

УДК 629.78 : 681.51

# АЛГОРИТМЫ ИМИТАЦИИ И АНИМАЦИИ ДЛЯ ПОЛЕТНОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ И ПОДДЕРЖКИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ МИНИ-СПУТНИКА

**Т.Е. Сомова**

*Самарский государственный технический университет*  
Россия, 443100, Самара, Молодогвардейская ул., 244

E-mail: [te\\_somov@mail.ru](mailto:te_somov@mail.ru)

**Ключевые слова:** мини-спутник землеобзора, система управления, полетная идентификация и поддержка, имитация, анимация.

Кратко представляются алгоритмы моделирования и обработки телеметрической информации для полетной идентификации и поддержки системы управления движением мини-спутника землеобзора с применением компьютерной среды имитации и анимации.

## ALGORITHMS OF SIMULATION AND ANIMATION FOR THE FLIGHT IDENTIFICATION AND SUPPORT OF CONTROL SYSTEM OF MOTION OF A MINI-SATELLITE

**T.Ye. Somova**

*Samara State Technical University*  
Russia, 443100, Samara, Molodogvardeyskaya Street, 244

E-mail: [te\\_somov@mail.ru](mailto:te_somov@mail.ru)

**Key words:** mini-satellite of Earth-observation, control system, flight identification and support, simulation, animation.

In brief, algorithms of simulation and processing telemetric information for the flight identification and support of a control system of motion of a mini-satellite of the Earth-observation with application of a computer environment of simulation and animation.

## 1. Введение

В работе приняты следующие сокращения:

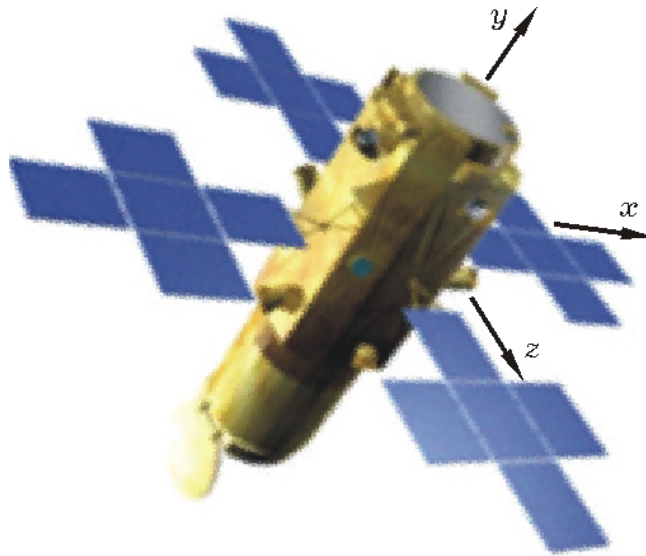
ГГСК - гринвичская геодезическая система координат; ДМ - двигатель-маховик; ИОК - информация оперативного контроля; ИСК - инерциальная система координат; КА - космический аппарат; КМ - кинетический момент;

МНК - метод наименьших квадратов; СБ - солнечная батарея; СДИ - скорость движения изображения; СППР - система поддержки принятия решений; ССК - связанная система координат; СУД - система управления движением; ОСК - орбитальная система координат; ОЭП - оптико-электронный преобразователь; ЦУП - центр управления полетами.

Программная система *SIRIUS-S* [1] была разработана для автоматизированного проектирования систем наведения, навигации и управления движением информационных спутников. Эта система содержит диалоговый монитор, подсистемы моделирования, синтеза и анализа, анимации движения КА и документирования результатов. С помощью системы *SIRIUS-S* инженер-проектировщик имеет возможность оценить возможности СУД КА, выполнить анализ точности наведения и стабилизации бортового информационного оборудования (телескопов, антенн) с учетом возмущений, ограничений и др. факторов. В системе *SIRIUS-S* реализованы модели вращающейся Земли, космической обстановки – текущего положения Солнца, Луны и т.д., конструкции КА, его поступательного и углового движений в режимах космической связи, при оптико-электронной съемке, а также при пространственных поворотных маневрах. Эти модели позволяют выполнить расчет кинематических параметров движения КА и сформировать набор xml-файлов для подсистемы визуализации.

