УДК 629.78 : 681.51

ПОЛЁТНАЯ ПОДДЕРЖКА СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ГЕОДЕЗИЧЕСКИХ МИНИСПУТНИКОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ ИМИТАЦИИ И АНИМАЦИИ

© 2026 С.Е. Сомов, Т.Е. Сомова, С.А. Бутырин, П.К. Кузнецов, Е.И. Сомов

Самарский государственный технический университет, г. Самара, Россия

Статья поступила в редакцию 08.07.2026

Развиваются методы полётной поддержки систем управления движением геодезических миниспутников с применением компьютерной имитации и анимации. Приводятся результаты использования компьютерных средств поддержки таких систем при типовых режимах сканирующей съёмки и поворотных манёврах.

Ключевые слова: геодезический миниспутник, наведение, управление движением, полётная поддержка.

DOI: 10.37313/1990-5378-2026-28-5-43-53
EDN: OHUDOF

ВВЕДЕНИЕ

После отделения миниспутника (МС) от разгонного блока и раскрытия панелей солнечных батарей (СБ) спутник начинает «кувыркаться» с вектором угловой скорости переменного направления. Здесь сначала выполняются успокоение углового движения МС, фиксация его ориентации в орбитальной системе координат (ОСК) и перелёт на заданную солнечно-синхронную орбиту (ССО). Далее система управления движением (СУД) миниспутника (рис. 1) приводятся в штатное состояние, например выполняется разгон роторов гиродинов (ГД) силового гироскопического кластера (СГК), см. рис. 2, до потребного значения их кинетических моментов (КМ). В целевых режимах геодезического МС выполняется землеобзор совокупностью сканирующих маршрутов, когда оптико-электронные преобразователи (ОЭП) в фокальной плоскости (ФП) телескопа работают в режиме временной задержки и накопления (ВЗН). При известном орбитальном движении центра масс (ЦМ) спутника маршрут съемки определяется законом его углового наведения с требуемым перемещением оптического изображения на поверхности ОЭП. С применением приемов космической геодезии авторами разработаны аналитические методы синтеза законов наведения МС при сканирующей съемке, которые основаны на анализе векторного поля скоростей движения изображения (СДИ) наземных объектов на матрицах ОЭП.

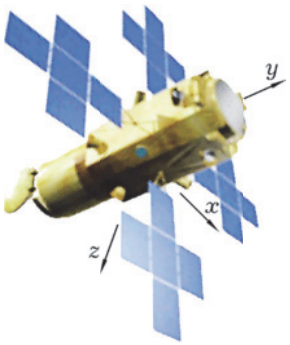

Рис. 1. Геодезический миниспутник

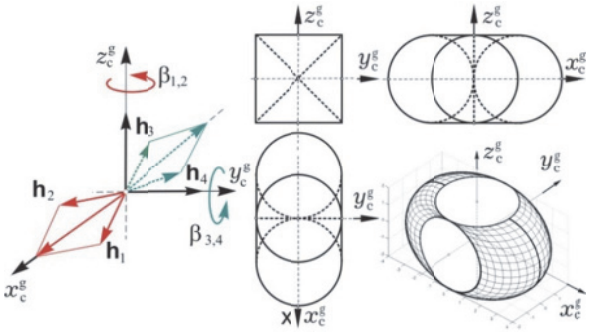

Рис. 2. Схема СГК и область вариации его КМ

При сканирующих маршрутах (СМ) и поворотных манёврах (ПМ) спутника управление его ориентацией выполняется СГК по сигналам бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) с астрономической коррекцией.

В статье решаются проблемы полётной поддержки СУД геодезических миниспутников в низкоорбитальной перестраиваемой группировке регионального мониторинга.

Сомов Сергей Евгеньевич, научный сотрудник НИИ ПНМС СамГТУ. E-mail s_somov@mail.ru
Сомова Татьяна Евгеньевна, научный сотрудник НИИ ПНМС СамГТУ. E-mail te_somova@mail.ru
Бутырин Сергей Анфимович, начальник лаборатории НИИ ПНМС СамГТУ. E-mail butyrinsa@mail.ru
Кузнецов Павел Константинович, директор НИИ ПНМС СамГТУ. E-mail kurnesov@mail.ru
Сомов Евгений Иванович, начальник отдела НИИ ПНМС СамГТУ. E-mail e_somov@mail.ru

МОДЕЛИ СКАНИРУЮЩЕЙ ГЕОДЕЗИЧЕСКОЙ СЪЁМКИ

Используются стандартные системы координат (СК) – инерциальная (ИСК $O_{\oplus}X_e^I Y_e^I Z_e^I$, базис $\mathbf{I}$) с началом в центре Земли, геодезическая Гринвичская (ГСК $O_{\oplus}X^e Y^e Z^e$, базис $\mathbf{E}$); горизонтная (ГорСК $CX_c^h Y_c^h Z_c^h$, базис $\mathbf{H}$) с геодезическими координатами L_c, B_c, H_c при начале в точке C с высотой H_c по орту внешней нормали $\mathbf{n}^e$ к поверхности земного эллипсоида (рис. 3); орбитальная (ОСК $Ox^o y^o z^o$, базис $\mathbf{O}$ с ортами радиали $\mathbf{r}^o$, трансверсали $\boldsymbol{\tau}^o$ и бинормали $\mathbf{n}^o$) и связанная с корпусом (body) спутника (ССК $Oxyz$, базис $\mathbf{B}$) системы координат с началом в его ЦМ O.

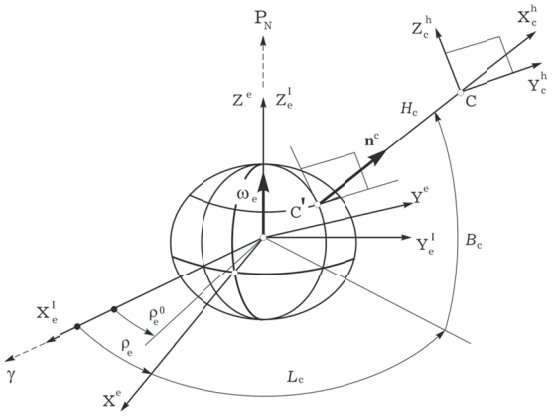

Рис. 3. Базисы $\mathbf{I}$, $\mathbf{E}$ и $\mathbf{H}$

Вводятся телескопная СК (ТСК, оптический базис $\mathbf{S}$ с ортами $\mathbf{s}_i$, $i = 1,2,3 \equiv 1 \div 3$) с началом в центре проектирования S (рис. 4), СК поля изображения $O_i x^i y^i z^i$ (ПСК, базис $\mathbf{F}$ с центром O_i в ФП телескопа), визирная СК $O_v x^v y^v z^v$ (ВСК, базис $\mathbf{V}$ с ортами $\mathbf{v}_i$) с ОЭП в плоскости $y^v O_v z^v$ ВСК, рис. 4. Геомагнитная СК определяется в ГСК и применяется в модели магнитного поля Земли.

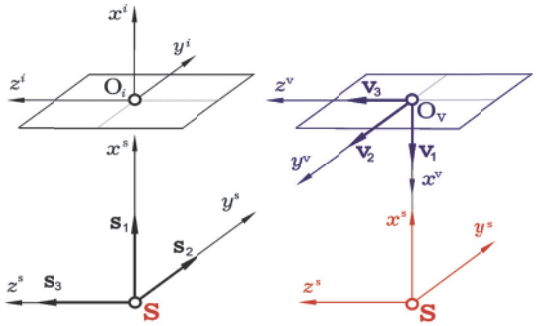

Рис. 4. Базисы $\mathbf{S}$, $\mathbf{F}$ и $\mathbf{V}$

При векторах $\{\cdot\} = \mathrm{col}(\cdot)$, $[\cdot] = \mathrm{line}(\cdot)$, $\langle \cdot,\cdot \rangle$ и матрицах $(\cdot)^t$, $[\cdot\times]$ ориентация МС в ИСК определяется кватернионом $\boldsymbol{\Lambda} = (\lambda_0, \boldsymbol{\lambda})$, $\boldsymbol{\lambda} = \{\lambda_i\}$ и вектором $\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{e}\tan(\Phi/4)$ модифицированных параметров Родрига (МПР) с ортом оси Эйлера $\mathbf{e}$ и углом Φ, а в ОСК – углами крена $\phi_1 = \gamma$, рыскания $\phi_2 = \psi$ и тангажа $\phi_3 = \theta$ в последовательности 312.

