6} \right) - \frac{\delta T}{\delta q_6} = M_{\vartheta 3}, \quad (13)$$

где $M_{X\vartheta\vartheta}$ – возмущающий момент, действующий по оси ОХ; $M_{Y\vartheta\vartheta}$ – возмущающий момент, действующий по оси ОУ; $M_{Z\vartheta\vartheta}$ – возмущающий момент, действующий по оси ОZ;

$$\bar{M}_{zp} = [M_{Xzp} \quad M_{Yzp} \quad M_{Zzp}]^T - \text{вектор гравита-}$$

ционного момента, действующего на КЛА;

$$\bar{M}_{\partial} = [M_{\partial 1} \quad M_{\partial 2} \quad M_{\partial 3}]^T - \text{вектор управляюще-}$$

го момента, создаваемого двигателями-маховиками.

Таким образом, правые части уравнений представляют собой моменты, действующие по соответствующим осям системы.

Имеются формулы, позволяющие определить величину гравитационных возмущений [12]. Гравитационный момент в первом приближении в проекциях на оси связанной системы координат можно представить следующим образом:

$$M_{Xzp} = -3\omega_0 (I_{33} - I_{22})\gamma; \quad (14)$$

$$M_{Yzp} = 0; \quad (15)$$

$$M_{Zzp} = -3\omega_0 (I_{11} - I_{22})\upsilon, \quad (16)$$

где ω_0 – угловая скорость КЛА, движущегося по круговой орбите;

$$I_{KЛА} = \begin{bmatrix} I_{11} & 0 & 0 \\ 0 & I_{22} & 0 \\ 0 & 0 & I_{33} \end{bmatrix} - \text{тензор инерции КЛА.}$$

После проведения соответствующих преобразований была получена исходная система уравнений динамики КЛА с ДМ.

Полученные модели нелинейные. Для дальнейшей работы необходимо иметь линейную модель. Поэтому проводим упрощение моделей на основе методов линеаризации путем разложения в ряд Тейлора.

Линеаризованная модель для совместной работы трех двигателей-маховиков имеет вид:

$$A_1\ddot{\Theta} - A_2\ddot{\Psi} + A_3\ddot{q}_6 = M_{D3}; \quad (17)$$

$$B_1\ddot{\Theta} - B_2\ddot{\Psi} + B_3\ddot{q}_5 = M_{D2}; \quad (18)$$

$$-C_1\ddot{\Theta} + C_2\dot{\gamma} + C_3\ddot{q}_4 = M_{D1}; \quad (19)$$

$$-D_1\ddot{\Theta} + D_2\ddot{\gamma} + D_3\ddot{q}_4 = M_{\partial 03X} - M_{D1} - D_4\gamma; \quad (20)$$

$$-E_1\ddot{\upsilon} + E_2\ddot{\Psi} + E_3\ddot{q}_5 - E_4\ddot{q}_6 = M_{\partial 03Y} - M_{D2}; \quad (21)$$

$$F_1\ddot{\Theta} - F_2\ddot{\gamma} - F_3\ddot{\Psi} - F_4\ddot{q}_4 + F_5\ddot{q}_5 + F_6\ddot{q}_6 = \\ = M_{\partial 03Z} - M_{D3} - F_7\Theta, \quad (22)$$

где: $A_1 = I_{mahz} \cos \gamma_{mp} \cos \psi_{mp}$;

$$A_2 = I_{mahz} \sin \gamma_{mp};$$

$$A_3 = I_{mahz};$$

$$B_1 = I_{mahy} \sin \gamma_{mp} \cos \psi_{mp};$$

$$B_2 = I_{mahy} \cos \gamma_{mp};$$

$$B_3 = I_{mahy};$$

$$C_1 = I_{mahx} \sin \psi_{mp};$$

$$C_2 = C_3 = I_{mahx};$$

$$D_1 = (3I_{mahx} + I_{11}) \sin \psi_{mp};$$

$$D_2 = 3I_{mahx} + I_{11};$$

$$D_3 = I_{mahx};$$

$$D_4 = 3\omega_0 (I_{33} - I_{22});$$

$$E_1 = (3I_{mahz} - 3I_{mahy} + I_{33} - I_{22}) \cos \gamma_{mp} \sin \gamma_{mp} \cos \psi_{mp};$$

$$E_2 = ((I_{33} + 3I_{mahz}) \sin^2 \gamma_{mp} + (I_{22} + 3I_{mahy}) \cos^2 \gamma_{mp});$$

$$E_3 = I_{mahy} \cos \gamma_{mp};$$

$$E_4 = I_{mahz} \sin \gamma_{mp};$$

$$F_1 = (I_{33} - I_{22} + 3I_{mahz} - 3I_{mahy}) \cos^2 \gamma_{mp} \cos^2 \psi_{mp} +$$

