

УДК 629.78 : 681.51

ЮСТИРОВКА И КАЛИБРОВКА ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ СПУТНИКА ЗЕМЛЕОБОЗОРА И ЕГО НАБЛЮДАТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

© 2018 С.Е. Сомов

Самарский научный центр Российской академии наук

Статья поступила в редакцию 22.02.2018

Рассматриваются задачи юстировки и калибровки информационно-измерительных систем на борту космических аппаратов оптико-электронного и радиоэлектронного наблюдения. Такие системы предназначены для определения ориентации как корпуса спутника, так и его основного бортового наблюдательного оборудования – соответственно телескопов и крупногабаритных радиолокационных антенн.

Ключевые слова: спутник землеобзора, определение ориентации, информационно-измерительная система, юстировка, калибровка.

*Работа поддержана РФФИ (грант 17-48-630637) и отделением ЭММПУ РАН
(программа фундаментальных исследований № 13).*

ВВЕДЕНИЕ

Точность наведения оси визирования бортового наблюдательного оборудования (БНО) на наземные объекты и качество получаемой видеoinформации существенно зависят от точности юстировки – определения взаимного углового положения систем координат (СК), связанных с БНО и с кластером звездных датчиков системы определения углового положения (СОУП) космического аппарата (КА). Эта система входит в состав бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), которая решает общую задачу навигации – определения как ориентации, так и местоположения спутника. Наряду с астрономической системой (АС) на основе звездных датчиков с широким полем зрения, СОУП содержит инерциальный измерительный модуль (ИИМ) гироскопических датчиков приращений квазиординат углового положения КА.

Проблемы обработки сигналов в СОУП связаны с интегрированием кинематических уравнений по информации только о векторе дискретных приращений угловых квазиординат (интегралов от проекций измеренного вектора ω на периоде дискретности T_q), который формируется ИИМ при наличии шумов измерений, с калибровкой (идентификацией и компенсацией вектора дрейфа ИИМ \mathbf{b}^s и погрешности m масштабного коэффициента измерения вектора угловой скорости ω) и с юстировкой – идентификацией и компенсацией погрешности взаим-

ной ориентации систем координат ИИМ и АС на основе сигналов АС с периодом дискретности T_o , существенно большего периодов дискретности выходных сигналов ИИМ T_q и СОУП T_p . Здесь многие авторы использовали кинематические параметры в виде кватерниона Λ , матрицы ориентации \mathbf{C} , вектора Эйлера $\phi = \mathbf{e} \Phi$, вектора конечного поворота $\Phi = 2\mathbf{e} \operatorname{tg}(\Phi/2)$ и др. При этом для медленных угловых движений КА с малой вариацией угла Φ и практически неизменным направлением орта Эйлера \mathbf{e} на периоде дискретности T_o интегрирование кинематических соотношений для вектора Эйлера и получение значений кватерниона $\Lambda_k \equiv \Lambda(t_k)$ выполнялось по схеме

$$\delta\phi_k = \mathbf{i}_k^\omega = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \omega(\tau) d\tau \equiv \operatorname{Int}(t_k, T_o, \omega(t))$$

$$\phi_k + \delta\phi_k = \phi_{k+1} \Rightarrow \mathbf{C}_{k+1} \Rightarrow \Lambda_{k+1},$$

где $\delta\phi_k = \delta\Phi_k \mathbf{e}_k$, $t_{k+1} = t_k + T_o$, $k \in \mathbb{N}_0 \equiv [0, 1, 2, \dots]$.

Угловое движение маневрирующего КА землеобзора осуществляется на последовательности временных интервалов, где выполняются маршруты сканирующей съемки и поворотные маневры (ПМ) с переменным направлением вектора ω . Основным измерителем в СОУП является ИИМ с периодом выходного сигнала T_q , а сигналы АС с периодом дискретности T_o , кратном периоду T_q , используются для его калибровки и юстировки.

