

ПРИМЕНЕНИЕ ИМИТАЦИИ И АНИМАЦИИ ДЛЯ ПОЛЕТНОЙ ПОДДЕРЖКИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ СПУТНИКОВ¹

Т.Е. Сомова

Кратко представлены алгоритмы моделирования и обработки телеметрической информации для полетной поддержки систем управления движением информационных спутников с помощью компьютерной среды имитации и анимации.

Ключевые слова: спутник, система управления, имитация, анимация, полетная поддержка

ВВЕДЕНИЕ

Для автоматизированного проектирования систем наведения, навигации и управления информационных спутников была разработана программная система SIRIUS-S [1]. Она содержит диалоговый монитор, подсистемы моделирования, синтеза и анализа, а также подсистемы анимации движения КА и документирования результатов. С ее помощью инженер-проектировщик может оценить возможности системы управления движением КА, выполнить анализ точности наведения и стабилизации бортового информационного оборудования (телескопов, антенн) с учетом возмущений, ограничений и других факторов. В системе SIRIUS-S реализованы модели вращающейся Земли, космической обстановки — текущего положения Солнца, Луны и других внешних ориентиров, конструкции КА, его поступательного и углового движений в режимах космической связи, при оптико-электронной съемке и пространственных поворотных маневрах. Эти модели позволяют точно рассчитать все кинематические параметры движения КА и сформировать набор файлов для подсистемы визуализации.

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (гранты № 14-08-01091, № 14-08-91373) и Отделения ЭММПУ РАН (Программа фундаментальных исследований № 14).

Принятые сокращения:

ВУО — восходящий узел орбиты;
ГГСК — Гринвичская геодезическая система координат;
ДМ — двигатель-маховик;
ИОК — информация оперативного контроля;
ИСК — инерциальная система координат;
КА — космический аппарат;
КМ — кинетический момент;
МНК — метод наименьших квадратов;
ОСК — орбитальная система координат;
ОЭП — оптико-электронный преобразователь;
СБ — солнечная батарея;
СДИ — скорость движения изображения;
ССК — связанная система координат;
СУД — система управления движением;
ЦУП — центр управления полетами.

Система SIRIUS-S успешно применялась для автоматизированного проектирования многих российских информационных спутников, например геостационарных спутников связи «Луч-5А/В», «Экспресс-АМ5/6», спутника землеобзора «Ресурс-П» и перспективного мини-спутника землеобзора «Сириус-1». В последнее время проявился интерес предприятий космической отрасли к применению программной системы SIRIUS-S для полетного сопровождения (поддержки) СУД информационных спутников. Здесь проблема состоит в



том, что при возникновении отказов в СУД сразу возникает существенное отклонение углового движения КА от программного движения. Несмотря на доступность телеметрической информации от работоспособных измерительных приборов о фактическом угловом положении спутника, возникает задача квалифицированной интерпретации аномальной ориентации КА относительно направлений на Землю, Солнце и другие внешние ориентиры. Современное представление кинематических параметров ориентации КА с помощью кватернионов создает проблему для операторов ЦУП при пространственном восприятии поступающей телеметрической информации, поэтому весьма желательно иметь компьютерную анимацию движения спутника непосредственно по телеметрическим данным.

Одна из стратегических тенденций современного развития космической техники заключается в создании малых КА. В последнее десятилетие наряду с университетами данной проблемой интенсивно занимаются научно-исследовательские институты и фирмы космической отрасли. Современное состояние научно-технических проблем и разработок малых спутников информационного назначения представлено в монографии [2], статьях [3, 4] и других публикациях.

Некоторые проблемы моделирования, оптимизации наведения, имитации и анимации движения малых КА землеобзора, решаемые в программной системе SIRIUS-S, уже рассмотрены в предыдущих работах [1, 5, 6]. В настоящей статье кратко представлены оригинальные алгоритмы цифрового управления кластером ДМ и обработки телеметрической информации для полетной поддержки СУД мини-спутника землеобзора с помощью анимации.

1. ОБЛИК МИНИ-СПУТНИКА ЗЕМЛЕОБЗОРА

Мини-спутник землеобзора оснащен телескопом с матрицами ОЭП в его фокальной плоскости (рис. 1). При съемке участков поверхности Земли совокупностью маршрутов их сканирования ОЭП работают в режиме временной задержки и накопления. Конструктивный облик КА представляется системой тел, которая содержит корпус спутника, телескоп с подвижной крышкой объектива, четыре панели СБ, причем каждая панель размещена в двухступенном подвесе, и шесть антенн для приема сигналов навигационных систем GPS/ГЛОНАСС. Определение углового положения КА осуществляется инерциальной навигационной системой с солнечно-магнитной и ас-

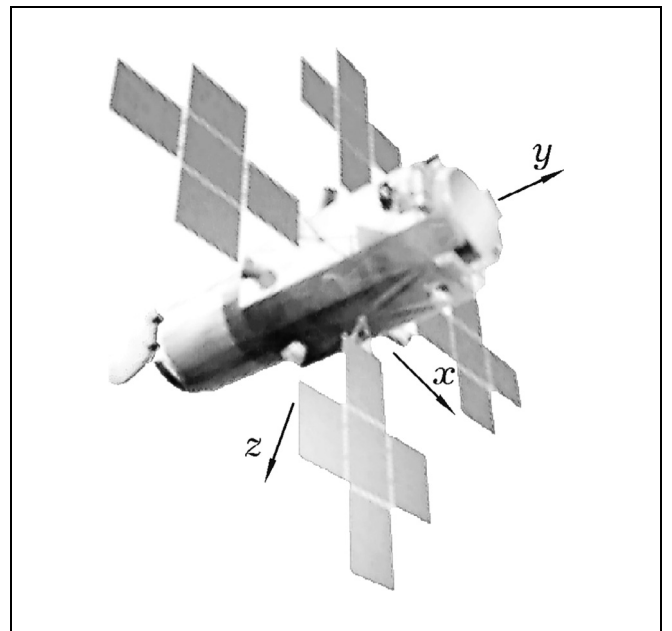


Рис. 1. Мини-спутник землеобзора «Сирius-1»

трономической коррекцией. Исполнительными органами СУД мини-спутника служат кластер четырех ДМ по схеме General Electric (GE), магнитный привод и двигательная установка на основе восьми миниатюрных электрореактивных двигателей.