Система *SIRIUS-S* успешно применялась при проектировании многих российских информационных спутников, например геостационарных спутников связи *Луч-5А/В*, *Экспресс-АМ5/6*, спутника землеобзора *Ресурс-П* и перспективного мини-спутника землеобзора *Sirius-1*. В последнее время проявился интерес предприятий космической отрасли к применению программной системы *SIRIUS-S* для полетной идентификации и 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. При этом, 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, на Солнце и др. 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.

Одной из стратегических тенденций современного развития космической техники является создание малых КА. Первые малые спутники были предназначены просто для экспериментального исследования новых инженерных и технологических решений. Однако уже в конце прошлого столетия появилась возможность использовать малые спутники для решения достаточно сложных и практически важных информационных задач. При этом небольшие сроки и стоимость создания отдельного малого КА, а также возможность группового запуска таких спутников, позволяют сделать существенный скачок в качестве информационных услуг с небольшими финансовыми затратами. Поэтому в последнее десятилетие в различных странах наряду с университетами дан-



**Рис. 1.** Мини-спутник землеобзора *Sirius-1*

ной проблемой интенсивно занимаются научно исследовательские институты и фирмы космической отрасли. Современное состояние научно-технических 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 [5] – [8] с участием автора. В данной статье кратко представляются оригинальные алгоритмы цифрового управления кластером ДМ и обработки телеметрической информации для полетной идентификации и поддержки СУД путника землеобзора с применением анимации.

## 2. 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 астрономической коррекцией. Исполнительными органами СУД мини-спутника являются кластер четырех ДМ по схеме *General Electric (GE)*, рис. ??, магнитный привод и двигательная установка на основе восьми миниатюрных электрореактивных двигателей.

### 3. Модель движения спутника землеобзора

Используются инерциальная (ИСК), Гринвичская геодезическая (ГГСК), орбитальная (ОСК  $Ox^o y^o z^o$ ) и связанная с корпусом КА (ССК  $Oxyz$ , см. рис. 1) системы координат. Применяются стандартные обозначения  $\langle \cdot, \cdot \rangle$ ,  $\{\cdot\} \equiv \text{col}(\cdot)$ ,  $[\cdot] \equiv \text{line}(\cdot)$  для векторов,  $[\mathbf{a} \times]$ ,  $[\cdot] \equiv \text{diag}(\cdot)$ ,  $(\cdot)^t$  для матриц и  $(\circ)$ ,  $(\cdot)$  для кватернионов. Модель углового движения КА, управляемого кластером ДМ по схеме  $GE$  (см. рис. ??), имеет вид

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

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

где  $\Lambda = (\lambda_0, \boldsymbol{\lambda})$ ,  $\boldsymbol{\lambda} = \{\lambda_i\}$ ,  $i = 1, 2, 3 \equiv 1 \div 3$  – кватернион ориентации ССК относительно ИСК;  $\omega(t)$  – вектор абсолютной угловой скорости корпуса КА;  $J_r$  – момент инерции каждого ДМ;  $\mathbf{H} = \{H_i\} = \mathbf{A}_\gamma \mathbf{h}$ ;  $\mathbf{h} = \{h_p\}$  и  $\mathbf{M} = \{m_p\}$  – столбцы, составленные из кинетических  $h_p$  и управляющих  $m_p$  моментов ДМ,  $p = 1 \div 4$  соответственно;  $\mathbf{G} = \mathbf{J} \omega + \mathbf{H}$  – вектор КМ механической системы; вектор  $\mathbf{M}_0$  представляет моменты двигательной установки ориентации и возмущающие моменты внешних сил; матрица  $\mathbf{A}_\gamma = [\mathbf{a}_p]$  установки осей вращения ДМ в ССК представляется строкой, составленной из столбцов  $\mathbf{a}_1 = \{a, a, 0\}$ ,  $\mathbf{a}_2 = \{a, -a, 0\}$ ,  $\mathbf{a}_3 = \{a, 0, a\}$  и  $\mathbf{a}_4 = \{a, 0, -a\}$ , 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  $\mathbf{o}_1, \mathbf{o}_2$  и  $\mathbf{o}_3$  орбитального базиса, соответствующего ОСК  $Ox^o y^o z^o$ , определяются соотношениями  $\mathbf{o}_2 = \mathbf{r}/\|\mathbf{r}\| = \mathbf{r}^o$ ;  $\mathbf{o}_3 = -\mathbf{v} \times \mathbf{r}/\|\mathbf{v} \times \mathbf{r}\| = -\mathbf{n}^o$ ;  $\mathbf{o}_1 = \mathbf{o}_2 \times \mathbf{o}_3 = \boldsymbol{\tau}^o$ , 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.