При диадном произведении $[\mathbf{a}\cdot\mathbf{b}]$ векторов $\mathbf{a}, \mathbf{b} \in \mathbb{R}^3$ модель движения МС с массой m, тензором инерции $\mathbf{J}$, векторами положении $\mathbf{r}$ и скорости $\mathbf{v}$ описывается уравнениями

$$\begin{gathered}\mathbf{r}' + \boldsymbol{\omega}\times\mathbf{r} = \mathbf{v};\ \ \dot{\boldsymbol{\sigma}} = \mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{\omega},\ \ \mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma}) = \tfrac{1}{4}(1-\sigma^2)\mathbf{I}_3 + \tfrac{1}{2}([\boldsymbol{\sigma}\times] + [\boldsymbol{\sigma}\cdot\boldsymbol{\sigma}]);\\ \dot{\boldsymbol{\Lambda}} = \boldsymbol{\Lambda}\circ\boldsymbol{\omega}/2;\ \ \boldsymbol{\omega} = \mathbf{D}(\boldsymbol{\sigma})\dot{\boldsymbol{\sigma}},\ \ \mathbf{D}(\boldsymbol{\sigma}) = \mathbf{B}^{-1}(\boldsymbol{\sigma}) = [(4/(1+\sigma^2)]^2\mathbf{B}^t(\boldsymbol{\sigma});\\ m(\mathbf{v}' + \boldsymbol{\omega}\times\mathbf{v}) = \mathbf{P}^e + \mathbf{F}^d;\qquad \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}\times\mathbf{G} = \mathbf{M}^c + \mathbf{M}^d.\end{gathered} \tag{1}$$

Здесь $\mathbf{M}^c = \mathbf{M}^e + \mathbf{M}^m + \mathbf{M}^g$, векторы $\mathbf{P}^e$ и $\mathbf{M}^e$ отражают тягу и управляющий момент электрореактивных двигательных установок (ЭДУ), вектор $\mathbf{G} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}$, где $\mathbf{H}$ – вектор КМ СГК, векторы $\mathbf{M}^m$ и $\mathbf{M}^g = -\mathbf{H}'$ представляют управляющие моменты магнитного привода и СГК, векторы $\mathbf{F}^d$ и $\mathbf{M}^d$ – возмущающие силы и моменты, а $(\cdot)'$ – символ локальной производной. Поверхность Земли моделируется эллипсоидом вращения, сжатого в направлении полюсов, с полуосями a_e, c_e и коэффициентом полярного сжатия $\alpha_p = 1 - (c_e/a_e)$. Преобразование эллипсоидальных геодезических координат L_c, B_c, H_c в ортогональные координаты X_c^e, Y_c^e, Z_c^e точки C выполняется по соотношениям

$$X_c^e = (N_c + H_c)\, C_{B_c} C_{L_c};\quad Y_c^e = (N_c + H_c)\, C_{B_c} S_{L_c};\quad Z_c^e = ((1-e_p^2)N_c + H_c) S_{B_c},$$

где $S_\alpha \equiv \sin\alpha$, $C_\alpha \equiv \cos\alpha$, $N_c = a_e/(1 - e_p^2 S_{B_c}^2)^{1/2}$ и $e_p = (1-(1-\alpha_p)^2)^{1/2}$ – радиус кривизны первого вертикала и эксцентриситет меридианного эллипса, соответственно.

Орт $\boldsymbol{\nu}_{\mathrm{s}}$ целеуказания из фиксированной в ССК точки S на заданный наземный объект C с координатами $B_{\mathrm{c}}, L_{\mathrm{c}}, H_{\mathrm{c}}$ определяется в горизонтном базисе $\mathbf{H}$. Высота полета МС над земным эллипсоидом, положение на нем подспутниковой точки и трасса спутника получаются расчетом эллипсоидальных геодезических координат $B_{\mathrm{o}}, L_{\mathrm{o}}, H_{\mathrm{o}}$ по известным компонентам столбца $\mathbf{r}_{\mathrm{o}}^{\mathrm{e}} = \{\mathrm{X}_{\mathrm{o}}^{\mathrm{e}}, \mathrm{Y}_{\mathrm{o}}^{\mathrm{e}}, \mathrm{Z}_{\mathrm{o}}^{\mathrm{e}}\}$ в базисе $\mathbf{E}$. Кватернион $\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{s}}$ ориентации телескопа в ГСК, столбцы $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{s}}$ и $\mathbf{v}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{s}}$ проекций векторов угловой и поступательной скоростей ТСК на оси оптического базиса $\mathbf{S}$ относительно ГСК определяются соотношениями

$$\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{e}}^{s} = \boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{I}}^{\mathrm{e}} \circ \boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{e}}^{\mathrm{b}} \circ \boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{s}}; \;\; \dot{\boldsymbol{\Lambda}}_{\mathrm{e}}^{s} = \boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{e}}^{s} \circ \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}^{s} / 2; \;\; \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}^{s} = \mathbf{T}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{s}} (\boldsymbol{\omega} - \mathbf{C}_{\mathrm{I}}^{\mathrm{b}} \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}); \; \mathbf{v}_{\mathrm{e}}^{s} = \tilde{\boldsymbol{\Lambda}}_{\mathrm{e}}^{s} \circ \mathbf{v}_{\mathrm{o}}^{\mathrm{e}} \circ \boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{e}}^{s},$$

где матрица $\mathbf{C}_{\mathrm{I}}^{\mathrm{b}}$ используется для координатного преобразования вектора из базиса $\mathbf{I}$ в базис $\mathbf{B}$, матрица $\mathbf{T}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{s}}$ учитывает угловую фиксацию телескопа в корпусе МС, а столбец $\mathbf{v}_{\mathrm{o}}^{\mathrm{e}}$ представляет вектор скорости поступательного движения ЦМ миниспутника в ГСК.

Задача вычисления кватерниона $\boldsymbol{\Lambda}$ ориентации связанного базиса $\mathbf{B}$ в инерциальном базисе $\mathbf{I}$, векторов угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$ и ускорения $\boldsymbol{\varepsilon}$ в виде явных функций на заданном интервале времени, решается на основе векторного сложения всех элементарных движений телескопа (ТСК) в ГСК с учетом перспективы наблюдения при задании начальных значений координат наземного объекта и геодезического азимута A сканирования.

Пусть при векторах $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}^{s}$ и $\mathbf{v}_{\mathrm{e}}^{s}$ матрица $\tilde{\mathbf{C}} = \| \tilde{c}_{ij} \|$ определяет ориентацию ТСК в ГСК, а скалярная функция $D(t)$ представляет дальность наблюдения вдоль оси визирования. Тогда для любой точки M в ФП телескопа 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

$$\begin{bmatrix} \tilde{V}_{y}^{i} \\ \tilde{V}_{z}^{i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{y}^{i} & 1 & 0 \\ \tilde{z}^{i} & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q^{i} \tilde{\mathrm{v}}_{\mathrm{e}1}^{s} - \tilde{y}^{i} \omega_{\mathrm{e}3}^{s} + \tilde{z}^{i} \omega_{\mathrm{e}2}^{s} \\ q^{i} \tilde{\mathrm{v}}_{\mathrm{e}2}^{s} - \omega_{\mathrm{e}3}^{s} - \tilde{z}^{i} \omega_{\mathrm{e}1}^{s} \\ q^{i} \tilde{\mathrm{v}}_{\mathrm{e}3}^{s} + \omega_{\mathrm{e}2}^{s} + \tilde{y}^{i} \omega_{\mathrm{e}1}^{s} \end{bmatrix}. \qquad (2)$$

