УДК 517.977.5

О МЕТОДЕ СИНТЕЗА ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПЕРЕОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ПЕРЕНАЦЕЛИВАНИИ АППАРАТУРЫ ЗОНДИРОВАНИЯ[1]

© 2013 М.В. Морозова[2]

Рассматривается задача оптимального управления переориентацией космического аппарата при перенацеливании его аппаратуры дистанционного зондирования Земли. Разработан вычислительный алгоритм приближенного решения задачи, эффективность которого подтверждена результатами проведенного моделирования.

Ключевые слова: космический аппарат, дистанционное зондирование Земли, перенацеливание, угловое движение, оптимальное управление, алгоритмы.

Введение

В настоящее время широко применяются системы дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) из космоса и получаемая с их помощью информация находит все более эффективное применение для решения задач в интересах социально-экономического развития территорий [1–3]. Повышение производительности таких систем ДЗЗ во многом обеспечивается средствами бортового комплекса управления космического аппарата (КА) ДЗЗ, в особенности в части решения задач формирования оптимальных программ управления угловым движением КА при реализации целевых режимов зондирования с требуемыми показателями эффективности функционирования КА ДЗЗ. В настоящей статье рассматривается постановка задачи оптимального управления переориентацией КА ДЗЗ при перенацеливании его аппаратуры зондирования и приводится разработанный высокоэффективный алгоритм синтеза оптимальных программ управления угловым движением при реализации такого маневра его переориентации. Решение этой задачи тесно связано с планированием процессов дистанционного зондирования на борту КА ДЗЗ [1; 3; 4].

1. Постановка задачи

Рассмотрим математическую модель управления угловым движением КА вокруг центра инерции (масс), включающую в себя динамические уравнения Эйлера, а также кинематические соотношения для некоторой выбранной системы

[1]Работа выполнена при поддержке РФФИ, проект №13-08-97019 р_поволжье_а.

[2]Морозова Марина Валериевна (morozova_mv@list.ru), Институт проблем управления сложными системами РАН, 443020, Российская Федерация, г. Самара, ул. Садовая, 61.

параметров ориентации КА относительно опорной системы координат [5; 6]. Динамические уравнения Эйлера для полюса, выбранного в центре инерции КА – в точке С, имеют вид [5]

$$\mathbf{J}_{\mathrm{C}}\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}+\boldsymbol{\omega}\times\mathbf{J}_{\mathrm{C}}\boldsymbol{\omega}=\mathbf{L}, \tag{1.1}$$

где $\mathbf{J}_{\mathrm{C}}$ – матрица тензора инерции КА в точке С, $\boldsymbol{\omega}$ – вектор абсолютной угловой скорости КА: $\boldsymbol{\omega}=\mathrm{col}(\omega_x,\,\omega_y,\,\omega_z)$, ω_k, $k=x,y,z$ – проекции вектора $\boldsymbol{\omega}$ на оси связанной системы координат КА $\mathrm{Cx_cy_cz_c}$ (ССК), $\mathbf{L}$ – вектор главного момента всех действующих на КА внешних сил: $\mathbf{L}=\mathrm{col}(L_x,\,L_y,\,L_z)$, L_k, $k=x,y,z$ – проекции вектора $\mathbf{L}$ на оси ССК. В случае когда опорной системой координат является орбитальная система координат $\mathrm{Cx_oy_oz_o}$ (ОСК), для вектора абсолютной угловой скорости КА можно записать:

$$\boldsymbol{\omega}=\tilde{\boldsymbol{\omega}}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{OSK}}, \tag{1.2}$$

