

УДК 629.78 : 681.51

**МЕТОДЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ МИНИСПУТНИКОВ
В КОМБИНИРОВАННЫХ ЦЕЛЕВЫХ РЕЖИМАХ**

© 2025 Е.И. Сомов, С.Е. Сомов, С.А. Бутырин, Т.Е. Сомова, П.К. Кузнецов

Самарский государственный технический университет, г. Самара, Россия

Статья поступила в редакцию 02.12.2025

Развиваются методы наведения и управления движением миниспутников в группировках дистанционного зондирования Земли. Приводятся результаты, демонстрирующие эффективность созданных алгоритмов для комбинированных режимов сканирующей площадной и стереоскопической съёмки.

Ключевые слова: группировка миниспутников ДЗЗ, наведение, управление, комбинированные режимы.

DOI: 10.37313/1990-5378-2025-27-6-221-232

EDN: NLCRTV

ВВЕДЕНИЕ

После отделения миниспутника (МС) от разгонного блока на начальной орбите и раскрытия его панелей солнечных батарей (СБ) в связанной системе координат (ССК) спутник совершает ротационное движение в инерциальной системе координат (ИСК) с вектором угловой скорости ω переменного направления. После завершения начальных режимов МС должен располагаться на заданной солнечно-синхронной орбите (ССО) при стабильной ориентации в орбитальной системе координат (ОСК), а система управления движением (СУД) готова к целевому применению. Здесь выделяются режимы успокоения, ориентации в ОСК, разгона роторов гиродинов (ГД) силового гироскопического кластера (СГК) до требуемого значения их собственных кинетических моментов (КМ), перелёта на ССО с заданными значениями наклона i , долготы восходящего узла (ДВУ) Ω и орбитальной широты u . При одновременном разгоне только двух роторов в каждой паре ГД экономичность СУД в начальных режимах достигается гравитационной и магнитной стабилизацией каждого МС при ориентации их панелей СБ на Солнце [1].

В целевых режимах, при мониторинге участков землеобзора совокупностью маршрутов их сканирования телескопом матрицы оптико-электронных преобразователей (ОЭП) в его фокальной плоскости (ФП) работают в режиме временной задержки и накопления (ВЗН). На поверхности Земли маршрут съёмки отображается следом проекций ОЭП, составляя полосу захвата. При известном орбитальном движении центра масс (ЦМ) спутника маршрут съёмки определяется законом углового наведения МС, при котором происходит требуемое перемещение оптического изображения на поверхности матриц ОЭП.

С применением известных приемов космической геодезии авторами разработаны аналитические методы синтеза законов наведения МС при произвольном виде сканирующей съёмки, которые основаны на анализе векторного поля скоростей движения изображения (СДИ) наземных объектов на матрицах ОЭП. Созданные методы конкретизированы для типовых маршрутов: трассовых, с выравниванием продольной СДИ, объектовой съёмки – короткого маршрута с оптимальным начальным геодезическим азимутом, площадного землеобзора и стереоскопической съёмки заданных участков земной поверхности.

При чередовании маршрутов сканирующей съёмки и быстрых поворотных маневров (ПМ) спутника управление его ориентацией выполняется СГК на основе четырёх ГД по сигналам бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) с астрономической коррекцией. Здесь имеется ряд требований к динамическим характеристикам СУД, обусловленных ограниченными ресурсами СГК по области вариации вектора КМ, а также по модулям угловых скоростей и ускорений его гиродин.

Сомов Евгений Иванович, начальник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ ПНМС СамГТУ. E-mail: e_somov@mail.ru

Сомов Сергей Евгеньевич, научный сотрудник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ ПНМС СамГТУ. E-mail: s_somov@mail.ru

Бутырин Сергей Анфимович, начальник лаборатории «Моделирования систем управления» НИИ ПНМС СамГТУ. E-mail: butyrinsa@mail.ru

Сомова Татьяна Евгеньевна, научный сотрудник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ ПНМС СамГТУ. E-mail: te_somova@mail.ru

Кузнецов Павел Константинович, директор НИИ ПНМС СамГТУ. E-mail: kurnesov@mail.ru

В данной статье рассматриваются проблемы синтеза законов наведения, управления и динамики СУД в комбинированных целевых режимах перестраиваемой группировки МС.

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ МОНИТОРИНГА

Используются стандартные системы координат (СК) – инерциальная (ИСК $O_{\oplus}X_e^I Y_e^I Z_e^I$,

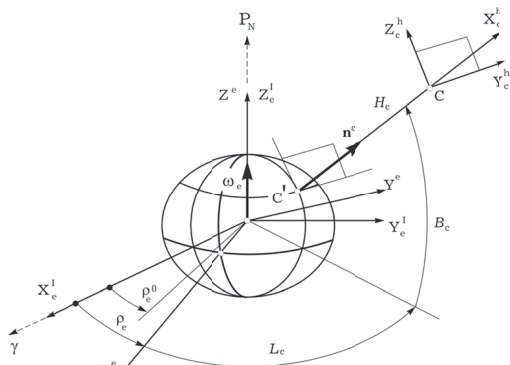


Рис. 1. Базисы $I_{\oplus}$, E и H_c

базис $I_{\oplus}$) с началом в центре Земли $O_{\oplus}$; геодезическая Гринвичская (ГСК $O_{\oplus}X^e Y^e Z^e$, базис E); горизонтная (ГорСК $CX_c^h Y_c^h Z_c^h$, базис H_c) с геодезическими координатами L_c, B_c, H_c и началом в точке C с высотой H_c по орту внешней нормали n^e к поверхности общеземного эллипсоида (рис. 1); орбитальная (ОСК $Ox^o y^o z^o$, базис O с ортами радиали r^o , трансверсали τ^o и бинормали n^o) и связанная с МС (ССК $Oxyz$, базис B) системы координат с началом в его ЦМ O , рис. 2.

Вводятся телескопная СК (ТСК, оптический базис S с ортами s_i , $i = 1, 2, 3 \equiv 1 \div 3$) с началом в центре проектирования S (см. рис. 2), СК поля изображения $O_i x^i y^i z^i$ (ПСК, базис F с центром O_i в ФП телескопа), и визирная система координат $O_v x^v y^v z^v$ (ВСК, базис V с ортами v_i) с матрицами ОЭП в плоскости $y^v O_v z^v$, рис. 3.

