

Сомов Е.И., Бутырин С.А., Макаров В.П.

**НАВЕДЕНИЕ И ГИРОСИЛОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ
СПУТНИКА ПРИ ПЛОЩАДНОМ СКАНИРУЮЩЕМ ЗЕМЛЕОБЗОРЕ
С РЕВЕРСНЫМИ ПРИЕМНИКАМИ ИЗОБРАЖЕНИЯ**

Введение

Рассматривается задача синтеза законов наведения, алгоритмов цифрового гиросилового управления ориентацией космического аппарата (КА) и динамического анализа системы управления ориентацией (СУО) КА при площадном землеобзоре. Орбитальное движение спутника считается известным, перекрытие смежных полос получаемого изображения Земли должно быть не меньше заданного. Оптико-электронные преобразователи (ОЭП) в фокальной плоскости (ФП) телескопа обладают режимом реверса, т.е. допускают как прямое, так и обратное направления продольного движения оптического изображения. При чередования поворотных маневров (ПМ) спутника и ортодромических сканирующих маршрутов (СМ) съемки управление ориентацией КА выполняется силовым гироскопическим кластером (СГК) на основе 4 гиросилов (ГД) по сигналам бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) и разгрузкой накопленного кинетического момента (КМ) магнитным приводом (МП).

1. Математические модели и постановка задачи

Используются стандартные системы координат (СК) – инерциальная (ИСК) и геодезическая гринвичская (ГСК) с началом в центре Земли, орбитальная (ОСК $Ox^o y^o z^o$) и связанная с корпусом КА (ССК $Oxyz$) СК с началом в его центре масс O . Вводятся телескопная СК (ТСК) с началом в центре S оптического проектирования, СК поля изображения (ПСК) с началом в ФП телескопа и визирная СК (ВСК) с началом в центре набора ОЭП. Ориентация ССК в ИСК определяется кватернионом Λ , применяются векторы угловой скорости ω и углового ускорения ε , а также обозначения $\text{col}(\cdot) = \{\cdot\}$, $\text{line}(\cdot) = [\cdot]$, $(\cdot)^t$, $[\mathbf{a} \times]$ и \circ, \sim для векторов, матриц и кватернионов. Углы ориентации ССК относительно ОСК по крену ϕ_1 , рысканию ϕ_2 и тангажу ϕ_3 используются в последовательности 312. В СУО применяется СГК на основе четырех ГД по схеме 2-SPE (2 Scissored Pair Ensemble). Свяжем с вектором кинетического момента (КМ) каждого $p = 1 \div 4$ ГД орт $\mathbf{h}_p(\beta_p)$, положение которого определяется углом β_p . При столбце $\beta = \{\beta_p\}$ вектор нормированного КМ СГК $\mathbf{h}(\beta) = \Sigma \mathbf{h}_p(\beta_p)$ и вектор управляющего

момента СГК $\mathbf{M}^g = -h_g \mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) \mathbf{u}^g$; $\dot{\boldsymbol{\beta}} = \mathbf{u}^g$, где столбец $\mathbf{u}^g = \{u_p^g\}$, матрица $\mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) = \partial \mathbf{h} / \partial \boldsymbol{\beta}$ и h_g представляет собственный КМ каждого ГД. Модель углового движения КА учитывает упругость его конструкции и имеет вид:

$$\dot{\boldsymbol{\Lambda}} = \boldsymbol{\Lambda} \circ \boldsymbol{\omega} / 2; \quad \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{D}_q \ddot{\mathbf{q}} = -[\boldsymbol{\omega} \times] \mathbf{G} + \mathbf{M}^g + \mathbf{M}^m + \mathbf{M}^d; \quad \mathbf{D}_q^t \dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{A}^q \ddot{\mathbf{q}} = -\mathbf{A}^q (\mathbf{V}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{W}_q \mathbf{q}), \quad (1)$$

$$\mathbf{A}^q = \text{diag}\{\mu_j\}, \quad \mathbf{V}_q = \text{diag}\{\frac{\delta}{\pi} \Omega_j^s\}, \quad \mathbf{W}_q = \text{diag}\{(\Omega_j^s)^2\}; \quad \mathbf{G} = \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{H} + \mathbf{D}_q \dot{\mathbf{q}}, \quad \mathbf{H} = h_g \mathbf{h}(\boldsymbol{\beta});$$