где $\tilde{\boldsymbol{\omega}}=\mathrm{col}(\tilde{\omega}_x,\,\tilde{\omega}_y,\,\tilde{\omega}_z)$ – вектор угловой скорости КА относительно ОСК, вращающейся с угловой скоростью $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{OSK}}$ в инерциальном пространстве. В силу орбитального движения КА $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{OSK}}=\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{OSK}}(t)$ – известная вектор-функция времени. Главный момент относительно точки С всех действующих на КА внешних сил можно представить в следующем виде [6]:

$$\mathbf{L}=\mathbf{L}_{\mathrm{upr}}+\mathbf{L}_{\mathrm{v}}, \tag{1.3}$$

где $\mathbf{L}_{\mathrm{upr}}$ – вектор моментов управляющих сил, а $\mathbf{L}_{\mathrm{v}}$ – вектор моментов всех внешних возмущающих сил. Тогда, с учетом соотношений (1.2) и (1.3), а также с учетом кинематического соотношения: $d\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{OSK}}/dt=\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{OSK}}$, уравнения (1.1) можно привести к следующему виду:

$$\frac{d\tilde{\boldsymbol{\omega}}}{dt}=\mathbf{J}_{\mathrm{C}}^{-1}\mathbf{L}_{\mathrm{upr}}+\mathbf{J}_{\mathrm{C}}^{-1}[\mathbf{L}_{\mathrm{v}}-(\tilde{\boldsymbol{\omega}}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{OSK}})\times\mathbf{J}_{\mathrm{C}}(\tilde{\boldsymbol{\omega}}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{OSK}})]-\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{OSK}}, \tag{1.4}$$

где $\mathbf{J}_{\mathrm{C}}^{-1}\mathbf{L}_{\mathrm{upr}}=\tilde{\boldsymbol{\varepsilon}}_{\mathrm{upr}}=\mathrm{col}(\tilde{\varepsilon}_x,\,\tilde{\varepsilon}_y,\,\tilde{\varepsilon}_z)$ – вектор углового ускорения КА относительно ОСК, обусловленный действием управляющих сил, которые формируются в соответствии с моделью:

$$\mathbf{L}_{\mathrm{upr}}=\mathbf{D}\mathbf{u},$$

где $\mathbf{D}=\mathrm{diag}(a_x,\,a_y,\,a_z)$ – матрица эффективности управляющих моментов. Если оси ССК совпадают с главными центральными осями инерции КА, а числа a_k, $k=x,y,z$ – некоторые заданные коэффициенты, тогда можно принять: $\tilde{\boldsymbol{\varepsilon}}_{\mathrm{upr}}=$ $=\mathbf{J}_{\mathrm{C}}^{-1}\mathbf{D}\mathbf{u}$, где $\mathbf{J}_{\mathrm{C}}^{-1}\mathbf{D}=\mathbf{B}=\mathrm{diag}(b_x,\,b_y,\,b_z)$, а $b_k=a_k/J_k$, $k=x,y,z$ (J_k, $k=x,y,z$ — главные центральные моменты инерции КА); $\mathbf{u}=\mathrm{col}(u_x,\,u_y,\,u_z)$, u_k, $k=x,y,z$ — управляющие параметры. Обозначая далее в правой части (1.4) остальные слагаемые как некоторую вектор-функцию:

$$\mathbf{f}_{\omega}=\mathbf{J}_{\mathrm{C}}^{-1}[\mathbf{L}_{\mathrm{v}}-(\tilde{\boldsymbol{\omega}}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{OSK}})\times\mathbf{J}_{\mathrm{C}}(\tilde{\boldsymbol{\omega}}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{OSK}})]-\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{OSK}},$$

динамические уравнения (1.4) тогда можно переписать в следующем виде:

$$\frac{d\tilde{\boldsymbol{\omega}}}{dt}=\mathbf{B}\mathbf{u}+\mathbf{f}_{\omega}. \tag{1.5}$$

Кинематические уравнения, включаемые в модель управления угловым движением КА, связывают соответствующие параметры его ориентации в пространстве (здесь и далее относительно ОСК) с проекциями вектора угловой скорости относительно ОСК – $\tilde{\boldsymbol{\omega}}$ [5; 6]. В качестве параметров ориентации КА можно выбрать углы его ориентации относительно ОСК в соответствии со следующей последовательностью углов поворотов осей ОСК до их совмещения с одноименными осями ССК: по каналам тангажа – на угол ϑ, крена – на угол γ и рысканья – на угол ψ. Очевидно, что в этом случае вектор угловой скорости КА равен геометрической сумме векторов угловых скоростей элементарных поворотов ССК по каналам тангажа, крена и рысканья:

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}} = \frac{d\vartheta}{dt} + \frac{d\gamma}{dt} + \frac{d\psi}{dt}.$$