2. МОДЕЛЬ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ СПУТНИКА

Используются инерциальная, гринвичская геодезическая, горизонтная, орбитальная ($Ox^o y^o z^o$) и связанная с корпусом КА ($Oxyz$) системы координат. Применяются стандартные обозначения $\langle \cdot; \cdot \rangle$, $\{ \cdot \} \equiv \text{col}(\cdot)$, $[\cdot] \equiv \text{line}(\cdot)$ для векторов, $[\mathbf{a} \times]$, $\text{diag}(\cdot)$, $(\cdot)^T$ для матриц и (\circ) , $(\dot{\cdot})$ для кватернионов. Модель углового движения КА как твердого тела, управляемого кластером ДМ по схеме GE (рис. 2), имеет вид

$$\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \omega / 2; \quad (1)$$

$$\mathbf{J} \dot{\omega} + \mathbf{A}_\gamma \dot{\mathbf{h}} = -\omega \times \mathbf{G} + \mathbf{M}_0; \quad \mathbf{J}_r \mathbf{A}_\gamma^T \dot{\omega} + \dot{\mathbf{h}} = \mathbf{M}, \quad (2)$$

где $\Lambda = (\lambda_0, \lambda)$, $\lambda = \{\lambda_i\}$, $i = 1, 2, 3$ — кватернион ориентации ССК относительно ИСК, \mathbf{J}_r — момент инерции каждого ДМ; $\mathbf{H} = \{H_i\} = \mathbf{A}_\gamma \mathbf{h}$; $\mathbf{h} = \{h_p\}$ и $\mathbf{M} = \{m_p\}$, $p = 1 \div 4$ — столбцы, составленные из кинетических h_p и управляющих m_p моментов ДМ, соответственно; $\mathbf{G} = \mathbf{J}\omega + \mathbf{H}$ — вектор КМ меха-

нической системы; вектор M_0 представляет моменты двигательной установки ориентации и возмущающие моменты внешних сил; матрица $A_\gamma = [a_p]$ установки осей вращения ДМ в ССК представляется строкой, составленной из столбцов $a_1 = \{a, a, 0\}$, $a_2 = \{a, -a, 0\}$, $a_3 = \{a, 0, a\}$ и $a_4 = \{a, 0, -a\}$, где при обозначениях $C_\gamma = \cos\gamma$; $S_\gamma = \sin\gamma$ имеем $C_\gamma = S_\gamma = a = 1/\sqrt{2}$ для значения $\gamma = \pi/4$. В ИСК орты o_1, o_2 и o_3 орбитального базиса, соответствующего ОСК $Ox^o y^o z^o$, определяются соотношениями $o_2 = \mathbf{r}/\|\mathbf{r}\| = \mathbf{r}^o$; $o_3 = -\mathbf{v} \times \mathbf{r} / \|\mathbf{v} \times \mathbf{r}\| = -\mathbf{n}^o$; $o_1 = o_2 \times o_3 = \boldsymbol{\tau}^o$, где \mathbf{r} и \mathbf{v} — соответственно радиус-вектор и вектор линейной скорости центра масс КА, а также отмечены орты трансверсали $\boldsymbol{\tau}^o$, радиали \mathbf{r}^o и нормали \mathbf{n}^o в текущей точке орбиты. Пусть $\boldsymbol{\omega}(t)$ представляет собой вектор абсолютной угловой скорости корпуса КА и $\mathbf{v}_o^o = \{0, 0, v_o\}$ — вектор угловой скорости орбитального движения КА с проекциями в ОСК, где $v_o(t)$ — истинная аномалия. Ориентация ОСК $Ox^o y^o z^o$ относительно ИСК определяется кватернионом O , который изменяется согласно уравнению $\dot{O} = O \circ \mathbf{v}_o^o / 2$. Ориентация ССК относительно ОСК определяется кватернионом $\Lambda^o = (\lambda_0^o, \boldsymbol{\lambda}^o)$, который вычисляется по соотношению $\Lambda^o = \tilde{O} \circ \Lambda$ и удовлетворяет урав-

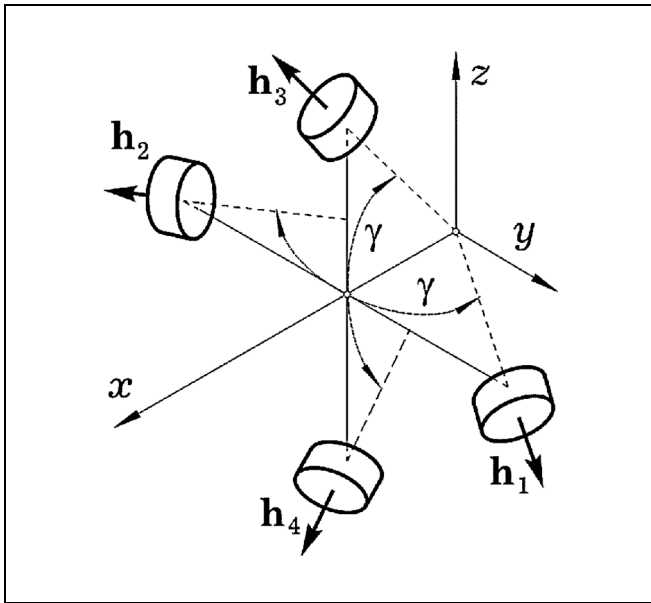


Рис. 2. Схема «General Electric»

нению $\dot{\Lambda}^o = (\Lambda^o \circ \boldsymbol{\omega} - \mathbf{v}_o^o \circ \Lambda^o) / 2$, вектором параметров Эйлера $L^o = \{l_0^o, \mathbf{l}^o\}$, где $l_0^o = \lambda_0^o$ и $\mathbf{l}^o = \boldsymbol{\lambda}^o$, матрицей направляющих косинусов $C^o = \|c_{ij}^o\| = \mathbf{I}_3 l_0^o - 2[\mathbf{l}^o \times] \mathbf{Q}_{l_0}^T$, где $\mathbf{Q}_{l_0} = \mathbf{I}_3 l_0^o + [\mathbf{l}^o]$, и столбцом $\boldsymbol{\phi} = \{\phi_1, \phi_2, \phi_3\}$, составленным из углов крена $\phi_1 = \gamma$, рыскания $\phi_2 = \psi$ и тангажа $\phi_3 = \theta$ в последовательности элементарных поворотов $31'2''$, которые вычисляются по явным аналитическим соотношениям $\phi_1 = \gamma = \arcsin(c_{23}^o)$; $\phi_2 = \psi = \arctg_2(c_{13}^o / c_{32}^o)$; $\phi_3 = \theta = \arctg_2(-c_{21}^o / c_{22}^o)$.