В свою очередь, астрономическая система на основе звездных датчиков с широким полем зрения, жестко закрепленных на корпусе КА, выполняет ключевую роль при определении фактической ориентации КА и его бортового

*Сомов Сергей Евгеньевич, научный сотрудник отдела «Динамика и управление движением».
E-mail s_somov@mail.ru*

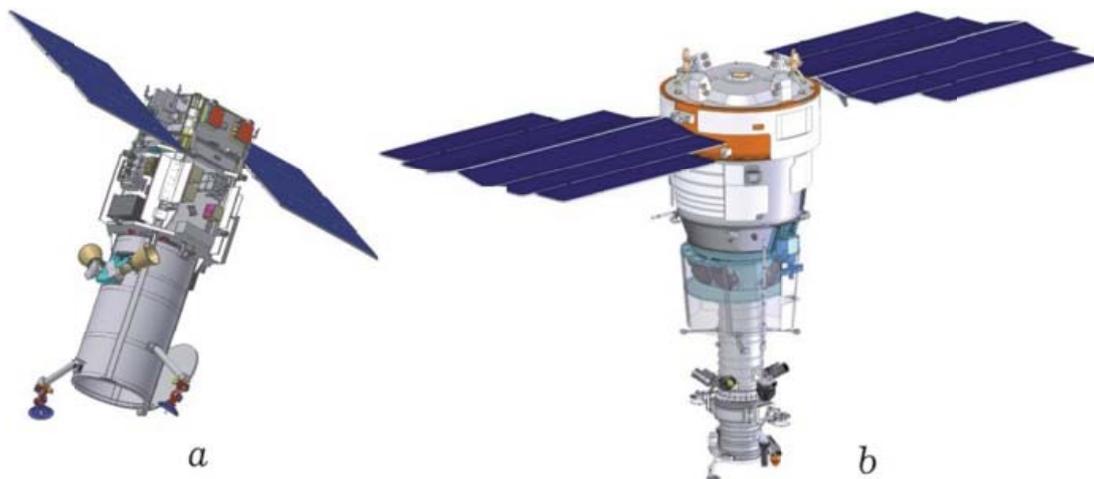


Рис. 1. Спутники оптико-электронного землеобзора: а) WorldView-2, США и б) Ресурс-П, Россия

наблюдательного оборудования. В статье кратко рассматриваются задачи юстировки и калибровки информационно-измерительных системы на борту космических аппаратов оптико-электронного и радиоэлектронного наблюдения.

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для описания пространственного движения спутника землеобзора используются стандартные базисы и системы координат (СК) – инерциальная (ИСК) \mathbf{I}_\oplus с началом в центре Земли O_\oplus ; геодезическая Гринвичская (ГСК) \mathbf{E}_e , которая вращается относительно ИСК с вектором угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_\oplus$; горизонтная (ГорСК) \mathbf{E}_e^h с началом в точке C и эллипсоидальными геодезическими координатами – высотой H_c , долготой L_c и широтой B_c ; связанная с КА (ССК) \mathbf{B} ($O \text{ хуз}$) и орбитальная (ОСК) \mathbf{O} ($O \text{ х}^\circ \text{ у}^\circ \text{ z}^\circ$) системы координат с началом в его центре масс O .

На рис. 2 представлены современные спутники оптико-электронного землеобзора, оснащенные БНО в виде крупногабаритных оптических телескопов с жесткой конструкцией. Автоматические системы юстировки и калибровки, встроенные в такой телескоп [1], обеспечивают прецизионную стабилизацию параметров внутреннего ориентирования этого инструмента с компенсацией влияния как внешних, так и внутренних теплофизических факторов. Поэтому базис \mathbf{S} такого сенсора и его визирная система координат (ВСК) вводятся и используются естественным способом [2].

