

УДК 629.78 : 681.51

СОГЛАСОВАННОЕ НАВЕДЕНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ МИНИ-СПУТНИКАМИ
В НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ ГРУППИРОВКАХ КОСМИЧЕСКОГО ЗЕМЛЕОБОЗОРА© 2023 Е.И. Сомов^{1,2}, С.А. Бутырин^{1,2}, С.Е. Сомов^{1,2}, Т.Е. Сомова²¹ Самарский федеральный исследовательский центр Российской академии наук, г. Самара, Россия² Самарский государственный технический университет, г. Самара, Россия

Статья поступила в редакцию 14.04.2023

Исследуются проблемы согласованного наведения и управления мини-спутниками в низкоорбитальных группировках землеобзора. Синтез законов наведения основан на явных соотношениях, которые связывают движение изображения в фокальной плоскости телескопа с пространственным движением спутника относительно поверхности Земли. Представлены разработанные алгоритмы площадной съемки, которая выполняется группировками мини-спутников на солнечно-синхронных орбитах, и результаты компьютерной имитации, демонстрирующие их эффективность.

Ключевые слова: площадная космическая съемка, группировка мини-спутников, наведение и управление.

DOI: 10.37313/1990-5378-2023-25-2-88-96

EDN GCFYKS

ВВЕДЕНИЕ

Для мини-спутников в составе низкоорбитальных группировок оптико-электронного и радиолокационного наблюдения Земли актуальны проблемы наведения, навигации и управления. Такие мини-спутники имеют массу до 500 кг и крупногабаритные панели солнечных батарей (СБ) для энергоснабжения бортовой аппаратуры, рис. 1, в том системы управления движением (СУД) с бесплатформенной инерциальной навигационной системой (БИНС), которая корректируется сигналами навигационных спутников и кластера звёздных датчиков. Применение микро- и мини-спутников наблюдения

на низких орбитах имеет ряд достоинств как в конструкции космического аппарата (КА), так и в задачах его миссии при снижении стоимости разработки и запуска на орбиту, а также получении изображений с высоким пространственным разрешением на местности. Современные исследования, разработки и достижения по этой тематике представлены в обзорной статье [1], включая проблемы СУД как для оптико-электронных (SkySat), так и для радиолокационных спутников с синтезированной апертурой (Capella 36), включая перспективные КА наблюдения на основе новейших технологий.

К СУД спутника оптико-электронного землеобзора предъявляются такие основные требования: (i) наведение линии визирования телескопа на заданную часть земной поверхности

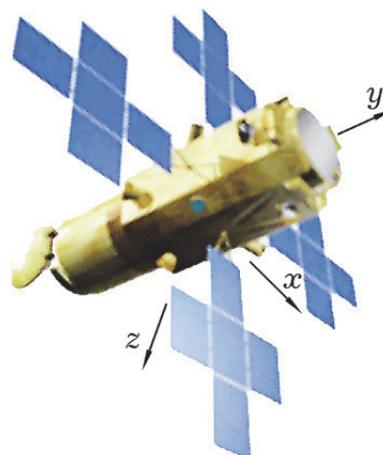


Рис. 1. Мини-спутник землеобзора

Сомов Евгений Иванович, ведущий научный сотрудник отдела «Динамики и управления движением» СамНЦ РАН; начальник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail e_somov@mail.ru

Бутырин Сергей Анфимович, старший научный сотрудник отдела «Динамики и управления движением» СамНЦ РАН; начальник лаборатории «Моделирования систем управления» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail butyrinsa@mail.ru

Сомов Сергей Евгеньевич, научный сотрудник отдела «Динамики и управления движением» СамНЦ РАН; научный сотрудник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail s_somov@mail.ru

Сомова Татьяна Евгеньевна, научный сотрудник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail te_somova@mail.ru

при сканирующем маршруте (СМ) заданного направления; (ii) стабилизация скорости движения изображения (СДИ) на матрицах оптико-электронных преобразователей (ОЭП) в фокальной плоскости телескопа. При съемке заданных участков поверхности Земли совокупностью маршрутов их сканирования телескопом матрицы ОЭП работают в режиме временной задержки и накопления (ВЗН).

Законы углового наведения такого спутника представлены последовательностью СМ и поворотных маневров (ПМ) [2,3]. Срок службы до 15 лет, быстрые ПМ спутника, а также приемлемые массогабаритные и энергетические характеристики послужили стимулом для разработки СУД с применением силовых гироскопических кластеров (СГК) на основе гиродинов (ГД) – двухступенных силовых гироскопов. Исполнительными органами СУД являются также магнитный привод (МП) и электрореактивные двигательные установки с цифровым управлением. За последние 40 лет выполнено много исследований по глобальным орбитальным структурам различных спутников [4-11], включая построение группировок мини-спутников землеобзора [12,13].

В данной статье кратко представлены новые результаты авторов по согласованному наведению и управлению движением мини-спутников в низкоорбитальных группировках при сканирующей площадной оптико-электронной съемке.