Проектируя вектор $\tilde{\boldsymbol{\omega}}$ на оси ССК, получим:

$$\tilde{\omega}_x = -\frac{d\vartheta}{dt}\cos\gamma\sin\psi + \frac{d\gamma}{dt}\cos\psi; \quad \tilde{\omega}_y = \frac{d\vartheta}{dt}\sin\gamma + \frac{d\psi}{dt};$$

$$\tilde{\omega}_z = \frac{d\vartheta}{dt}\cos\gamma\cos\psi + \frac{d\gamma}{dt}\sin\psi.$$

Разрешая эту систему относительно производных $\frac{d\vartheta}{dt}$, $\frac{d\gamma}{dt}$ и $\frac{d\psi}{dt}$, получим следующие кинематические уравнения:

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \frac{1}{\cos\gamma}(\tilde{\omega}_z\cos\psi - \tilde{\omega}_x\sin\psi); \quad \frac{d\gamma}{dt} = \tilde{\omega}_x\cos\psi + \tilde{\omega}_z\sin\psi;$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \tilde{\omega}_y + \operatorname{tg}\gamma(\tilde{\omega}_x\sin\psi - \tilde{\omega}_z\cos\psi),$$

которые с введением вектора параметров ориентации $\boldsymbol{\sigma} = \mathrm{col}(\vartheta,\, \gamma,\, \psi)$ и с учетом (1.2) можно представить в следующем виде:

$$\frac{d\boldsymbol{\sigma}}{dt} = \mathbf{N}(\boldsymbol{\sigma})(\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{OSK}}) = \mathbf{N}(\boldsymbol{\sigma})\tilde{\boldsymbol{\omega}},$$

где матрица $\mathbf{N}(\boldsymbol{\sigma})$ имеет вид

$$\mathbf{N}(\boldsymbol{\sigma}) = \begin{pmatrix} -\sin\psi/\cos\gamma & 0 & \cos\psi/\cos\gamma \\ \cos\psi & 0 & \sin\psi \\ \sin\psi\sin\gamma/\cos\gamma & 1 & -\cos\psi\sin\gamma/\cos\gamma \end{pmatrix}.$$

Таким образом, кинематические уравнения, описывающие угловое движение КА, имеют вид

$$\frac{d\boldsymbol{\sigma}}{dt} = \mathbf{N}(\boldsymbol{\sigma})\tilde{\boldsymbol{\omega}}. \tag{1.6}$$

Маневр перенацеливания на интервале управления $[t_0, t_f]$ в общем случае задается следующими граничными условиями:

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}}(t_0) = \tilde{\boldsymbol{\omega}}_0; \quad \tilde{\boldsymbol{\omega}}(t_f) = \tilde{\boldsymbol{\omega}}_f; \quad \boldsymbol{\sigma}(t_0) = \boldsymbol{\sigma}_0; \quad \boldsymbol{\sigma}(t_f) = \boldsymbol{\sigma}_f, \tag{1.7}$$

где $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_0$, $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_f$, $\boldsymbol{\sigma}_0$, $\boldsymbol{\sigma}_f$ – заданные векторные константы.

Динамические уравнения (1.5) вместе с кинематическими соотношениями (1.6) и граничными условиями (1.7) представляют собой математическую модель управления переориентацией КА при перенацеливании его аппаратуры зондирования. Отметим, что поскольку $\mathbf{L}_{\mathrm{v}} = \mathbf{L}_{\mathrm{v}}(t, \boldsymbol{\sigma}(t), \tilde{\boldsymbol{\omega}}(t))$, то в (1.5) $\mathbf{f}_\omega = \mathbf{f}_{\boldsymbol{\omega}}(t, \boldsymbol{\sigma}(t), \tilde{\boldsymbol{\omega}}(t))$.

