

Сомова Т. Е.

ПОЛЁТНАЯ ПОДДЕРЖКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МАЛОГО СПУТНИКА ЗЕМЛЕОБЗОРА С ПРИМЕНЕНИЕМ ИМИТАЦИИ И АНИМАЦИИ

Введение. Программная среда *SIRIUS-S* [1] была разработана для автоматизированного проектирования систем наведения, навигации и управления информационных спутников. Эта среда содержит диалоговый монитор, подсистемы моделирования, синтеза и анализа, анимации движения космического аппарата (КА) и документирования результатов. С помощью *SIRIUS-S* инженер-проектировщик имеет возможность сформировать облик системы управления движением (СУД) КА, выполнить анализ точности наведения и стабилизации бортового информационного оборудования (телескопов, антенн) с учётом возмущений, ограничений и других факторов.

В системе *SIRIUS-S* реализованы модели вращающейся Земли, космической обстановки – положения Солнца, Луны и т.д., конструкции КА, его поступательного и углового движений в режимах космической связи, при оптико-электронной съёмке, а также при пространственных поворотных манёврах. Эти модели позволяют выполнить точный расчёт всех кинематических параметров движения КА и сформировать набор хт-файлов для подсистемы визуализации. Система *SIRIUS-S* успешно применялась при автоматизированном проектировании 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* (рис. 1). В последнее время проявился интерес предприятий космической отрасли к применению программной системы *SIRIUS-S* для полётного сопровождения СУД информационных спутников. Проблема состоит в том, что при возникновении отказов в СУД сразу возникает отклонение фактического углового движения КА от программного движения. При этом, несмотря на доступность телеметрической информации от работоспособных измерительных приборов о фактической ориентации спутника, возникает задача квалифицированной интерпретации аномальной ориентации КА относительно направлений на Землю, на Солнце и другие внешние ориентиры. Современное представление ориентации КА с помощью кватернионов создаёт проблему для операторов центра управления полётами (ЦУП) при пространственном восприятии поступающей телеметрической информации. Поэтому весьма желательно иметь компьютерную анимацию движения спутника непосредственно по телеметрическим данным.

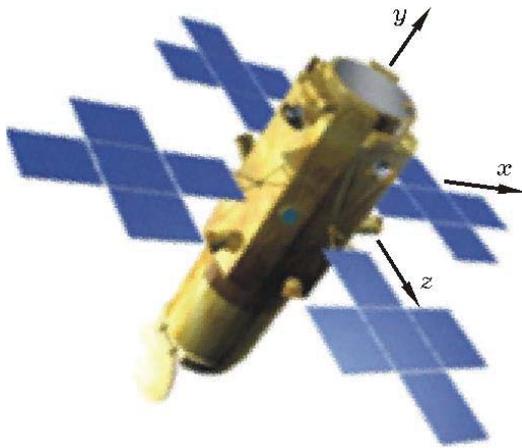


Рисунок 1 – Малый спутник землеобзора *Сириус-1*

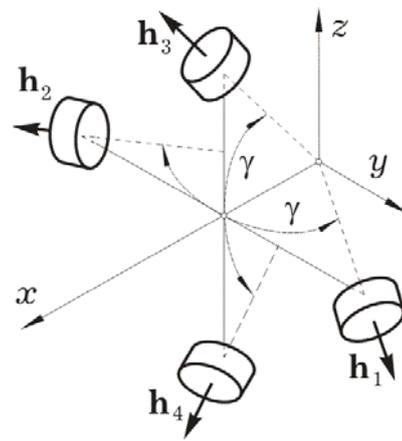


Рисунок 2 – Схема *General Electric*

Некоторые проблемы моделирования, оптимизации наведения, имитации и анимации движения КА землеобзора, решаемые в *SIRIUS-S*, были рассмотрены в предыдущих работах [1-5]. В статье кратко представляются оригинальные алгоритмы цифрового управления кластером двигателей-маховиков (ДМ) и приёмы полётной поддержки СУД малого спутника землеобзора.

1. Модель углового движения малого спутника землеобзора

Рассмотрим малый спутник землеобзора (рис. 1), оснащённый телескопом с матрицами оптико-электронных преобразователей, которые при сканирующей съёмке поверхности Земли работают в режиме временной задержки и накопления. Используются инерциальная (ИСК), орбитальная (ОСК $Ox^o y^o z^o$) и связанная с корпусом КА (ССК $Oxyz$, рис. 1) системы координат. Модель углового движения КА как твёрдого тела, управляемого кластером ДМ (рис. 2) по схеме *General Electric* (GE), имеет вид