вектор механического момента магнитного привода (МП) $\mathbf{M}^m = -\mathbf{L} \times \mathbf{B}$, где вектор \mathbf{L} электромагнитного момента МП и вектор индукции \mathbf{B} магнитного поля Земли определены в ССК; вектор \mathbf{M}^d представляет внешние возмущающие моменты. Вектор \mathbf{M}^g управляющего момента СГК формируется в виде $\mathbf{M}^g = -\mathbf{H}^*$, где $(\cdot)^*$ – символ локальной производной по времени. При моделировании корпуса КА в виде свободного ($\mathbf{M}^d = \mathbf{0}$) твердого тела с тензором инерции \mathbf{J} и балансе СУО по вектору КМ $\mathbf{G} = \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{H} \equiv \mathbf{G}^0 = \mathbf{0}$ модель динамики принимает вид $\dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\varepsilon} \equiv \mathbf{J}^{-1} \mathbf{M}^g$, а модель углового движения КА (1) – кинематическое представление $\dot{\boldsymbol{\Lambda}} = \boldsymbol{\Lambda} (\circ \boldsymbol{\omega} / 2; \dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\varepsilon}; \dot{\boldsymbol{\varepsilon}} = \boldsymbol{\varepsilon}^* = \mathbf{v}$. Модули векторов $\boldsymbol{\omega}(t)$, $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$ и $\boldsymbol{\varepsilon}^*(t)$ ограничены: $|\boldsymbol{\omega}(t)| \leq \bar{\omega}$, $|\boldsymbol{\varepsilon}(t)| \leq \bar{\varepsilon}$ и $|\boldsymbol{\varepsilon}^*(t)| \leq \bar{\varepsilon}^*$, что обусловлено ограниченностью областей вариации векторов КМ и управляющего момента СГК, а также допустимым темпом его изменения. Далее применяется вектор модифицированных параметров Родрига (МПП) $\boldsymbol{\sigma} = \{\sigma_i\} = \mathbf{e} \text{tg}(\Phi/4)$ с ортом Эйлера \mathbf{e} и углом Φ собственного поворота. Вектор $\boldsymbol{\sigma}$ однозначно связан с кватернионом $\boldsymbol{\Lambda}$ прямыми $\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{\lambda} / (1 + \lambda_0)$ и обратными $\lambda_0 = (1 - \sigma^2) / (1 + \sigma^2)$, $\boldsymbol{\lambda} = 2\boldsymbol{\sigma} / (1 + \sigma^2)$ соотношениями.

Для сканирующей съемки программы изменения кватерниона $\boldsymbol{\Lambda}$ и вектор угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$ вычисляются с применением ГСК, ТСК, ПСК и ВСК на основе сложения движений телескопа с учетом пространственного движения КА, координат наблюдаемых наземных объектов, вращения Земли и множества других факторов. Для произвольных СМ разработаны алгоритмы наведения КА в виде набора гладко сопряженных векторных сплайнов МПП $\boldsymbol{\sigma}(t)$ 7-го порядка [1]. Здесь возникает задача синтеза закона наведения КА при его ПМ на интервале времени $t \in T_p \equiv [t_i^p, t_f^p]$ с краевыми условиями:

$$\boldsymbol{\Lambda}(t_i^p) = \boldsymbol{\Lambda}_i; \quad \boldsymbol{\omega}(t_i^p) = \boldsymbol{\omega}_i; \quad \boldsymbol{\varepsilon}(t_i^p) = \boldsymbol{\varepsilon}_i; \quad \boldsymbol{\Lambda}(t_f^p) = \boldsymbol{\Lambda}_f; \quad \boldsymbol{\omega}(t_f^p) = \boldsymbol{\omega}_f; \quad \boldsymbol{\varepsilon}(t_f^p) = \boldsymbol{\varepsilon}_f; \quad \boldsymbol{\varepsilon}^*(t_f^p) = \boldsymbol{\varepsilon}_f^*. \quad (2)$$