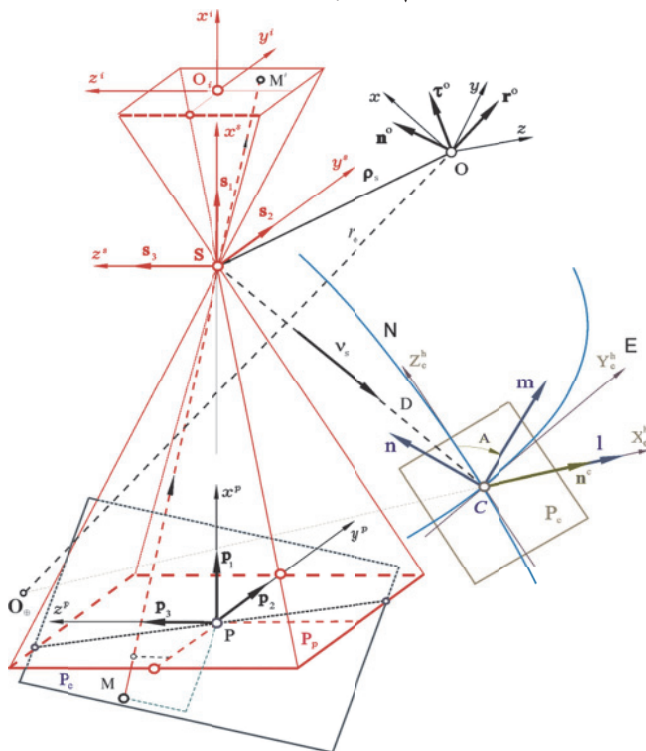


Рис. 2. Геометрия сканирующей съемки

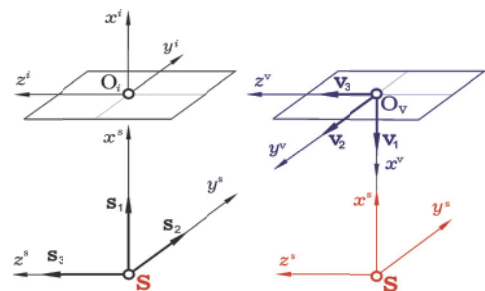


Рис. 3. СК поля изображения и базис V

Геомагнитная СК определяется в ГСК и применяется в модели магнитного поля Земли (МПЗ) с вектором магнитной индукции B . При обозначении векторов $\{\cdot\} = \text{col}(\cdot)$, $[\cdot] = \text{line}(\cdot)$, $\langle \cdot, \cdot \rangle$ и матриц $(\cdot)^t$, $[\cdot \times]$ ориентация МС в ИСК определяется кватернионом $\Lambda = (\lambda_0, \lambda)$, $\lambda = \{\lambda_i\}$ и вектором $\sigma = e \tan(\Phi / 4)$ модифицированных параметров Родрига (МПР) с ортом оси Эйлера 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 $[a \cdot b]$ векторов $a, b \in \mathbb{R}^3$ модель движения МС с массой m , тензором инерции J , векторами положения r и скорости v описывается уравнениями

$$\begin{aligned} r' + \omega \times r &= v; \quad \dot{\sigma} = B(\sigma)\omega, \quad B(\sigma) = \frac{1}{4}(1 - \sigma^2)I_3 + \frac{1}{2}([\sigma \times] + [\sigma \cdot \sigma]); \\ \dot{\Lambda} &= \Lambda \circ \omega / 2; \quad \omega = D(\sigma)\dot{\sigma}, \quad D(\sigma) = B^{-1}(\sigma) = [(4/(1 + \sigma^2))]^2 B^t(\sigma); \\ m(v' + \omega \times v) &= P^e + F^d; \quad J\dot{\omega} + \omega \times G = M^e + M^m + M^g + M^d. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь 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 SGK, векторы $\mathbf{M}^m$ и $\mathbf{M}^g = -\mathbf{H}'$ – управляющие моменты магнитного привода (МП) и SGK, векторы $\mathbf{F}^d$ и $\mathbf{M}^d$ – возмущающие силы и моменты, а $(\cdot)'$ – символ локальной производной по времени.

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 геодезические координаты X_c^e, Y_c^e, Z_c^e точки S выполняется по аналитическим 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 $\mathbf{v}_s$ целеуказания из фиксированной в CCK точки S на заданный объект S на поверхности земного эллипсоида с координатами B_c, L_c, H_c наиболее просто определяется в базисе $\mathbf{H}_c$. Высота полета КА над земным эллипсоидом, мгновенное положение на нем подспутниковой точки и трасса спутника, как след положений точки O' на поверхности Земли, получаются расчетом эллипсоидальных геодезических координат B_o, L_o, H_o по известным компонентам столбца $\mathbf{r}_o^e = \{X_o^e, Y_o^e, Z_o^e\}$ в базисе $\mathbf{E}$. Для упрощения синтеза законов углового наведения МС землеобзора точка S совмещается с точкой O , что достигается при $\mathbf{p}_s^b = \mathbf{0}$ и приводит к тождеству $\mathbf{r}_s^e = \mathbf{r}_o^e$, хотя на рис. 2 эти точки намеренно разнесены.

Кватернион Λ_c^s ориентации телескопа в ГСК, столбцы $\boldsymbol{\omega}_c^s$ и $\mathbf{v}_c^s$ проекций векторов угловой и поступательной скоростей ТСК на оси оптического базиса $\mathbf{S}$ относительно геодезического базиса $\mathbf{E}$ определяются соотношениями

$$\Lambda_c^s = \Lambda_1^e \circ \Lambda_c^b \circ \Lambda_b^s; \quad \dot{\Lambda}_c^s = \Lambda_c^s \circ \boldsymbol{\omega}_c^s / 2; \quad \boldsymbol{\omega}_c^s = \mathbf{T}_b^s (\boldsymbol{\omega} - \mathbf{C}_1^b \boldsymbol{\omega}_e); \quad \mathbf{v}_c^s = \tilde{\Lambda}_c^s \circ \mathbf{v}_o^e \circ \Lambda_c^s,$$

где матрица $\mathbf{C}_1^b$ используется для координатного преобразования вектора из базиса $\mathbf{I}_\oplus$ в базис $\mathbf{B}$, матрица $\mathbf{T}_b^s$ учитывает угловую фиксацию телескопа в корпусе МС, а столбец $\mathbf{v}_o^e$ представляет вектор скорости поступательного движения ЦМ миниспутника в ГСК.