Здесь $\tilde{y}^{i} = y^{i} / f_{e}$ и $\tilde{z}^{i} = z^{i} / f_{e}$ являются нормированными фокальными координатами с эквивалентным фокусным расстоянием телескопа f_{e}, $q^{i} = 1 - (\tilde{c}_{21} \tilde{y}^{i} + \tilde{c}_{31} \tilde{z}^{i}) / \tilde{c}_{11}$ и компоненты вектора нормированной скорости поступательного движения $\tilde{\mathrm{v}}_{\mathrm{e}i}^{s} = \mathrm{v}_{\mathrm{e}i}^{s}(t) / D(t)$. Нетрудно убедиться, что в (2) обе компоненты вектора СДИ нелинейно зависят от положения элемента изображения относительно центра кадра – имеется полиномиальная зависимость второй степени относительно координат $\tilde{y}^{i}$ и $\tilde{z}^{i}$. Такая нелинейность и некомпенсируемое изменение дальности наблюдения из-за поступательного движения МС относительно земной поверхности приводят к отличию векторов СДИ в различных точках фото-приёмной структуры. Этот факт накладывает ограничение на размер мгновенного поля зрения телескопа при любом типе съемки. При численном интегрировании кинематических уравнений (1) с применением (2) получаются векторы угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$, МПР $\boldsymbol{\sigma}$ и кватерниона $\boldsymbol{\Lambda}$. Далее с помощью векторных сплайнов выполняется аппроксимация изменения кинематических параметров углового наведения – явном виде получаются векторы скорости $\boldsymbol{\omega}(t)$, ускорения $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$ и рывка $\boldsymbol{\varepsilon}'(t)$) для последовательности гладко сопряженных сканирующих маршрутов (СМ) и поворотных манёвров (ПМ).

ЗАКОНЫ НАВЕДЕНИЯ ПРИ СКАНИРУЮЩЕЙ СЪЁМКЕ

Наиболее простым является режим *трассовой* съёмки, которая выполняется при постоянном положении линии визирования телескопа в ОСК – постоянных значениях углов крена и тангажа МС в ОСК. Здесь след линии визирования отражается на земной поверхности линией, эквидистантной (параллельной) трассе спутника – следу перемещения подспутниковой точки; при такой съемке в надир след линии визирования просто совпадает с трассой. При трассовой сканирующей съемке с ВЗН для времени $t \in \mathrm{T}^{s} \equiv [t_{\mathrm{i}}^{s}, t_{\mathrm{f}}^{s}]$ в точке O_{i} фокальной плоскости телескопа должны выполняться два условия: компоненты вектора СДИ определяются по (2); вектор СДИ перпендикулярен оси $\mathrm{O}_{i} z^{i}$ ПСК.

При сканирующей съёмке *с выравниванием* продольной СДИ в центре ФП телескопа должны выполняться условия $\tilde{V}_y(0,0)=\tilde{W}_y^i\equiv -W_y^s/D=\text{const};\ \tilde{V}_z(0,0)=0$ с требуемой СДИ $\tilde{W}_y^i$, что приводит в законам наведения $\omega_{e1}^s=-\tilde{\nu}_{e2}^s\tilde{c}_{31}/\tilde{c}_{11};\ \omega_{e2}^s=-\tilde{\nu}_{e3}^s;\ \omega_{e3}^s=-\tilde{W}_y^i+\tilde{\nu}_{e2}^s$. Здесь при небольшом искривление маршрута сканирующая съёмка обеспечивает получение видеоинформации самого высокого качества по всему полю зрения.

Осевые линии *ортодромических* СМ соответствуют геодезическим линиям заданной высоты над земным эллипсоидом, когда сканирование выполняется по дуге «большого геодезического круга» (БГК) между временем начала t_{i} и конца t_{f} маршрута с заданными геодезическими координатами. При такой съемке $\forall t\in \text{T}\equiv[t_{\text{i}},t_{\text{f}}]$ в точке O_i ФП для компонент вектора СДИ должны выполняться два условия: (i) $\tilde{V}_y^i(0,0)=\tilde{W}_y^i;\ \tilde{V}_z^i(0,0)=0$, где $\tilde{W}_y^i=W_y^i/f_e$ и $W_y^i=-W_y^s/D=\text{const}$ – заданная продольная СДИ; (ii) вектор СДИ перпендикулярен оси O_iz^i ПСК и след оси визирования телескопа совпадает с дугой БГК.

Здесь геодезический азимут в начальный момент времени t_{i} определяется в горизонтном базисе $\mathbf{H}$ по явным аналитическим соотношениям и основная сложность синтеза закона наведения МС состоит в соблюдении условия (ii). Созданный авторами метод синтеза, применяемый при *площадной геодезической съёмке*, основан на двух этапах «внешнего» назначения корректирующих поправок для приближенного обеспечения в центре ФП телескопа одновременно как ортогональности вектора СДИ к оси O_iz^i, так и совпадения следа оси визирования телескопа с дугой БГК. При геодезической съёмке двумя *стереопарами* (СП) изображений заданного участка земной поверхности, с двумя ракурсами в каждой паре четырёх МС, важно учитывать принципиальную невозможность строгого постоянства продольной СДИ и дальности D стереосъемки. Аналитическое представление законов наведения каждого МС для всех четырёх маршрутов сканирующей стереосъемки основано на интерполяции численных данных векторной функцией МПР $\boldsymbol{\sigma}$ как векторного сплайна 7-го порядка. Здесь каждому МС достаточно выполнить только одно сканирование заданного участка земной поверхности, без каких-либо пространственных разворотов его корпуса.

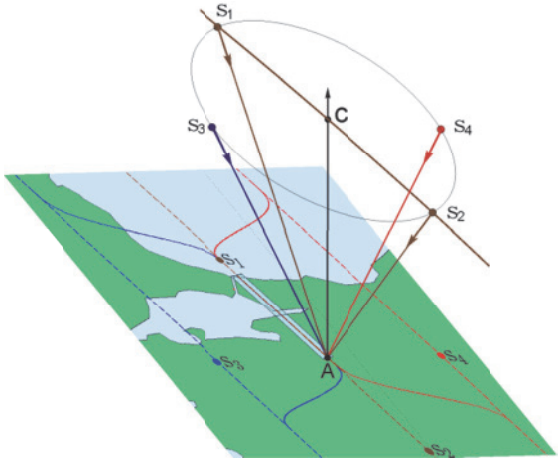

Рис. 5. Схема стереосъемки с 4 МС и двумя СП

На рисунке 5 *продольная* СП формируется данными от спутников S_1 и S_2 на ССО с аргументами широты u_1,u_2 и долготой восходящего узла (ДВУ) Ω_2, а *поперечная* СП – данными от МС S_3 и S_4 на ССО с одинаковыми аргументами широты и симметричными значениями ДВУ $\Omega_1,\Omega_3=\Omega_2\mp\delta/2$. Углы наведения МС при стереосъёмке с ССО высотой 570 км представлены на рис. 6 и 7, где приведены также ошибки постоянства угла конвергенции δ в обеих СП. Законы наведения МС при стереосъёмке представляются программными значениями функций $\boldsymbol{\Lambda}^p(t)$, $\boldsymbol{\omega}^p(t)$ и $\boldsymbol{\varepsilon}^p(t)$.