$$+ I_{11} + 3I_{mahx} + (I_{22} - I_{11} + 3I_{mahy} - 3I_{mahx}) \cos^2 \psi_{mp};$$

$$F_2 = (3I_{mahx} + I_{11}) \sin \psi_{mp};$$

$$F_3 = (3I_{mahz} - 3I_{mahy} + I_{33} - I_{22}) \cos \gamma_{mp} \sin \gamma_{mp} \cos \psi_{mp};$$

$$F_4 = I_{mahx} \sin \psi_{mp};$$

$$F_5 = I_{mahy} \sin \gamma_{mp} \cos \psi_{mp};$$

$$F_6 = I_{mahz} \cos \gamma_{mp} \cos \psi_{mp};$$

$$F_7 = 3\omega_0 (I_{11} - I_{22}).$$

Для представления полученной модели в пространстве состояний введем вектор состояния:

$$X = [\gamma \quad \psi \quad \upsilon \quad q_4 \quad q_5 \quad q_6 \quad \dot{\gamma} \quad \dot{\psi} \quad \dot{\upsilon} \quad \dot{q}_4 \quad \dot{q}_5 \quad \dot{q}_6]. \quad (23)$$

2. Синтез оптимального регулятора

Синтез линейного квадратичного регулятора будем осуществлять для весовой функции вида:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (y^T Q y + u^T R u) dt, \quad (24)$$

где $Q \geq 0$ и $R > 0$ – весовые матрицы для выхода и управляющего входа.

Приведенный критерий можно представить с помощью нормализованного коэффициента p :

$$J_n = \frac{Q}{Q+R} \int_0^\infty y^T Q y dt + \frac{R}{Q+R} \int_0^\infty u^T Q u dt =$$

$$= p \int_0^\infty y^T Q y dt + (1-p) \int_0^\infty u^T Q u dt, \quad (25)$$

где $0 \leq p = \frac{Q}{Q+R} < 1$.

Здесь параметр p находится методом проб и ошибок в диапазоне от 0 до 1. Параметр p влияет на: оптимальную матрицу коэффициентов K ; положение полюсов замкнутой системы; показатели качества системы; запасы устойчивости системы; резонансные частоты и полосу пропускания.

При синтезе квадратичного регулятора все сигналы должны быть определены и закон управления должен базироваться на полной обратной связи:

$$u(t) = -Kx(t). \quad (26)$$

Матрица K вычисляется из уравнения:

$$K = R^{-1}BP, \quad (27)$$

где P – это решение уравнения Риккати:

$$A^T P + PA - PBR^{-1}B^T P + Q = 0. \quad (28)$$

Так как все состояния системы не возможно определить, будем использовать наблюдатель для оценки состояний. Наблюдатель Калмана является оптимальным решением для построения наблюдателя $\hat{x}(t)$, который минимизирует функцию $P = \lim_{t \rightarrow \infty} E((x(t) - \hat{x}(t))(x(t) - \hat{x}(t))^T)$. Уравнения наблюдателя можно представить в виде:

$$\dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x}(t) + Bu(t) + L(y(t) - C\hat{x}(t) - Du(t)), \quad (29)$$

где L – это решение алгебраического уравнения Риккати.

Таким образом, оптимальный регулятор будем формировать в виде:

$$u(t) = -K\hat{x}(t), \quad (30)$$

где \hat{x} – это состояния системы, оцененные с помощью фильтра Калмана.

Уравнения регулятора в пространстве состояний можно представить в виде:

$$\dot{\hat{x}}(t) = (A - LC - (B - LD)K)\hat{x}(t) + Ly(t); \quad (31)$$

$$u(t) = -K\hat{x}(t).$$

Сформируем структурную схему оптимальной системы управления (СУ) (рис. 1).

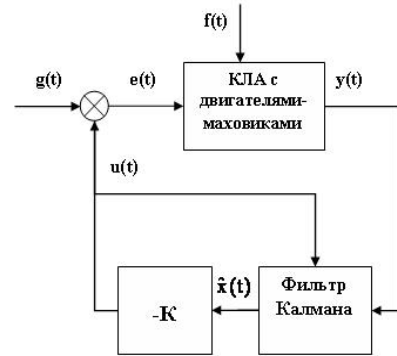


Рис.1. Функциональная схема оптимальной СУ: $g(t)$ – задающее воздействие; $e(t)$ – ошибка; $f(t)$ – возмущающее воздействие; $y(t)$ – выход СУ; $u(t)$ – управляющее воздействие; K – матрица коэффициентов закона управления

Для рассматриваемого объекта управления структурная схема системы представлена на рис. 2.