Вектор угловой скорости орбитального движения в ОСК представляется в виде  $\dot{\nu}_o^o = \{0, 0, \dot{\nu}_o\}$ , где  $\nu_o(t)$  – истинная аномалия. Ориентация ОСК  $Ox^o y^o z^o$  относительно ИСК определяется кватернионом  $\mathbf{O}$ , который изменяется согласно уравнению  $\dot{\mathbf{O}} = \mathbf{O} \circ \dot{\nu}_o^o / 2$ . Ориентация ССК относительно ОСК определяется кватернионом  $\Lambda^o = (\lambda_0^o, \boldsymbol{\lambda}^o)$ , который вычисляется по соотношению  $\Lambda^o = \tilde{\mathbf{O}} \circ \Lambda$  и удовлетворяет уравнению  $\dot{\Lambda}^o = (\Lambda^o \circ \omega - \dot{\nu}_o^o \circ \Lambda^o) / 2$ , вектором параметров Эйлера  $\mathbf{L}^o = \{l_0^o, \mathbf{l}^o\}$ , где  $l_0^o = \lambda_0^o$  и  $\mathbf{l}^o = \boldsymbol{\lambda}^o$ , матрицей направляющих косинусов  $\mathbf{C}^o = \|c_{ij}^o\| = \mathbf{I}_3 l_0^o - 2[\mathbf{l}^o \times] \mathbf{Q}_{l_0}^o$ ,  $\mathbf{Q}_{l_0}^o = \mathbf{I}_3 l_0^o + [\mathbf{l}^o \times]$ , а также 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  $\phi_1 = \arcsin(c_{23}^o)$ ;  $\phi_2 = \arctg_2(c_{13}^o/c_{32}^o)$ ;  $\phi_3 = \arctg_2(-c_{21}^o/c_{22}^o)$ .

Передаваемый на корпус КА вектор  $\mathbf{M}^r$  управляющего момента кластера ДМ формируется в виде

$$\mathbf{M}^r = \{\mathbf{M}_i^r\} = -\dot{\mathbf{H}} = -\mathbf{A}_\gamma \{\dot{\mathbf{h}}_p\} = -\mathbf{A}_\gamma \{m_p\} \equiv -\mathbf{A}_\gamma \mathbf{M},$$

собственный кинетический и управляющий моменты по оси каждого ДМ ограничены:  $|m_p(t)| \leq m^m$ ,  $|h_p(t)| \leq h^m$ ,  $p = 1 \div 4$ . Нормированный вектор кинетического момента кластера ДМ

$$\mathbf{h} = \{x, y, z\} = \mathbf{H}/h^m = \{x_1 + x_2, a(h_1 - h_2), a(h_3 - h_4)\},$$

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  $\mathbf{h} = \mathbf{A}_\gamma \mathbf{h}$ , где столбец  $\mathbf{h} = \{h_p\}$ ,  $|h_p| \leq 1$ .