ДВИЖЕНИЕ ИЗОБРАЖЕНИЯ ПРИ СКАНИРУЮЩЕЙ СЪЁМКЕ

Задача вычисления кватерниона ориентации Λ связанного базиса $\mathbf{B}$ в инерциальном базисе $\mathbf{I}_\oplus$, 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 $\boldsymbol{\omega}_c^s$ и $\mathbf{v}_c^s$ 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 (см. рис. 2) 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

$$\begin{bmatrix} \tilde{V}_y^i \\ \tilde{V}_z^i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{y}^i & 1 & 0 \\ \tilde{z}^i & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q^i \tilde{v}_{e1}^s - \tilde{y}^i \omega_{e3}^s + \tilde{z}^i \omega_{e2}^s \\ q^i \tilde{v}_{e2}^s - \omega_{e3}^s - \tilde{z}^i \omega_{e1}^s \\ q^i \tilde{v}_{e3}^s + \omega_{e2}^s + \tilde{y}^i \omega_{e1}^s \end{bmatrix}. \quad (2)$$

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 $\tilde{v}_{ei}^s = v_{ei}^s(t) / D(t)$. 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 $D(t)$ из-за поступательного движения МС относительно земной поверхности приводят к существенному отличию векторов СДИ в различных точках фото-приёмной структуры. Этот факт накладывает ограничение на размер мгновенного поля зрения телескопа при любом типе съёмки. При численном интегрировании кинематического уравнения (1) с применением (2) получаются векторы угловой скорости ω , МПР σ и кватерниона Λ . Далее с помощью векторных сплайнов выполняется аппроксимация изменения кинематических параметров углового наведения – в явном виде получаются векторы $\omega(t)$, углового ускорения $\varepsilon(t)$ и рывка $\varepsilon'(t)$ для последовательности гладко сопряженных сканирующих маршрутов (СМ) и поворотных маневров (ПМ).

МАРШРУТЫ СКАНИРУЮЩЕЙ СЪЁМКИ В ЦЕЛЕВЫХ РЕЖИМАХ

Наиболее простым является режим *трассовой* съёмки, которая выполняется при постоянном положении линии визирования телескопа в ОСК – при постоянных значениях углов крена и тангажа МС относительно ОСК. В этом варианте съёмки след линии визирования отражается на земной поверхности линией, эквидистантной (параллельной) трассе спутника – следу перемещения подспутниковой точки. В частности, что при съёмке в надир след линии визирования совпадает с трассой, что и объясняет название метода съёмки. При выполнении трассовой съёмки с ВЗН для моментов времени $t \in T^s \equiv [t_i^s, t_f^s]$ в точке O_i должны выполняться два условия: компоненты вектора СДИ определяются по (2); вектор СДИ перпендикулярен оси $O_i z^i$ ПСК.



Рис. 4. Маршруты трассовой съёмки

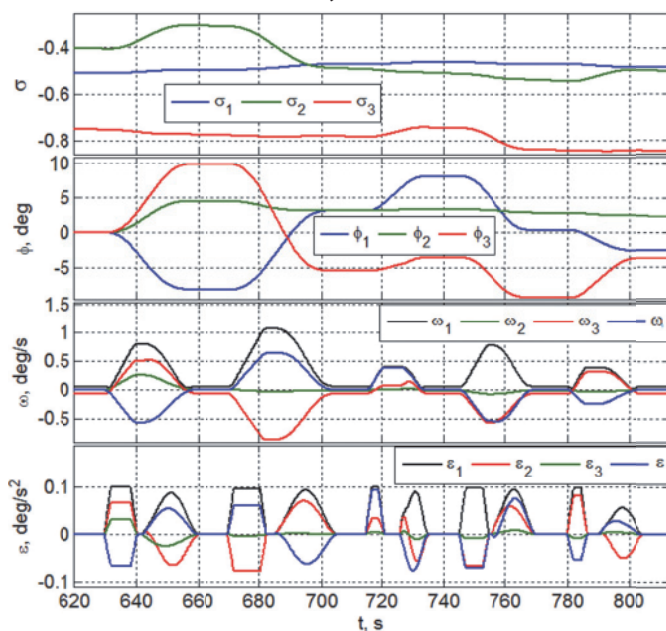


Рис. 5. Кинематические параметры трассовой съёмки

На рисунках 4 и 5 представлены отображения маршрутов трассовой съёмки на карте и изменения кинематических параметров наведения миниспутника при такой съёмке.

При сканировании с выравниванием продольной СДИ в центре набора ОЭП 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 $\tilde{W}_y^i$. В результате получаются явные элегантные соотношения

$$\omega_{e1}^s = -\tilde{v}_{e2}^s \tilde{c}_{31} / \tilde{c}_{11}; \omega_{e2}^s = -\tilde{v}_{e3}^s; \omega_{e3}^s = -\tilde{W}_y^i + \tilde{v}_{e2}^s. \quad (3)$$

Несмотря на небольшой недостаток (искривление маршрута) такая сканирующая съёмка обладает важным преимуществом – получение видеoinформации самого высокого качества. На рисунке 6 представлены распределения компонент вектора $V_y(0,z)$ и $V_z(0,z)$ СДИ при съёмке с выравниванием продольной скорости движения изображения.