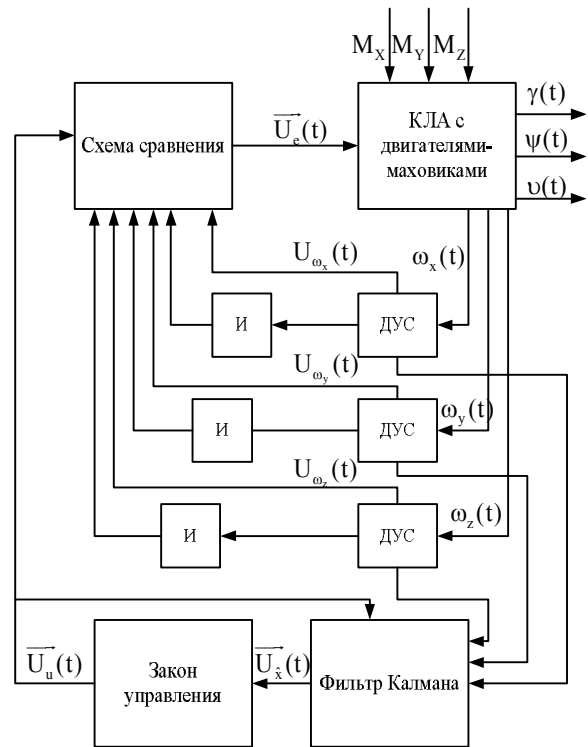


Рис. 2. Функциональная схема оптимальной СУ КЛА: И – интегратор; ДУС – датчик угловой скорости.

3. Исследование оптимальной СУ в среде Matlab

Зададимся следующими значениями коэффициентов уравнения:

$$I_{mahx}=I_{mahy}=I_{mahz}=0,0392 \text{ кг}\cdot\text{м}^2,$$

$$I_{11}=86,215 \text{ кг}\cdot\text{м}^2; I_{22}=85,07 \text{ кг}\cdot\text{м}^2;$$

$$I_{33}=113,565 \text{ кг}\cdot\text{м}^2;$$

$$\omega_0=0,0011 \text{ рад/с};$$

$$\psi_{mp}=15^\circ; \gamma_{mp}=13^\circ.$$

Для снятия показателей качества системы подаем на управляющий вход системы единичное ступенчатое возмущение. Реакция системы представлена на рис. 3. Определим показатели качества:

- время переходного процесса: для канала крена – 223 с; для канала курса – 223 с; для канала тангажа – 223 с;
- перерегулирование: для канала крена – 0 %; для канала курса – 0 %; для канала тангажа – 0 %;
- установившаяся ошибка – 0° для всех каналов.

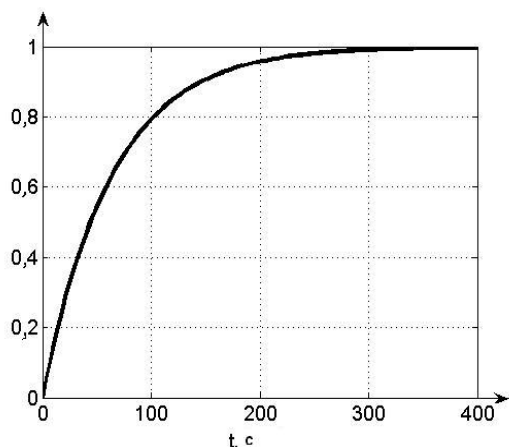


Рис. 3. Реакция оптимальной СУ на единичное ступенчатое возмущение

Для определения реакции системы на возмущающее воздействие (гравитационный момент) подаем на объект управления ступенчатое возмущающее воздействие, что соответствует приложению к КЛА момента, равного 1 Нм. Реакция системы на возмущения представлена на рис. 4.

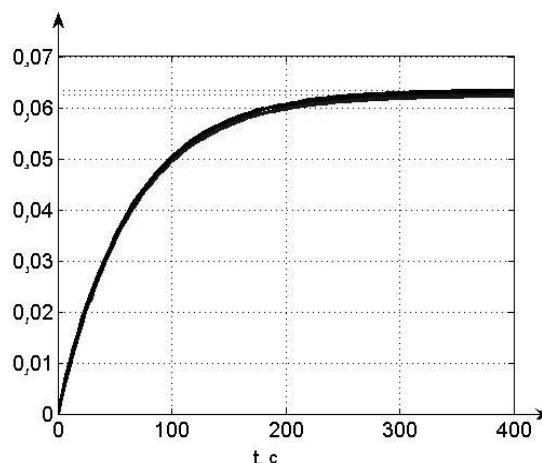


Рис. 4. Реакция оптимальной СУ на возмущение

Определим показатели качества:

- время переходного процесса: для канала крена – 223 с; для канала курса – 223 с; для канала тангажа – 223 с;
- перерегулирование: для канала крена – 0 %; для канала курса – 0 %; для канала тангажа – 0 %;
- установившаяся ошибка – 0,063° для всех каналов.