Передаваемый на корпус КА вектор \mathbf{M}^r управляющего момента кластера ДМ формируется в виде $\mathbf{M}^r = \{M_i^r\} = -\dot{\mathbf{H}} = -A_\gamma \{\dot{h}_p\} = -A_\gamma \{m_p\} \equiv -A_\gamma \mathbf{M}$. Собственный КМ и управляющий момент по оси каждого ДМ ограничены: $|m_p(t)| \leq m^m$ и $\|\mathbf{h}_p(t)\| \leq h^m$, $p = 1 \div 4$.

Нормированный вектор $\mathbf{h} = \{x, y, z\} = \mathbf{H} / h^m = \{x_1 + x_2, a(h_1 - h_2), a(h_3 - h_4)\}$ КМ кластера ДМ, где $x_1 = a(h_1 + h_2)$, $x_2 = a(h_3 + h_4)$ и $h_p = \mathbf{h}_p / h^m$, представляется в векторном виде как $\mathbf{h} = A_\gamma \mathbf{h}$, где столбец $\mathbf{h} = \{h_p\}$, причем $|h_p| \leq 1$. Введем стандартные функции насыщения $y = \text{Sat}(a, x)$, квантования по уровню $y = \text{Qntr}(a, x)$ и фиксации сигнала $x_k(t) = \mathbf{Z}\mathbf{h}(t_k, T_u, x_k) = x_k \forall t \in [t_k, t_{k+1})$ на периоде цифрового управления T_u . Командный

вектор $\mathbf{M}_k^r = \mathbf{M}^r(t_k) = \{M_{ik}^r\}$ управления кластером ДМ формируется алгоритмом СУД с периодом T_u в моменты времени $t_k = kT_u, k \in N_0 = [0, 1, 2, \dots)$.

Пусть $\Lambda^p(t)$ и $\boldsymbol{\omega}^p(t) = \{\omega_i^p(t)\}$ представляют кватернион и вектор угловой скорости корпуса КА при его программном движении. Тогда кватернион E рассогласования формируется в виде $E = (e_0, \mathbf{e}) = \tilde{\Lambda}^p(t) \circ \Lambda$, при этом вектор параметров Эйлера $E = \{e_0, \mathbf{e}\}$ и матрица погрешности ориентации $C_e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_e^T$, где $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 e_0 + [\mathbf{e} \times]$. Вектор $\delta\boldsymbol{\omega}$ погрешности угловой скорости определяется в ССК как $\delta\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega} - C_e \boldsymbol{\omega}^p(t)$. Фильтрация дискретного рассогласования по части вектора параметров Эйлера $E_s = \{e_{0s}, \mathbf{e}_s\}$ выполняется с периодом квантования T_q в виде

$$\tilde{\mathbf{x}}_{s+1} = \tilde{\mathbf{A}} \tilde{\mathbf{x}}_s + \tilde{\mathbf{B}} \mathbf{e}_s^f; \quad \mathbf{e}_s^f = \tilde{\mathbf{C}} \tilde{\mathbf{x}}_s + \tilde{\mathbf{D}} \mathbf{e}_s, \quad s \in N_0, \quad (3)$$



с выходным сигналом \mathbf{e}_k^f , где диагональные матрицы $\tilde{\mathbf{A}}$, $\tilde{\mathbf{B}}$, $\tilde{\mathbf{C}}$ и $\tilde{\mathbf{D}}$ имеют элементы $\tilde{a}_i = -b_1^f$; $\tilde{b}_i = b_1^f$; $\tilde{c}_i = -(1 + b_1^f)$; $\tilde{d}_i = (1 + b_1^f)$, $b_1^f \equiv \equiv -\exp(-T_q/T_f)$ и T_f – постоянная времени фильтра.

В контуре цифрового управления ориентацией КА вектор углового рассогласования $\boldsymbol{\varepsilon}$ представляется как $\boldsymbol{\varepsilon} = \delta\boldsymbol{\phi} = \{\delta\phi_i\} = \{-2\mathbf{e}_0\mathbf{e}\}$. Его дискретно измеренные и отфильтрованные значения $\boldsymbol{\varepsilon}_k^f$, а также значения $\dot{\boldsymbol{\omega}}_k^p = \dot{\boldsymbol{\omega}}^p(t_k)$, используются в нелинейном векторном законе цифрового управления $\mathbf{M}_k^r = \mathbf{M}^r(\dot{\boldsymbol{\omega}}_k^p, \boldsymbol{\varepsilon}_k^f)$ кластером ДМ, представленного с векторной «рабочей» переменной \mathbf{g} в дискретной рекуррентной форме

$$\begin{aligned} \mathbf{g}_{k+1} &= \mathbf{B}\mathbf{g}_k + \mathbf{C}\boldsymbol{\varepsilon}_k^f; \quad \mathbf{u}_k = \mathbf{K}\mathbf{g}_k + \mathbf{P}\boldsymbol{\varepsilon}_k^f; \\ \mathbf{M}_k^r &= \mathbf{J}(\dot{\boldsymbol{\omega}}_k^p + \mathbf{u}_k^f), \end{aligned} \quad (4)$$

где при обозначениях $d_u \equiv 2/T_u$ и $a_i \equiv (d_u\tau_{1i} - 1)/(d_u\tau_{1i} + 1)$ элементы диагональных матриц $\mathbf{K} = [k_i]$ и \mathbf{B} , \mathbf{P} , \mathbf{C} вычисляются по соотношениям $b_i \equiv (d_u\tau_{2i} - 1)/(d_u\tau_{2i} + 1)$; $p_i \equiv (1 - b_i)/(1 - a_i)$; $c_i \equiv p_i(b_i - a_i)$ с назначаемыми параметрами τ_{1i} , τ_{2i} и k_i .

3. ЦИФРОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ КЛАСТЕРОМ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ

При управлении кластером на основе четырех ДМ принципиальная проблема заключается в распределении потребных векторов кинетического \mathbf{H} и управляющего $\mathbf{M}^r = \{\mathbf{M}_i^r\} = -\dot{\mathbf{H}}$ моментов между избыточным числом ДМ в составе кластера. При некоторых упрощениях эта проблема состоит в *одновременном* решении двух уравнений:

$$\begin{aligned} \mathbf{A}_\gamma \mathbf{h} &= \mathbf{H} \quad \forall \mathbf{H} \in \mathbf{R}^3, \quad \mathbf{h} \in \mathbf{R}^4; \\ \mathbf{A}_\gamma \mathbf{M} &= \mathbf{M}^r \quad \forall \mathbf{M}^r \in \mathbf{R}^3, \quad \mathbf{M} \in \mathbf{R}^4. \end{aligned} \quad (5)$$