ОПИСАНИЕ ЗАДАЧИ

Используются стандартные системы координат (СК) – инерциальная (ИСК, базис \mathbf{I}_0) с началом в центре Земли O_0 , геодезическая Гринвичская (ГСК, базис \mathbf{E}), горизонтная (ГорСК, базис \mathbf{H}) с эллипсоидальными геодезическими координатами L, B и H , орбитальная (ОСК) и связанная с КА (ССК, базис \mathbf{V}) системы координат с началом в его центре масс O . Вводятся также телескопная СК (ТСК, базис \mathbf{S}) с началом в центре оптического проектирования S и СК поля изображения $O_i x^i y^i z^i$ (ПСК, базис \mathbf{F}) с началом в центре O_i фокальной плоскости телескопа. На поверхности Земли маршрут съемки отображается следом проекций ОЭП, составляя полосу захвата. Маршруту съемки соответствует закон углового наведения КА, при котором происходит требуемое движение оптического изображения на поверхности ОЭП.

Ориентация ССК в ИСК определяется кватернионом Λ и вектором σ модифицированных параметров Родрига (МНР), 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 символы \circ, \sim для векторов, матриц и кватернионов. Ориентация ССК относительно ОСК определяется углами крена ϕ_1 , рыскания

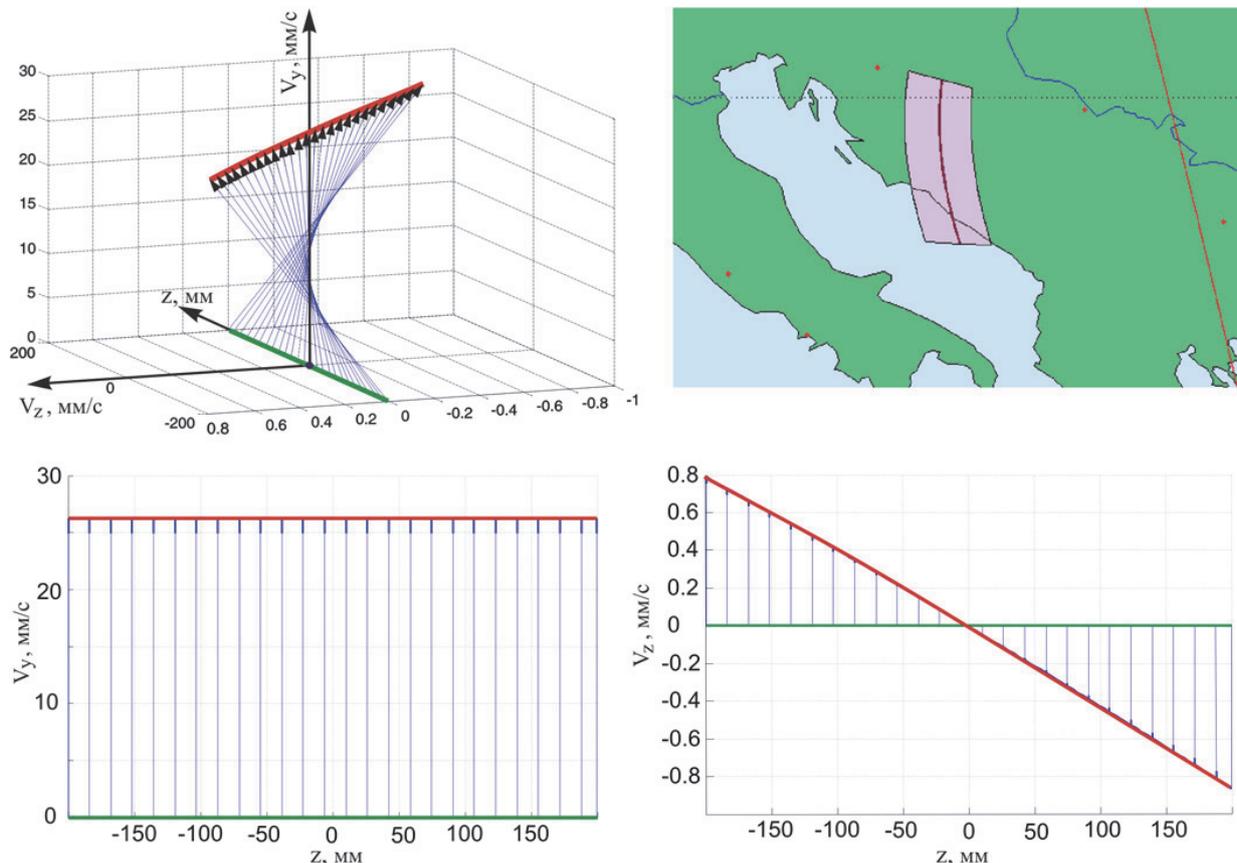


Рис. 2. Распределение продольных и поперечных СДИ при съемке с выравниванием

ϕ_2 и тангажа ϕ_3 , которые применяются в последовательности 312.

При известном орбитальном движении центра масс КА на основе известных приёмов космической геодезии авторами созданы оригинальные аналитические методы синтеза алгоритмов наведения КА при сканирующей съёмке, которые основаны на методах анализа поля СДИ наземных объектов на матрицах ОЭП с ВЗН. Задача вычисления кватерниона ориентации Λ связанного базиса \mathbf{B} относительно инерциального базиса \mathbf{I}_e , 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 текущей перспективы наблюдения при задании начальных координат наземного объекта и геодезического азимута A сканирования.