4. Экспериментальная отработка разработанной оптимальной СУ

Под экспериментальной отработкой понимают взаимосвязанный комплекс проектно-конструкторских, технологических, планово-организационных мероприятий, задачей которых является подтверждение соответствия эксплуатационно-технических характеристик системы управления заданным требованиям в процессе наземной отработки [14 – 16]. Для решения задач экспериментальной отработки проводятся разнообразные испытания как отдельных приборов, устройств и агрегатов, так и всей системы в комплексе. Для отработки функционирования всего комплекса аппаратуры системы и определения ее основных эксплуатационно-технических характеристик проводятся испытания на специализированных стендах. На этих стендах с максимальной точностью воспроизводятся или имитируются реальные условия эксплуатации

системы. Для этих целей используются или реальные устройства и агрегаты, или их действующие модели-имитаторы.

Возможны два подхода к воспроизведению условий функционирования оптимальной СУ КЛА: с имитацией воздействий и имитацией взаимодействий [14 – 16].

Испытания СУ КЛА с имитацией воздействий производятся по разомкнутой схеме – воздействия воспроизводятся без учета состояния СУ КЛА (имитатор 1-го типа).

Испытания СУ КЛА с имитацией взаимодействий производятся по замкнутой схеме. Имитатор, генерирующий воздействия, должен получать информацию о состоянии СУ КЛА, для того чтобы соответствующим образом изменять значения воздействий (имитатор 2-го типа). Имитатор 2-го типа принципиально сложнее имитатора 1-го типа, но только с помощью имитатора 2-го типа возможно воспроизведение условий функционирования СУ КЛА, эквивалентных или адекватных натурным.

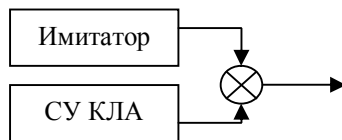


Рис. 5. Имитатор 1-го типа



Рис. 6. Имитатор 2-го типа

При проведении испытаний необходимо обеспечивать: режим работы объекта испытаний, как правило, соответствующий эксплуатационному или экстремальному функционированию в натуральных условиях; одновременное получение общей и частной оценок объекта испытаний (СУ) при его работе в конкретном типе КЛА.

Процессы в системе испытаний могут быть условно разделены на две группы – определяющие и

сопутствующие. Характер определяющих процессов формирует общую оценку качества функционирования системы испытаний, сопутствующие процессы формируют частные оценки, причем последние имеют характер ограничений. Например, для двигателей-маховиков к определяющим процессам следует отнести скорость вращения маховика и создаваемый кинетический момент, значения напряжений якорной цепи и т.п. Сопутствующие процессы в данном случае – изменение температуры отдельных элементов и т. п. В испытаниях при помощи имитаторов могут быть обеспечены все условия для проявления и регистрации как определяющих, так и сопутствующих процессов и, следовательно, для формирования общей и частной оценок качества СУ КЛА. Частная оценка, построенная на характеристиках СУ КЛА, требует для своего определения создания соответствующих условий его работы и измерения параметров процессов. Сложнее обстоит дело с определением общей оценки. Она определяется как функционал координат процессов в СУ, а также координат процессов в других элементах КЛА (или технологической нагрузки), лишь косвенно зависящих от функционирования СУ. Эта вторая группа процессов моделируется. Таким образом, часть исходных параметров для формирования общей оценки СУ определяется непосредственным измерением физических величин, а другая часть представляет собой результаты моделирования.

Современные системы испытаний используют для имитации условий эксплуатации аппаратные и программные имитаторы.

Причем, как показывает знакомство с системами испытаний ОАО Хартрон, аппаратные имитаторы преобладают.

В связи с тем, что программные имитаторы обладают рядом существенных на наш взгляд преимуществ (возможность быстрой модификации, имитации более широкого множества эксплуатационных условий, простота интерпретации результа-

тов, меньшие энергозатраты, хорошая адаптируемость и др.) остановимся более подробно на них.

Отличительными особенностями процесса создания программных имитаторов являются следующие свойства:

Перераспределение функций между программным и аппаратным обеспечением. В силу необходимости снижения времени разработки новых имитаторов, невозможности физически проимитировать большую часть условий эксплуатации, снижения затрат на всех этапах их жизненного цикла, а также в связи с повышением интеллекта подобных систем, все большая функциональная нагрузка перекладывается разработчиком на программное обеспечение, оставляя за аппаратной составляющей лишь отдельные легко моделируемые условия эксплуатации КЛА.

Преимущества такого подхода очевидны как для разработчика, так и для эксплуатационщика, который получает возможность последующей функциональной модернизации имитатора без замены аппаратной части, однако технологический цикл разработки и эксплуатации таких имитаторов требует новых подходов, отвечающих новым потребностям.