2. Метод решения задачи

Введем в рассмотрение вектор квазикоординат $\boldsymbol{\pi} = \mathrm{col}(\pi_x,\, \pi_y,\, \pi_z)$, для которого, по определению [5], имеет место:

$$\frac{d\boldsymbol{\pi}}{dt} = \tilde{\boldsymbol{\omega}}. \tag{2.1}$$

Соответственно, уравнение (1.6) можно было бы заменить кинематическим соотношением (2.1). Тогда уравнения углового движения КА (1.5), (1.6) приводятся к виду

$$\frac{d\tilde{\boldsymbol{\omega}}}{dt} = \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{f}_\omega; \quad \frac{d\boldsymbol{\pi}}{dt} = \tilde{\boldsymbol{\omega}} \tag{2.2}$$

и граничные условия (1.7) заменяются следующими условиями:

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}}(t_0) = \tilde{\boldsymbol{\omega}}_0; \quad \tilde{\boldsymbol{\omega}}(t_f) = \tilde{\boldsymbol{\omega}}_f; \quad \boldsymbol{\pi}(t_0) = 0; \quad \boldsymbol{\pi}(t_f) = \boldsymbol{\pi}_f, \tag{2.3}$$

где $\boldsymbol{\pi}_f$ – вектор значений квазикоординат в конечный момент времени. Если в (2.2) предположить, что $\mathbf{f}_\omega$ – известная на интервале управления $[t_0, t_f]$ вектор-функция времени, то эту систему можно рассматривать как линейную управляемую систему. Для нее можно сформулировать двухточечную граничную задачу: найти такое допустимое управление $\mathbf{u}(\cdot) \in L_q$, что для него на решениях системы (2.2) удовлетворяются граничные условия (2.3).

В задачах оптимального управления переориентацией КА дополнительно требуется минимизировать какой-либо показатель качества управления, который может быть представлен, например, функционалом типа нормы в $L_q[t_0, t_f]$, $1 \leqslant q \leqslant \infty$ [7; 8]:

$$J(\mathbf{u}(\cdot)) = \|\mathbf{u}(\cdot)\|_{L_q}^{(\nu)} \to \min, \tag{2.4}$$

где $\|\mathbf{u}(\cdot)\|_{L_q}^{(\nu)} = \left(\int\limits_{t_0}^{t_f} \|\mathbf{u}(\tau)\|_\nu^q d\tau\right)^{1/q}$ при $1 \leqslant q < \infty$, $\|\mathbf{u}(\tau)\|_\nu$ – векторная норма для $\mathbf{u}(\tau)$ $(\forall \tau \in [t_0, t_f],\ 1 \leqslant \nu \leqslant \infty)$; если $q = \infty$, то в (2.4)

$$\|\mathbf{u}(\cdot)\|_{L_\infty}^{(\nu)} = \operatorname*{vrai\,max}_{\tau \in [t_0, t_f]} \|\mathbf{u}(\tau)\|_\nu.$$

Как известно [7; 8], такие задачи эффективно решаются сведением их к оптимальной проблеме моментов, при этом синтез программ оптимального управления осуществляется при помощи принципа максимума Н.Н. Красовского. В общем виде программу оптимального управления для задачи (2.2)–(2.4), полученную методом моментов, можно представить в виде

$$\mathbf{u}^*(t) = \mathbf{u}^*(t,\, \mathbf{c}_\pi,\, \mathbf{c}_\omega,\, \boldsymbol{\pi}_f),\ \forall t \in [t_0, t_f], \tag{2.5}$$

где $\mathbf{c}_\pi = \boldsymbol{\pi}_f - T\tilde{\boldsymbol{\omega}}_0 - \mathbf{g}_{1f}$ $(T = t_f - t_0$ – длительность маневра переориентации), $\mathbf{c}_\omega = \tilde{\boldsymbol{\omega}}_f - \tilde{\boldsymbol{\omega}}_0 - \mathbf{g}_{2f}$, а $\mathbf{g}_{1f} = \mathbf{g}_1(t_f)$, $\mathbf{g}_{2f} = \mathbf{g}_2(t_f)$. Вектор-функции $\mathbf{g}_1(t)$ и $\mathbf{g}_2(t)$ являются решениями начальной задачи

$$\frac{d\mathbf{g}_1}{dt} = \mathbf{g}_2; \quad \frac{d\mathbf{g}_2}{dt} = \tilde{\mathbf{f}}_\omega(t); \quad \mathbf{g}_1(t_0) = 0; \quad \mathbf{g}_2(t_0) = 0, \tag{2.6}$$

где $\tilde{\mathbf{f}}_\omega(t) = \mathbf{f}_\omega(t, \boldsymbol{\sigma}(t), \tilde{\boldsymbol{\omega}}(t))$, а $\boldsymbol{\sigma}(t)$ и $\tilde{\boldsymbol{\omega}}(t)$ – решения системы (1.5), (1.6) с учетом программы (2.5).