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

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

где Λ – кватернион ориентации ССК относительно ИСК, 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, $p = 1 \div 4$; $\mathbf{G} = \mathbf{J}\omega + \mathbf{H}$ – вектор кинетического момента (КМ) механической системы твёрдых тел; 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 $\gamma = \pi/4$. Передаваемый на корпус КА вектор \mathbf{M}^r управляющего момента кластера ДМ формируется в виде $\mathbf{M}^r = \{M_i^r\} = -\dot{\mathbf{H}} = -\mathbf{A}_\gamma \{\dot{h}_p\} = -\mathbf{A}_\gamma \{m_p\} \equiv -\mathbf{A}_\gamma \mathbf{M}$. Собственный КМ и управляющий момент по оси каждого ДМ ограничены: $|m_p(t)| \leq m^m; |h_p(t)| \leq h^m$. 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 $h_p = h_p/h^m$, представляется в векторном виде как $\mathbf{h} = \mathbf{A}_\gamma \mathbf{h}$, где столбец $\mathbf{h} = \{h_p\}$, причем $|h_p| \leq 1$. Введём стандартные функции насыщения $y = \text{Sat}(a, x)$ и фиксации сигнала $x_k(t) = \text{Zh}(t_k, T_u, x_k) = x_k \forall t \in [t_k, t_{k+1})$ на периоде цифрового управления T_u . Дискретный вектор \mathbf{M}_k^r управления кластером ДМ формируется алгоритмом СУД с периодом T_u в моменты времени $t_k = kT_u, k \in \mathbb{N}_0 = [0, 1, 2, \dots)$.

2. Цифровое управление кластером двигателей-маховиков

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

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

Применение псевдобратной матрицы $\mathbf{A}_\gamma^\# = \mathbf{A}_\gamma^t (\mathbf{A}_\gamma \mathbf{A}_\gamma^t)^{-1}$ не обеспечивает единственности решения уравнений (3). 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 четырьмя 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 $\rho \in (0, 1)$; $\tilde{x}_1 = x_1/q_y$; $\tilde{x}_2 = x_2/q_z$; $q_s = \sqrt{2 - \mathbf{s}^2}$, $\mathbf{s} = y, z$, в два этапа: сначала распределение между парами ДМ $q \equiv q_y + q_z$; $\Delta \equiv (q/\rho)(1 - \sqrt{1 - 4\rho[(q_y - q_z)(x/2) + \rho(q_y q_z - (x/2)^2)]/q^2})$; $x_1 = (x + \Delta)/2$; $x_2 = (x - \Delta)/2$, 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 (3) добавляется дифференциальное уравнение закона распределения

$$d f_p / dt = \langle \mathbf{a}_f, \dot{\mathbf{h}} \rangle = [a_{f_p}] \{\dot{h}_p\} = [a_{f_p}] \mathbf{M} / h^m = \Phi_p(\mathbf{h}) = -\text{Sat}(\phi_p, \mu_p f_p), \quad (4)$$

где $\phi_p, \mu_p = \text{const} > 0$ и скалярные функции $a_{f_{1,2}}, a_{f_{3,4}}$ представляются в явном виде

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

В итоге получается система четырёх линейных уравнений и при векторе \mathbf{M}_k^i дискретной команды цифровое управление $m_{pk}(t) = \text{Zh}(T_u, m_{pk})$ каждым ДМ формируется по дискретным значениям m_{pk} в составе столбца $\mathbf{M}_k = \{m_{pk}\} = \{\mathbf{A}_\gamma, [a_{f_p}]\}^{-1} \{-\mathbf{M}_k^i, h^m \Phi_p(\mathbf{h})\}$, где используются значения функций $a_{f_{1,2}}$ и $a_{f_{3,4}}$ в (4), которые вычисляются в моменты времени t_k по измеренным значениям КМ h_{pk} всех четырёх ДМ.

3. Имитация движения спутника землеобзора

3D-модель конструкции КА реализована в среде *Blender*. На рис. 1 показан пример визуализации конструкции малого спутника землеобзора *Сириус-1*. Здесь модель КА представлена системой твёрдых тел, которая содержит корпус спутника, телескоп с подвижной крышкой объектива, магнитный, солнечный и звёздные датчики в составе бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), двигательную установку на основе восьми электрореактивных двигателей, кластер четырёх ДМ по схеме *GE*, шесть антенн для приёма сигналов спутниковых навигационных систем GPS/ГЛОНАСС, а также четыре панели солнечных батарей, каждая из которых закреплена на корпусе КА с помощью двухступенного подвеса. Имитация движения КА землеобзора с цифровой системой управления выполняется в программной системе *SIRIUS-S* с применением *Matlab*.

4. Анимация пространственного движения спутника землеобзора

Для отображения пространственного движения КА землеобзора в реальном (либо ускоренном) времени применяется подсистема анимации, реализованная в среде программирования *Delphi 7* с применением графической библиотеки *OpenGL*. В среде *Blender* предусмотрена возможность цветного отображения произвольных перемещений элементов конструкции, закреплённых в кардановых подвесах на корпусе спутника с учётом их освещённости Солнцем. Отображение таких перемещений достигается за счёт изменения координат по осям кардановых подвесов и текущего «перерисовывания» изображения спутника, что и создаёт эффект анимации пространственного движения КА относительно вращающейся Земли с отображением текущего положения важнейших объектов внешней космической среды – Солнца, Земли, Луны и др.