Повышенная степень ответственности. Наряду с высокими требованиями по надежности и корректности работы, возлагаемыми на имитаторы, относящиеся к классу КЛА, расширение функциональных возможностей одновременно возлагает и большую ответственность на имитаторы подобного рода.

Усложнение математического (алгоритмического) обеспечения имитаторов. Расширение функциональных возможностей и обеспечение современных требований, предъявляемых к СУ КЛА, обуславливает создание все более сложных алгоритмов работы имитаторов. При этом, зачастую, эффективность таких алгоритмов не может быть обоснована теоретически или полностью подтвер-

ждена в ходе ограниченного срока испытаний. Таким образом, реализация экспертного метода оценки логики работы системы, а также возможность оперативного уточнения алгоритмов работы имитаторов на всех этапах его жизненного цикла, обеспечивает эффективную эксплуатацию.

Независимость программного обеспечения от аппаратного обеспечения имитаторов. С повышением интеллекта имитаторов систем испытаний, логика их работы, в конечном итоге реализованная в виде программного обеспечения, должна становится независимой от аппаратной части.

Режимы работы программных имитаторов:

1. Расчет начальных условий (осуществляется за счет моделирования исследуемой замкнутой системы).
2. Имитирование внутренних воздействий (отказов): имитирование изменения коэффициентов передачи и дрейфов (осуществляется за счет введения в структуру объекта испытаний разомкнутой схемы имитатора и замыкания системы объект испытаний+имитатор), имитирование изменений постоянных времени за счет введения дополнительных ПФ имитатора и замыкания системы объект испытаний+имитатор).
3. Имитирование внешних воздействий.

Рассмотрим подробнее исследовательский стенд экспериментальной отработки системы ориентации КЛА. Данный стенд позволяет проводить отработку СУ КЛА как в штатном, так и в аварийных режимах функционирования с помощью разработанных имитаторов 1-го и 2-го типа. Функциональная схема стенда представлена на рис. 7.

Внешний вид стенда представлен на рис. 8. БДМ является независимым, функционально завершенным блоком. В качестве электродвигателя применяется бесконтактный двигатель постоянного тока (БДПТ).

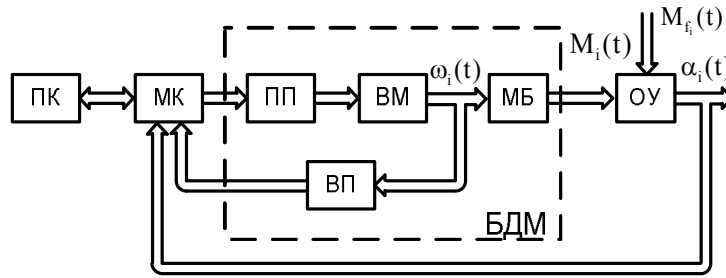


Рис. 7. Функциональная схема стенда: ПК – персональный компьютер; МК – микроконтроллер; УМ – усилитель мощности; БДПТ – бесконтактный двигатель постоянного тока; МБ – маховичный блок; БДМ – блок двигателей-маховиков



Рис. 8. Внешний вид стенда

В табл. 1 представлены паспортные данные используемого бесконтактного двигателя постоянного тока модели МБ-22-Н2-01.

Таблица 1

Паспортные данные БДПТ (МБ-22-Н2-01)

Параметр электродвигателя	Значение
Номинальное напряжение, В	+/- 27
Номинальный момент, Н·см	4,0
Номинальная частота вращения, об/мин	200
Номинальная частота вращения, рад/сек	20,93
Потребляемый ток, А	0,65
Коэффициент электромагнитный, $k_{ЭМ}$	20
Момент инерции, кг·м ²	10
Сопротивление обмотки, Ом	200
Число фаз статора	2

Передаточная функция БДПТ с численными значениями параметров имеет следующий вид:

$$W_{БДПТ}(s) = \frac{\omega_v(s)}{U_{УМ}(s)} = \frac{k_{ДВ}}{Ts + 1} = \frac{0,05}{2,5s + 1}. \quad (32)$$

Конструктивно в исследуемом блоке присутствует аналоговый интегратор. Поэтому передаточная функция блока БДПТ с аналоговым интегратором имеет вид:

$$W_{БДПТ}(s) = \frac{\omega_v(s)}{U_{УМ}(s)} = \frac{1}{s} \frac{k_{ДВ}}{Ts + 1} = \frac{0,05}{s(2,5s + 1)}. \quad (33)$$