Введем стандартные функции насыщения  $y = \text{Sat}(a, x)$ , квантования по уровню  $y = \text{Qntr}(a, x)$  и фиксации сигнала  $x_k(t) = \text{Zh}(t, T_u, x_k) = x_k \forall t \in [t_k, t_{k+1})$  на периоде цифрового управления  $T_u$ , где  $t_k = kT_u$ ,  $k \in \mathbb{N}_0 = [0, 1, 2, \dots)$ . Командный вектор  $\mathbf{M}_k^f = \mathbf{M}^f(t_k) = \{\mathbf{M}_{ik}^f\}$  управления кластером ДМ формируется алгоритмом СУД с периодом  $T_u$  в моменты времени  $t_k$ .

Пусть  $\mathbf{\Lambda}^p(t)$  и  $\boldsymbol{\omega}^p(t)$  представляют кватернион и вектор угловой скорости корпуса КА при его программном движении. Кватернион  $\mathbf{E}$  рассогласования формируется в виде  $\mathbf{E} = (\mathbf{e}_0, \mathbf{e}) = \tilde{\mathbf{\Lambda}}^p(t) \circ \mathbf{\Lambda}$ , что определяет вектор параметров Эйлера  $\boldsymbol{\mathcal{E}} = \{\mathbf{e}_0, \mathbf{e}\}$  и матрицу погрешности ориентации  $\mathbf{C}_e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_e^t$ , где  $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 \mathbf{e}_0 + [\mathbf{e} \times]$ . Вектор  $\delta \boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{C}_e \boldsymbol{\omega}^p(t)$  определяет погрешность угловой скорости в ССК. Фильтрация дискретного рассогласования по части координат вектора параметров Эйлера  $\boldsymbol{\mathcal{E}}_s = \{\mathbf{e}_{0s}, \mathbf{e}_s\}$  выполняется с периодом квантования  $T_q$  в виде

$$(3) \quad \tilde{\mathbf{x}}_{s+1} = \tilde{\mathbf{A}} \tilde{\mathbf{x}}_s + \tilde{\mathbf{B}} \mathbf{e}_s; \mathbf{e}_s^f = \tilde{\mathbf{C}} \tilde{\mathbf{x}}_s + \tilde{\mathbf{D}} \mathbf{e}_s, s \in \mathbb{N}_0$$

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

В контуре цифрового управления ориентацией КА вектор рассогласования  $\boldsymbol{\epsilon} = \delta \boldsymbol{\phi} = \{\delta \phi_i\} = \{-2\mathbf{e}_0 \mathbf{e}\}$ , его дискретно измеренные и отфильтрованные значения  $\boldsymbol{\epsilon}_k^f$ , а также значения  $\dot{\boldsymbol{\omega}}_k^p = \dot{\boldsymbol{\omega}}^p(t_k)$  используются в векторном законе цифрового управления  $\mathbf{M}_k^f = \mathbf{M}_k^f(\dot{\boldsymbol{\omega}}_k^p, \boldsymbol{\epsilon}_k^f)$  кластером ДМ

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

где при  $d_u \equiv 2/T_u$  и  $a_i = (d_u \tau_{1i} - 1)/(d_u \tau_{1i} + 1)$  элементы диагональных матриц  $\mathbf{K} = [k_i]$  и  $\mathbf{B}, \mathbf{C}, \mathbf{P}$  вычисляются по формулам

$$b_i = (d_u \tau_{2i} - 1)/(d_u \tau_{2i} + 1); p_i = (1 - b_i)/(1 - a_i); c_i = p_i(b_i - a_i)$$

с назначаемыми параметрами  $\tau_{1i}, \tau_{2i}$  и  $k_i$ .

## 4. Цифровое управление кластером ДМ

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

$$(5) \quad \mathbf{A}_\gamma \mathbf{h} = \mathbf{H} \forall \mathbf{H} \in \mathbb{R}^3, \mathbf{h} \in \mathbb{R}^4; \quad \mathbf{A}_\gamma \mathbf{M} = \mathbf{M}^f \forall \mathbf{M}^f \in \mathbb{R}^3, \mathbf{M} \in \mathbb{R}^4.$$

Применение псевдобратной 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  $\mathbf{M}^f = -\dot{\mathbf{H}}$  между 4 ДМ по явным аналитическим соотношениям.