Пусть векторы-столбцы $\boldsymbol{\omega}_e^s$ и \mathbf{v}_e^s представляют в ТСК соответственно угловую скорость и скорость поступательного движения центра масс КА относительно ГСК, матрица $\tilde{\mathbf{C}} = | \tilde{c}_j |$ определяет ориентацию ТСК относительно ГСК, а скалярная функция $D(t)$ представляет дальность наблюдения вдоль оси визирования. Тогда для любой точки фокальной плоскости 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 элегантному аналитическому соотношению

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

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 , функция $q^i = 1 - (\tilde{c}_{21} \tilde{y}^i + \tilde{c}_{31} \tilde{z}^i) / \tilde{c}_{11}$ и компоненты вектора нормированной скорости поступательного движения $\tilde{v}_{ei}^s = v_{ei}^s(t) / D(t)$, $i = 1, 2, 3$. С помощью численного интегрирования кинематического уравнения с применением (1) получаются искомые компоненты вектора-столбца $\boldsymbol{\omega}_e^s$, кватерниона Λ и вектора МПР $\boldsymbol{\sigma}$. Далее с помощью векторных сплайнов выполняется высокоточная аппроксимация изменения кинематических параметров углового наведения и аналитически в явном виде получают векторы $\boldsymbol{\omega}(t)$, $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$ и $\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t)$ при сканирующей оптико-электронной съёмке.

Созданные методы аналитического синтеза законов углового наведения конкретизированы для трассовой съёмки, протяженных криволинейных маршрутов с выравниванием продоль-

ной СДИ, для площадного землеобзора с последовательностью ортодромических маршрутов, а также для получения стереоизображений участков поверхности Земли. Например, на рис. 2 представлены распределения СДИ $V_y(0, z)$ и $V_z(0, z)$ в естественной физической размерности на центральной линии ОЭП при сканирующей съёмке с выравниванием продольной СДИ.

Нетрудно убедиться, что в (1) оба компонента вектора-столбца СДИ нелинейно зависят от положения элемента изображения относительно центра кадра – имеется полиномиальная зависимость второй степени относительно координат \tilde{y}^i и \tilde{z}^i . Указанная нелинейность и некомпенсируемое изменение дальности наблюдения $D(t)$ из-за поступательного движения КА относительно земной поверхности приводят к существенному отличию векторов СДИ в различных точках оптико-электронной приёмной структуры. Этот факт накладывает принципиальное ограничение на мгновенное поле зрения телескопа при любом типе космической съёмки.

Задача статьи заключается в разработке законов координированного углового наведения и управления мини-спутниками в низкоорбитальных группировках при площадном землеобзоре.

ОРТОДРОМИЧЕСКИЕ МАРШРУТЫ

Осевые линии ортодромических сканирующих маршрутов соответствуют геодезическим линиям заданной высоты над земным эллипсоидом, т.е. здесь оптико-электронное сканирование выполняется по дуге «большого геодезического круга» между точками начала и конца маршрута с заданными геодезическими координатами и заданным временем начала выполнения маршрута. При такой оптико-электронной съёмке с ВЗН длительностью $\tau = t_f - t_i$ для моментов времени $t \in T \equiv [t_i, t_f]$, когда на матрицах ОЭП формируется изображение маршрута, в точке $O_i(0,0)$ 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 электронного изображения; (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 съёмки определяется в горизонтном базисе по явным аналитическим соотношениям. С другой стороны, ортодромический маршрут можно опреде-

лить и другим способом – на основе заданных значений геодезических координат начальной точки маршрута и геодезического азимута $A(t_i)$ в начальный момент времени t_i , но в этом варианте необходимо выполнять численный расчет дуги «большого геодезического круга» как границу сечения земного эллипсоида плоскостью, проходящей через центр Земли и содержащей орт направления сканирования в начальный момент времени с заданным геодезическим азимутом $A(t_i)$.

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 КА и вектор СДИ в центре фокальной плоскости телескопа; 2) считая, что на малом периоде T_u управления ориентацией КА при малости угла φ вектор угловой скорости КА является постоянным при линейной зависимости продольной СДИ от вариации угла φ , по явному соотношению вычисляется требуемое значение угла φ , которое соответствует заданной продольной СДИ в центре фокальной плоскости телескопа.

Этот кратко описанный алгоритм имеет ряд методических погрешностей, основная погрешность обусловлена предположением постоянства вектора угловой скорости КА на периоде управления T_u . При типовых параметрах космической ортодромической съемки авторами выполнены тестовые расчеты законов наведения в полной модели движения КА по указан-

ному алгоритму. В результате установлен «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 фокальной плоскости, что соответствует допустимым рассогласованиям в кинематических параметрах наведения.

НАВЕДЕНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ

Синтез законов наведения КА при площадном землеобзоре с помощью последовательности ортодромических маршрутов, оси которых соответствуют геодезическим маршрутам сканирующей съемки, основан на разработанных авторами аналитических соотношениях. Здесь допускается произвольный азимут расположения площадки землеобзора, составленной из 3 либо 5 маршрутов сканирующей съемки (сканов). Предполагается, что матрицы ОЭП обладают режимом реверса.