Применение псевдобротной матрицы $\mathbf{A}_\gamma^\# = \mathbf{A}_\gamma^T(\mathbf{A}_\gamma\mathbf{A}_\gamma^T)^{-1}$ не обеспечивает единственности решения уравнений (5). Кратко представим оригинальный подход к разрешению этих уравнений, основанный на применении скалярной функции настройки, которая позволяет точно и однозначно распределить векторы \mathbf{H} и $\mathbf{M}^r = -\dot{\mathbf{H}}$ между че-

тырьмя ДМ по явным аналитическим соотношениям. Распределение вектора нормированного КМ $\mathbf{h} = \{x, y, z\}$ между четырьмя ДМ выполняется по закону $f_\rho = \tilde{x}_1 - \tilde{x}_2 + \rho(\tilde{x}_1\tilde{x}_2 - 1) = 0$, где параметр $\rho \in (0, 1)$; $\tilde{x}_1 = x_1/q_y$; $\tilde{x}_2 = x_2/q_z$; $q_s = \sqrt{2 - s^2}$, $s = y, z$, в два этапа: сначала распределение КМ между парами ДМ в виде $q \equiv q_y + q_z$; $\Delta \equiv (q/\rho)(1 - (1 - 4\rho[(q_y - q_z)(x/2) + \rho(q_yq_z - (x/2)^2)]/q^2)^{1/2})$; $x_1 = (x + \Delta)/2$; $x_2 = (x - \Delta)/2$, а затем распределение КМ между ДМ в каждой паре по очевидным соотношениям. Для однозначного определения вектора-столбца $\mathbf{M} = \{m_p\}$ управляющих моментов ДМ к трем линейным алгебраическим уравнениям (5) добавляется дифференциальное уравнение закона распределения

$$\begin{aligned} df_\rho/dt &= \langle \mathbf{a}_f, \dot{\mathbf{h}} \rangle = [a_{fp}]\{\dot{h}_p\} = [a_{fp}]\mathbf{M}/h^m = \\ &= \Phi_\rho(\mathbf{h}) = -\text{Sat}(\phi_\rho, \mu_\rho f_\rho), \end{aligned}$$

где $\phi_\rho, \mu_\rho = \text{const} > 0$ и скалярные функции $a_{f1,2}, a_{f3,4}$ представляются в явном виде

$$\begin{aligned} a_{f1,2} &= \frac{a}{q_y^3} [2 \pm h_2(h_1 - h_2)] \left[1 + \rho \frac{a(h_3 + h_4)}{q_z} \right]; \\ a_{f3,4} &= \frac{-a}{q_z^3} [2 \pm h_4(h_3 - h_4)] \left[1 + \rho \frac{a(h_1 + h_2)}{q_y} \right]. \end{aligned}$$

В итоге получается система четырех линейных уравнений, и при векторе \mathbf{M}^r (4) дискретной команды цифровое управление

$$m_{pk}(t) = \mathbf{Z}\mathbf{h}(t, T_u, \text{Sat}(m^m, \text{Qntr}(m_o, m_{pk}))) \quad (6)$$

каждым ДМ формируется по дискретным значениям m_{pk} в составе столбца $\mathbf{M}_k(\dot{\boldsymbol{\omega}}_k^p, \boldsymbol{\varepsilon}_k^f, \mathbf{h}_k) = \{m_{pk}\} = \{\mathbf{A}_\gamma, [a_{fp}]\}^{-1}\{-\mathbf{M}_k^r, h^m\Phi_\rho(\mathbf{h})\}$, где используются значения функций $a_{f1,2}$ и $a_{f3,4}$, вычисленные в моменты времени t_k по измеренным значениям КМ h_{pk} всех четырех ДМ.

4. ЗАКОНЫ НАВЕДЕНИЯ СПУТНИКА ЗЕМЛЕОБЗОРА

Вводятся система координат телескопа с началом в центре оптического проектирования S и система координат поля изображения $O_i x^i y^i z^i$ с началом в центре O_i фокальной плоскости телескопа. На поверхности Земли маршрут съемки отобра-

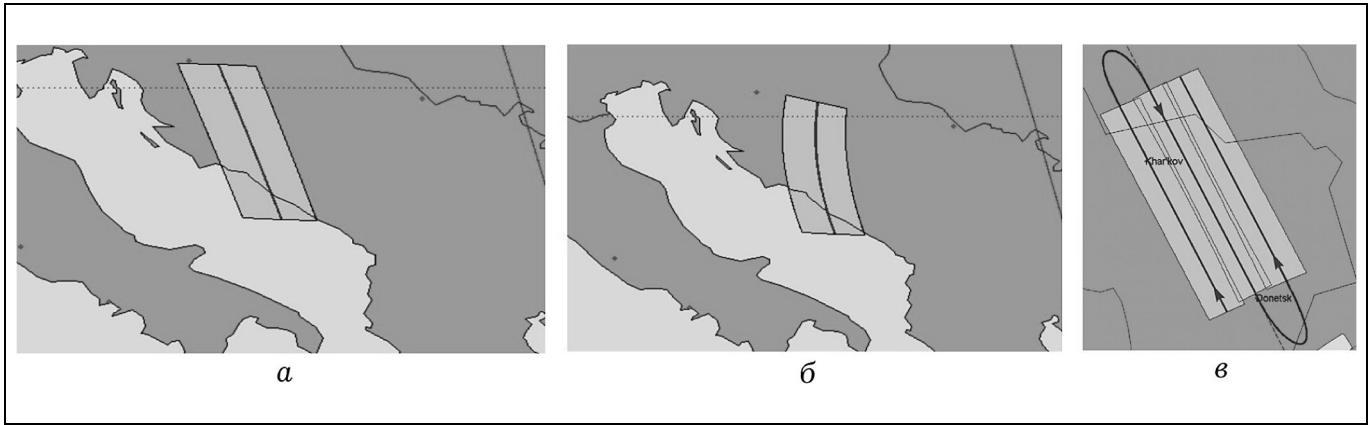


Рис. 3. Маршруты трассовой съемки (а), съемки с выравниванием продольной скорости движения изображения (б) и площадной съемки (в)

жается следом проекций ОЭП, составляя полосу захвата в ГГСК. Маршруту съемки соответствует закон углового наведения КА, при котором происходит требуемое движение оптического изображения по фотоприемной поверхности матриц ОЭП. Задача вычисления программных значений кватерниона $\Lambda^p(t)$ ориентации ССК относительно ИСК и вектора угловой скорости $\omega^p(t)$, как явных функций на заданном интервале времени, решается на основе векторного сложения всех элементарных движений телескопа в ГГСК с учетом текущей перспективы наблюдения при задании координат начального наземного объекта и потребного геодезического азимута сканирования.