Распределение вектора *нормированного* КМ  $\mathbf{h} = \{x, y, z\}$  между 4 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 нормированного вектора КМ  $\mathbf{h}$  между парами ДМ в последовательности  $q \equiv q_y + q_z$ ;  $\Delta \equiv (q/\rho)(1 - (1 - 4\rho[(q_y - q_z)(x/2) + \rho(q_y q_z - (x/2)^2)]/q^2)^{1/2})$ ;  $x_1 = (x + \Delta)/2$ ;  $x_2 = (x - \Delta)/2$ , 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

$$df_\rho/dt = \langle \mathbf{a}_f, \dot{\mathbf{h}} \rangle = [a_{fp}]\{\dot{h}_p\} = [a_{fp}]\mathbf{M}/h^m = \Phi_\rho(\mathbf{h}),$$

где  $\Phi_\rho(\mathbf{h}) = -\text{Sat}(\phi_\rho, \mu_\rho f_\rho(\cdot))$ ,  $\phi_\rho, \mu_\rho = \text{const} > 0$  и скалярные функции  $a_{f1,2}$ ,  $a_{f3,4}$  представляются в явном виде

$$a_{f1,2} = \frac{a}{q_y^3} [2 \pm h_2(h_1 - h_2)] [1 + \rho \frac{a(h_3 + h_4)}{q_z}];$$

$$a_{f3,4} = \frac{-a}{q_z^3} [2 \pm h_4(h_3 - h_4)] [1 + \rho \frac{a(h_1 + h_2)}{q_y}].$$

В итоге получается система 4 линейных уравнений и при векторе дискретной команды  $\mathbf{M}_k^r(\dot{\omega}_k^p, \epsilon_k^f)$  цифровое управление

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

каждым ДМ формируется по значениям  $m_{pk}$  в составе столбца

$$\mathbf{M}_k(\dot{\omega}_k^p, \epsilon_k^f, \mathbf{h}_k) = \{m_{pk}\} = \{\mathbf{A}_\gamma, [a_{fp}]\}^{-1} \{-\mathbf{M}_k^r, h^m \Phi_\rho(\mathbf{h})\},$$

где используются значения функций  $a_{f1,2}$  и  $a_{f3,4}$ , вычисленные в моменты времени  $t_k$  по измеренным значениям КМ  $\mathbf{h}_{pk}$  всех ДМ.

## 5. Законы наведения спутника землеобзора

На поверхности Земли маршрут съемки отображается следом проекций ОЭП, составляя полосу захвата в ГГСК. Маршруту съемки соответствует закон углового наведения КА, при котором происходит требуемое движение оптического изображения по фото-приемной 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 необходимого геодезического азимута сканирования.

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



## 6. Имитация движения КА 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.

## 7. Программная среда анимации

В системе *SIRIUS-S* подсистема анимации реализована в среде *Delphi 7* с применением программного средства *Blender* [9] и графической библиотеки *OpenGL* [10], 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 *Sirius-1* с открытой крышкой телескопа. Предусмотрена возможность отображения перемещений элементов конструкции спутника, например каждой панели СБ. При изменении положения центра масс и ориентации КА изображение его конструкции с подвижными панелями СБ в текущей сцене "перерисовывается" с высокой частотой, что и создает эффект анимации движения спутника относительно вращающейся Земли.