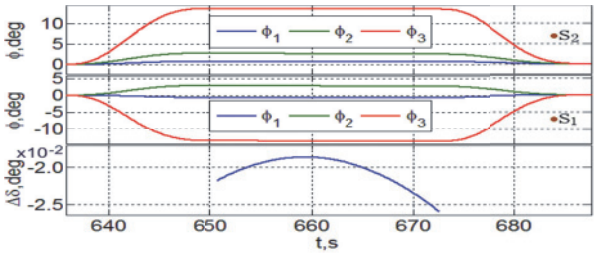

Рис. 6. Углы наведения МС в продольной стереопаре

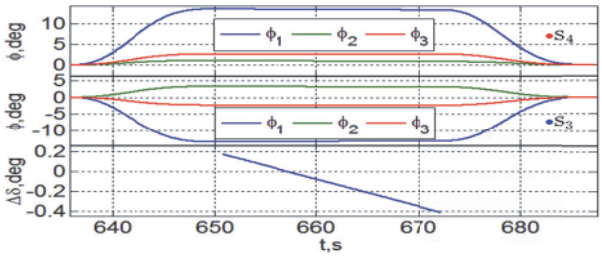

Рис. 7. Углы наведения МС в поперечной стереопаре

ЗАКОНЫ НАВЕДЕНИЯ ПРИ ПОВОРОТНЫХ МАНЕВРАХ

При простейшем моделировании перемещения корпуса МС как сбалансированного по КМ свободного твердого тела вектор КМ $\mathbf{G} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{H} \equiv \mathbf{0}$, модель динамики МС принимает вид $\dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\varepsilon}$ с вектором ускорения $\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{J}^{-1}\mathbf{M}^{\mathrm{c}}$, а модель углового движения – кинематическое представление $\dot{\boldsymbol{\Lambda}}(t) = \boldsymbol{\Lambda}(t) \circ \boldsymbol{\omega}(t)/2$; $\dot{\boldsymbol{\omega}}(t) = \boldsymbol{\varepsilon}(t)$; $\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t) = \boldsymbol{\varepsilon}'(t) = \mathbf{v}$. Здесь модули векторов $\boldsymbol{\omega}(t)$, $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$ и $\boldsymbol{\varepsilon}'(t)$ ограничены из-за ограниченности областей вариации векторов КМ и управляющего момента СГК, а также допустимым темпом его изменения.

Как отмечено выше, для выполнения произвольных маршрутов сканирующей съемки авторы разработали алгоритмы наведения в виде набора гладко сопряженных векторных сплайнов вектора МПР $\boldsymbol{\sigma}(t)$. При наличии двух смежных временных интервалов сканирующей съемки с известными краевыми условиями по кватерниону $\boldsymbol{\Lambda}$, векторам $\boldsymbol{\omega}$, $\boldsymbol{\varepsilon}$ и $\boldsymbol{\varepsilon}'$ в момент времени начала второго (последующего) маршрута, возникает задача синтеза закона наведения при ПМ спутника. Пространственный ПМ геодезического спутника на интервале времени $t \in \mathrm{T_p} \equiv [t_{\mathrm{i}}^{p}, t_{\mathrm{f}}^{p}]$, $t_{\mathrm{f}}^{p} \equiv t_{\mathrm{i}}^{p} + T_p$ с краевыми условиями

$$\boldsymbol{\Lambda}(t_{\mathrm{i}}^{p}) = \boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{i}};\ \boldsymbol{\omega}(t_{\mathrm{i}}^{p}) = \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{i}};\ \boldsymbol{\varepsilon}(t_{\mathrm{i}}^{p}) = \boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{i}};\quad \boldsymbol{\Lambda}(t_{\mathrm{f}}^{p}) = \boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{f}};\ \boldsymbol{\omega}(t_{\mathrm{f}}^{p}) = \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{f}};\ \boldsymbol{\varepsilon}(t_{\mathrm{f}}^{p}) = \boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{f}};\ \boldsymbol{\varepsilon}'(t_{\mathrm{f}}^{p}) = \boldsymbol{\varepsilon}'_{\mathrm{f}}. \qquad (3)$$

при ограниченных модулях векторов $\boldsymbol{\omega}$, $\boldsymbol{\varepsilon}$ и $\boldsymbol{\varepsilon}'$ не является единственным, поэтому был создан метод синтеза закона наведения МС по явным соотношениям. Этот метод основан на необходимом и достаточном условии разрешимости задачи Дарбу в параметризации кватерниона $\boldsymbol{\Lambda}(t) = \boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{i}} \circ \boldsymbol{\Lambda}_1(t) \circ \boldsymbol{\Lambda}_2(t) \circ \boldsymbol{\Lambda}_3(t)$, где $\boldsymbol{\Lambda}_k(t) \equiv (\cos(\phi_k(t)/2), \mathbf{e}_k \sin(\phi_k(t)/2))$. Здесь искомый кватернион $\boldsymbol{\Lambda}(t)$ получается сложением исходного кватерниона $\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{i}}$ и трёх одновременно происходящих элементарных поворотов «вложенных» базисов $\mathbf{E}_k$ вокруг ортов $\mathbf{e}_k$, $k = 1 \div 3$ осей Эйлера, положение которых определяется по краевым условиям (3) и каждая функция $\phi_k(t)$ определяет изменение угла соответствующего k-го поворота.

Здесь при неподвижном орте $\mathbf{e}_k$ в базисе $\mathbf{E}_{k-1}$ справедливы соотношения $\boldsymbol{\omega}_k(t) = \dot{\phi}_k(t)\mathbf{e}_k$, $\boldsymbol{\varepsilon}_k(t) = \ddot{\phi}_k(t)\mathbf{e}_k$ и $\boldsymbol{\varepsilon}'_k(t) \equiv \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_k(t) = \dddot{\phi}_k(t)\mathbf{e}_k$. Введем обозначения $\boldsymbol{\omega}^{(k)}, \boldsymbol{\varepsilon}^{(k)}, \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}^{(k)}, (k) = (1) \div (3)$ векторов $\boldsymbol{\omega}$, $\boldsymbol{\varepsilon}$ и $\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}$ в базисе $\mathbf{E}_k$, оператор $\mathbf{a}_{k-1}^{(k)} = \boldsymbol{\Phi}(\mathbf{a}_{k-1}, \boldsymbol{\Lambda}_k) \equiv \tilde{\boldsymbol{\Lambda}}_k \circ \mathbf{a}_{k-1} \circ \boldsymbol{\Lambda}_k$ преобразования вектора $\mathbf{a}_{k-1}$ из базиса $\mathbf{E}_{k-1}$ в базис $\mathbf{E}_k$, а также назначим $\boldsymbol{\omega}_1(t) = \dot{\phi}_1(t)\mathbf{e}_1$, $\boldsymbol{\varepsilon}_1(t) = \ddot{\phi}_1(t)\mathbf{e}_1$ и $\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_1(t) = \dddot{\phi}_1(t)\mathbf{e}_1$. Векторы угловой скорости, ускорения и рывка определяются с представления их в базисе $\mathbf{E}_3$, при $(k) = (2), (3)$ они формируются по рекуррентным формулам:

$$\boldsymbol{\omega}_{k-1}^{(k)} = \boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{\omega}_{k-1}, \boldsymbol{\Lambda}_k);\quad \boldsymbol{\varepsilon}_{k-1}^{(k)} = \boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{\varepsilon}_{k-1}, \boldsymbol{\Lambda}_k);\quad \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_{k-1}^{(k)} = \boldsymbol{\Phi}(\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_{k-1}, \boldsymbol{\Lambda}_k);\quad \boldsymbol{\omega}^{(k)} = \boldsymbol{\omega}_{k-1}^{(k)} + \boldsymbol{\omega}_k;$$
$$\boldsymbol{\varepsilon}^{(k)} = \boldsymbol{\varepsilon}_{k-1}^{(k)} + \boldsymbol{\varepsilon}_k + \boldsymbol{\omega}_{k-1}^{(k)} \times \boldsymbol{\omega}_k;\ \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}^{(k)} = \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_{k-1}^{(k)} + \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_k + \boldsymbol{\omega}_k^{(k)} \times \boldsymbol{\varepsilon}_{k-1} + (2\boldsymbol{\varepsilon}_{k-1}^{(k)} + \boldsymbol{\omega}_{k-1}^{(k)} \times \boldsymbol{\omega}_k) \times \boldsymbol{\omega}_k.$$

В результате при известном наборе скалярных сплайнов $\phi_k(t)$ по аналитическим соотношениям получаются векторные функции $\boldsymbol{\omega}(t) = \boldsymbol{\omega}^{(3)}(t)$, $\boldsymbol{\varepsilon}(t) = \boldsymbol{\varepsilon}^{(3)}(t)$ и $\boldsymbol{\varepsilon}'(t) \equiv \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t) = \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}^{(3)}(t)$.