Пусть столбцы $\omega_e^s(t)$ и $v_e^s(t)$ представляют в системе координат телескопа соответственно угловую скорость и скорость поступательного движения центра масс КА относительно ГГСК, скалярная функция $D(t)$ — дальность наблюдения вдоль оси визирования, а матрица $\tilde{C} = \|\tilde{c}_{ij}\|$ определяет ориентацию КА относительно горизонтной системы координат. Тогда для любой точки фокальной плоскости телескопа с эквивалентным фокусным расстоянием f_e продольная $\tilde{V}_y^i(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i)$ и поперечная $\tilde{V}_z^i(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i)$ составляющие вектора нормированной СДИ вычисляются по соотношению

$$\begin{bmatrix} \tilde{V}_y^i(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i) \\ \tilde{V}_z^i(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{y}^i \\ \tilde{z}^i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{y}^i & 1 & 0 \\ \tilde{z}^i & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q^i \tilde{v}_{e1}^s - \tilde{y}^i \omega_{e3}^s + \tilde{z}^i \omega_{e2}^s \\ q^i \tilde{v}_{e2}^s - \omega_{e3}^s - \tilde{z}^i \omega_{e1}^s \\ q^i \tilde{v}_{e3}^s + \omega_{e2}^s + \tilde{y}^i \omega_{e1}^s \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Здесь используются нормированные фокальные координаты $\tilde{y}^i = y^i/f_e$, $\tilde{z}^i = z^i/f_e$ и нормированные компоненты $\tilde{v}_{ei}^s = v_{ei}^s(t)D(t)$ вектора скорости поступательного движения центра масс КА, а функция $q^i = 1 - (\tilde{c}_{21} \tilde{y}^i + \tilde{c}_{31} \tilde{z}^i)/\tilde{c}_{11}$. На основе соотношения (7) с помощью интегрирования кинематического уравнения $\dot{\sigma} = \frac{1}{4}(1 - \sigma^2)\omega + \frac{1}{2}\sigma \times \omega + \frac{1}{2}\sigma(\sigma, \omega)$ для вектора модифицированных параметров Родрига $\sigma = \text{etg}(\theta/4)$ с ортом Эйлера e (далее просто вектора Родрига), который связан с кватернионом Λ прямыми $\sigma = \lambda/(1 + \lambda_0)$ и обратными $\lambda_0 = (1 - \sigma^2)/(1 + \sigma^2)$, $\lambda = 2\sigma/(1 + \sigma^2)$ соотношениями, определяются искомые компоненты векторов $\omega_e^s(t)$ и $\sigma(t)$.

Далее набором векторных сплайнов выполняется аппроксимация и интерполяция компонентов вектора Родрига $\sigma(t)$ и в аналитическом виде получаются кватернион $\Lambda(t)$ и вектор угловой скорости $\omega(t)$ программного углового движения по явным соотношениям $\omega = 4[(1 - \sigma^2)\dot{\sigma} - 2(\sigma \times \dot{\sigma}) + 2\sigma(\dot{\sigma}, \sigma)]/(1 + \sigma^2)^2$.

В системе SIRIUS-S реализованы алгоритмы синтеза законов наведения КА для трассовых маршрутов (рис. 3, а), криволинейных маршрутов с выравниванием продольной СДИ (рис. 3, б), площадного землеобзора совокупностью геодезических маршрутов (рис. 3, в), а также для получения стереоизображений участков поверхности Земли. Например, алгоритм наведения КА при сканирующей съемке с выравниванием продольной СДИ



основывается на соотношениях $\tilde{V}_y^i(0, 0) = \tilde{W}_y^i$, W_y^i/f_e ; $\tilde{V}_z^i(0, 0) = 0$; $\partial\tilde{V}_z^i(0, 0)/\partial\tilde{z}^i = 0$ для нормированных продольной $\tilde{V}_y^i(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i)$ и поперечной $\tilde{V}_z^i(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i)$ составляющих СДИ в центре ($\tilde{y}^i = 0$, $\tilde{z}^i = 0$) поля изображения. Здесь $W_y^i = \text{const}$ — заданная продольная СДИ для формирования электронного изображения матрицей ОЭП с временной задержкой и накоплением.

5. ИМИТАЦИЯ ДВИЖЕНИЯ МИНИ-СПУТНИКА ЗЕМЛЕОБЗОРА

Имитация движения КА с цифровой системой управления выполняется в программной системе SIRIUS-S, конкретно в ее подсистеме анализа и синтеза, созданной с применением среды Matlab. Здесь программно реализованы такие функции: отображение карт земной поверхности с объектами наблюдения, орбиты и трассы полета КА; расчет орбитального и углового движений КА при выполнении целевых задач, проверка их реализуемости при ограниченных ресурсах электромеханических исполнительных органов; синтез алгоритмов определения ориентации, законов наведения и управления ориентацией КА; анализ устойчивости и качества СУД КА при выполнении программного углового движения; расчет «видимости» наземных либо мобильных пунктов приема-передачи информации и др.

6. ПРОГРАММНАЯ СРЕДА ДЛЯ АНИМАЦИИ ДВИЖЕНИЯ СПУТНИКА

В системе SIRIUS-S подсистема анимации реализована в программной среде Delphi 7 с применением программного средства Blender [7] и графической библиотеки OpenGL [8], т. е. на основе свободно распространяемых программ, в отличие от известной программной системы STK (Analytical Graphics, Inc., <http://www.agi.com>). Здесь программно выполняется процедура «наклейки» текстуры в виде карты Земли на сферическую поверхность с последующим масштабированием для учета сжатия Земли, отмечаются объекты наблюдения с заданными геодезическими координатами и далее реализуется собственно компьютерная анимация пространственного движения спутника.

3D-модель конструкции КА реализована в Blender, на рис. 1 показан пример визуализации конструкции мини-спутника землеобзора «Сири-

ус-1» с открытой крышкой телескопа. Предусмотрена возможность отображения перемещений элементов конструкции КА, например, каждой панели СБ. Программа визуализации позволяет изменять масштаб изображения и временной темп анимации, а также ракурс наблюдения сцены движения спутника в двух вариантах — из произвольной точки в ИСК и из произвольной фиксированной точки в ОСК.

7. АНИМАЦИЯ ДВИЖЕНИЯ МИНИ-СПУТНИКА ЗЕМЛЕОБЗОРА

Для КА землеобзора в подсистеме анимации SIRIUS-S отображаются текущая точка трассы, точка пересечения центральной линии визирования с поверхностью Земли и проекция центральной линии матрицы ОЭП на эту поверхность, если в этот момент выполняется сканирующая съемка. Кратко представим результаты анимации движения мини-спутника землеобзора при выполнении задания на съемку (см. таблицу) с такими данными: круговая солнечно-синхронная орбита с наклоном 98° , аргументом перигея 120° и высотой полета КА 600 км; формальная дата съемки 30.06.2009; декретное время прохождения ВУО 08:58:08.