При трех сканах планирование площадного обзора выполняется в такой последовательности:

(i) определяется допустимый угол отклонения линии визирования телескопа от надира, при котором удовлетворяются требования по разрешению на местности;

(ii) рассчитывается ширина захвата центрального (второго) скана в предположении, что в требуемый момент времени съемки центральная точка этого скана будет находиться вблизи надира;

(iii) при заданной длине центрального скана определяются геодезические координаты его начальной и конечной точек, выполняется кинематический расчет этого скана в прямом и обратном времени от его центральной точки и вычисляются моменты времени, начала и конца скана;

(iv) оцениваются временные затраты на поворотные маневры КА с учетом ограничений;

(v) вычисляются геодезические координаты и моменты времени точек начала и конца третьего (правого) и первого (левого) сканов с учетом необходимого перекрытия смежных сканов и оценок временных затрат на поворотные маневры спутника;

(vi) выполняется кинематический расчет совокупности СМ и ПМ спутника с оценкой запасов выполнения всех заданных ограничений при реализации требуемой площадной съемки.

В СУД применяется SGK на основе четырех ГД по схеме 2-SPE (2 Scissored Pair Ensemble). Свяжем с вектором кинетического момента (КМ) каждого ГД ($p = 1 \div 4$) орт $\mathbf{h}_p(\beta_p)$, положение которого определяется углом β_p . При столбце $\boldsymbol{\beta} = \{\beta_p\}$ вектор нормированного КМ SGK $\mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) = \sum \mathbf{h}_p(\beta_p)$ и век-

тор управляющего механического 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

$$\dot{\boldsymbol{\Lambda}} = \boldsymbol{\Lambda} \circ \boldsymbol{\omega} / 2;$$

$$\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{D}_q \ddot{\mathbf{q}} = -[\boldsymbol{\omega} \times] \mathbf{G} + \mathbf{M}^g + \mathbf{M}^m + \mathbf{M}^d; \quad (2)$$

$$\mathbf{D}_q^t \dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{A}^q \ddot{\mathbf{q}} = -\mathbf{A}^q (\mathbf{V}_q \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{W}_q \mathbf{q}),$$

где $\mathbf{A}^q = \text{diag}\{\mu_j\}$, $\mathbf{V}_q = \text{diag}\{\frac{\delta}{\pi} \Omega_j^s\}$,

$$\mathbf{W}_q = \text{diag}\{(\Omega_j^s)^2\}; \quad \mathbf{G} = \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{H} + \mathbf{D}_q \dot{\mathbf{q}};$$

$\mathbf{H} = h_g \mathbf{h}(\boldsymbol{\beta})$; \mathbf{M}^m – вектор механического момента магнитного привода, вектор \mathbf{M}^d представляет внешние возмущающие моменты, а 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 простейший вид $\dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\varepsilon} \equiv \mathbf{J}^{-1} \mathbf{M}^g$, а модель углового движения КА (2) – кинематическое представление

$$\dot{\boldsymbol{\Lambda}} = \boldsymbol{\Lambda} \circ \boldsymbol{\omega} / 2; \quad \dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\varepsilon}; \quad \dot{\boldsymbol{\varepsilon}} = \boldsymbol{\varepsilon}' = \mathbf{v}, \quad (3)$$

когда 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 $|\boldsymbol{\varepsilon}'(t)| \leq \bar{\varepsilon}'$. Это обусловлено ограниченностью областей вариации векторов КМ и управляющего момента СГК, а также допустимым темпом его изменения. Для ортодромических СМ разработаны алгоритмы наведения КА в виде векторных сплайнов МПР $\boldsymbol{\sigma}(t)$ 7-го порядка [14].

Для кинематической модели углового движения (3) и ограничениях на модули векторов $\boldsymbol{\omega}(t)$, $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$ и $\boldsymbol{\varepsilon}'(t) = \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t)$ возникает задача синтеза закона наведения КА при его поворотных манёврах на интервале времени $t \in T_p \equiv [t_i^p, t_f^p]$ с краевыми условиями

$$\boldsymbol{\Lambda}(t_i^p) = \boldsymbol{\Lambda}_i; \quad \boldsymbol{\omega}(t_i^p) = \boldsymbol{\omega}_i; \quad \boldsymbol{\varepsilon}(t_i^p) = \boldsymbol{\varepsilon}_i;$$

$$\boldsymbol{\Lambda}(t_f^p) = \boldsymbol{\Lambda}_f; \quad \boldsymbol{\omega}(t_f^p) = \boldsymbol{\omega}_f; \quad \boldsymbol{\varepsilon}(t_f^p) = \boldsymbol{\varepsilon}_f; \quad \boldsymbol{\varepsilon}'(t_f^p) = \boldsymbol{\varepsilon}'_f.$$

Для синтеза законов наведения КА при таких разворотах авторами разработан аналитический метод, основанный на необходимом и достаточном условии разрешимости классической задачи Дарбу. Здесь функции $\boldsymbol{\omega}(t)$, $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$ и $\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t)$ представляются в аналитическом виде как композиция гладко сопряженных векторных сплайнов различных порядков. При синтезированном законе углового наведения КА становится

известным программное угловое движение КА $\boldsymbol{\Lambda}^p(t)$, $\boldsymbol{\omega}^p(t)$ и $\dot{\boldsymbol{\omega}}^p(t) = \boldsymbol{\varepsilon}^p(t)$ в ИСК. Кватерниону рассогласования $\mathbf{E} = (e_0, \mathbf{e}) = \tilde{\boldsymbol{\Lambda}}^p \circ \boldsymbol{\Lambda}$ с вектором $\mathbf{e} = \{e_i\}$ соответствуют вектор параметров Эйлера $\mathbf{E} = \{e_0, \mathbf{e}\}$, матрица $\mathbf{C}^e(\mathbf{E}) = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_e^t$, где $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 e_0 + [\mathbf{e} \times]$, и вектор $\delta \boldsymbol{\phi} = \{\delta \phi_i\} = \{2e_0 e_i\}$ погрешности ориентации. Вектор рассогласования по угловым скоростям вычисляется по формуле $\delta \boldsymbol{\omega} = \{\delta \omega_i\} = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{C}^e \boldsymbol{\omega}^p(t)$.