Отметим, что полученное с помощью метода моментов решение задачи оптимального управления (2.2)–(2.4) нельзя непосредственно применить для объекта управления, представленного исходной моделью (1.5)–(1.7), (2.4). Это обусловлено тем, что замена исходной нелинейной модели на "квазилинейную" связана с заменой кинематического уравнения (1.6) относительно обобщенных координат $\boldsymbol{\sigma}$ на кинематическое уравнение (2.1) относительно квазикоординат – $\boldsymbol{\pi}$, которые геометрически не связаны с координатами $\boldsymbol{\sigma}$. В связи с этим возникают затруднения при задании, исходя из граничных условий (1.7), соответствующих граничных условий (2.3) для квазикоординат $\boldsymbol{\pi}$. Исключением является случай малых углов переориентации КА (до нескольких градусов), когда с учетом вида матрицы $\mathbf{N}(\boldsymbol{\sigma})$ для квазикоординат имеют место следующие соотношения [5]:

$$\frac{d\pi_x}{dt} \approx \frac{d\gamma}{dt}; \quad \frac{d\pi_y}{dt} \approx \frac{d\psi}{dt}; \quad \frac{d\pi_z}{dt} \approx \frac{d\vartheta}{dt}.$$

Тогда можно легко получить значения компонент вектора $\boldsymbol{\pi}_f$, а также оптимальное управление для задачи (1.5)–(1.7), (2.4).

В общем случае для нахождения соответствующего значения $\boldsymbol{\pi}_f$ и, следовательно, оптимальной программы управления для исходной задачи (1.5)–(1.7), (2.4) предлагается использовать метод последовательных приближений, первоначальная идея и существо которого изложены в [3; 9].

Итак, принимая вначале в (2.2) $\tilde{\mathbf{f}}_\omega(t) \equiv 0$, найдем такое значение $\boldsymbol{\pi}_f = \boldsymbol{\pi}_f^{(0)}$, что решение для следующей системы, получаемое с учетом (2.4) и соответствующих начальных условий:

$$\frac{d\tilde{\boldsymbol{\omega}}^{(0)}}{dt} = \mathbf{B}\mathbf{u}^{(0)}(t); \ \frac{d\boldsymbol{\pi}^{(0)}}{dt} = \tilde{\boldsymbol{\omega}}^{(0)}; \ \frac{d\boldsymbol{\sigma}^{(0)}}{dt} = \mathbf{N}(\boldsymbol{\sigma}^{(0)})\tilde{\boldsymbol{\omega}}^{(0)},$$