Для кинематической модели углового движения КА и ограничениях на модули векторов $\boldsymbol{\omega}(t)$, $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$ и $\boldsymbol{\varepsilon}^*(t) = \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t)$ разработан [2] аналитический метод синтеза закона наведения КА при его ПМ на интервале времени T_p с краевыми условиями (2), основанный на необходимом и достаточном условии разрешимости задачи Дарбу. Здесь функции $\boldsymbol{\omega}(t)$, $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$, $\boldsymbol{\varepsilon}^*(t) = \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t)$ представляются в аналитическом виде композицией гладко сопряженных векторных сплайнов различных порядков. Измерение ориентации КА выполняется БИНС в моменты времени t_l с периодом T_q , $t_{l+1} = t_l + T_q$, $l \in N_0 \equiv [0, 1, 2, \dots]$. Будем считать, что в моменты времени t_k , $k \in N_0$ с периодом T_u формируется цифровое управление ГД, а в моменты времени t_r , $r \in N_0$ с периодом $T_u^m \gg T_u$ – цифровое управление МП. В статье решаются следующие задачи: (i) планирование площадного землеобзора в виде последовательности чередования ортодромических СМ с поворотными маневрами между ними и синтез векторного сплайнового закона наведения спутника; (ii) анализ точностных характеристик СУО КА при площадном землеобзоре.

2. Планирование площадного землеобзора

Задача площадного землеобзора состоит в покрытии заданной площадки на поверхности Земли с географическим центром $C(L_c, B_c, H_c)$ последовательностью частично перекрывающихся сканирующих маршрутов (ПСМ, сканов). Здесь при планировании исходными данными являются размер $S = a \times b$ площадки длиной a и шириной b , параметры орбитального движения КА, характеристики телескопа и ОЭП с возможностью реверса, ограничения на кинематические параметры углового движения спутника. Допускается отклонение ортодромических ПСМ по азимуту на углы до $\pm \pi/9$ и $(1+1/9)\pi$ от трассы. Основные этапы решения данной задачи: определение требуемого числа сканов N и продольной скорости движения изображения (СДИ) в ФП телескопа при выполнении ПСМ; синтез законов наведения КА для выполнения центрального и боковых сканов. Центральным считается скан, центр которого совпадает с центром C площадки, а плоскость $y^0 O z^0$ ОСК в момент времени сканирования t_c проходит через точку C . Оценка числа сканов такова: $N = 2b(1 - p/50)/(s_0 + s_m)$, где s_0 и s_m – размеры проекций центральной линейки ОЭП на поверхности Земли при минимальном (в момент времени t_c) и максимальном удалении от центра C площадки, $p \in [5, 10]$ – перекрытие

сканов в процентах. Максимальное удаление соответствует ограничениям на угол тангажа или дальность D съемки. Прогноз потребной продольной СДИ V_c^i условного центрального скана (ЦС) выполняется по варианту трассовой съемки. При этом получают начальные оценки длительности этого скана $T_c = 2a f_e / (DV_c^i)$, где f_e – эквивалентное фокусное расстояние телескопа, и длительности площадного землеобзора $T_a = NT_c + (N-1)T_r$, где $T_r = T_c/3$ – прогнозируемая длительность ПМ спутника между ПСМ. Определяются геодезические координаты начала C_1 и конца C_f центрального скана, равноотстоящие от точки C на величину $a/2$ с азимутом A в прямом и противоположенном направлениях в моменты времени $t_{ci} = t_c - T_c/2$ и $t_{cf} = t_c + T_c/2$ соответственно. Далее значения t_{ci} , t_{cf} , V_c^i , T_c и азимута A итерационно уточняются с использованием численной имитации пространственного движения КА при выполнении ортодромического ПСМ на интервале времени $t \in [t_{ci}, t_{cf}]$. В результате обеспечивается допустимое отклонение длины ЦС от требуемого значения и получают характеристики ЦС на земной поверхности: длина a_c и ширина d_c по центру ПСМ, площадь покрытия, моменты времени начала и конца ЦС, геодезические координаты центра и угловых точек контура условного ЦС. Ортодромический ПСМ, смежный условному ЦС, называется боковым сканом (БС). Расчет БС выполняется аналогично, но проводятся дополнительные итерации для назначения положения его центра C_b . Начальные координаты центра C_b определяется смещением на поверхности Земли от точки C на расстояние $d^i = \pm \Delta d \Delta n / N$ по азимуту $A \pm \pi/2$. Здесь знаки (+) и (-) соответствуют правым и левым БС по полету КА, $\Delta d = d_c^m - d_c$ представляет разность между шириной d_c ЦС и его шириной d_c^m , рассчитанной при максимальной дальности, и Δn – разность по модулю между номерами текущего бокового и центрального сканов.