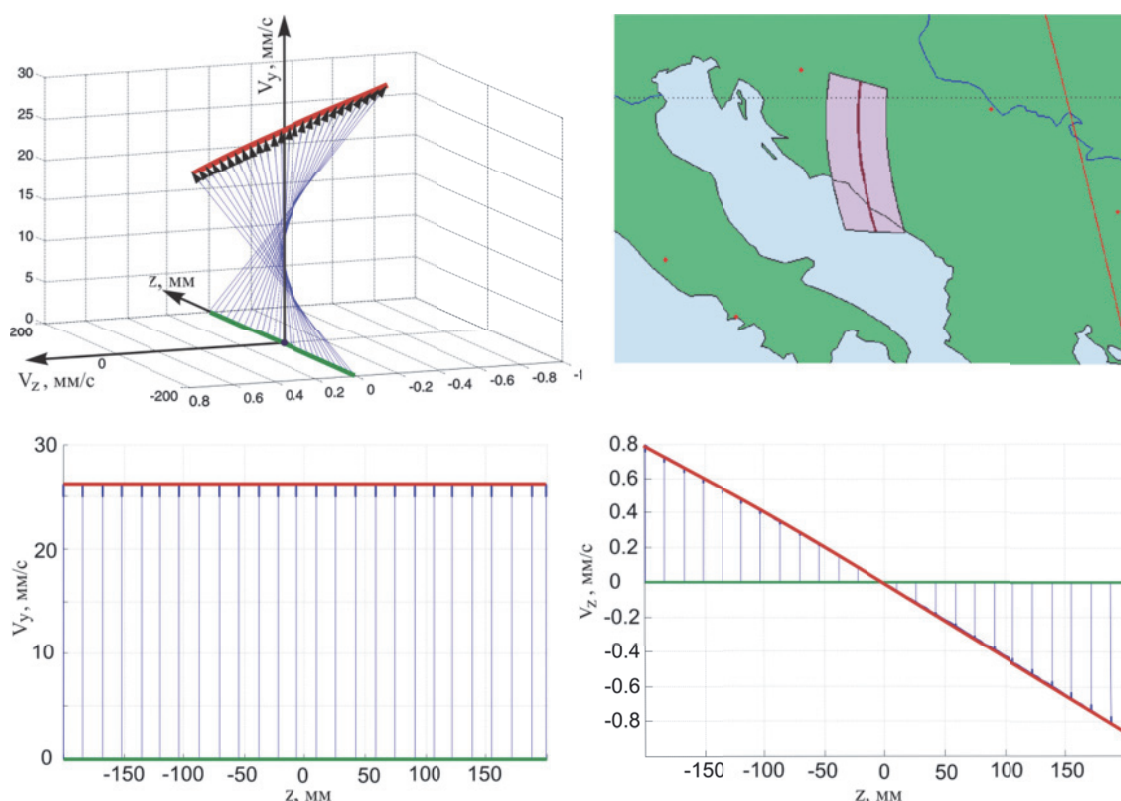


Рис. 6. Распределение продольных и поперечных СДИ при сканирующей съемке с выравниванием

Осевые линии *ортодромических* сканирующих маршрутов соответствуют геодезическим линиям заданной высоты над земным эллипсоидом, т.е. здесь сканирование выполняется по дуге «большого геодезического круга» между точками начала t_i и конца t_f маршрута с заданными геодезическими координатами. При такой съемке для моментов времени $t \in T \equiv [t_i, t_f]$, когда на матрицах ОЭП формируется изображение маршрута, в точке O_i должны выполняться два условия: (i) компоненты вектора СДИ удовлетворяют соотношениям $\tilde{V}_y^i(0,0) = \tilde{W}_y^i$; $\tilde{V}_z^i(0,0) = 0$, 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 $O_i z^i$ ПСК и след оси визирования телескопа совпадает с дугой «большого геодезического круга». При заданных геодезических координатах точек начала и конца ортодромического маршрута геодезический азимут $A(t_i)$ в начальный момент времени t_i такой сканирующей съемки определяется в горизонтном базисе по явным аналитическим соотношениям.

Основная сложность синтеза закона наведения КА при ортодромической съемке состоит в соблюдении условия (ii). Созданный авторами метод синтеза закона такого наведения основан на двух этапах расчета с «внешним» назначением корректирующих поправок для приближенного обеспечения одновременно как ортогональности вектора СДИ в центре фокальной плоскости к оси $O_i z^i$, так и совпадения следа оси визирования телескопа с дугой «большого геодезического круга». Здесь на первом этапе формируется набор точек, соответствующих моментам времени t_i и принадлежащих дуге указанного «геодезического круга», в которых орт направления сканирования имеет геодезический азимут, совпадающий с геодезическим азимутом орта, касательного к дуге «большого геодезического круга». С этой целью определяется орт, ортогональный плоскости «большого геодезического круга» и поворотом вокруг него на малый угол φ орта радиус-вектора, направленного из центра Земли в начальную точку маршрута, вычисляются параметры следа осевой линии маршрута на поверхности Земли и далее: 1) задается малая вариация угла Φ и решается задача определения кватерниона ориентации КА, при котором проекция орта оси крена ССК на горизонтную плоскость направлена по текущему геодезическому азимуту, а также определяются соответствующие вектор угловой скорости МС и вектор СДИ в центре ФП телескопа; 2) считая, что

на малом периоде T_u управления ориентацией МС при малости угла φ вектор его угловой скорости является постоянным с линейной зависимостью продольной СДИ от вариации угла φ , по явному соотношению назначается требуемое значение угла φ , которое соответствует заданной продольной СДИ в центре ФП телескопа.

Этот кратко описанный алгоритм имеет ряд методических погрешностей, основная погрешность обусловлена предположением постоянства вектора угловой скорости КА на малом периоде цифрового управления T_u . При типовых параметрах ортодромической съёмки авторы выполнили тестовые расчеты законов наведения в полной модели движения МС. В результате установле «уход» от дуги «большого геодезического круга» всего на десятки метров при длине этой дуги 1600 км, а также практически полное выполнение требований к заданному значению вектора СДИ в центре ФП телескопа, что соответствует допустимым рассогласованиям в кинематических параметрах наведения.

При стереоскопической съёмке для получения двух *стереопар* изображений заданного

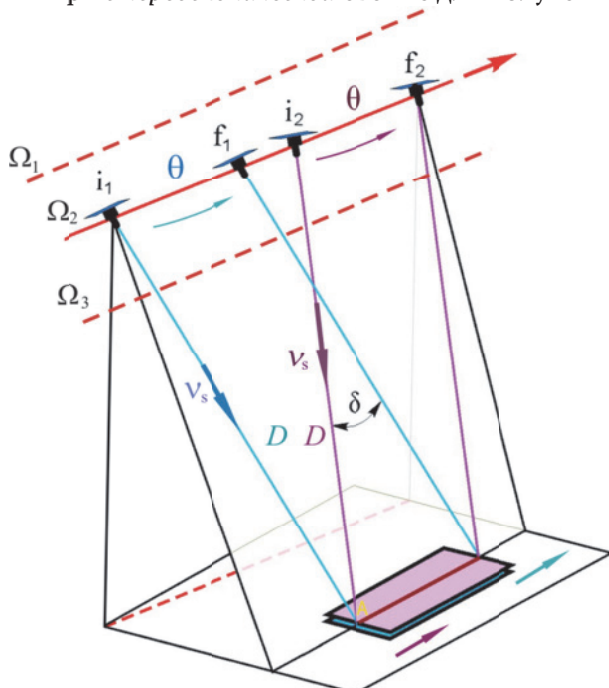


Рис. 7. Схема стереосъемки с 2 стереопарами

участка земной поверхности в процессе выполнения маршрутов его сканирования, с двумя ракурсами в каждой паре, учитывая невозможность обеспечения постоянства продольной СДИ при соблюдении основного условия $D = \text{const}$ стереосъемки, приходится немного изменять значения азимута и продольной СДИ в центре набора ОЭП. На рис. 7 приведена упрощенная схема стереосъемки, где для иллюстрации идеи эта поверхность считается неподвижной плоскостью. Здесь красными линиями отмечены ССО трёх МС при трёх различных значениях их ДВУ Ω_i , начальных (initial) i_j и конечных (final) f_j точках 1-го ($j = 1$, голубой цвет) и 2-го ($j = 2$, бордовый цвет) маршрутов. Для получения первой «продольной» стереопары в плоскости орбиты с ДВУ Ω_2 начало А первого сканирующего маршрута (СМ1) определяется при угле $\delta_1 = -\delta/2$ между траверсом точки А на по-