При дискретной фильтрации измеряемого вектора углового рассогласования $\boldsymbol{\varepsilon} = -\delta \boldsymbol{\phi}$ получают значения вектора $\boldsymbol{\varepsilon}_k^f$ в моменты времени t_k , $k \in N_0 = [0, 1, 2, \dots)$ с периодом T_u , которые применяются в рекуррентном дискретном законе управления кластером ГД [3]

$$\mathbf{g}_{k+1} = \mathbf{B} \mathbf{g}_k + \mathbf{C} \boldsymbol{\varepsilon}_k^f; \quad \tilde{\mathbf{m}}_k = \mathbf{K}(\mathbf{g}_k + \mathbf{P} \boldsymbol{\varepsilon}_k^f);$$

$$\mathbf{M}_k^g = \boldsymbol{\omega}_k \times \mathbf{G}_k^0 + \mathbf{J}(\mathbf{C}_k^e \boldsymbol{\varepsilon}_k^p + [\mathbf{C}_k^e \boldsymbol{\omega}_k^p \times] \boldsymbol{\omega}_k + \tilde{\mathbf{m}}_k), \quad (4)$$

где при матрицах $\mathbf{K}, \mathbf{B}, \mathbf{C}, \mathbf{P}$, $\mathbf{C}_k^e = \mathbf{C}^e(\mathbf{E}(t_k))$ вектор $\mathbf{G}_k^0 = \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_k + \mathbf{H}_k$. Вектор управляющего момента СГК \mathbf{M}_k^g (4) формируется с использованием явной функции распределения КМ и «пересчитывается» в вектор \mathbf{u}_k^g командных угловых скоростей гироскопов.

КОМПЬЮТЕРНАЯ ИМИТАЦИЯ

Компьютерная имитация космической площадной съемки выполнена для двух известных стратегических районов Земли – Объединенных Арабских Эмиратов (ОАЭ) с Ормузским проливом и акватории Мраморного моря с окрестностями Стамбула с солнечно-синхронных орбит высотой 600 км. При компьютерной имитации использовалась динамическая модель миниспутников с массой 250 кг и тензором инерции $\mathbf{J} = \text{diag}(500, 300, 400)$ кг м², когда в составе их СГК применялись четыре ГД с собственным КМ $h_g = 10$ Н м с при периоде цифрового управления $T_u = 0.25$ с.

На рисунке 3 представлены ортодромические сканирующие маршруты КА#1 (три розовых скана) и КА#2 (три желтых скана) площадной съемки ОАЭ и сканирующие маршруты КА#3, КА#4 площадной съёмки Ормузского пролива. Значения долготы восходящего узла (ВУ) Ω орбиты КА #p ($p = 1 \div 4$) с центральным сканом и моментов времени t_i начала первого скана соответствующей площадки землеобзора составили

$$\text{КА\# 1: } \Omega = 60^\circ 40' 50'', \quad t_i = 357.56 \text{ с;}$$

$$\text{КА\# 2: } \Omega = 61^\circ 06' 50'', \quad t_i = 359.00 \text{ с;}$$

$$\text{КА\# 3: } \Omega = 62^\circ 08' 30'', \quad t_i = 387.50 \text{ с;}$$

$$\text{КА\# 4: } \Omega = 63^\circ 06' 30'', \quad t_i = 388.94 \text{ с.}$$

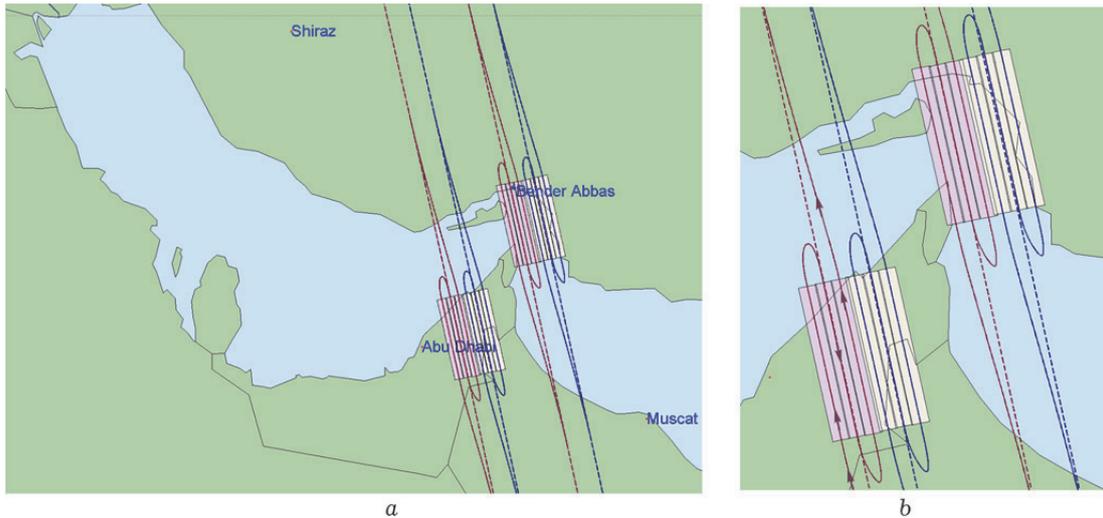


Рис. 3. Площадная сканирующая съемка окрестностей Ормузского пролива: общая картина (а) и детальное представление сканирующих маршрутов (б)

Отсчет времени движения каждого КА выполняется от момента его прохождения ВУ очередного витка орбиты, период орбитального движения всех четырёх КА составляет 5801.23 с.