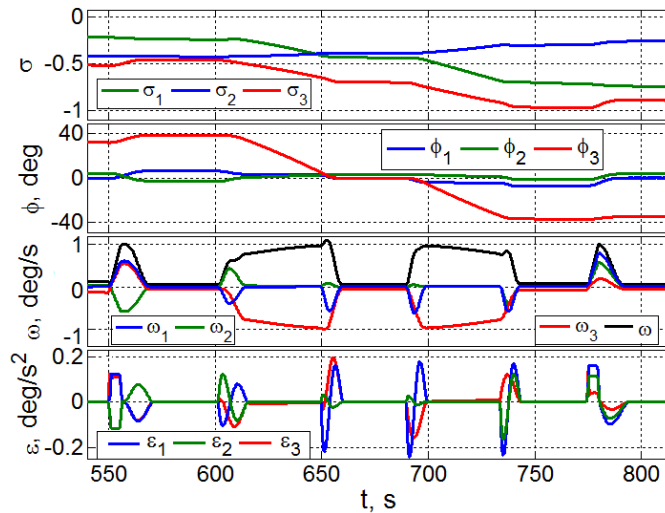


Рис. 1. Векторный сплайновый закон наведения

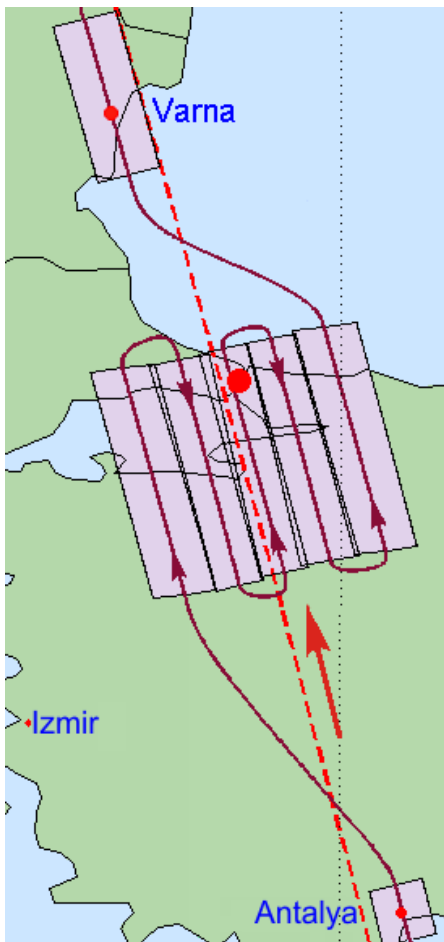


Рис. 2. Маршруты на карте

Оценка момента времени t_{bc} сканирования центра C_b такова: $t_{bc} = t_c + T_c + T_r$. Назначается начальное значение продольной СДИ БС $V_{bc}^i = \pm V_c^i / 2$, где знаки (+) и (-) соответствуют нечетным и четным номерам таких сканов. Далее значения СДИ V_{bc}^i и других параметров БС итерационно уточняются. При синтезе последующих БС все расчеты ведутся отсчетами от предыдущего БС, который играет роль ЦС. Если число сканов N нечетно, то центральный условный и фактический сканы совпадают. При четном N положение центра фактического скана смещается на величину $d_c / 2$ по азимуту $A - \pi / 2$, а момент времени его сканирования изменяется на величину $\Delta t_c = -(T_c + T_r) / 2$. с При этом центр C площадки будет располагаться в перекрытии двух сканов в её центральной части. Рис. 2 представляет на карте

проекции сканов и следа линии визирования телескопа, полученные при планировании двух одиночных СМ и площадного землеобзора окрестностей Стамбула для КА на солнечно-синхронной орбите высотой 720 км и наклоном 98,27 град, когда допускается отклонение линии визирования от надира в конусе с углом полу-раствора 40 град. На рис. 1 приведен векторный сплайновый закон наведения КА, соответствующий

разработанному плану землеобзора. Здесь углы ϕ_i ориентации ССК в ОСК, компоненты векторов $\sigma(t)$, $\omega(t)$ и $\varepsilon(t)$.

Заданная площадка земной поверхности имеет размеры 200×203 км, геодезические координаты её центра 40,5 град СШ, 29,2 град ВД. Первый СМ Анталя начинается в точке с геодезическими координатами 36,68 град СШ, 30,65 град ВД и выполняется с выравниванием продольной СДИ. На поверхности Земли этот сканирующий маршрут имеет длину 54,78 км и ширину 46,87 км. Далее с помощью пяти ортодромических ПСМ и ПМ между ними выполняется площадной землеобзор. Завершающий СМ Варна трассовой съемки начинается в точке с геодезическими координатами 43,21 град СШ, 27,9 град ВД. На поверхности Земли этот сканирующий маршрут имеет длину 135,92 км и ширину 48,75 км. Подробности рассчитанного плана представлены в [3].