ГРУППИРОВКА МИНИСПУТНИКОВ РЕГИОНАЛЬНОГО ЗЕМЛЕОБЗОРА

Баллистическое обоснование группировки регионального мониторинга состоит в определении данных, при которых обеспечивается требуемая повторяемость прохождения их трасс через заданные точки региона на земной поверхности. Здесь ССО всех спутников в группировке имеют одинаковую высоту и проходят через единый восходящий узел (ВУ) орбиты на земной поверхности, но в разное время при длительности T_r повторяемости.

Будем считать, что группировка состоит из локальных групп миниспутников и в каждой локальной группе имеется K спутников при одном направлении их полета, например при $K = 3$: левый (#1), центральный (#2) и правый (#3) с одинаковой ДВУ. Исходными данными являются параметры орбиты центрального МС локальной группы и длительность интервала повторяемости. Здесь сначала определяется число N центральных МС (т.е. число локальных групп) в составе группировки и начальные параметры орбит этих спутников для решения возможных задач мониторинга назем-

ных объектов, принадлежащих диапазонам значений геодезической широты B и геодезической долготы L.

При одинаковой высоте полёта МС параметры их орбит отличаются только временем прохождения восходящего узла с ДВУ Ω Число центральных миниспутников определяется с учетом солнечной освещенности объектов мониторинга, которая зависит от их геодезических координат, даты и времени наблюдения. Наилучшие условия мониторинга возникают в диапазоне с $t_i = 9$ до $t_f = 15$ часов местного времени.

Расположение спутников в каждой локальной группе определяется типом и стилем сканирующих маршрутов. Например, плоскости ССО с тремя МС в локальной группе могут быть «разнесены» по ДВУ на угол $\Delta\Omega$=84 град. При ССО высотой 570 км и интервале повторяемости $T_r = 1$ час для площадного мониторинга поверхности всей Земли миниспутники должны располагаться в 24 орбитальных плоскостях с шагом относительного разворота на угол $\Delta\Omega_c$=(361[град]/[24 ч])[1 ч]=15,04 град. При региональном площадном мониторинге с приемлемой солнечной освещенностью достаточно число спутников составляет $N = 21$, размещённых на семи солнечно-синхронных орбитах.

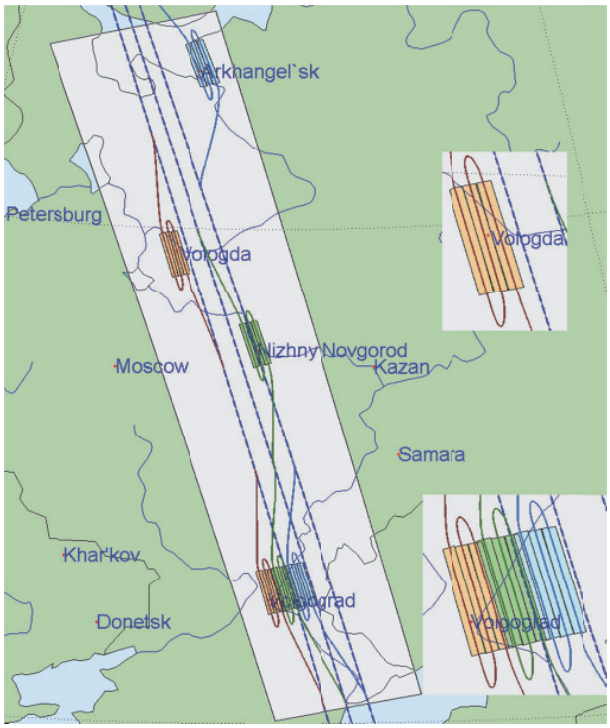

Рис. 8. Планирование площадного землеобзора в диапазоне назначения геодезической широты

Рисунок 8 представляет результаты планирования площадной сканирующей съёмки городов Поволжья (Волгоград и Нижний Новгород) и Северо-Западного региона (Вологда и Архангельск) в полосе обзора при назначении геодезической широты B от 45.5 до 66 град. В этой полосе землеобзор выполняет одна локальная группа трёх миниспутников: левый МС#1, оранжевые сканы; центральный МС#2, зелёные сканы и правый МС#3, сканы голубого цвета. Здесь демонстрируется назначение комбинированных режимов съёмки для каждого МС, например площадная съёмка окрестностей Волгограда выполняется согласованно тремя МС, а съёмка остальных трёх городов – отдельными миниспутниками.

ПРОГРАММНАЯ СРЕДА ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

В середине 2000-х в СамГТУ была создана программная система SIRIUS-S для автоматизированного проектирования систем наведения, навигации и управления движением информационных спутников и космических роботов. Эта система технологически поддерживается и пополняется авторами, практически используется на ряде предприятий Роскосмоса как при проектировании СУД космических объектов, так и при полетной поддержке их работы с применением средств компьютерной имитации и анимации. Система SIRIUS-S работает в среде Windows 7/10 и содержит диалоговый монитор, подсистемы моделирования, синтеза и анализа СУД, а также технологические подсистемы анимации пространственного движения спутников и документирования.

Подсистема анимации разработана в среде *Delphi 7* с использованием графической библиотеки *OpenGL*. Пространственная модель конструкции космического объекта реализована в компьютерной среде *Blender* при средствах *OpenGL* с учетом солнечного освещения. Здесь осуществляется стандартная процедура «наклеивания» текстуры карты Земли на сферическую поверхность, маркировка объектов наблюдения и связи с расчетом их географических координат, а также собственно анимация пространственного движения объектов. В этой подсистеме можно изменять масштаб и перспективу наблюдения орбитальных объектов при сканирующей съёмке вращающейся Земли.

Управление системой SIRIUS-S осуществляется иерархическим меню. В результате инженер-конструктор получает эскизный облик СУД проектируемого спутника в отношении периодичности, производительности и оперативности, точности наведения и стабилизации целевого оборудования (телескопов, антенн и др.) с учётом возмущений, ограничений и других факторов. Здесь реализованы компьютерные модели Земли, внешней космической среды, вариантов конструкции спутника,

его поступательного и вращательного движений при решении целевых задач. Документируемые результаты представляются маршрутами съемки поверхности Земли, анимационных изображений перемещения спутника, графиков этих перемещений, изменения координат и параметров электрореактивных и электромеханических исполнительных органов в зависимости от времени, а также значениями критериев эффективности работы СУД.

АНИМАЦИЯ ДВИЖЕНИЯ СПУТНИКА ПРИ ПОЛЁТНОЙ ПОДДЕРЖКЕ

С целью обеспечения надёжности СУД геодезического МС при возникновении отказов, в центре управления полётами (ЦУП) обеспечивается её полетная поддержка. Здесь используется телеметрическая информация оперативного контроля (ИОК), где содержатся о фактических значениях основных переменных состояния СУД в «скользящем окне».

Наряду с телеметрической ИОК, необходимой для диагностики СУД, в её составе присутствуют измеренные данные о координатах пространственного движения МС, которые получаются по сигналам GPS/ГЛОНАСС и БИНС с «привязкой» к полетному времени.

В процессе анимации движения геодезического МС отображаются трасса, след линии визирования на поверхности Земли и проекция центральной линии матрицы ОЭП на эту поверхность при площадной сканирующей съемке. На рисунке 9 представлены кадры анимации движения информационного МС при сканирующей съемке с высоты 570 км солнечно-синхронной орбиты.



Рис. 9. Кадры анимации движения информационного МС, взгляды в 2 ракурсах с ССО высотой 570 км

На рисунке 10 представлен кадр анимации пространственного движения МС при взгляде на Землю с высоты 750 км над её северным полюсом.

Для операторов ЦУП важная проблема состоит в восприятии кватерниона фактической пространственной ориентации спутника относительно направлений на объекты внешней орбитальной обстановки (Солнце, Земля, Луна, звёзды и др.) при возникновении аварийной ситуации СУД, когда её фактические ресурсы не позволяют выполнить автоматическую диагностику и восстановление работоспособности с помощью реконфигурации. Компьютерные средства анимации позволяют исключить эту проблему: на двух соседних мониторах од-



Рис. 10. Кадр анимации движения МС землеобзора

новременно отображаются пространственные движения спутника с одинаковыми значениями параметров и начальных усло на солнечно-синхронных орбитах вий – на первом мониторе по телеметрической ИОК, а на втором – по результатам компьютерной имитации движения МС с одинаковыми параметрами, начальными условиями и вариантами возможных отказов бортовых приборов СУД.