Усилитель мощности описывается передаточной функцией вида:

$$W_{УМ}(s) = \frac{U_{УМ}(s)}{U_{УМ}^{Упр}(s)} = k_{УМ} = 1,5. \quad (34)$$

Датчик угловой скорости имеет следующую передаточную функцию:

$$W_{ДВС}(s) = \frac{\omega_v(s)}{U_{\omega_v}(s)} = k_{ДВС} = 1. \quad (35)$$

Исходя из того, что по паспортным данным при максимальной скорости вращения электродвигателя (200 об/мин) маховиком вырабатывается кинетический момент, равный 2,721 Нм, получим коэффициент передачи маховика:

$$k_{Max} = \frac{2,721}{20,93} \approx 0,13. \quad (36)$$

На рис. 9 представлена реализованная в стенде структурная схема БДМ с указанием передаточных функций блоков. На рис. 10 представлена функциональная схема обрабатываемой с помощью стенда системы управления в канале тангажа с указанием сигналов в системе в штатном режиме функционирования.

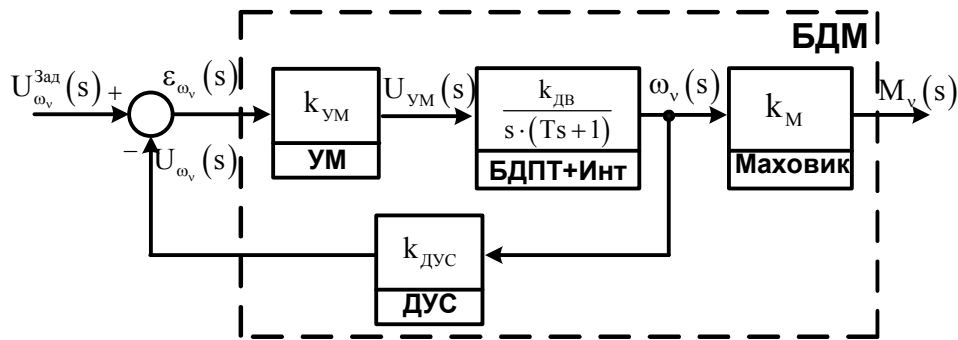


Рис. 9. Структурная схема БДМ

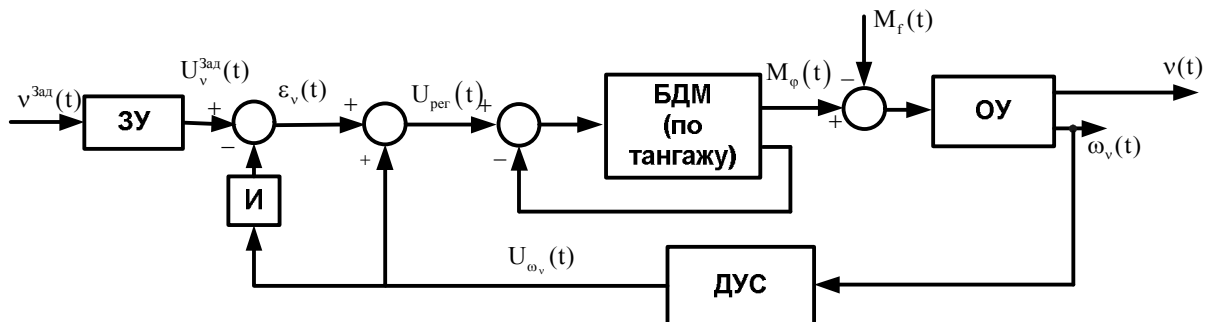


Рис. 10. Функциональная схема системы

Здесь $v^{Зад}(t)$ – задающий сигнал системы, соответствующий задающему углу тангажа КЛА; ЗУ – задающее устройство; $U_v^{Зад}(t)$ – выходной сигнал задающего устройства; $\epsilon_v(t)$ – сигнал на выходе сумматора, управляющее воздействие на объект автоматического управления; $M_f(t)$ – момент вырабатываемый БДМ; $M_{\phi}(t)$ – возмущающий момент; $v(t)$ – угол тангажа; $\omega_v(t)$ – угловая скорость КЛА вокруг ОZ; $U_{\omega_v}(t)$ – напряжение с ДУСа; $U_{рег}(t)$ – напряжение с ПД-регулятора.

В соответствии с представленной схемой проведем экспериментальное исследование поведения системы без оптимального регулятора. Для этого подаем на управляющий вход системы ступенчатое воздействие, соответствующее повороту спутника на угол 90° . Окно интерфейса пользователя, реализующего данный эксперимент, представлено на рис. 11.

Реакция системы представлена на рис. 12.