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, последний вариант наиболее важен для спут-

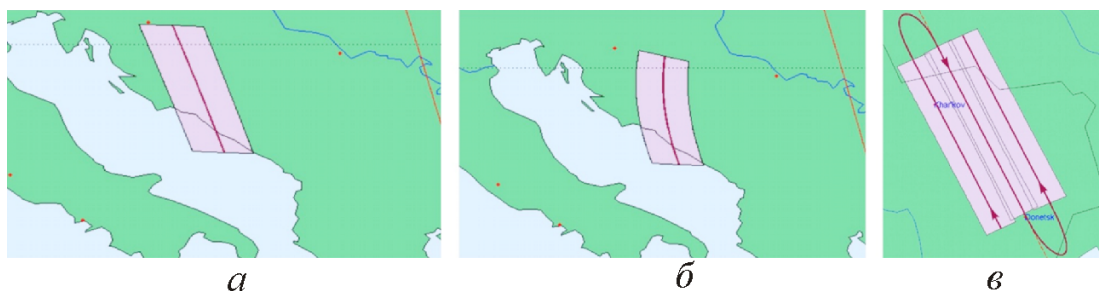


Рис. 3. Типовые маршруты сканирующей оптико-электронной съемки

ников землеобзора.



Рис. 4. Кадры анимации движения мини-спутника в 2 ракурсах

## 8. Анимация движения КА землеобзора

В процессе анимации движения КА землеобзора 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. На рис. 4 представлены кадры анимации движения мини-спутника землеобзора при выполнении задания на съемку с такими данными: круговая солнечно-синхронная орбита с наклоном 98 град., аргументом перигея 120 град и высотой полёта КА 600 км; дата съемки 30.06.2009; декретное время прохождения восходящего узла орбиты 08:58:08, подробности см. в [5].

## 9. Анимация при полетной поддержке СУД

С целью повышения надежности и живучести СУД мини-спутника землеобзора при возникновении отказов бортовой аппаратуры в ЦУП обеспечивается её полетная поддержка. При этом используется поступающая с борта КА телеметрическая информация оперативного контроля (ИОК), где содержатся данные о значениях основных переменных состояния бортовых систем в моменты времени  $t_s = sT_i$ ,  $s \in \mathbb{N}_0$ , с периодом  $T_i \gg T_q$ . Наряду с информацией, необходимой для диагностики работы СУД, например значений управляющих  $m_{pk}$  и кинетических моментов  $h_{pk}$  ДМ, в составе ИОК присутствуют 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 (СППР) [11, 12]. В этой системе выполняются декодирование телеметрической ИОК, декомпозиция информации по принадлежности к конкретным бортовым системам, локализация отказов бортовой аппаратуры, подготовка данных для уточняющего имитационного моделирования (при необходимости) и в диалоге с операторами по решающим правилам в составе базы знаний СППР формируются рекомендации о необходимых действиях.

Для операторов ЦУП наибольшую сложность представляет проблема идентификации – восприятия фактической (по измерениям 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 восстановление работоспособности СУД за счет 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, начальных условий для модели (1)-(4), (6) и гипотезами о возможных отказах бортового оборудования.

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 проходит обработку на основе скользящей полиномиальной аппроксимации по МНК с целью подавления погрешностей измерений. При традиционном обозначении вектора Эйлера  $\mathbf{e}$  кватернион ориентации  $\Lambda$  взаимно-однозначно связан с вектором модифицированных параметров Родрига  $\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{e} \operatorname{tg}(\theta/4)$  (далее просто вектором Родрига) явными аналитическими соотношениями

$$\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{\lambda}/(1 + \lambda_0); \lambda_0 = (1 - \sigma^2)/(1 + \sigma^2); \boldsymbol{\lambda} = 2\boldsymbol{\sigma}/(1 + \sigma^2),$$

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 7 точках с доступным периодом  $T_i$ . При этом сначала назначаются участки, соответствующие маршрутам сканирующей оптико-электронной съемки, где аппроксимация значений  $\boldsymbol{\sigma}_s$  вектора Родрига выполняется векторными полиномами  $\boldsymbol{\sigma}^a(t)$  5-го 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 системы векторных сплайнов 3-го порядка. Кратко опишем применяемую методику [13] интерполяции вектора Родрига  $\sigma^a(t)$  векторными сплайнами на временном интервале анимации с длительностью  $T^a$ , кратной периоду  $T_i$ .