3. Цифровое управление ориентацией спутника

Пусть задано программное угловое движение КА $\Lambda^p(t), \omega^p(t), \dot{\omega}^p(t) = \varepsilon^p(t)$ в ИСК. Кватерниону рассогласования $\mathbf{E} = (e_0, \mathbf{e}) = \tilde{\Lambda}^p \circ \Lambda$ с вектором $\mathbf{e} = \{e_i\}$ соответствует вектор параметров Эйлера $\mathbf{E} = \{e_0, \mathbf{e}\}$, матрица погрешности $\mathbf{C}^e(\mathbf{E}) = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e}\times]\mathbf{Q}_e^t$, $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 e_0 + [\mathbf{e}\times]$ и вектор погрешности ориентации $\delta\phi = \{\delta\phi_i\} = \{2e_0 e_i\}$. Вектор рассогласования по угловым скоростям вычисляется по формуле: $\delta\omega = \{\delta\omega_i\} = \omega - \mathbf{C}^e \omega^p(t)$. Дискретная фильтрация вектора углового рассогласования $\epsilon_i = -\delta\phi_i$ выполняется с периодом T_q , далее значения вектора ϵ_k^f применяются в рекуррентном дискретном законе управления кластером ГД [3]:

$$\mathbf{g}_{k+1} = \mathbf{B} \mathbf{g}_k + \mathbf{C} \epsilon_k^f; \tilde{\mathbf{m}}_k = \mathbf{K} \mathbf{g}_k + \mathbf{P} \epsilon_k^f; \mathbf{M}_k^g = \omega_k \times \mathbf{G}_k^o + \mathbf{J}(\mathbf{C}_k^e \epsilon_k^p + [\mathbf{C}_k^e \omega_k^p \times] \omega_k + \tilde{\mathbf{m}}_k), \quad (3)$$

где при матрицах $\mathbf{K}, \mathbf{B}, \mathbf{C}, \mathbf{P}$, $\mathbf{C}_k^e = \mathbf{C}^e(\mathbf{E}(t_k))$ вектор $\mathbf{G}_k^o = \mathbf{J}\omega_k + \mathbf{H}_k$. Вектор управляющего момента СГК \mathbf{M}_k^g (3) формируется с использованием явной функции настройки [4] и «пересчитывается» в вектор \mathbf{u}_k^g командных угловых скоростей гироудинов.

4. Результаты компьютерной имитации

В рамках модели (1) рассматривался КА массой 1000 кг с тензором инерции

$\mathbf{J} = \text{diag}\{812; 587; 910\}$ кг м² и низшими частотами колебаний его конструкции 1 Гц; каждый ГД имеет КМ $h_g = 30$ Нмс. Для имитации работы СУО КА при выполнении указанного задания применялись периоды дискретности: $T_q = 1/8$ с; $T_u = 1/4$ с для СМ Анталя, Варна; $T_u = 1/8$ с для ПСМ землеобзора; $T_u^m = 8$ с для цифрового управления МП. Учитывались погрешности БИНС с СКО $\sigma^n = 1$ угл. сек $\sqrt{\text{Гц}}$ на частоте 8 Гц, дискретная фильтрация вектора углового рассогласования и цифровое управление кластером ГД. Ошибки стабилизации углового движения КА и скорости ГД при площадном землеобзоре приведены на рис. 3, 4. В нижней части рис. 3 выделены временные интервалы ПСМ с указанием их номеров и направлений сканирования.