На земной поверхности расчетная длина сканов равна 150 км, ширина скана с учётом перекрытия составляет 15 км, а общая ширина каждой из двух указанных площадок съёмки равна 90 км.

Планирование съёмки каждой локальной площадки из трёх сканов каждого мини-спутника выполнялось с условием достижения наивысшего качества получаемого изображения – в момент съёмки точек привязки центров этих локальных площадок соответствующие мини-спутники находятся в надире. Таблица 1 представляет основные результаты планирования съёмки первой локальной площадки участка ОАЭ, выполняемого КА #1: моменты времени t_i начала поворотного манёвра (ПМ) либо сканирующего маршрута (СМ), их длительности τ , а также значения требуемой продольной СДИ V_y при выполнении соответствующего СМ (скана). Здесь первый поворотный манёвр (ПМ 1) выполняется КА #1 от его номинального расположения в ОСК к требуемому краевому условию $\Lambda_i, \omega_i, \varepsilon_i, \varepsilon'_i$ в момент времени $t_i = 357.56$ с, когда начинается первый сканирующий маршрут (СМ 1) длительностью $\tau = 16.31$ с при продольной СДИ $V_y = 50$ мм/с.

На рисунке 4 представлен синтезированный закон углового наведения КА #1 в виде явных функций ускорения $\varepsilon = \{\varepsilon\}$, скорости $\omega = \{\omega_i\}$, углового положения в ОСК $\phi = \{\phi_i\}$ и вектора МПР $\sigma = \{\sigma_i\}$. Ошибки СУД КА#1 по угловой скорости $\delta\omega = \{\delta\omega_i\}$ и углам ориента-

ции $\delta\phi = \{\delta\phi_i\}$, а также скорости ГД $\dot{\beta} = \{\dot{\beta}_p\}$ при реализации этого закона наведения, приведены на рис. 5 с участками съёмки, выделенные розовым цветом. Рисунок 6 подробно представляет ошибки СУД КА#1 и скорости ГД при реализации центрального (второго) скана первой локальной площадки при съёмке этого участка ОАЭ.

На рисунке 7 представлена карта с тремя локальными площадками съёмки, каждая при трёх СМ, которые выполняются тремя мини-спутниками – левым (КА#1, розовые сканы), центральным (КА#2, желтые сканы) и правым (КА #3, синие сканы) по расположению их трасс в порядке возрастания долготы ВУ $\Omega_i = 37^\circ.233 + \Delta\Omega \cdot (i - 1)$, где $i = 1:3$, $\Delta\Omega = 0.84^\circ$, i – номер мини-спутника.

Здесь центральный скан КА#2 имеет длину 150 км и ширину 15.0 км, с учетом 5%-го перекрытия сканов каждая локальная площадка, имеет размеры 150x44.5 км², а три таких смежных площадки – площадь 150x131.8 км² земной поверхности.

На рисунке 8 представлен закон углового наведения КА #3 с функциями ускорения $\varepsilon = \{\varepsilon\}$, скорости $\omega = \{\omega_i\}$, углового положения в ОСК $\phi = \{\phi_i\}$ и вектора МПР $\sigma = \{\sigma_i\}$. Ошибки СУД КА#3 по угловой скорости $\delta\omega = \{\delta\omega_i\}$ и углам ориентации $\delta\phi = \{\delta\phi_i\}$, а также скорости ГД $\dot{\beta} = \{\dot{\beta}_p\}$ при реализации этого закона наведения, приведены на рис. 9 с участками съёмки, выделенные синим цветом.

Принятая здесь последовательность сканов земной поверхности происходит в западном направлении, т.е. «справа-налево». При таком обходе восточный уход наблюдаемых объектов на поверхности Земли из-за её вращения относительно плоскости орбиты компенсируется

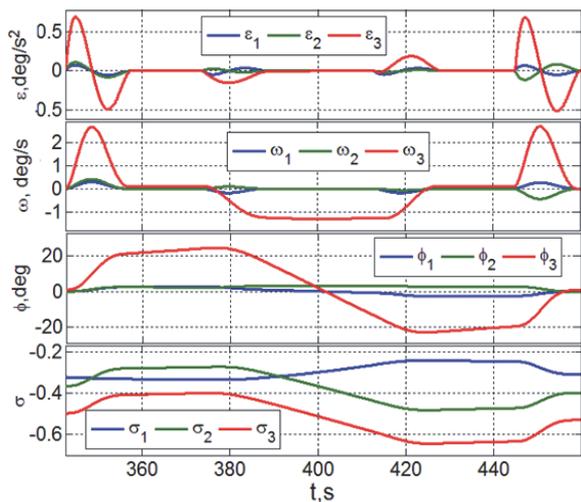


Рис. 4. Закон углового наведения КА #1

Таблица 1. Площадка ОАЭ, КА #1, ПМ и СМ

ПМ и СМ	t_i , с	τ , с	V_y , мм/с
ПМ 1: ОСК \Rightarrow СМ 1	342.56	15.00	
СМ 1	357.56	16.31	+ 50
ПМ 2: СМ 1 \Rightarrow СМ 2	373.88	14.87	
СМ 2	388.75	24.15	- 40
ПМ 3: СМ 2 \Rightarrow СМ 3	412.88	15.63	
СМ 3	428.50	16.43	+50
ПМ 4: СМ 3 \Rightarrow ОСК	444.94	15.00	