Пусть по явным аналитическим соотношениям получают значения вектора Родрига  $\sigma^a(t_s)$  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  $\sigma^a(t)$  с периодом  $T_1$ , когда период  $T_1 > T_i$  и кратен интервалу времени  $T^a$ , с помощью  $n$  векторных сплайнов 3-го порядка  $\mathbf{p}_k(t)$ , где  $t \in [t_k, t_{k+1}]$ ,  $k = 0 \div (n-1)$ ,  $n = T^a/T_1$ , состоит в гладкой композиции векторной функции времени  $\mathbf{p}(t) \equiv \sigma^i(t) \forall t \in [t_0^a, t_f^a]$  из векторных сплайнов  $\mathbf{p}_k(t)$  при условиях  $\mathbf{p}(t_k) \equiv \sigma^a(t_k)$ ,  $k = 0 \div n$ . Если ввести сплайны  $\mathbf{p}_k(\tau)$ ,  $k = 0 \div (n-1)$  в нормированном времени  $\tau = (t - t_k)/T_1 \in [0, 1]$ , то при обозначениях  $\mathbf{p}_k(0) = \mathbf{p}_k$  и  $\mathbf{p}'_k(0) = \mathbf{p}'_k$ , где  $\mathbf{p}'_k(\tau) \equiv d\mathbf{p}_k(\tau)/d\tau$ , каждый сплайн  $\mathbf{p}_k(\tau)$  на сегменте  $m \equiv k+1$ ,  $k = 0 \div (n-1)$  представляется в виде  $\mathbf{p}_k(\tau) = \mathbf{F}(\tau) \mathbf{G}_k$ , где составные строка и столбец имеют вид  $\mathbf{F}(\tau) = [F_1(\tau), F_2(\tau), F_3(\tau), F_4(\tau)]$ ,  $\mathbf{G}_k = \{\mathbf{p}_k, \mathbf{p}_{k+1}, \mathbf{p}'_k, \mathbf{p}'_{k+1}\}$  и использованы нормированные к длине сегмента  $T_1$  кубические весовые функции Эрмита

$$F_1(\tau) = \tau^2(2\tau - 3) + 1; F_2(\tau) = -\tau^2(2\tau - 3);$$

$$F_3(\tau) = T_1\tau(\tau - 1)^2; F_4(\tau) = T_1\tau^2(\tau - 1).$$

На  $m$ -ом сегменте интерполяции компактный вид сплайна

$$\mathbf{p}_k(\tau) = \mathbf{n}_0^k + \tau \mathbf{n}_1^k + \tau^2 \mathbf{n}_2^k + \tau^3 \mathbf{n}_3^k, \quad / / / \quad \text{где } \mathbf{n}_0^k = \mathbf{p}_k; \quad \mathbf{n}_1^k = T_1 \mathbf{p}'_k;$$

$$\mathbf{n}_2^k = -3(\mathbf{p}_k - \mathbf{p}_{k+1}) - T_1(2\mathbf{p}'_k + \mathbf{p}'_{k+1}); \quad \mathbf{n}_3^k = 2(\mathbf{p}_k - \mathbf{p}_{k+1}) + T_1(\mathbf{p}'_k + \mathbf{p}'_{k+1}),$$

следует из векторно-матричного соотношения

$$\mathbf{p}_k(\tau) = \mathbf{F}(\tau) \mathbf{G}_k = [1, \tau, \tau^2, \tau^3] \{\mathbf{n}_0^k, \mathbf{n}_1^k, \mathbf{n}_2^k, \mathbf{n}_3^k\}.$$