В последние два десятилетия в мире интенсивно выполняются исследования и разработки по крупногабаритным разворачиваемым антеннам в составе космических радиолокационных систем землеобзора [3,4]. Такие антенны должны удовлетворять строгим требованиям по форме и положению рефлекторов относительно фазовых центров излучателей. Здесь имеют-

ся проблемы по управлению геометрическими параметрами антенны, созданию методов и измерительных приборов, методов управления конфигурацией антенн и наведения их лучей [5,6]. Ограничения на массовые характеристики таких радиолокационных антенн приводят к уменьшению собственных частот колебаний несимметричной конструкции спутника ниже значения 0.01 Гц, в этих условиях возникают проблемы прецизионного управления ориентацией космического аппарата [7]. Построение базиса \mathbf{S} такого сенсора и юстировки его расположения в ССК представляет весьма непростую задачу с учетом существенного влияния внешних теплофизических факторов.

Вводится виртуальный базис \mathbf{A} астрономической системы, который вычисляется на основе информации от кластера звездных датчиков, и виртуальный базис \mathbf{G} ИИМ, вычисляемый на основе информации от гироскопических датчиков с выходным вектором приращений угловых квазиординат. Пусть исходная измерительная информация обрабатывается в ИИМ с частотой ≈ 3 кГц и в результате от ИИМ поступают измеренные значения вектора приращений квазиординат $\mathbf{i}_{ms}^{g\omega}$, $s \in N_0$ с периодом $T_q \ll T_o$, а от АС – измеренные значения кватерниона Λ_{mk}^a с периодом T_o :

$$\mathbf{i}_{ms}^{g\omega} = \text{Int}(t_s, T_q, \boldsymbol{\omega}_m^g(t) + \boldsymbol{\delta}_s^n);$$

$$\boldsymbol{\omega}_m^g(t) \equiv (1 + m) \mathbf{S}^\Delta(\boldsymbol{\omega}(t) + \mathbf{b}^g); \quad (1)$$

$$\Lambda_{mk}^a = \Lambda_k \circ \Lambda_k^n.$$

Здесь $\boldsymbol{\omega}_m^g(t)$ представляет измеряемый вектор угловой скорости КА в базисе \mathbf{G} с учетом неизвестных малых и медленных вариаций вектора $\mathbf{b}^g = \mathbf{b}^g(t)$ дрейфа ИИМ по угловой скорости; при обозначениях $C_\alpha = \cos \alpha$, $S_\alpha = \sin \alpha$ ортогональной матрице $\mathbf{S}^\Delta(t)$ погрешности взаимной угловой установки систем координат ИИМ и АС соответствует кватернион

$\Lambda^\Delta = (C_{\varphi^\Delta/2}^\Delta, \mathbf{e}^\Delta S_{\varphi^\Delta/2}^\Delta)$ с неизвестными ортом $\mathbf{e}^\Delta = \{e_x^\Delta, e_y^\Delta, e_z^\Delta\}$ и углом Эйлера φ^Δ ; скалярная функция $m = m(t)$ представляет неизвестную медленную вариацию масштабного коэффициента ИИМ, учтены центрированные дискретные гауссовские шумы δ_s^n со среднеквадратичным отклонением (СКО) σ^b и Λ_k^n с СКО σ^a в выходных сигналах ИИМ и АС соответственно. Предполагается малая вариация масштабного коэффициента ИИМ, например $|m(t)| \leq 0.01$, что позволяет считать справедливым соотношение $1 - m^2 \cong 1$. Далее применяются методы полиномиальной аппроксимации и интерполяции, выполняется численное интегрирование кинематического уравнения для вектора модифицированных параметров Родрига (МПР) $\sigma = \mathbf{e} \operatorname{tg}(\Phi/4)$, который связан с кватернионом Λ прямыми

$$\sigma = \lambda(1 + \lambda_0) \quad (\Lambda \Rightarrow \sigma)$$

и обратными

$$\lambda = 2\sigma / (1 + \sigma^2);$$

$$\lambda_0 = (1 - \sigma^2) / (1 + \sigma^2) \quad (\sigma \Rightarrow \Lambda)$$

соотношениями. Кинематические прямые и обратные уравнения для вектора МПР σ имеют вид

$$\dot{\sigma} = \mathbf{F}^\sigma(\sigma, \omega) \equiv \frac{1}{4}(1 - \sigma^2)\omega + \frac{1}{2}\sigma \times \omega + \frac{1}{2}\sigma \langle \sigma, \omega \rangle;$$

$$\omega = \mathbf{F}^\omega(\sigma, \dot{\sigma}) \equiv 4[(1 - \sigma^2)\dot{\sigma} - 2(\sigma \times \dot{\sigma}) + 2\sigma \langle \dot{\sigma}, \sigma \rangle] / (1 + \sigma^2)^2$$

при стандартном обозначении $\langle \mathbf{a}, \mathbf{b} \rangle$ скалярного произведения векторов \mathbf{a} и \mathbf{b} .