5. Полётная поддержка системы управления малого спутника землеобзора

С целью повышения надёжности и живучести СУД малого спутника землеобзора при возникновении отказов бортовой аппаратуры в ЦУП обеспечивается её полётная 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 $t_n = nT_q$, $n \in \mathbb{N}_0$ с периодом $T_q \gg T_u$. Наряду с информацией, необходимой для текущей диагностики СУД, например значений управляющих моментов m_{pk} и КМ h_{pk} работоспособных ДМ, в составе ИОК присутствуют измеренные данные о фактических параметрах как движения центра масс – радиус-векторе $\mathbf{r}_n = r_n \mathbf{e}_n^r$, векторе $\mathbf{v}_n = v_n \mathbf{e}_n^v$ скорости поступательного движения, так и углового движения – кватернионе ориентации Λ_n КА в ИСК, которые получаются по сигналам GPS/ГЛОНАСС и БИНС соответственно, с точной «привязкой» к полётному времени. Наличие в ЦУП компьютерной среды анимации позволяет исключить проблему пространственного восприятия операторами ЦУП фактической ориентации спутника относительно направлений на Землю, Солнце и другие внешние объекты.

Нормированный кватернион ориентации $\Lambda = (\lambda_0, \boldsymbol{\lambda})$ взаимно-однозначно связан с вектором модифицированных параметров Родрига $\boldsymbol{\sigma}$ явными аналитическими соотношениями $\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{\lambda}/(1 + \lambda_0)$; $\boldsymbol{\lambda} = 2\boldsymbol{\sigma}/(1 + \sigma^2)$; $\lambda_0 = (1 - \sigma^2)/(1 + \sigma^2)$, которые позволяют свести проблему сглаживания кватернионных данных к обычной задаче фильтрации векторных измерений. Получаемая телеметрическая информация о движении спутника на фиксированном временном интервале сначала проходит двухэтапную обработку на основе скользящей полиномиальной аппроксимации по методу наименьших квадратов и сплайновой интерполяции. В результате получают отфильтрованные значения ортов \mathbf{e}_s^r , \mathbf{e}_s^v и кватерниона Λ_s в моменты времени $t_s = sT_p$, $s \in \mathbb{N}_0$ с периодом $T_p \ll T_q$, необходимым для компьютерной анимации с требуемым качеством изображения.

Текущее положение ОСК $Ox^o y^o z^o$ в ИСК определяется на основе отфильтрованных значений ортов \mathbf{e}_s^r и \mathbf{e}_s^v по классическому алгоритму TRIAD, при этом вычисляются значения орта направления на Землю $\mathbf{e}_s = -\mathbf{e}_s^r$, кватерниона Λ_s^o ориентации ОСК относительно ИСК, а также кватерниона $\mathbf{Q}_s^o = \tilde{\Lambda}_s^o \circ \Lambda_s$ ориентации ССК относительно ОСК. Значе-

ния орта направления на Солнце \mathbf{s}_s вычисляются на основе известных соотношений механики космического полёта сначала в ИСК, а затем в ОСК. Полученные наборы значений векторов и кватернионов используются для анимации пространственного движения КА, соответствующего фактическим данным ИОК.

Представленная компьютерная среда анимации весьма полезна для применения в ЦУП университетских спутников. Возможности этой среды для обучения студентов и аспирантов на факультетах аэрокосмического профиля были ранее представлены на 9 Симпозиуме ИФАК по достижениям в образовании в области управления [4].

Работа выполнена при поддержке РФФИ (гранты 14-08-01091, 14-08-91373) и отделения ЭММПУ РАН (программа фундаментальных исследований № 14).

Библиографический список

- 1 Somov, Ye.I., Butyrin, S.A., Somov, S.Ye., Somova, T.Ye. *SIRIUS-S* software environment for computer-aided designing of attitude control systems for small information satellites // Proceeding of 20th Saint-Petersburg international conference on integrated navigation systems. – 2013. – P. 325-328.
- 2 Сомова, Т.Е. Моделирование и анимация пространственного движения маневрирующего спутника землеобзора [Текст] / Т.Е. Сомова // Известия Самарского научного центра РАН. – 2012. – Т. 14. – № 6. – С. 125-128.
- 3 Бутырин, С.А. Оптимизация режимов сканирующей оптико-электронной съемки и 3D-анимация движения спутника землеобзора [Текст] / С.А. Бутырин, Т.Е. Сомова // Труды 16-го Всероссийского семинара «Управление движением и навигация летательных аппаратов». Самара: СГАУ им. С.П. Королева. – 2013. – С. 30-33.
- 4 Somov, S., Butyrin, S., Somova, T. Computer technologies for optimization, simulation and animation of observation satellite spatial motion [Электронный ресурс] // Proceedings of 9th IFAC Symposium on Advances in Control Education. – 2012. – P. 155-159. <http://www.ifac-papersonline.net/Detailed/52853.html>
- 5 Somov, S., Butyrin, S., Somova, T. Modeling, optimization, simulation and animation of land-survey satellite motion [Электронный ресурс] // Proceedings of 19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. – 2013. – P. 25 -30. <http://www.ifac-papersonline.net/Detailed/63125.html>