будет удовлетворять с требуемой точностью конечным условиям в (1.7). Здесь $\mathbf{u}^{(0)}(t) = \mathbf{u}^*(t, \mathbf{c}_\pi^{(0)}, \mathbf{c}_\omega^{(0)}, \boldsymbol{\pi}_f^{(0)})$ – оптимальное управление для системы (2.2), вычисляемое при $\mathbf{c}_\pi^{(0)} = \boldsymbol{\pi}_f^{(0)} - T\tilde{\boldsymbol{\omega}}_0 - \mathbf{g}_{1f}^{(-1)}$, $\mathbf{c}_\omega^{(0)} = \tilde{\boldsymbol{\omega}}_f - \tilde{\boldsymbol{\omega}}_0 - \mathbf{g}_{2f}^{(-1)}$, где $\mathbf{g}_{1f}^{(-1)} = \mathbf{g}_1^{(-1)}(t_f)$, $\mathbf{g}_{2f}^{(-1)} = \mathbf{g}_2^{(-1)}(t_f)$ – числа, получаемые при решении системы (2.6), если $\tilde{\mathbf{f}}_\omega(t) \equiv 0$. Очевидно, что в этом случае $\mathbf{g}_{1f}^{(-1)} = 0$, $\mathbf{g}_{2f}^{(-1)} = 0$. Полученные таким образом вектор-функции $\boldsymbol{\pi}^{(0)}(t)$, $\tilde{\boldsymbol{\omega}}^{(0)}(t)$, а также $\boldsymbol{\sigma}^{(0)}(t)$ вместе с вектор-функцией $\tilde{\mathbf{f}}_\omega^{(0)}(t) = \mathbf{f}_\omega(t, \boldsymbol{\sigma}^{(0)}(t), \tilde{\boldsymbol{\omega}}^{(0)}(t))$ можно рассматривать в качестве начального (здесь – нулевого) приближения для решения задачи (1.5)–(1.7), (2.4). Переходя к отысканию последующих приближений для решения этой задачи, следует учитывать, что значение вектор-функции $\tilde{\mathbf{f}}_\omega^{(k-1)}(t) = \mathbf{f}_\omega(t, \boldsymbol{\sigma}^{(k-1)}(t), \tilde{\boldsymbol{\omega}}^{(k-1)}(t))$, а следовательно, и значения поправок $\mathbf{g}_{1f}^{(k-1)}$, $\mathbf{g}_{2f}^{(k-1)}$, $k = 1, 2, 3, ...$, получаемых при решении системы (2.6) с вектор-функцией $\tilde{\mathbf{f}}_\omega^{(k-1)}(t)$, вообще говоря, уже не являются нулевыми. Построение k-го приближения решения задачи (1.5)–(1.7), (2.4) сводится к отысканию такого $\boldsymbol{\pi}_f = \boldsymbol{\pi}_f^{(k)}$, что решение для следующей системы, получаемое с учетом соответствующих начальных условий:

$$\frac{d\tilde{\boldsymbol{\omega}}^{(k)}}{dt} = \mathbf{B}\mathbf{u}^{(k)}(t) + \tilde{\mathbf{f}}_\omega^{(k-1)}(t); \ \frac{d\boldsymbol{\pi}^{(k)}}{dt} = \tilde{\boldsymbol{\omega}}^{(k)}; \ \frac{d\boldsymbol{\sigma}^{(k)}}{dt} = \mathbf{N}(\boldsymbol{\sigma}^{(k)})\tilde{\boldsymbol{\omega}}^{(k)}, \tag{2.7}$$

будет удовлетворять с требуемой точностью конечным условиям в (1.7). В этом случае $\mathbf{u}^{(k)}(t) = \mathbf{u}^*(t, \mathbf{c}_\pi^{(k)}, \mathbf{c}_\omega^{(k)}, \boldsymbol{\pi}_f^{(k)})$ – оптимальное управление для системы (2.2), вычисляемое при $\mathbf{c}_\pi^{(k)} = \boldsymbol{\pi}_f^{(k)} - T\tilde{\boldsymbol{\omega}}_0 - \mathbf{g}_{1f}^{(k-1)}$, $\mathbf{c}_\omega^{(k)} = \tilde{\boldsymbol{\omega}}_f - \tilde{\boldsymbol{\omega}}_0 - \mathbf{g}_{2f}^{(k-1)}$, где $\mathbf{g}_{1f}^{(k-1)} = \mathbf{g}_1^{(k-1)}(t_f)$, $\mathbf{g}_{2f}^{(k-1)} = \mathbf{g}_2^{(k-1)}(t_f)$ – поправки, получаемые при решении системы (2.6) с вектор-функцией $\tilde{\mathbf{f}}_\omega^{(k-1)}(t)$.

При $k \to \infty$ для последовательных приближений (2.6), (2.7) имеет место:

$$\boldsymbol{\pi}_f^{(k)} \to \boldsymbol{\pi}_f^*; \quad \mathbf{g}_{1f}^{(k)} \to \mathbf{g}_{1f}^*; \quad \mathbf{g}_{2f}^{(k)} \to \mathbf{g}_{2f}^*,$$

где $\mathbf{g}_{1f}^*$, $\mathbf{g}_{2f}^*$ такие, что $\mathbf{c}_\pi^* = \boldsymbol{\pi}_f^* - T\tilde{\boldsymbol{\omega}}_0 - \mathbf{g}_{1f}^*$, $\mathbf{c}_\omega^* = \tilde{\boldsymbol{\omega}}_f - \tilde{\boldsymbol{\omega}}_0 - \mathbf{g}_{2f}^*$, а $\mathbf{u}^*(t) = \mathbf{u}^*(t, \mathbf{c}_\pi^*, \mathbf{c}_\omega^*, \boldsymbol{\pi}_f^*)$ – оптимальная программа управления (2.5) для задачи (1.5)–(1.7), (2.4).