Для спутников землеобзора любого рассматриваемого типа состояние ССК относительно ИСК $\mathbf{I} \equiv \mathbf{I}_\ominus$ определяется кватернионом Λ и вектором угловой скорости ω . При известных кинематических параметрах орбитального движения центра масс КА решаются задачи: (i) юстировки углового положения базисов \mathbf{A} и \mathbf{S} ; (ii) калибровки и юстировки бортовой астроинерциальной СОУП для определения кватерниона $\Lambda(t)$ фактического углового положения и вектора фактической угловой скорости $\omega(t)$ базиса \mathbf{S} относительно инерциального базиса \mathbf{I} для любого момента времени $t \in T_n \equiv [t_i, t_f]$ из заданного интервала землеобзора T_n длительностью $T_n = t_f - t_i$.

МЕТОДЫ ФИЛЬТРАЦИИ ВЕКТОРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Классическая задача полиномиальной аппроксимации значений $y_s = f(x_s), s = 1 \div n$ неизвестной скалярной функции $y = f(x)$ по

линомом $y = \sum_{i=0}^m a_i x^i$ степени $m < n$ по методу наименьших квадратов (МНК) состоит в определении коэффициентов $a_i, i = 0 \div m$ из условия

$$\sum_{s=1}^n \{ (\sum_{i=0}^m a_i x_s^i) - y_s \}^2 \Rightarrow \min.$$

С использованием элегантного обозначения Гаусса $[u] \equiv \sum_{s=1}^n u_s$ получается система $m + 1$ скалярных уравнений

$$\sum_{i=0}^m a_i [x^i] = [y]; \quad \sum_{i=0}^m a_i [x^{i+1}] = [y];$$

$$\dots \sum_{i=0}^m a_i [x^{i+m}] = [x^m y],$$

которая при введении вектора-столбца $\mathbf{a} = \{a_0, a_1, \dots, a_m\}$ размерности $m + 1$ очевидным образом представляется в векторно-матричном виде $\mathbf{C}\mathbf{a} = \mathbf{b}$. Невырожденная матрица $\mathbf{C} = \|c_{ik}\|$ всегда является симметричной и «рекуррентной» ($c_{ik} = c_{i-1, k+1}$), искомым вектор-столбец \mathbf{a} определяется численно на основе стандартных алгоритмов [8]. Степень m аппроксимирующего по МНК полинома должна выбираться с учетом размера выборки $y_s = f(x_s), s = 1 \div n$, т.е. значения n . Решение практических задач показывает, что при больших значениях n рационально применять метод (фильтр) полиномиального сглаживания Савицкого-Голея [9], который является модификацией МНК. Здесь выполняется аппроксимация последовательности дискретных значений $y_s = f(x_s)$ в «скользящем» окне длиной $n_* < n$, где n_* является целым нечетным числом, также «скользящим» полиномом небольшого порядка m , например $m = 3$ либо $m = 5$. Сглаживание значений трехмерной векторной функции $\mathbf{y}_s = \mathbf{f}(x_s), s = 1 \div n$ скалярного аргумента с помощью фильтра Савицкого-Голея реализуется стандартным применением данной процедуры для каждого компонента вектора-столбца, составленного из отображений этой функции на оси ортогонального базиса.