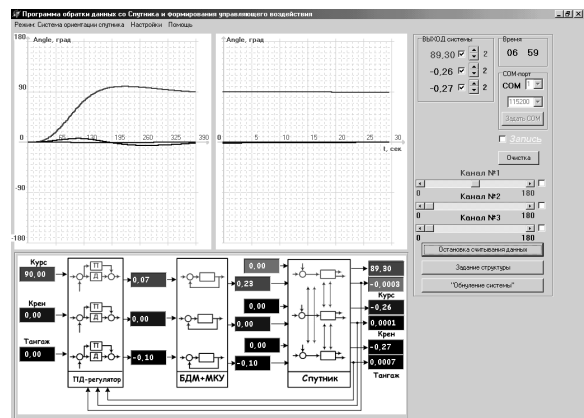


Рис. 11. Окно интерфейса пользователя программы моделирования

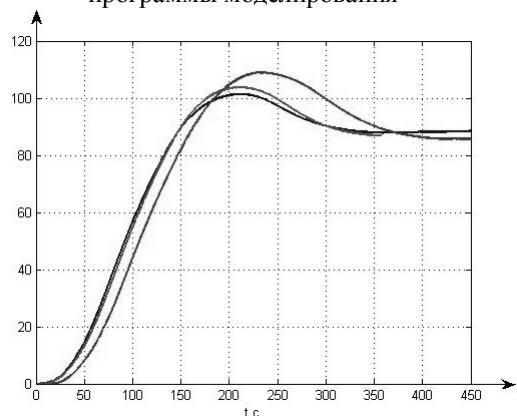


Рис. 12. Результаты полунатурного моделирования СУ

Определим показатели качества:

- время переходного процесса: для канала крена – 320 с; для канала курса – 300 с; для канала тангажа – 380 с;
- перерегулирование: для канала крена – 16,6 %; для канала курса – 13,3 %; для канала тангажа – 22,2 %;
- установившаяся ошибка – 0° для каналов крена и курса, 2° – для канала тангажа.

Реализуем разработанный оптимальный регулятор с помощью стенда. Результат реализации представлен на рис. 13.

Определим показатели качества:

- время переходного процесса: для канала крена – 209 с; для канала курса – 214 с; для канала тангажа – 197 с;
- перерегулирование: для канала крена – 0 %; для канала курса – 0 %; для канала тангажа – 0 %;
- установившаяся ошибка – 0° для всех каналов.

Для отработки СУ КЛА в аварийных режимах были разработаны программные имитаторы 2-го типа, (рис. 14) позволяющие имитировать отказы во всех функциональных элементах СУ КЛА, а именно: датчиках угловой скорости, БДМ, спутнике.

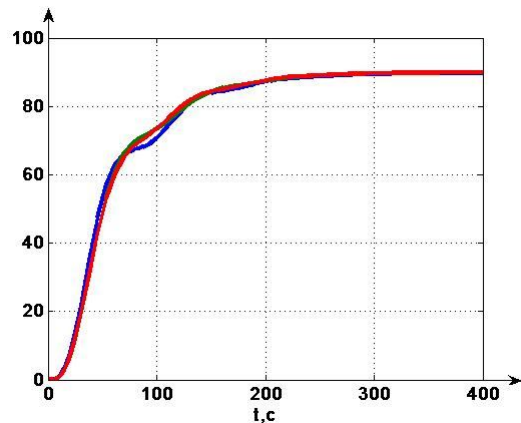


Рис. 13. Результаты полунатурного моделирования оптимальной СУ

Рассмотрим имитатор 2-го типа аварийных ситуаций для БДМ. БДМ относится к объектам типа «черный ящик», т.е. представляет собой функционально завершенный блок, состоящий из нескольких элементов (усилитель мощности, исполнительный механизм, датчик), имеющий только один вход и один выход. Данный объект не имеет функциональной возможности контролирования промежуточных параметров. Возможность контроля промежуточных параметров данного объекта необходима для имитации его отказов (таких как «дрейф нуля» и изменение коэффициента передачи элементов).