В таблице указаны:

- номер маршрута съемки (j);
- метод съемки (по геодезической линии — Geo, трассовая съемка — Trace, стереосъемка — Stereo, съемка с выравниванием продольной СДИ — Smooth);
- город с наблюдаемыми окрестностями;
- начало маршрута от момента прохождения ВУО (t_j);
- длительность (τ_j) маршрута.

Задание на съемку

j	Город	Метод съемки	t_j , с	τ_j , с
1	Басра	Geo	475	10
2	Багдад	Geo	575	14
3	Адана	Geo	620	11
4	Ереван	Geo	660	15
5	Тбилиси	Geo	690	14
6	Харьков	Trace	735	14,5
7	Донецк	Trace	845	14,5
8	Харьков	Trace	955	14,5
9	Вязьма	Stereo	990	23,4
10	Вязьма	Stereo	1053	23,5
11	Плесецк	Smooth	1120	10

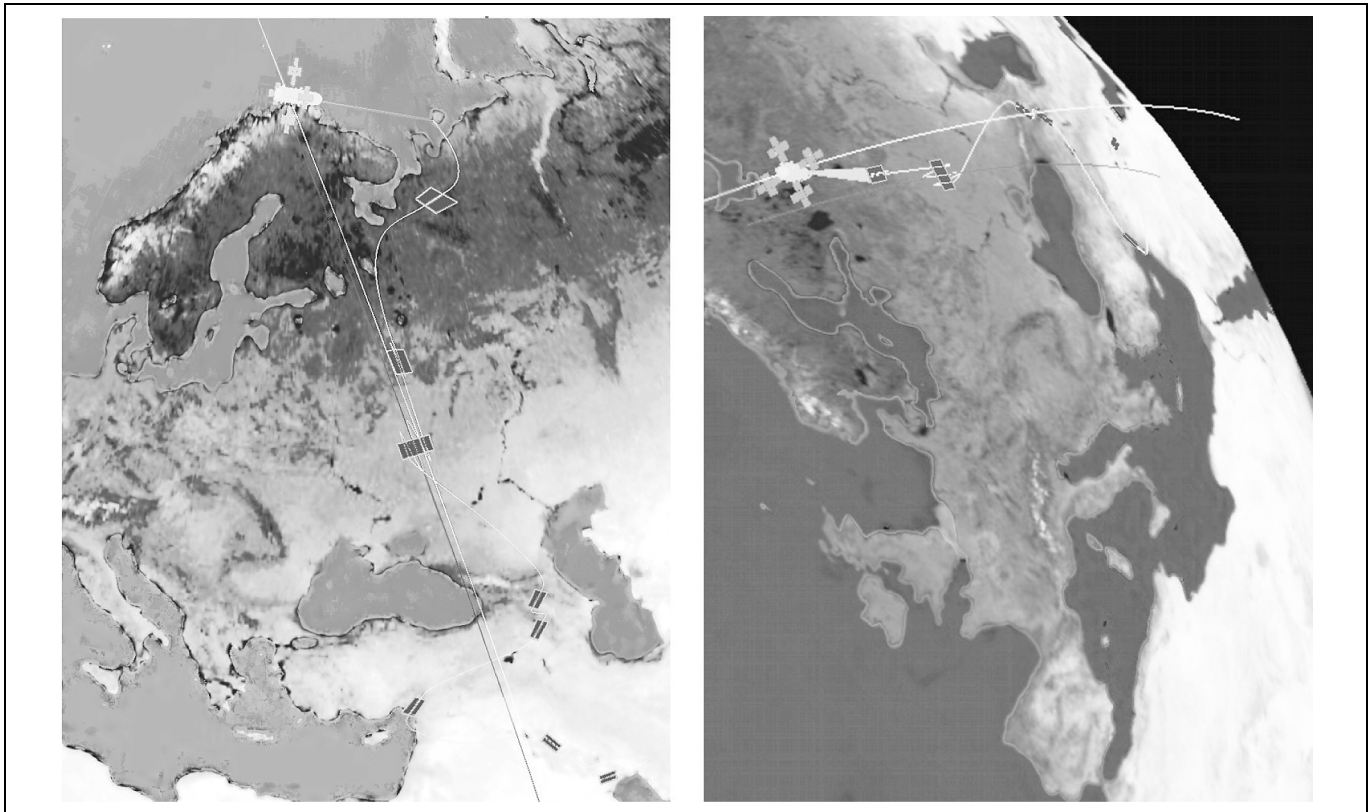


Рис. 4. Кадры анимации движения мини-спутника землеобзора в двух ракурсах

Маршрутами $j = 1, 2, \dots, 5$ реализуется объектовая съемка, маршруты $j = 6, 7, 8$ обеспечивают площадную съемку, маршрутами $j = 9, 10$ выполняется стереосъемка, а криволинейный маршрут $j = 11$ обеспечивает съемку с выравниванием продольной СДИ.

Кадры анимации движения мини-спутника при выполнении этого задания представлены на рис. 4.

8. АНИМАЦИЯ ПРИ ПОЛЕТНОЙ ПОДДЕРЖКЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

В целях повышения надежности и живучести СУД мини-спутника землеобзора при возникновении отказов бортовой аппаратуры в ЦУП обеспечивается ее полетная поддержка. Для этого используется поступающая с борта КА телеметрическая ИОК, где содержатся данные о значениях основных переменных состояния бортовых систем в моменты времени $t_s = sT_p$, $s \in N_0$, с периодом $T_i \geq T_u \gg T_q$, где T_q — период дискретности измерений в СУД. Наряду с информацией, необходимой для диагностики работы СУД, например, значений управляющих моментов m_{pk} и кинетических моментов h_{pk} ДМ, в составе ИОК присутст-

вуют измеренные данные о кинематических параметрах как движения центра масс — векторах $\mathbf{r}_s = \mathbf{r}(t_s)$, $\mathbf{v}_s = \mathbf{v}(t_s)$, так и углового движения — кватернионе $\Lambda_s = \Lambda(t_s)$ ориентации спутника в ИСК, которые получаются по сигналам GPS/ГЛОНАСС и инерциальной навигационной системы соответственно, с «привязкой» к полетному времени.

Для полетного сопровождения СУД операторами ЦУП применяется система поддержки принятия решений [9, 10]. В ней выполняются декодирование телеметрической ИОК, декомпозиция информации по принадлежности к конкретным бортовым системам, локализация отказов бортовой аппаратуры, подготовка данных и уточняющее имитационное моделирование (при необходимости) и в диалоге с операторами по решающим правилам в составе базы знаний системы поддержки принятия решений формируются рекомендации о необходимых действиях.