Более сложной является задача определения взаимной ориентации двух ортогональных базисов на основе данных о произвольного расположенных в них двух наборов ортов. Пусть заданы совокупность ортов \mathbf{b}_i , измеренных в связанном базисе \mathbf{B} , и совокупность значений соответствующих им ортов \mathbf{r}_i , заданных в инерциальном базисе \mathbf{I} . Классическая задача векторного согласования (vector matching – задача Wahba) формулируется так: найти ортогональную матрицу \mathbf{A} с определителем, равным +1, которая минимизирует квадратичный критерий

$$L(\mathbf{A}) = \frac{1}{2} \sum a_i |\mathbf{b}_i - \mathbf{A}\mathbf{r}_i|^2 \Rightarrow \min,$$

где неотрицательные числа a_i являются весовыми коэффициентами. В настоящее время строго доказано, что решением этой задачи яв-

ляется оптимальный кватернион Λ , который эквивалентен искомой ортогональной матрице \mathbf{A} и определяется как нормализованный собственный вектор матрицы \mathbf{K} с наибольшим собственным значением q_{\max} , т.е.

$$\mathbf{K}\Lambda = q_{\max}\Lambda; \quad \mathbf{K} \equiv \begin{bmatrix} \text{tr} \mathbf{B} & \mathbf{z}^t \\ \mathbf{z} & \mathbf{S} - \mathbf{I}_3 \text{tr} \mathbf{B} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где матрицы $\mathbf{B} = \sum a_i \mathbf{b}_i \mathbf{r}_i^t$, $\mathbf{S} = \mathbf{B} + \mathbf{B}^t$ и столбец $\mathbf{z} = \sum a_i \mathbf{b}_i \times \mathbf{r}_i$. Соотношения (2) представляют собой алгоритм QUEST (Quaternion Estimation) [10] оценки кватерниона по векторным измерениям.

ЮСТИРОВКА БАЗИСОВ ПО ЗВЕЗДНОМУ ПОЛЮ

При сканировании звездного поля (рис. 2) с постоянной угловой скоростью $\omega \approx 0.015$ град/с и организации «скользящего окна» с заданной частотой накопления зарядовых пакетов электронного изображения вдоль столбцов матрицы ПЗС в фокальной плоскости телескопа получаются снимок звездного неба и последовательность значений кватерниона ориентации ВСК (базиса \mathbf{S}) относительно ИСК (базиса \mathbf{I}). Методика выполнения таких вычислений с применением алгоритма QUEST подробно представлена в [2]. Выполнена оценка минимального числа звезд в кадре, необходимого для определения кватерниона ориентации ВСК относительно ИСК с погрешностью порядка десятых долей угловой секунды. В общем случае минимальное число звезд в кадре $n = 3$, а максимальное $n = N$ соответствует числу N всех распознанных звезд на снимке.

В качестве кинематических параметров, характеризующих отклонение ВСК от требуемого положения в ИСК, были приняты угол $\delta\phi_e$ отклонения линии визирования от её номинального положения и угол $\delta\phi_x$ поворота вокруг оптиче-



Рис. 2. Юстировка телескопа по звездному полю

ской оси телескопа. Двумя вращениями на углы $\delta\phi_e$ и $\delta\phi_x$ совмещаются два положения ВСК в ИСК – абсолютно точное и восстановленное по снимку, причем первый поворот совмещает орты оси визирования. Результаты, полученные при кадре фиксированного размера 1.3×1.3 град, представлены на рис. 3.

Виртуальный базис \mathbf{A} вычисляется на основе обработки доступной измерительной информации от работоспособных звездных датчиков. Матрицы ПЗС в фокальной плоскости каждого звездного датчика фиксированы в ССК, поэтому «суммарное» поле зрения АС составляет измерительную астрономическую базу, вполне достаточную для высокоточного определения положения АС относительно инерциального базиса \mathbf{I} . Ясно, что при наличии оценок кватернионов ориентации ВСК и виртуального базиса \mathbf{A} относительно инерциального базиса несложно выполнить юстировку – вычислить поправочный кватернион для учета их взаимного положения.