ложение МС и ортом целеуказания $\mathbf{V}_s$ на эту точку при заданном угле конвергенции δ . Это условие определяет также момент времени $t_i^{(1)}$ начала СМ1 и дальность $D_i^{(1)} \equiv D$ наблюдения точки А. Начиная с этой точки для СМ1 выполняется расчет закона углового наведения спутника на первом шаге малой длительности T_s по соотношениям (3) при итерационной вариации значений азимута А маршрута и продольной СДИ так, чтобы дальность наблюдения точки на А земном эллипсоиде $D_i^{(1)} \equiv D$. Далее описанная процедура повторяется с периодом T_s в очередной достигнутой точке МС1 и процесс численного построения закона углового наведения МС на первом маршруте съемки завершается по превышению заданной длины скана $L_s^{(1)}$ СМ1 на земном эллипсоиде.

Момент времени $t_i^{(2)}$ начала СМ2 определяется из условия достижения дальности D наблюдения точки А при значении угла $\delta_2 = \delta/2$ между траверсом этой точки на спутник и ортом целеуказания $\mathbf{V}_s$ на точку А. Для совпадения СМ1 и СМ2 на земном эллипсоиде шаги численного построения закона углового наведения МС на втором сканирующем маршруте выполняются также с периодом T_s , обеспечением постоянства дальности D при начальном азимуте $A(t_i^{(2)})$ за счет вариации значения продольной СДИ $\tilde{W}_y^i$, когда компоненты вектора СДИ определяются условия-

ми $\tilde{V}_y(0,0) = \tilde{W}_y^i$; $\tilde{V}_z(0,0) = 0$, ортогональности вектора СДИ и оси $O_i z^i$ ПСК в этой точке и совпадения следа оси визирования телескопа с центральной линией СМ1. Процесс построения закона углового наведения на втором маршруте завершается при его длине $L_S^{(2)} = L_S^{(1)}$. Аналитическое представление законов наведения спутника в ИСК для двух маршрутов сканирующей стереосъемки основывается на интерполяции численных данных векторной функцией МПР σ как векторного сплайна 7-го порядка [2].

Вторая «поперечная» стереопара формируется двумя МС на соседних (слева и справа) симметрично расположенных ССО при их ДВУ $\Omega_1, \Omega_3 = \Omega_2 \mp \delta/2$, см. красные пунктирные линии на рис. 7. Здесь каждому миниспутнику достаточно выполнить только одно сканирование заданного участка земной поверхности.

ГРУППИРОВКА МИНИСПУТНИКОВ РЕГИОНАЛЬНОГО МОНИТОРИНГА

Баллистическое обоснование многоцелевой 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 мини-спутников и в каждой локальной группе имеется K спутников в одном направлении их полета, например при $K = 3$: левый (#1), центральный (#2) и правый (#3) с одинаковой ДВУ. Исходными данными здесь являются параметры орбиты центрального МС локальной группы и длительность интервала повторяемости. Здесь необходимо определять число N центральных мини-спутников (т.е. число локальных групп) в составе всей группировки и начальные параметры орбит этих спутников для решения всех возможных задач мониторинга наземных объектов, принадлежащих заданным 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 мини-спутников определяется с учетом солнечной освещенности региональных объектов мониторинга, которая зависит от их геодезических координат, даты и времени наблюдения. Наилучшие условия оптического мониторинга возникают в диапазоне с $t_i = 9$ до $t_f = 15$ часов местного времени. Расположение спутников в каждой локальной группе определяется как типом, так и стилем сканирующих маршрутов. Например, плоскости ССО с тремя МС в локальной группе могут быть «разнесены» по ДВУ на угол $\Delta\Omega = 0,84$ град. При ССО высотой 570 км и интервале повторяемости $T_r = 1$ час для площадного мониторинга поверхности всей Земли в любое время суток МС должны располагаться в 24 орбитальных плоскостях с шагом относительного разворота на угол $\Delta\Omega_c = (361[\text{град}]/[24 \text{ ч}])[1 \text{ ч}] = 15,04$ град. При региональном же площадном мониторинге с приемлемой солнечной освещенностью достаточное число спутников $N = 21$, размещённых на семи ССО, рис. 8 и 9.