Для операторов ЦУП наибольшую сложность представляет проблема восприятия фактической (по измерениям работоспособных приборов) ориентации спутника относительно направлений на объекты внешней космической обстановки при возникновении аварийной ситуации в работе СУД,



когда ее ресурсы не позволяют выполнить автоматическую диагностику отказавшего прибора и восстановить работоспособность СУД путем реконфигурации контура управления. Наличие в ЦУП среды анимации позволяет исключить эту проблему: на двух соседних мониторах одновременно отображаются пространственные движения спутника на основе как данных телеметрической ИОК, так и результатов компьютерной имитации движения КА с соответствующими значениями параметров, начальными условиями для модели (1)–(4), (6) и гипотезами о возможных отказах приборов контура управления движения мини-спутника.

Для компьютерной анимации движения спутника с достойным качеством изображения, в общем случае при изменении положения панелей СБ, необходимо обеспечить плавность вариации кинематических параметров движения как корпуса КА, так и панелей СБ. Получаемая с борта КА телеметрическая ИОК в части указанных кинематических параметров на полном интервале времени $t \in [t_0^a, t_0^a + T^a]$ анимации сначала обрабатывается на основе скользящей полиномиальной аппроксимации по МНК с целью подавления погрешностей измерений. Как отмечено ранее, кватернион ориентации \mathbf{A} взаимно-однозначно связан с вектором Родрига $\boldsymbol{\sigma}$ явными аналитическими соотношениями, которые позволяют свести проблему сглаживания кватернионных данных к обычной задаче аппроксимации векторных измерений.

Сущность скользящей полиномиальной аппроксимации массивов значений векторов $\mathbf{r}_s, \mathbf{v}_s, \boldsymbol{\sigma}_s$ и координат углового положения панелей СБ заключается в применении МНК для алгоритмически назначаемого набора участков этих массивов с различной длительностью и взаимными «перекрытиями» смежных участков по краям в семи точках с доступным периодом T_i . Сначала назначаются участки, соответствующие маршрутам сканирующей оптико-электронной съемки, где аппроксимация значений $\boldsymbol{\sigma}_s$ вектора Родрига выполняется векторными полиномами $\boldsymbol{\sigma}^a(t)$ пятого порядка. Затем определяются участки массивов, связанные с выполнением пространственных поворотных маневров спутника между соответствующими маршрутами. Отмеченные «перекрытия» участков позволяют обеспечить гладкое сопряжение краевых условий движения КА на границах смежных участков.

На завершающем этапе подготовки к анимации движения спутника выполняется интерполяция разнотипных полиномиальных зависимостей гладко «склеенных» векторных и скалярных функций времени с помощью согласованной системы векторных сплайнов третьего порядка.

Кратко представим применяемую методику [11] интерполяции вектора Родрига $\boldsymbol{\sigma}^a(t_s)$ на интервале времени анимации с длительностью T^a , кратной периоду T_i . Пусть по явным аналитическим соотношениям получаются значения вектора Родрига $\boldsymbol{\sigma}^a(t_s)$ в моменты времени $t_s \in [t_0^a, t_f^a]$, где $t_f^a = t_0^a + T^a$, $t_s = sT_i$, $s = 0 \div n_a$, $n_a = T^a/T_i$.

Задача интерполяции векторной функции $\boldsymbol{\sigma}^a(t)$ с периодом T_i , когда период $T_i > T_i$ и кратен T^a , состоит в гладкой композиции векторной функции времени $\mathbf{p}(t) \equiv \boldsymbol{\sigma}^i(t) \forall t \in [t_0^a, t_f^a]$ из векторных сплайнов $\mathbf{p}_k(t)$ при условиях $\mathbf{p}(t_k) \equiv \boldsymbol{\sigma}^a(t_k)$, $k = 0 \div n$.

Если ввести сплайны $\mathbf{p}_k(\tau)$, $k = 0 \div (n - 1)$ в нормированном времени $\tau = (t - t_k)/T_i \in [0, 1]$, то при обозначениях $\mathbf{p}_k(0) = \mathbf{p}_k$ и $\mathbf{p}'_k(0) = \mathbf{p}'_k$, где $\mathbf{p}'_k(\tau) \equiv d\mathbf{p}_k(\tau)/d\tau$, сплайн $\mathbf{p}_k(\tau)$ на сегменте $m = k + 1$, $k = 0 \div (n - 1)$ представляется в виде $\mathbf{p}_k(\tau) = \mathbf{F}(\tau) \cdot \mathbf{G}_k$, где использованы составные строка $\mathbf{F}(\tau) = [F_1(\tau), F_2(\tau), F_3(\tau), F_4(\tau)]$, столбец $\mathbf{G}_k = \{\mathbf{p}_k, \mathbf{p}_{k+1}, \mathbf{p}'_k, \mathbf{p}'_{k+1}\}$ и нормированные к длине сегмента T_i кубические функции Эрмита $F_1(\tau) = \tau^2(2\tau - 3) + 1$; $F_2(\tau) = -\tau^2(2\tau - 3)$; $F_3(\tau) = T_i\tau(\tau - 1)^2$; $F_4(\tau) = T_i\tau^2(\tau - 1)$.

На m -м сегменте интерполяции компактный вид сплайна $\mathbf{p}_k(\tau) = \mathbf{n}_0^k + \tau\mathbf{n}_1^k + \tau^2\mathbf{n}_2^k + \tau^3\mathbf{n}_3^k$ следует из соотношения $\mathbf{p}_k(\tau) = \mathbf{F}(\tau)\mathbf{G}_k = [1, \tau, \tau^2, \tau^3] \times \{\mathbf{n}_0^k, \mathbf{n}_1^k, \mathbf{n}_2^k, \mathbf{n}_3^k\}$, где $\mathbf{n}_0^k = \mathbf{p}_k$; $\mathbf{n}_1^k = T_i\mathbf{p}'_k$; $\mathbf{n}_2^k = -3(\mathbf{p}_k - \mathbf{p}_{k+1}) - T_i(2\mathbf{p}'_k + \mathbf{p}'_{k+1})$ и $\mathbf{n}_3^k = 2(\mathbf{p}_k - \mathbf{p}_{k+1}) + T_i(\mathbf{p}'_k + \mathbf{p}'_{k+1})$.