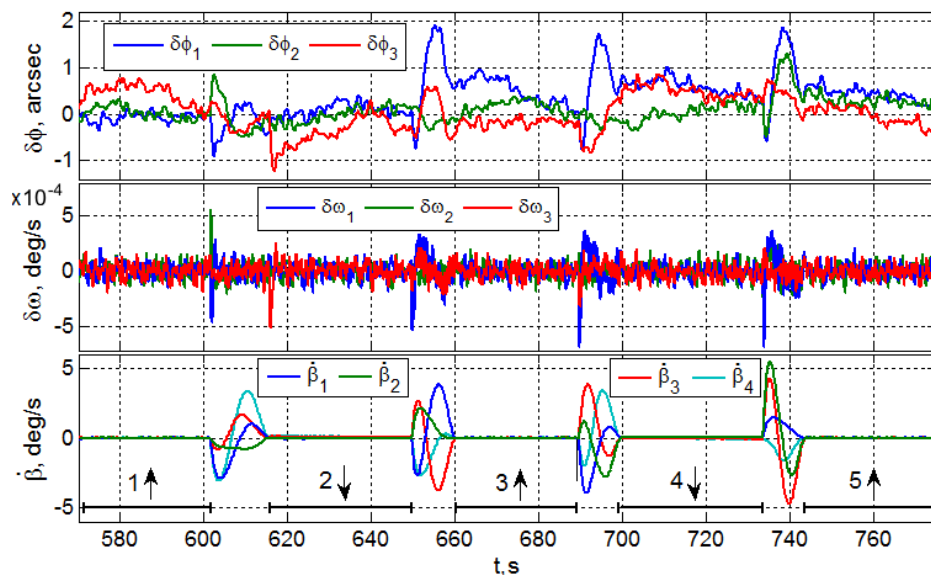


Рис. 3. Погрешности реализации землеобзора и угловые скорости гироскопов

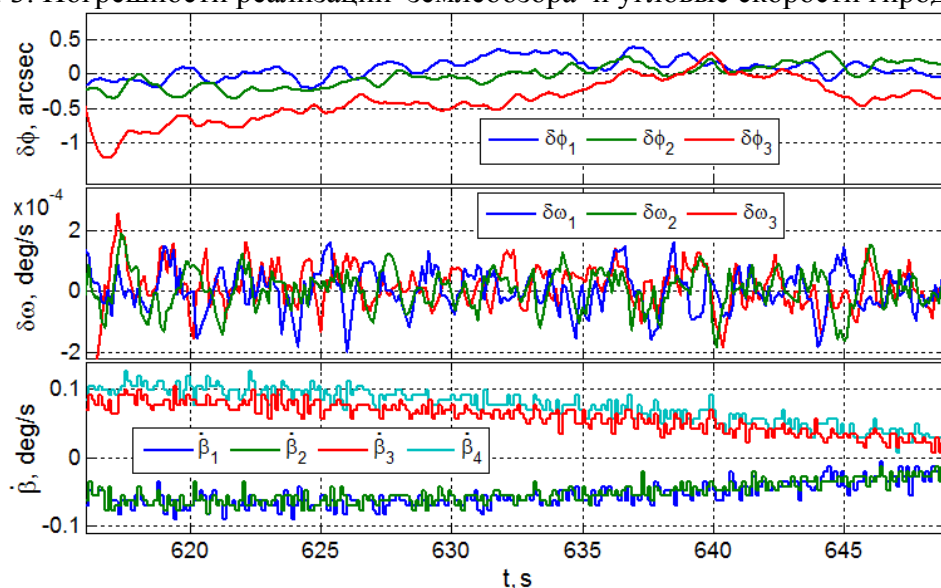


Рис. 4. Погрешности реализации второго ПСМ и угловые скорости гироскопов

Заключение

В развитие [2] разработан новый метод планирования площадного землеобзора в виде последовательности ортодромических ПСМ с назначением фиксированных значений продольных СДИ на матрицах ОЭП с реверсом. В этом методе явно учитывается орбитальное движение КА и вращение Земли, что обеспечивает энергетическую экономичность СУО при выполнении землеобзора.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (гранты 17-08-01708, 17-48-630637) и Отделения ЭММПУ РАН (программа фундаментальных исследований № 13).

Библиографический список

1. Somov, Ye., Butyrin, S., Somova, T. Analytical representation of guidance laws for land-survey satellite at scanning observation // Proceedings of 22th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. – 2015. – P. 116-119.
2. Somov, Ye.I., Butyrin, S.A., Butko, A.V. Satellite gyromoment guidance at area land-survey based on sequence of the scanning observation courses // Proceedings of 18th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigational Systems. – 2011. – P. 323-331.
3. Somov, Ye., Butyrin, S., Somov, S. Satellite guidance and gyromoment attitude control at an area scanning land-survey // Proceedings of 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. – 2017. – P. 553-558.
4. Somov, Ye.I., Platonov, V.N., Sorokin, A.V. Steering the control moment gyroscope clusters onboard high-agile spacecraft // Automatic Control in Aerospace. Oxford: Elsevier Ltd. – 2005. – Vol. 1. – P. 137-142.