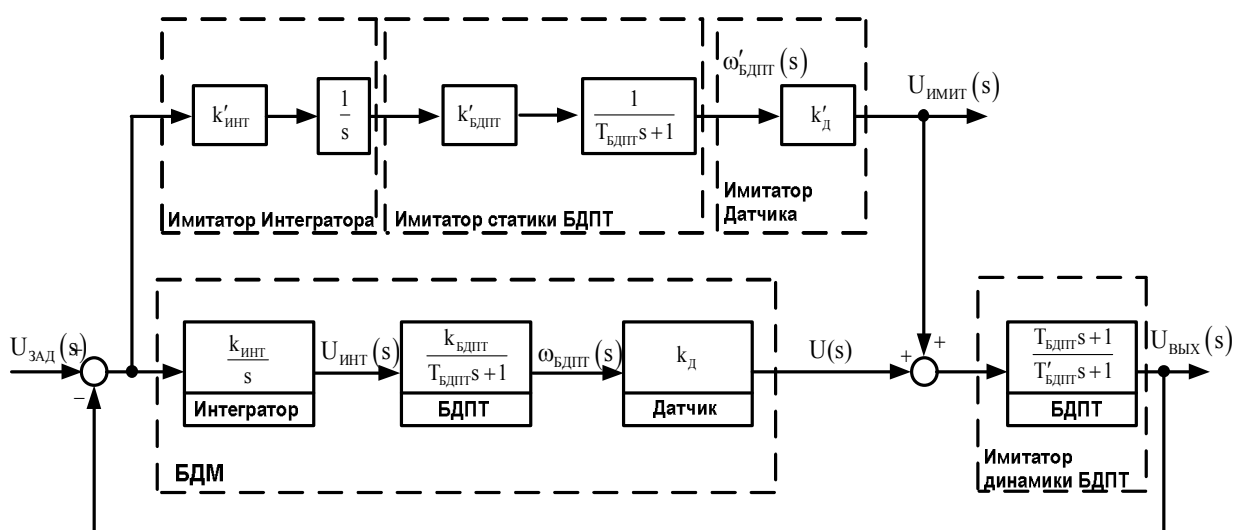


Рис. 14. Система автоматической стабилизации момента на валу БДМ с введенным имитатором изменения параметров

Адекватность имитатора реальным изменениям параметров системы доказана математическими выкладками и проверена на экспериментальном стенде.

Выводы

Таким образом, в данной статье рассмотрены получение математической модели системы КЛА-маховики по уравнениям Лагранжа второго рода, синтез оптимального регулятора по квадратичному критерию, описание стенда экспериментальной отработки и имитаторов 1 и 2-го типов, приведены результаты машинного и полунатурного моделирования оптимальной системы управления, показана адекватность полученных результатов.

Литература

1. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. – М.: Наука, 1974. – 600 с.
2. Xiaojiang Chen, Steyn W.H. Optimal Combined Reaction-Wheel Momentum Management for LEO Earth-Pointing Satellites, Proceedings of the 12th AIAA/USU Conference on Small Satellites. – 1999. – 11 p.
3. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей. – М.: Машиностроение, 1977. – 472 с.
4. Пат. 2058921 РФ, МКИ⁶ В 64 G 1/24. Система управления космического аппарата / И.И. Темнов – N 93031263/11; Заяв. 07.06.93; Оpubл. 27.04.96, Бюл. № 32. – 4 с.
5. Каргу Л.И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973. – 176 с.
6. Tsiotras P. Stabilization and Optimality Results for the Attitude Control Problem // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 1996. – No. 4, vol. 19. – P. 772-777.
7. Fujisaki Y., Ikeda M. A two-degree-of freedom servosystem incorporating an observer // Trans. Inst. Syst. Control Inf. Eng. – 1993. – № 6. – P. 347-349.
8. Walchko J. Kevin Robust Nonlinear Attitude Control with Disturbance Compensation, University Of Florida, 2003. – 135 p.
9. Пат. 1819833 СССР, МКИ⁵ В 64 G 001/24. Способ управления ориентацией космического аппарата / Г.Е. Ануприенко – N 4872422/22; Заяв. 31.07.90; Оpubл. 07.06.93, Бюл. № 21. – 6 с.
10. Современные системы управления / Р. Дорф., Р. Бишоп; Пер. с англ. Б.И. Копылова. – М.: Лаборатория базовых знаний, 2002. – 832 с.
11. Квакернаак Х., Сиван Р. Линейные оптимальные системы управления. – М.: Мир, 1977. – 665 с.
12. Пат. 1819834 СССР, МКИ⁵ В 64 G 001/24. Устройство для управления движением космического аппарата вокруг центра масс / Г.Е. Ануприенко – N 4872512/22; Заяв. 31.07.90; Оpubл. 07.06.93, Бюл. № 21. – 4 с.
13. Wie B. Space Vehicle Dynamics and Control // AIAA Education Series, AIAA Inc. Reston. – 1998. – №7. – P. 125-132.
14. Crassidis J.L., Markley F.L., Anthony T.C., Andrews S.F. Nonlinear Predictive Control of Spacecraft // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 1997. – No. 6, Vol. 20. – P. 1096-1103.
15. Динамическое моделирование и испытания технических систем / Кочубиевский И.Д., Стражмейстер В.А., Калиновская Л.В., Матвеев П.А. – М.: Энергия, 1978. – 303 с.
16. Чернышев А.В. Проектирование стендов для испытания и контроля бортовых систем летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1983. – 384 с.
17. Пономарев А.Н., Сичевой А.В. Экспериментальный стенд для испытаний элементов автоматики космических летательных аппаратов и ракет-носителей // Проблемы управления и информатики. – 2003. – № 5.–С. 107-111.

Поступила в редакцию 23.11.2006

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.С. Харченко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.