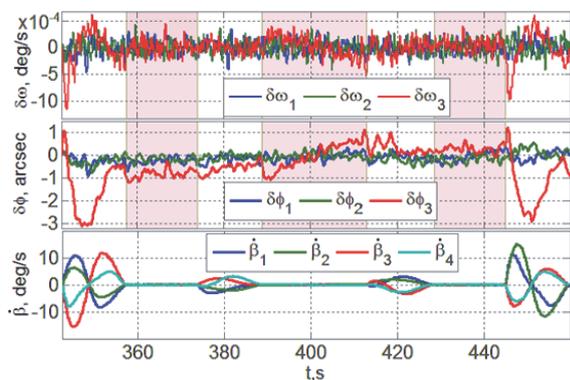


Рис. 5. КА#1, ошибки СУД и скорости ГД

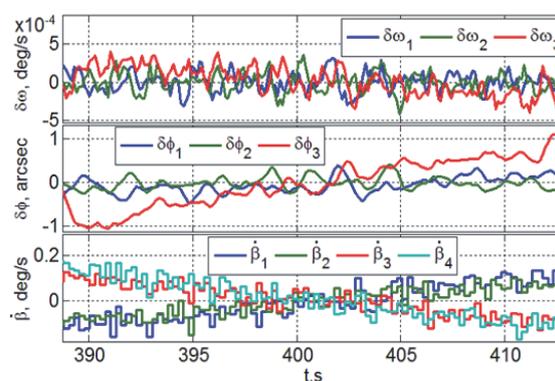


Рис. 6. КА#1, скан 2, ошибки СУД и скорости ГД

движением на запад при смене сканов. Такой вариант обхода сканов предпочтителен для мини-спутников землеобзора с солнечно-синхронной орбиты, т.к. уменьшает диапазон изменения и максимальные значения углов крена мини-спутника при сканирующей площадной съёмке.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрены проблемы согласованного наведения и управления движением мини-спутников в низкоорбитальных группировках землеобзора. Кратко описаны методы синтеза законов наведения, основанные на явных соотношениях, которые связывают движение изображения в фокальной плоскости телескопа с пространственным движением мини-спутника относительно поверхности Земли. Представлены разработанные алгоритмы площадной съёмки, которая выполняется группировками мини-спутников на солнечно-синхронных орбитах, и результаты компьютерной имитации, демонстрирующие их эффективность.