Рис. 8. Полосы регионального мониторинга Европейской части Восточного полушария

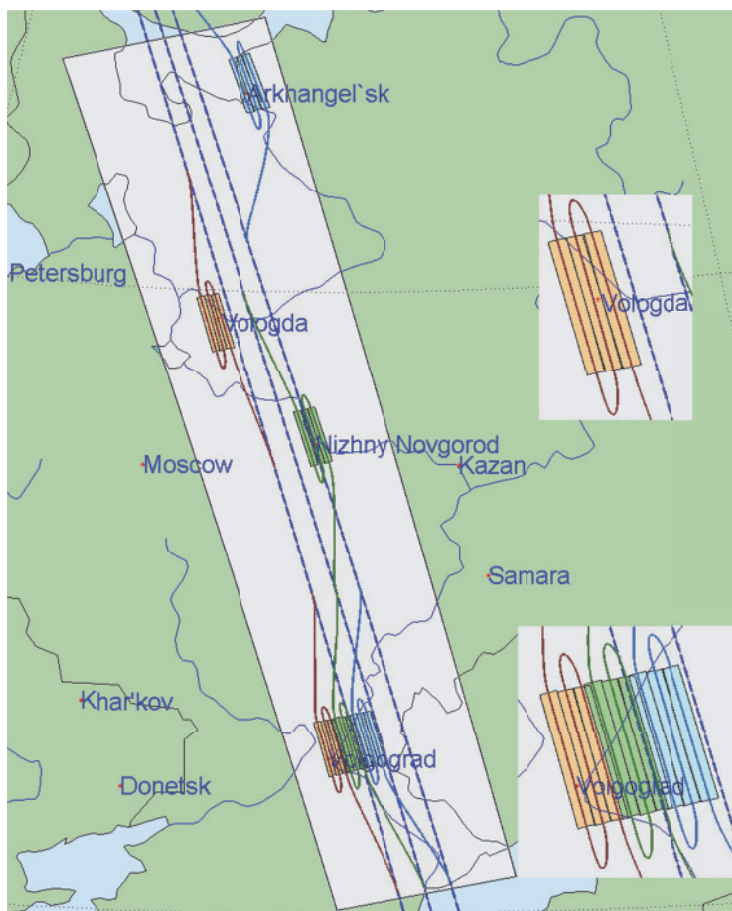


Рис. 9. Региональный мониторинг в заданном диапазоне геодезической широты

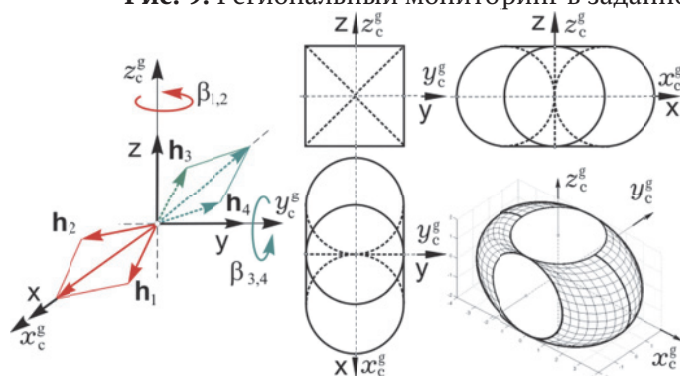


Рис. 10. Схема SGK и область вариации его КМ

Здесь демонстрируется назначение комбинированных режимов мониторинга для каждого МС, например съёмка окрестностей Волгограда выполняется согласованно тремя мини-спутниками, а съёмка остальных трёх городов – отдельными миниспутниками.

Рисунок 9 представляет результаты планирования площадной съёмки городов Поволжья (Волгоград и Нижний Новгород) и Северо-Западного региона (Вологда и Архангельск) в полосе обзора при изменении геодезической широты B от 45.5 до 66 град. В этой полосе мониторинг выполняет одна локальная группа трёх миниспутников: левый МС#1, оранжевые сканы; центральный МС#2, зелёные сканы и правый МС#3, сканы голубого цвета.

ЗАКОНЫ ЦИФРОВОГО УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ

В СУД миниспутника применяется SGK с четырьмя ГД по схеме 2-SPE, рис. 10. Вектор КМ p -го ГД $\mathbf{h}_p(\beta_p) = h_g \mathbf{h}_p(\beta_p)$, $p = 1 \div 4$, имеет орт $\mathbf{h}_p$ и собственный кинетический момент h_g , одинаковый для всех ГД. Вектор $\mathbf{h}(\beta)$ нормированного КМ кластера гироскопов вычисляется как $\mathbf{h}(\beta) = \sum \mathbf{h}_p(\beta_p)$, где $\beta = \{\beta_p\}$, а вектор управляющего момента SGK формируется по соотношениям $\mathbf{M}^g = -\mathbf{H}' = -h_g \mathbf{A}_h(\beta) \mathbf{u}^g$, $\dot{\beta} = \mathbf{u}_k^g$ с цифровым управлением $\mathbf{u}_k^g$ и матрицей $\mathbf{A}_h(\beta) = \partial \mathbf{h}(\beta) / \partial \beta$.

Законы углового наведения МС представляются программными значениями кватерниона $\Lambda^p(t)$, векторов угловой скорости $\omega^p(t)$ и углового ускорения $\epsilon^p(t)$. Кватерниону ошибки $\mathbf{E} = (e_0, \mathbf{e}) = \tilde{\Lambda}^p \circ \Lambda$ при $\mathbf{e} = \{e_i\}$ соответствуют матрица $\mathbf{C}^e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_e^t$ при $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 e_0 + [\mathbf{e} \times]$ и вектор ошибки ориентации $\delta\phi = \{\delta\phi_i\} = 2e_0 \mathbf{e}$. Столбец ошибки по угловой скорости представляется в виде $\delta\omega = \{\delta\omega_i\} = \omega - \mathbf{C}^e \omega^p(t)$.

При дискретной фильтрации вектора рассогласования $\epsilon = -\delta\phi$ получаются значения вектора ϵ_k^f в моменты времени $t_k, k \in N_0 \equiv [0, 1, 2, \dots)$ с периодом T_u , которые применяются в рекуррентном дискретном законе управления кластером гиродинов

$$\mathbf{g}_{k+1} = \mathbf{B} \mathbf{g}_k + \mathbf{C} \epsilon_k^f; \quad \tilde{\mathbf{m}}_k = \mathbf{K}(\mathbf{g}_k + \mathbf{P} \epsilon_k^f); \quad \mathbf{M}_k^g = \omega_k \times \mathbf{G}_k + \mathbf{J}(\mathbf{C}_k^e \epsilon_k^p + [\mathbf{C}_k^e \omega_k^p \times] \omega_k + \tilde{\mathbf{m}}_k). \quad (4)$$

Здесь вектор $\mathbf{G}_k = \mathbf{J} \omega_k + \mathbf{H}_k$ и для исключения избыточности кластера ГД вектор его управляющего момента $\mathbf{M}_k^g$ формируется с использованием явного аналитического распределения вектора КМ SGK между гиродинами и далее «пересчитывается» в вектор $\mathbf{u}_k^g$ цифровых команд по их угловым скоростям [20]

РЕЗУЛЬТАТЫ КОМПЬЮТЕРНОЙ ИМИТАЦИИ

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

На рисунке 11 представлена карта с тремя локальными площадками мониторинга 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 $150 \times 44,5$ км², а три площадки составляют площадь $150 \times 131,8$ км².

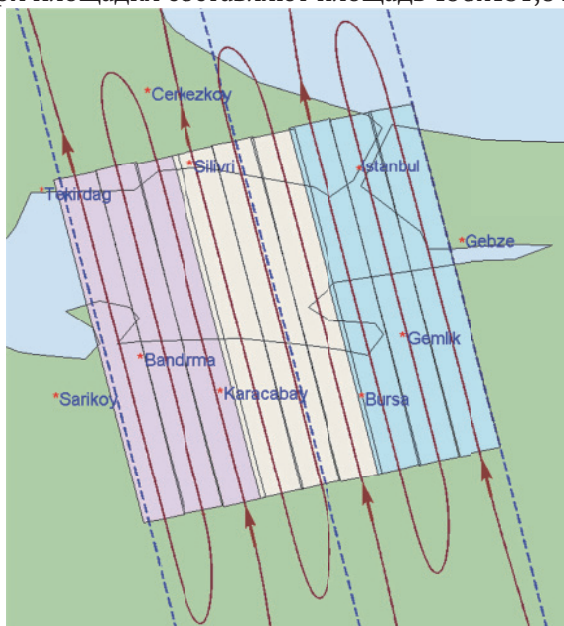


Рис. 11. Съёмка окрестностей Стамбула

Компьютерная имитация мониторинга с получением стерео изображений выполнена для МС на ССО с учётом шума БИНС при измерении ориентации и скорости с периодом $T_q = 1/8$ с, их дискретной фильтрации и управлении SGK с периодом $T_u = 1/4$ с.