При условиях $\mathbf{p}(t_k) \equiv \boldsymbol{\sigma}^a(t_k)$, $k = 0 \div n$ и $\mathbf{p}'_0 \equiv \dot{\mathbf{p}}(t_0^a) = \dot{\boldsymbol{\sigma}}^a(t_0^a)$, $\mathbf{p}'_n \equiv \dot{\mathbf{p}}(t_f^a) = \dot{\boldsymbol{\sigma}}^a(t_f^a)$ входящие в составные векторы \mathbf{G}_k векторы \mathbf{p}'_k определяются из векторно-матричного уравнения

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & \dots & \dots & \dots \\ 1 & 4 & 1 & 0 & \dots & \dots \\ 0 & 1 & 4 & 1 & 0 & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & 0 & 1 & 4 & 1 & 0 \\ \dots & \dots & 0 & 1 & 4 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \mathbf{p}'_0 \\ \mathbf{p}'_1 \\ \mathbf{p}'_2 \\ \mathbf{p}'_k \\ \mathbf{p}'_{n-2} \\ \mathbf{p}'_{n-1} \\ \mathbf{p}'_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{p}'_0 \\ 3(\mathbf{p}_2 - \mathbf{p}_0)/T_i \\ 3(\mathbf{p}_3 - \mathbf{p}_1)/T_i \\ 3(\mathbf{p}_{k+1} - \mathbf{p}_{k-1})/T_i \\ 3(\mathbf{p}_{n-1} - \mathbf{p}_{n-3})/T_i \\ 3(\mathbf{p}_n - \mathbf{p}_{n-2})/T_i \\ \mathbf{p}'_n \end{bmatrix},$$

где $(n + 1) \times (n + 1)$ — постоянная ленточная трехдиагональная матрица заведомо не вырождена, ее обращение выполняется только один раз [11] методом исключения Гаусса. В результате подобной интерполяции получаются явные аналитические представления всех векторных $\mathbf{r}^i(t)$, $\mathbf{v}^i(t)$, $\sigma^i(t)$ и скалярных координатных функций, которые далее используются для анимации пространственного движения спутника с требуемым качеством изображения.

Текущее положение ОСК $Ox^o y^o z^o$ в ИСК определяется по классическому алгоритму TRIAD на основе значений ортов векторов $\mathbf{r}^i(t)$ и $\mathbf{v}^i(t)$. Далее по стандартным соотношениям вычисляются значения орта направления на Землю, кватерниона ориентации ОСК относительно ИСК, а также кватерниона ориентации ССК относительно ОСК. Значения ортов направления на Солнце, Луну и другие характерные внешние ориентиры вычисляются на основе известных соотношений механики космического полета сначала в ИСК, а затем в ОСК.

Формируемые как при обработке телеметрической ИОК, так и в процессе компьютерной имитации наборы сплайнов, интерполирующие значения всех необходимых векторных и скалярных функций времени, применяются в подсистеме анимации, и получаемая операторами ЦУП видеоинформация используется при полетном сопровождении мини-спутников землеобзора с привлечением экспертных возможностей системы поддержки принятия решений.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Кратко описаны оригинальные алгоритмы цифрового управления кластером двигателей-маховиков и алгоритмы обработки телеметрической информации, применяемые в программной среде анимации для полетной поддержки систем управления движением информационных спутников. Численные результаты анимации пространственного движения мини-спутника землеобзора получены в программной системе SIRIUS-S, которая была реализована при участии автора.

Автор благодарна С.А. Бутырину за плодотворное обсуждение статьи и рекомендации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Somov Ye.I., Butyrin S.A., Somov S.Ye., Somova T.Ye. SIR-IUS-S software environment for computer-aided designing of attitude control systems for small information satellites // Proc. of 20th Saint Petersburg intern. Conf. on integrated navigation systems. — Saint Petersburg, 2013. — P. 325–328.
2. Helvajian H., Janson S.W. Small Satellites: Past, Present and Future. Small Satellites: Past, Present, and Future. — Los Angeles, CA: The Aerospace Press, AIAA, 2009. — 859 p.
3. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли / Н.Н. Севастьянов, В.Н. Бранец, В.А. Панченко и др. // Труды МФТИ. — 2009. — Т. 1, № 3. — С. 14–22.
4. Афанасьев И.Б. Тенденции и проблемы малоразмерных спутников дистанционного зондирования // Земля из космоса. — 2011. — Вып. 11. — С. 76–86.
5. Somov S., Butyrin S., Somova T. Modeling, optimization, simulation and animation of land-survey satellite motion // Proc. of 19th IFAC symposium on automatic control in aerospace. 2013. — P. 25–30. — URL: <http://www.ifac-papersonline.net/Detailed/63125.html> (дата обращения: 17.09.2014).
6. Somov S., Butyrin S., Somova T. Simulation technologies for long-term target planning and in-flight management of the spacecraft control systems // Proc. of IFAC conference on manufacturing modeling, management, and control. 2013. — P. 1250–1255. — URL: <http://www.ifac-papersonline.net/Detailed/60235.html> (дата обращения: 17.09.2014).
7. Blender Basics: Учебн. пособие / 3-е Интернет изд. русскоязычного Blender-сообщества, 2012. — 153 с. URL: http://sigma-server.com/b3d_files/BlenderBasics-rus.pdf (дата обращения: 17.09.2014).
8. Энджел Э. Интерактивная компьютерная графика. Вводный курс на базе OpenGL. — М.: Вильямс, 2001.
9. О разработке системы поддержки принятия решений оператора в ЦУП автоматических космических аппаратов / Е.И. Сомов, С.А. Бутырин, И.А. Герасин и др. // Труды 8-го Всерос. науч.-техн. семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. — Самара, 1997. — Т. 2. — С. 116–121.
10. Буянов Б.Б., Лубков Н.В., Поляк Г.Л. Система поддержки принятия управленческих решений с применением имитационного моделирования // Проблемы управления. — 2006. — № 6. — С. 43–49.
11. Сомов Е.И., Бутырин С.А. Аналитический синтез программного движения космических аппаратов наблюдения // Известия Самарского научного центра РАН. — 2004. — Т. 6, № 1. — С. 168–179.

Статья представлена к публикации членом редколлегии В.Ю. Рутковским.

Сомова Татьяна Евгеньевна — мл. науч. сотрудник, Самарский государственный технический университет, ☎ (846) 278-44-88, ✉ te_somova@mail.ru.

Не забудьте подписаться!

Подписку на журнал «Проблемы управления» можно оформить в любом почтовом отделении (подписной индекс 81708 в каталоге Роспечати или 38006 в объединенном каталоге «Пресса России»), а также через редакцию с любого месяца, при этом почтовые расходы редакция берет на себя. Отдельные номера редакция высылает по первому требованию.