РЕЗУЛЬТАТЫ КОМПЬЮТЕРНОЙ ИМИТАЦИИ

Планирование площадного мониторинга выполнялось с условием достижения наивысшего качества получаемого изображения – соответствующие МС находятся в надире в момент съемки точек привязки центров локальных площадок.

На рисунке 11 представлена карта с тремя локальными площадками съёмки Босфора и акватории Мраморного моря. Каждая площадка содержит три СМ, которые выполняются тремя МС – левым (МС #1, розовые сканы), центральным (МС #2, желтые сканы) и правым (МС#3, синие сканы) по расположению их трасс в порядке возрастания ДВУ $\Omega_i = 37^{\circ}.233 + \Delta\Omega \cdot (i-1)$, где $i = 1 \div 3$, $\Delta\Omega = 0,84$ град, i – номер МС. Здесь каждая площадка имеет размеры 150х44.5 км^2, а три площадки составляют площадь 150х131,8 км^2.

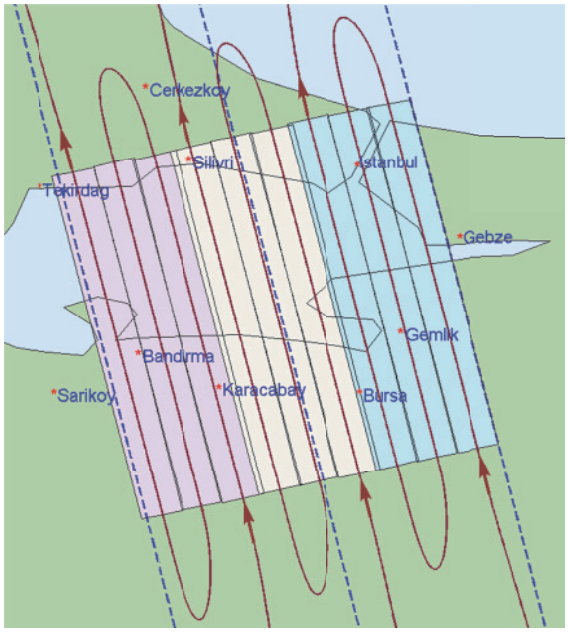

Рис. 11. План съёмки окрестностей Стамбула

Выполненный анализ движения изображения в ФП телескопа для всех маршрутов сканирующей съемки показал, что точность наведения и стабилизации углового движения МС гарантирует отсутствие «смаза» получаемого изображения для всего набора матриц ОЭП, см. рис. 12 и 13.

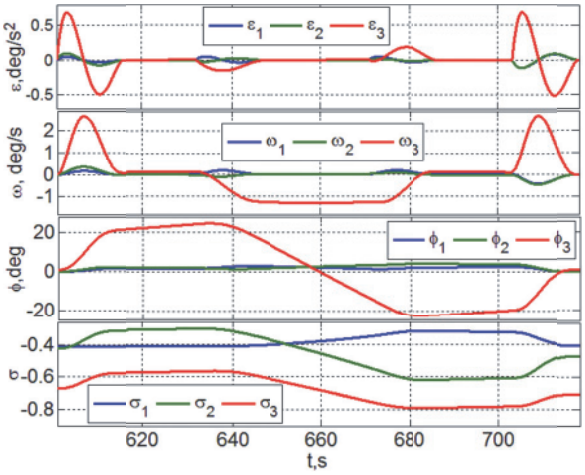

Рис. 12. Закон углового наведения МС#3

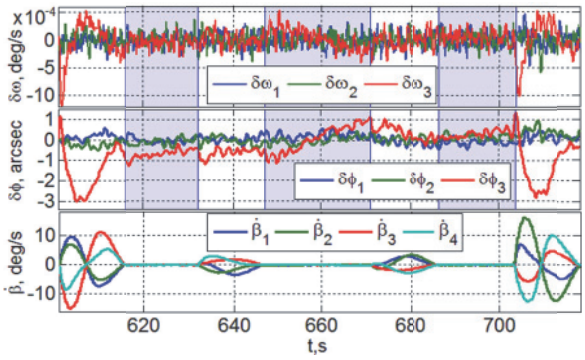

Рис. 13. МС#3, ошибки СУД и скорости ГД

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье получили развитие методы синтеза законов наведения геодезических миниспутников в региональных группировках при сканирующих режимах, которые основаны на авторских соотношениях. Эти аналитические соотношения связывают движение изображения в фокальной плоскости телескопа с кинематическими параметрами пространственного перемещения миниспутника относительно Земли. Кратко представлены средства имитации и анимации для полётной поддержке систем управления движением миниспутников на солнечно-синхронных орбитах при площадном сканирующем землеобзоре.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Somov S.* Damping dynamics of a flexible satellite at pulse-width modulation of an engine control. Russian Aeronautics. 2005. Vol. 48, no. 4. P. 34-44.
2. *Somov S.* Modeling of a flexible satellite motion. Actual Problems of Aviation and Aerospace Systems. 2007. № 2 (24). P. 50-62.
3. *Somov S., Butyrin S.* Guidance and robust pulse-width control of an information satellite at initial, service and emergency modes. IFAC-PapersOnLine. 2011. Vol. 44, no. 1. P. 2072-2077.
4. *Сомов С.Е.* Стабилизация движения упругого спутника при формировании широтно-импульсного управления с запаздыванием // Известия Самарского научного центра РАН. 2010. Т. 12, № 4. С. 227-232.
5. *Somov S., Butyrin S., Somova T.* Computer technologies for optimization, simulation and animation of observation satellite spatial motion. IFAC-PapersOnLine. 2012. Vol. 45, no. 11. P. 154-159.
6. *Сомова Т.Е.* Моделирование и анимация пространственного движения маневрирующего спутника землеобзора // Известия Самарского научного центра РАН. 2012. Т. 14, № 6. С. 125-128.
7. *Somov Ye., Butyrin S., Somov S., Somova T.* SIRIUS-S software environment for computer-aided de-signing of attitude control systems for small information satellites. Proc. 20th Saint Petersburg In-ternational Conference on Integrated Navigation Systems. Saint Petersburg. 2013. P. 325-328.
8. *Сомов Е., Бутырин С., Сомова Т., Сомов С.* Оптимизация режимов сканирующей оптико-электронной съемки и 3D-анимация движения маневрирующего спутника землеобзора // Техническое зрение. 2013. № 1. С. 15-22.
9. *Somov S., Butyrin S., Somova T.* Simulation technologies for long-term target planning and in-flight management of the spacecraft control systems. IFAC-PapersOnLine. 2013. Vol. 46, no. 9. P. 1250-1255.
10. *Somov S.* Pulse-width attitude control of large-scale information satellite at service modes. IFAC-PapersOnLine. 2013. Vol. 46, no. 19. P. 7-12.
11. *Сомова Т.Е.* Применение имитации и анимации для полетной поддержки систем управления информационных спутников // Проблемы управления. 2014. № 5. С. 70-78.
12. *Сомов С.Е., Бутырин С.А., Сомова Т.Е.* Оптимизация законов наведения, имитация и анимация движения спутника землеобзора // Труды XII всероссийского совещания по проблемам управления М.: ИПУ РАН. 2014. С. 3489-3500.
13. *Сомова Т.Е.* Применение 3D-анимации при обучении полетной поддержке систем управления движением информационных спутников // Труды 12 всероссийского совещания по проблемам управления. М.: ИПУ РАН. 2014. С. 9502-9514.
14. *Сомова Т.Е.* Компьютерные технологии имитации и анимации для полетной поддержки системы управления движением мини-спутника землеобзора // Материалы XI всероссийской школы-конференции молодых ученых «Управление большими системами». М.: ИПУ РАН. 2014. С. 857-873.
15. *Бутырин С.А., Сомов С.Е., Сомова Т.Е.* Моделирование, имитация и анимация пространственного движения мини-спутника землеобзора с гиросиловой системой управления // Материалы 7-ой всероссийской конференции «Информационные технологии в управлении». Санкт Петербург. 2014. С. 181-191.
16. *Сомова Т. Е.* Векторное полиномиальное представление законов наведения и анимация движения спутника землеобзора // Известия Самарского научного центра РАН. 2015. Т. 17, № 6(3). С. 726-733.
17. *Сомова Т.Е.* Алгоритмы имитации и анимации для полетной идентификации и поддержки системы управления движением мини-спутника // Труды 10 международной конференции «Идентификация систем и задачи управления». М.: ИПУ РАН. 2015. С. 1078-1089.
18. *Somova T.* Attitude guidance and control, simulation and animation of a land-survey mini-satellite motion. Journal of Aeronautics and Space Technologies. 2016. Vol. 9, no. 2. P. 35-45.
19. *Somova T.* Vector spline guidance laws and in-flight support of attitude control system for a land-survey satellite. Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2016. Vol. 7, no. 4. P. 587-597.
20. *Сомова Т. Е.* Алгоритмы наведения и цифрового управления ориентацией маневрирующего спутника землеобзора // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. Т. 18, № 4(6). С. 1173-1180.
21. *Сомова Т.Е.* Векторные сплайновые законы наведения и компьютерная технология для полетной поддержки системы управления ориентацией спутника землеобзора // Аналитическая механика, устойчивость и управление. Труды XI международной Четаевской конференции. Т. 3. Ч. III. Казань: КНИТУ им. А.Н. Туполева – КАИ. 2017. С. 78-89.
22. *Сомова Т.Е.* Экономичное цифровое управление ориентацией информационного спутника в начальных режимах // Известия Самарского научного центра РАН. 2017. Т. 19, № 4. С. 122-129.
23. *Сомов С.Е., Сомова Т.Е.* Обеспечение живучести системы управления ориентацией спутника землеобзора при отказах роторных приводов // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Т. 20, № 6. С. 190-195.
24. *Somova T.* Satellite attitude guidance and economical digital control during initial modes. Mathe-matics in Engineering, Science and Aerospace. 2018. Vol. 9, no. 3. P. 365-372.
25. *Сомова Т.Е.* Компьютерная имитация и анимация управляемого движения информационного спутника // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Т. 20, № 1. С. 68-77.
26. *Сомов С.Е., Сомова Т.Е.* Обеспечение живучести системы управления космическим аппаратом при критических отказах реактивных маховиков // Известия Самарского научного центра РАН. 2021. Т. 23, № 2. С. 66-74.
27. *Somov S., Somova T.* Ensuring survivability of spacecraft attitude control system at failures in fly-wheel cluster. Journal of Aeronautics and Space Technologies. 2021. Vol. 14, no. 1. P. 89-98.
28. *Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е., Сомова Т.Е.* Согласованное наведение и управление мини-спутниками в низкоорбитальных группировках космического землеобзора // Известия Самарского научного центра РАН. 2023. Т. 25, № 2. С. 88-96.