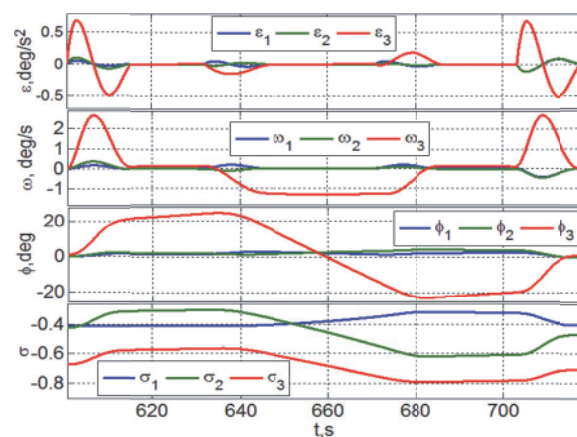


Рис. 12. Закон углового наведения МС#3

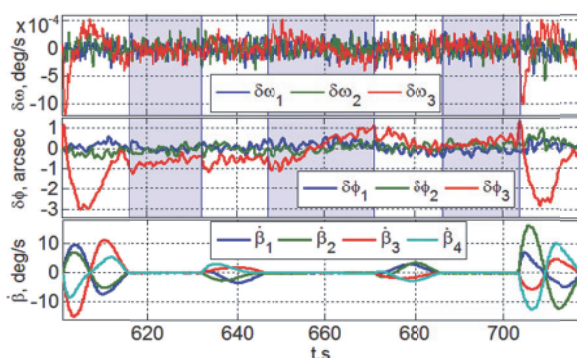


Рис. 13. МС#3, ошибки СУД и скорости ГД

Маршруты съёмки, включая два стерео с углом $\delta = 30$ град, представлены на рис. 14:



Рис. 14. Маршруты мониторинга

- сканирующая трассовая съёмка, маршрут Триполи, $t \in [539.25, 549.25]$ с;
- ПМ маршрут Триполи $\Rightarrow$ стерео СМ1 Тунис, $t \in [549.25, 580.75]$ с;
- стерео СМ1 Тунис с азимутом $A = -13.42$ град, точки i_{11} и f_{11} , $t \in [580.75, 591.25]$ с;
- ПМ стерео СМ1 Тунис $\Rightarrow$ стерео СМ2 Тунис, $t \in [591.25, 647.25]$ с;
- стерео СМ2 Тунис с азимутом $A = -13.42$ град, точки i_{12} и f_{12} , $t \in [647.25, 658]$ с;
- ПМ стерео СМ2 Тунис $\Rightarrow$ стерео СМ1 Флоренция, $t \in [658, 690.75]$ с;
- стерео СМ1 Флоренция, $A = -14.18$ град, точки i_{21} и f_{21} , $t \in [690.75, 701.5]$ с;
- ПМ стерео СМ1 Флоренция $\Rightarrow$ стерео СМ2 Флоренция, $t \in [701.5, 756]$ с;
- стерео СМ2 Флоренция, $A = -14.18$ град, точки i_{22} и f_{22} , $t \in [756, 766.75]$ с;
- ПМ стерео СМ2 Флоренция $\Rightarrow$ маршрут Франкфурт, $t \in [766.75, 810.75]$ с;
- Франкфурт, $A = -45$ град, $t \in [810.75, 820.75]$ с.

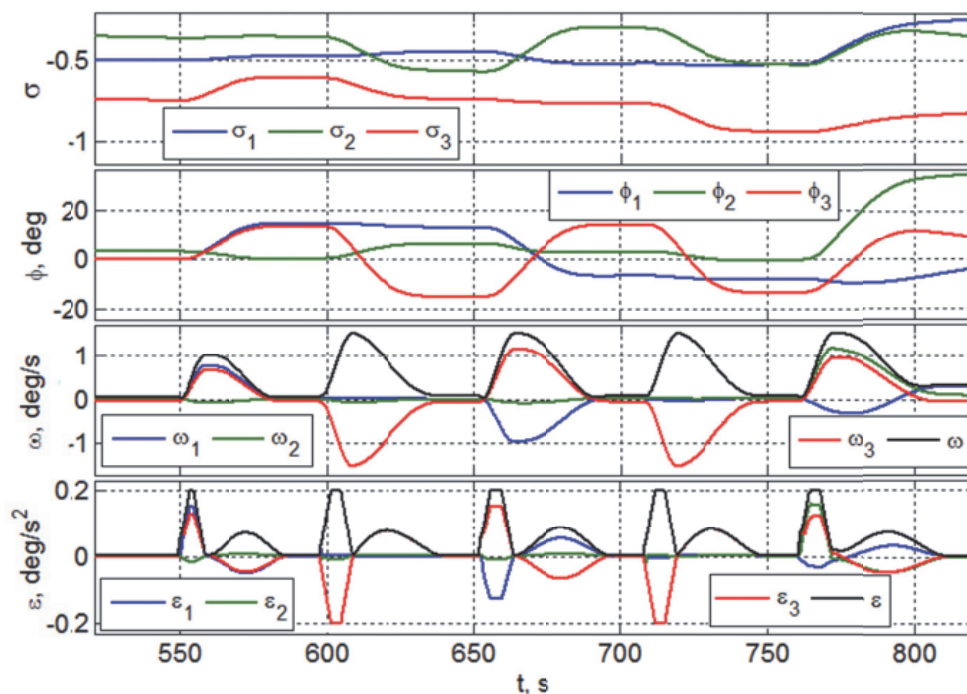


Рис. 15. Закон наведения МС для выполнения маршрутов мониторинга

На рисунке 15 приведен синтезированный закон наведения спутника для выполнения маршрутов сканирующей съёмки указанных видов и поворотных маневров между ними. Здесь первые два графика представляют ориентацию ССК относительно ИСК (вектор МПР $\sigma = \{\sigma_i\}$) и ОСК (углы крена $\phi_1 = \gamma$, синий цвет; рыскания $\phi_2 = \psi$, зеленый цвет и тангажа $\phi_3 = \theta$, красный цвет). На следующих двух графиках рис. 15 представлены изменения компонент векторов угловой скорости и угло-