По результатам математического моделирования маневров переориентации применительно к параметрам КА "Ресурс-ДК" для значений показателя $q = 2, \infty$ в (2.4) была установлена высокая скорость сходимости рассмотренного процесса синтеза оптимального управления, а именно, с точностью выполнения маневра перенацеливания, то есть переориентации КА ДЗЗ в пространстве, до десятка угловых секунд требовалось до 2...5 последовательных приближений.

Заключение

Рассмотрена задача оптимального управления переориентацией КА ДЗЗ при перенацеливании его аппаратуры зондирования. Предложен вычислительный алгоритм приближенного решения исходной задачи, эффективность которого подтверждена результатами проведенного моделирования. В связи с этим он может быть рекомендован для реализации в бортовой вычислительной системе КА при формировании оптимальных программ управления угловым движением при перенацеливании его аппаратуры дистанционного зондирования Земли, которые обеспечивают реализацию целевых режимов зондирования с требуемыми показателями качества управления.

Литература

[1] Теоретические основы и методы синтеза интегральных программ управления угловым движением космических аппаратов дистанционного зондирования множества районов наблюдения переменного состава на длительных временных интервалах / Ю.Н. Горелов [и др.] // Сб. тр. XVI С.-Петербургской междунар. конф. по интегрированным системам. СПб.: ГНЦ РФ – ЦНИИ "Электроприбор", 2009. С. 232–244.

[2] Лебедев В.В., Гансвинд И.Н. Проектирование систем космического мониторинга. М.: Наука, 2010. 388 с.

[3] Оптимальное планирование процессов дистанционного зондирования Земли из космоса / Ю.Н. Горелов [и др.] // Сб. тр. XIX С.-Петербургской междунар. конф. по интегрированным системам. СПб., 2012. С. 252–258.

[4] Синтез интегральных программ управления угловым движением космических аппаратов дистанционного зондирования / Ю.Н. Горелов [и др.] // Сб. тр. XIV междунар. конф. "Проблемы управления и моделирования в сложных системах". Самара: СамНЦ РАН, 2012. С. 507–517.

[5] Маркеев А.П. Теоретическая механика. М.; Ижевск: НИЦ "Регулярная и стохастическая динамика", 2007. 592 с.

[6] Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974. 600 с.

[7] Красовский Н.Н. Теория управления движением: линейные системы. М.: Наука, 1965. 476 с.

[8] Мороз А.И. Курс теории систем. М.: Высшая школа, 1987. 304 с.
[9] Горелов Ю.Н., Данилов С.Б., Тропкина Е.А. Об одном подходе к приближенному решению задачи оптимального управления переориентацией космического аппарата // Обозрение прикладной и промышленной математики. 2011. Т. 18. Вып. 3. С. 429–431.

Поступила в редакцию $30/IV/2013$;
в окончательном варианте — $30/IV/2013$.

ON THE METHOD OF SYNTHESIS OF OPTIMAL CONTROL OF SPACECRAFT REORIENTATION DURING SENSING HARDWARE REDIRECTION[3]

© 2013 M.V. Morozova[4]

The problem of optimal control of spacecraft reorientation during remote earth sensing hardware redirection is considered. Computational algorithm for the approximate solution of the problem is developed. Efficiency of this algorithm is confirmed by the results of the performed modeling.

Key words: spacecraft, remote Earth sensing, redirection, angular motion, optimal control, algorithms.

Paper received $30/IV/2013$.
Paper accepted $30/IV/2013$.

[3]The work is supported by RFBR, project no 13-08-97019 r_povoljie_a.
[4]Morozova Marina Valerievna (morozova_mv@list.ru), Institute for the Control of Complex Systems of RAS, Samara, 443020, Russian Federation.