29. *Сомов С.Е., Сомова Т.Е.* Имитация и анимация в среде SIRIUS-S для проектирования и поддержки систем управления космических аппаратов // Известия Самарского научного центра РАН. 2024. Т. 26, № 1. С. 116-128.
30. *Сомов С.Е., Сомова Т.Е., Бутырин С.А., Сомов Е.И.* Наведение и управление ориентацией спутника при отказах в кластере реактивных маховиков // Известия Самарского научного центра РАН. 2024. Т. 26, № 2. С. 121-130.
31. *Somov Ye., Oparin G., Somov S.* Methods and software for automated research and design of space-craft attitude and orbit control systems. Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2024. Vol. 15, no. 4. P. 1077-1093.
32. *Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е., Кузнецов П.К.* Методы навигации, наведения и управления движением миниспутников в низкоорбитальных группировках регионального землеобзора // Материалы III отраслевой научно-практической конференции «Созвездие Роскосмоса: траектория науки» и VIII всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники». Самара: Изд-во СамНЦ РАН. 2024. С. 72-74.
33. *Сомов С.Е., Сомова Т.Е., Бутырин С.А., Сомов Е.И.* Программа имитации и анимации пространственного движения спутника. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2024691094 от 19.12.2024 г.
34. *Сомова Т.Е., Сомов С.Е., Бутырин С.А., Сомов Е.И.* Программа синтеза законов требуемой ориентации спутника при сканирующих маршрутах. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2025610672 от 13.01.2025 г.
35. *Сомов С.Е., Сомова Т.Е., Бутырин С.А., Сомов Е.И.* Программа включения кластера гиродинов для управления ориентацией спутника. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2025611009 от 16.01.2025 г.
36. *Сомов Е.И., Сомов С.Е., Бутырин С.А., Сомова Т.Е., Кузнецов П.К.* Методы управления движением миниспутников в комбинированных целевых режимах // Известия Самарского научного центра РАН. 2025. Т. 27, № 6. С. 221-232.

FLIGHT SUPPORT OF MOTION CONTROL SYSTEMS FOR GEODETIC MINISATELLITES USING SIMULATION AND ANIMATION

© 2026 S.E. Somov, T.E. Somova, S.A. Butyrin, P.K. Kuznetsov. Ye.I. Somov

Samara State Technical University, Samara, Russia

Abstract. Methods are developing to support the flight control systems of geodetic minisatellites with computer simulation and animation. The results of using computer support tools for these systems during typical turning maneuvers and scanning surveys are presented
Key words: geodetic minisatellite, guidance, motion control, flight support

DOI: 10.37313/1990-5378-2026-28-5-43-53
EDN: OHUDOF

REFERENCES

1. *Somov S.* Damping dynamics of a flexible satellite at pulse-width modulation of an engine control. Russian Aeronautics. 2005. Vol. 48, no. 4. P. 34-44.
2. *Somov S.* Modeling of a flexible satellite motion. Actual Problems of Aviation and Aerospace Systems. 2007. № 2 (24). P. 50-62.
3. *Somov S., Butyrin S.* Guidance and robust pulse-width control of an information satellite at initial, service and emergency modes. IFAC-PapersOnLine. 2011. Vol. 44, no. 1. P. 2072-2077.
4. *Somov S.E.* Stabilizatsija dvizhenija uprugogo sputnika pri formirovanii shirotno-impulsnogo upravlenija s zapazdyvaniem // Izvestija Samarskogo nauchnogo tsentra RAN. 2010. T. 12, № 4. S. 227-232.
5. *Somov S., Butyrin S., Somova T.* Computer technologies for optimization, simulation and animation of observation satellite spatial motion. IFAC-PapersOnLine. 2012. Vol. 45, no. 11. P. 154-159.
6. *Somova T.E.* Modelirovanie i animatsija prostranstvennogo dvizhenija manevrirujuschego sputnika zemleobzora // Izvestija Samarskogo nauchnogo tsentra RAN. 2012. T. 14, № 6. S. 125-128.
7. *Somov Ye., Butyrin S., Somov S., Somova T.* SIRIUS-S software environment for computer-aided designing of attitude control systems for small information satellites. Proc. 20th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. Saint Petersburg. 2013. P. 325-328.
8. *Somov E., Butyrin S., Somova T., Somov S.* Optimizatsija rezhimov skanirujuschej optiko-elektronnoj semki i 3D-animatsija dvizhenija manevrirujuschego sputnika zemleobzora // Tehnicheskoe zrenie. 2013. № 1. S. 15-22.
9. *Somov S., Butyrin S., Somova T.* Simulation technologies for long-term target planning and in-flight management of the spacecraft control systems. IFAC-PapersOnLine. 2013. Vol. 46, no. 9. P. 1250-1255.
10. *Somov S.* Pulse-width attitude control of large-scale information satellite at service modes. IFAC-PapersOnLine. 2013. Vol. 46, no. 19. P. 7-12.
11. *Somova T.E.* Primenenie imitatsii i animatsii dlja poletnoj podderzhki sistem upravlenija informatsionnyh sputnikov // Problemy upravlenija. 2014. № 5. S. 70-78.
12. *Somov S.E., Butyrin S.A., Somova T.E.* Optimizatsija zakonov navedenija, imitatsija i animatsija dvizhenija sputnika zemleobzora // Trudy XII vserossijskogo soveschanija po problemam upravlenija M.: IPU RAN. 2014. S. 3489-3500.