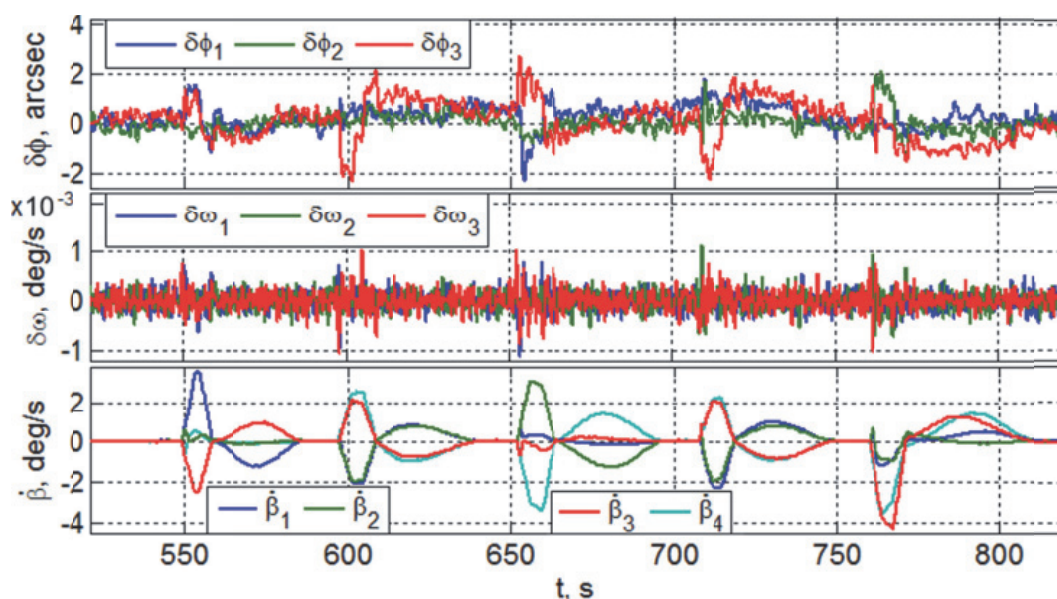


Рис. 16. Погрешности реализации закона наведения и угловые скорости гироудинов

вого ускорения, помеченные такими же цветами, и дополнительно приведены вариации модулей этих векторов, отмеченные черным цветом. Результаты на рис. 16 демонстрируют эффективность работы гиросиловой СУД с синтезированными алгоритмами цифрового управления СГК при реализации синтезированного закона наведения, см. рис. 15. Здесь приведены компоненты векторов погрешностей $\delta\phi$ и $\delta\omega$ по углам и угловым скоростям, помеченные указанными выше цветами, а также угловые скорости гироудинов.

Выполненный анализ движения изображения в ФП телескопа для всех рассмотренных маршрутов сканирующей съемки показал, что точность наведения и стабилизации углового движения МС гарантирует отсутствие «смаза» получаемого электронного изображения для всего набора матриц оптико-электронных преобразователей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье получили развитие методы синтеза законов углового наведения геодезических мини-спутников в региональных группировках при сканирующих комбинированных режимах, которые основаны на авторских соотношениях, связывающих движение изображения в фокальной плоскости телескопа с кинематическими параметрами пространственного перемещения миниспутника. Представлены результаты компьютерной имитации площадного и стереоскопического мониторинга заданных участков земной поверхности, выполняемых группировкой миниспутников на солнечно-синхронных орбитах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Автономное цифровое управление мини-спутником землеобзора в режимах начальной ориентации // Известия Самарского научного центра РАН. 2020. Том 22. № 5. С. 84-93.
2. Somova T. Attitude guidance and control, simulation and animation of a land-survey satellite motion. Journal of Aeronautics and Space Technologies. 2016, vol. 9, no. 2, pp. 35-45.

METHODS OF MINISATELLITE MOTION CONTROL IN COMBINED TARGET MODES

© 2025 Ye.I. Somov, S. Ye. Somov, S.A. Butyrin, T. Ye. Somova, P.K. Kuznetsov

Samara State Technical University, Samara, Russia

Methods for guidance and motion control of mini-satellites at the Earth remote sensing constellations are being developed. The results are presented demonstrating the effectiveness of created algorithms for combined modes of scanning areal and stereoscopic surveying.

Key words: ERS mini-satellites constellation, guidance, control, combined modes

DOI: 10.37313/1990-5378-2025-27-6-221-232

EDN: NLCRTV

REFERENCES

1. Somov S.E., Somova T.E. Avtonomnoe cifrovoye upravlenie mini-sputnikom zemleobzora v rezhimakh nachal'noj orientacii // Izvestiya Samarskogo nauchnogo centra RAN. – 2020. – Tom 22. – № 5. – S. 84–93.
2. Somova T. Attitude guidance and control, simulation and animation of a land-survey satellite motion. Journal of Aeronautics and Space Technologies. 2016, vol. 9, no. 2, pp. 35–45.

Yevgeny Somov, head of department for “Navigation, Guidance, and Motion Control”, Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability. E-mail: e_somov@mail.ru

Sergey Somov, researcher of department “Navigation, Guidance, and Motion Control”, Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability. E-mail: s_somov@mail.ru

Sergey Butyrin, Head of Laboratory for “Modeling of Control Systems”, Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability. E-mail: butyrinsa@mail.ru

Tatyana Somova, Researcher of Department “Navigation, Guidance, and Motion Control”, Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability. E-mail: te_somova@mail.ru

Pavel Kuznetsov, Director of Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail: kurnesov@mail.ru

Известия Самарского научного центра Российской академии наук

Учредитель: федеральное государственное бюджетное учреждение науки

Самарский федеральный исследовательский центр Российской академии наук

Журнал зарегистрирован в Роскомнадзоре, свидетельство ПИ № ФС77-61347 от 07.04.2015

Главный редактор: академик РАН Ф.В. Гречников

Том 27, номер 6 (128), 30.12.2025

Индекс: 36622. Распространяется бесплатно

Адрес учредителя, издателя и редакции – 443001, Самарская область,

г. Самара, Студенческий пер., 3а. Тел. 8 (846) 340-06-20

Издание не маркируется

Сдано в набор 10.12.2025 г.

Подписано к печати 30.12.2025 г.

Формат бумаги А4

Офсетная печать

Усл. печ. л. 26,970

Тираж 200 экз.

Зак. 40

Отпечатано в типографии ООО "Инсома-пресс."

Адрес типографии: 443080, Самарская обл., г. Самара, ул. Санфириковой, 110А, офис 22А. Тел. 8 (846) 222-92-40