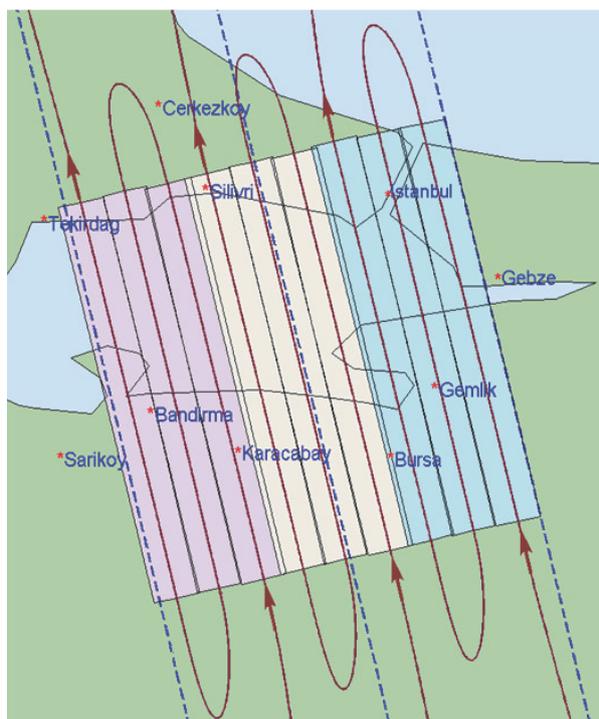


Рис. 7. Съёмка окрестностей Стамбула и акватории Мраморного моря

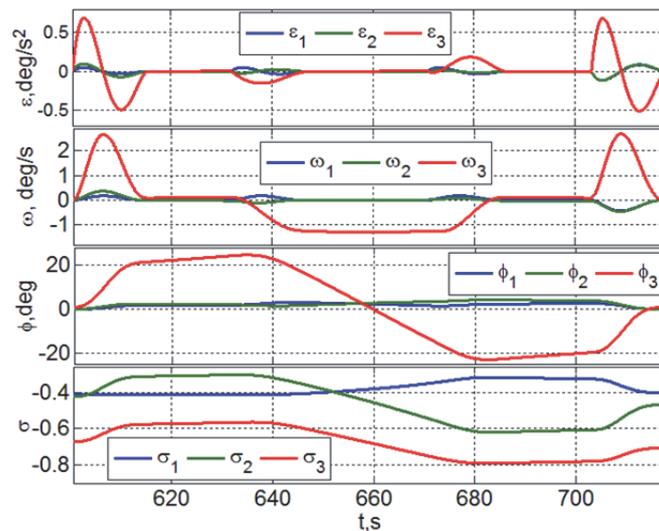


Рис. 8. Закон углового наведения КА #3

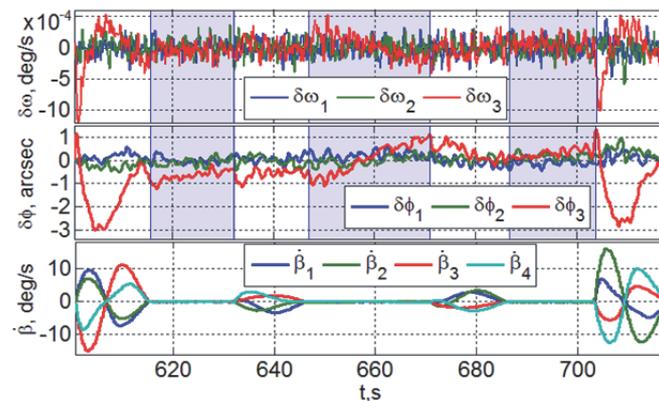


Рис. 9. КА#3, ошибки СУД и скорости ГД

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Crisp N., Roberts P., Romano F. et al. System modelling of very low earth orbit satellites for Earth observation. *Acta Astronaut.* 2021, vol. 187, pp. 475-491.
2. Somov Ye., Butyrin S., Somova T., Somov S. In-flight verification of attitude control system for a land-survey satellite at a final of its manufacturing. *IFAC-PapersOnLine.* 2018, vol. 51, no. 30, pp. 66-71.
3. Somov Ye., Butyrin S., Somova T. Guidance, navigation and control of a surveying satellite when an area imagery for disaster management. *Math. Eng., Sci. Aerosp.* 2019. Vol. 10, no. 3, pp. 433-449.
4. Ballard A. Rosette constellations of Earth satellites. *IEEE Trans Aerosp Electron Syst.* 1980, vol. 16, no. 5, pp. 656-673.
5. Walker J. Satellite constellations. *Journal of the British Interplanetary Society.* 1984, vol. 24, pp. 369-384.
6. Можяев Г. В. Синтез орбитальных структур спутниковых систем. М.: Машиностроение, 1989.
7. Lang T. Walker constellations to minimize revisit time in low Earth orbit. *Adv. Astronaut. Sci.* 2003, vol. 114, pp. 1127-1143.
8. Чернов А.А., Чернявский Г.М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. М.: Радио и Связь, 2004.
9. Улыбышев С.Ю. Применение солнечно-синхронных орбит для космического аппарата оперативного глобального мониторинга // *Космические исследования.* 2016, том 54, № 6, с. 486-492.
10. Razoumny Yu. Fundamentals of the route theory for satellite constellation design for Earth discontinuous coverage, *Acta Astronaut.* 2016, vol. 128, pp. 722-740, 741-758; 447-458, 459-465.
11. Улыбышев С.Ю., Лысенко А.А. Проектирование спутниковых систем оперативного глобального мониторинга с суточной кратностью повторения трассы полёта// *Космические исследования.* 2019, том 57, № 3, с. 229-238.
12. Rodriguez-Donaire S., Sureda M., Garcia-Alminana D. et al. Earth observation technologies: low-end-market disruptive innovation. *Satellites Missions and Technologies for Geosciences.* IntechOpen. 2020, ch. 7, pp. 1-15.
13. Lappas V., Kostopoulos V. A survey on small satellite technologies and space missions for geodetic applications. *Satellites Missions and Technologies for Geosciences.* IntechOpen. 2020, ch. 8, pp. 1-22.
14. 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.

**COORDINATED GUIDANCE AND CONTROL OF MINI_SATELLITES
IN CONSTELLATIONS FOR SPACE EARTH SURVEY**

© 2023 Ye.I. Somov^{1,2}, S.A. Butyrin^{1,2}, S.Ye. Somov^{1,2}, T.Ye. Somova²

¹ Samara Federal Research Scientific Center, Russian Academy of Sciences, Samara, Russia

² Samara State Technical University, Samara, Russia

Abstract. The problems of coordinated guidance and control for mini-satellites in low-orbit earth survey constellations are investigated. The synthesis of the guidance laws is based on explicit relations that link the image motion in the telescope focal plane with the satellite spatial motion relative to the Earth's surface. The developed algorithms for areal survey, which is performed by constellations of mini-satellites in sun-synchronous orbits, and the results of computer simulation demonstrating their effectiveness, are presented.

Key words: areal space survey, constellation of mini-satellites, guidance and control.

DOI: 10.37313/1990-5378-2023-25-2-88-96

EDN GCFYKS

Yevgeny Somov, Leading Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Federal Research Centre, Russian Academy of Sciences; 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
Sergey Butyrin, Senior Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Federal Research Centre, Russian Academy of Sciences; 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
Sergey Somov, Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Federal Research Centre, Russian Academy of Sciences; Researcher of Department "Navigation, Guidance, and Motion Control", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail s_somov@mail.ru
Tatyana Somova, Researcher of Department "Navigation, Guidance, and Motion Control", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail te_somova@mail.ru