При условиях  $\mathbf{p}(t_k) \equiv \sigma^a(t_k)$ ,  $k = 0 \div n$ ;  $\mathbf{p}'_0 \equiv \dot{\mathbf{p}}(t_0^a) = \dot{\sigma}^a(t_0^a)$ ;  $\mathbf{p}'_n \equiv \dot{\mathbf{p}}(t_f^a) = \dot{\sigma}^a(t_f^a)$  входящие в состав составных векторов  $\mathbf{G}_k$  векторы  $\mathbf{p}'_k$  однозначно определяются из векторно-матричного уравнения [13] с постоянной симметричной ленточной трехдиагональной  $(n+1) \times (n+1)$ -матрицей, обращение которой выполняется только один раз методом Гаусса. В результате подобной интерполяции получают 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 текущие значения орта направления на Землю, кватерниона ориентации ОСК относительно ИСК, а также кватерниона ориентации ССК относительно ОСК. Текущие 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 СППР.

## Заключение

Кратко описаны оригинальные алгоритмы цифрового управления кластером двигателей-маховиков и алгоритмы обработки телеметрической информации, применяемые в программной среде анимации для полетной идентификации и поддержки систем управления движением информационных спутников. Разработанная компьютерная среда анимации весьма полезна при ее применении в ЦУП университетских спутников. Возможности этой среды для обучения студентов и аспирантов на факультетах аэрокосмического профиля в российских университетах представлены в трудах 9 Симпозиума ИФАК по достижениям в образовании в области управления [6].

Результаты компьютерной анимации пространственного движения мини-спутника землеобзора получены в программной системе *SIRIUS-S*, которая была реализована при непосредственном участии автора. Автор благодарен С.А. Бутырину за плодотворное обсуждение статьи и рекомендации.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (гранты 14-08-01091, 14-08-91373) и отделения "Энергетики, механики, машиностроения и процессов управления" РАН (программа фундаментальных исследований № 14, проект 1.12)

## Список литературы

1. Somov Ye., Butyrin S., Somov S., Somova T. *SIRIUS-S* software environment for computer-aided designing of attitude control systems for small information satellites // Proceedings of 20th Saint Petersburg international conference on integrated navigation systems. 2013. P. 325-328.
2. Helvajian H., Jonson S.W. Small satellites: past, present and future. The Aerospace Press, AIAA. 2009. 876 p.
3. Афанасьев И. Б. Тенденции и проблемы малоразмерных спутников дистанционного зондирования // Земля из космоса. 2011. В. 11. С. 76-86.
4. Севастьянов Н.Н., Бранец В.Н., Панченко В.А. и др. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли // Труды МФТИ. 2009. Т. 1. № 3. С. 14-22.
5. Сомова Т.Е. Моделирование и анимация пространственного движения маневрирующего спутника землеобзора // Известия Самарского научного центра РАН. 2012. Т. 14. № 6. С. 125-128.
6. Somov S., Butyrin S., Somova T. Computer technologies for optimization, simulation and animation of observation satellite spatial motion // Proceedings of 9th IFAC Symposium on Advances in Control Education. 2012. P. 155-159.
7. Somov S., Butyrin S., Somova T. Simulation technologies for long-term target planning and in-flight management of the spacecraft control systems // Proceedings of IFAC conference on manufacturing modeling, management, and control. 2013. P. 1250-1255.
8. Somov S., Butyrin S., Somova T. Modeling, optimization, simulation and animation of land-survey satellite motion // Proceedings of 19th IFAC symposium on automatic control in aerospace. 2013. P. 25-30.
9. Кронистер Дж. Blender Basics. Учебное пособие. 3-е изд. 2012. 153 с. URL: [http://b3d.mezon.ru/index.php/Blender\\_Basics\\_3-rd\\_edition](http://b3d.mezon.ru/index.php/Blender_Basics_3-rd_edition) (дата обращения: 01.08.14)

10. Энджел Э. Интерактивная компьютерная графика. Вводный курс на базе *OpenGL*. М.: Вильямс. 2001. 592 с.
11. 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.
12. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Герасин И.А. и др. О разработке системы поддержки принятия решений оператора в ЦУП автоматических космических аппаратов // Труды 8-го Всероссийского научно-технического семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самара: СГАУ. 1997. Т. 2. С. 116-121.
13. 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.