13. *Somova T.E.* Primenenie 3D-animatsii pri obuchenii poletnoj podderzhke sistem upravlenija dvizheniem informatsionnyh sputnikov // Trudy 12 vserossijskogo soveschanija po problemam upravlenija. M.: IPU RAN. 2014. S. 9502-9514.
14. *Somova T.E.* Kompjuternye tehnologii imitatsii i animatsii dlja poletnoj podderzhki sistemy upravlenija dvizheniem mini-sputnika zemleobzora // Materialy XI vserossijskoj shkoly-konferentsii molodyh uchenyh «Upravlenie bolshimi sistemami». M.: IPU RAN. 2014. S. 857-873.
15. *Butyrin S.A., Somov S.E., Somova T.E.* Modelirovanie, imitatsija i animatsija prostranstvennogo dvizhenija mini-sputnika zemleobzora s girosilovoj sistemoj upravlenija // Materialy 7-oj vserossijskoj konferentsii «Informatsionnye tehnologii v upravlenii». Sankt Peterburg. 2014. S. 181-191.
16. *Somova T.E.* Vektornoe polinomialnoe predstavlenie zakonov navedenija i animatsija dvizhenija sputnika zemleobzora // Izvestija Samarskogo nauchnogo tsentra RAN. 2015. T. 17, № 6(3). S. 726-733.
17. *Somova T.E.* Algoritmy imitatsii i animatsii dlja poletnoj identifikatsii i podderzhki sistemy upravlenija dvizheniem mini-sputnika // Trudy 10 mezhdunarodnoj konferentsii «Identifikatsija sistem i zadachi upravlenija». M.: IPU RAN. 2015. S. 1078-1089.
18. *Somova T.* Attitude guidance and control, simulation and animation of a land-survey mini-satellite motion. Journal of Aeronautics and Space Technologies. 2016. Vol. 9, no. 2. P. 35-45.
19. *Somova T.* Vector spline guidance laws and in-flight support of attitude control system for a land-survey satellite. Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2016. Vol. 7, no. 4. P. 587-597.
20. *Somova T. E.* Algoritmy navedenija i tsifrovogo upravlenija orientatsiej manevrirujuschego sputnika zemleobzora // Izvestija Samarskogo nauchnogo tsentra RAN. 2016. T. 18, № 4(6). S. 1173-1180.
21. *Somova T.E.* Vektornye splajnovye zakony navedenija i kompjuternaja tehnologija dlja poletnoj podderzhki sistemy upravlenija orientatsiej sputnika zemleobzora // Analiticheskaja mehanika, ustojchivost i upravlenie. Trudy XI mezhdunarodnoj Chetaevskoj konferentsii. T. 3. CH. III. Kazan: KNITU im. A.N. Tupoleva – KAI. 2017. S. 78-89.
22. *Somova T.E.* Ekonomichnoe tsifrovoe upravlenie orientatsiej informatsionnogo sputnika v nachalnyh rezhimah // Izvestija Samarskogo nauchnogo tsentra RAN. 2017. T. 19, № 4. S. 122-129.
23. *Somov S.E., Somova T.E*. Obespechenie zhivuchesti sistemy upravlenija orientatsiej sputnika zemleobzora pri otkazah rotornyh privodov // Izvestija Samarskogo nauchnogo tsentra RAN. 2018. T. 20, № 6. S. 190-195.
24. *Somova T.* Satellite attitude guidance and economical digital control during initial modes. Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2018. Vol. 9, no. 3. P. 365-372.
25. *Somova T.E.* Kompjuternaja imitatsija i animatsija upravljaemogo dvizhenija informatsionnogo sputnika // Izvestija Samarskogo nauchnogo tsentra RAN. 2018. T. 20, № 1. S. 68-77.
26. *Somov S.E., Somova T.E.* Obespechenie zhivuchesti sistemy upravlenija kosmicheskim apparatom pri kriticheskih otkazah reaktivnyh mahovikov // Izvestija Samarskogo nauchnogo tsentra RAN. 2021. T. 23, № 2. S. 66-74.
27. *Somov S., Somova T.* Ensuring survivability of spacecraft attitude control system at failures in flywheel cluster. Journal of Aeronautics and Space Technologies. 2021. Vol. 14, no. 1. P. 89-98.
28. *Somov E.I., Butyrin S.A., Somov S.E., Somova T.E.* Soglasovannoe navedenie i upravlenie mini-sputnikami v nizkoorbitalnyh gruppirovkah kosmicheskogo zemleobzora // Izvestija Samarskogo nauchnogo tsentra RAN. 2023. T. 25, № 2. S. 88-96.
29. *Somov S.E., Somova T.E.* Imitatsija i animatsija v srede SIRIUS-S dlja proektirovanija i podderzhki sistem upravlenija kosmicheskih apparatov // Izvestija Samarskogo nauchnogo tsentra RAN. 2024. T. 26, № 1. S. 116-128.
30. *Somov S.E., Somova T.E., Butyrin S.A., Somov E.I.* Navedenie i upravlenie orientatsiej sputnika pri otkazah v klastere reaktivnyh mahovikov // Izvestija Samarskogo nauchnogo tsentra RAN. 2024. T. 26, № 2. S. 121-130.
31. *Somov Ye., Oparin G., Somov S.* Methods and software for automated research and design of spacecraft attitude and orbit control systems. Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2024. Vol. 15, no. 4. P. 1077-1093.
32. *Somov E.I., Butyrin S.A., Somov S.E., Kuznetsov P.K.* Metody navigatsii, navedenija i upravlenija dvizheniem minisputnikov v nizkoorbitalnyh gruppirovkah regionalnogo zemleobzora // Materialy III otraslevoj nauchno-prakticheskoj konferentsii «Sozvezdie Roskosmosa: traektorija nauki» i VIII vserossijskoj nauchno-tehnicheskoj konferentsii «Aktualnye problemy raketno-kosmicheskoj tehniki». Samara: Izd-vo SamNTS RAN. 2024. S. 72-74.
33. *Somov S.E., Somova T.E., Butyrin S.A., Somov E.I.* Programma imitatsii i animatsii prostranstvennogo dvizhenija sputnika. Svidetelstvo o gosudarstvennoj registratsii programmy dlja EVM № 2024691094 ot 19.12.2024 g.
34. *Somova T.E., Somov S.E., Butyrin S.A., Somov E.I.* Programma sinteza zakonov trebuemoj orientatsii sputnika pri skanirujuschih marshrutah. Svidetelstvo o gosudarstvennoj registratsii programmy dlja EVM № 2025610672 ot 13.01.2025 g.
35. *Somov S.E., Somova T.E., Butyrin S.A., Somov E.I.* Programma vkljuchenija klastera girodinov dlja upravlenija orientatsiej sputnika. Svidetelstvo o gosudarstvennoj registratsii programmy dlja EVM № 2025611009 ot 16.01.2025 g.
36. *Somov E.I., Somov S.E., Butyrin S.A., Somova T.E., Kuznetsov P.K.* Metody upravlenija dvizheniem minisputnikov v kombinirovannyh tselevyh rezhimah // Izvestija Samarskogo nauchnogo tsentra RAN. 2025. T. 27, № 6. S. 221-232.

Sergey Somov, Researcher of Laboratory for "Modeling of Control Systems", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail s_somov@mail.ru
Tatyana Somova, Researcher of Laboratory for "Modeling of Control Systems", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail te_somova@mail.ru
Sergey Butyrin, Head of Laboratory for "Modeling of Control Systems", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail butyrinsa@mail.ru
Pavel Kuznetsov, Director of Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail kurnesov@mail.ru
Yevgeny Somov, Head of Department for "Navigation, Guidance, and Motion Control", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail e_somov@mail.ru