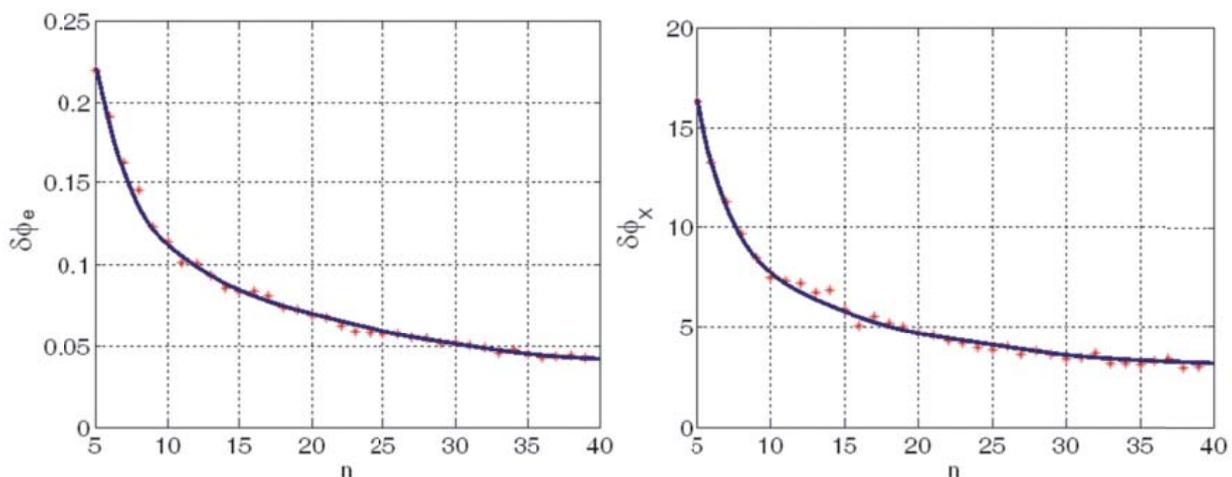


Рис. 3. Зависимости СКО погрешностей $\delta\phi_e$ и $\delta\phi_x$ [угл. сек] от числа звезд n в кадре

ЮСТИРОВКА БАЗИСОВ ПО НАЗЕМНЫМ РЕПЕРАМ

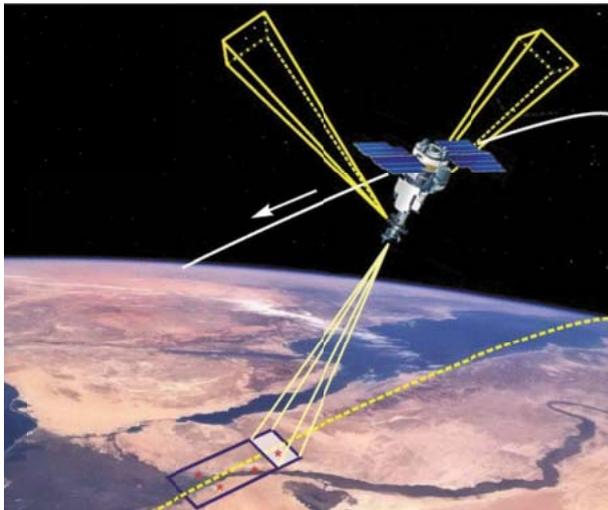


Рис. 4. Юстировки телескопа по наземным реперам

Калибровка взаимного углового положения ВСК телескопа и виртуального базиса АС **A** может выполняться также в режиме наблюдения наземных полигонов с известными объектами (реперами). При такой калибровке система управления ориентацией (СУО) КА реализует закон наведения телескопа в ИСК, заданный набором векторных сплайнов, которые рассчитываются из условий наблюдения полигона с назначенным азимутом сканирования, рис. 4.

Такой расчет выполняется на основе векторного сложения всех элементарных движений телескопа в ГСК с учетом перспективы наблюдения и потребного азимута сканирования [11].

Пусть векторы-столбцы ω_e^s и v_e^s представляют в базе **S** соответственно угловую скорость и скорость поступательного движения центра масс КА относительно ГСК, матрица $\tilde{C} = \|\tilde{c}_{ij}\|$ определяет ориентацию базиса **S** относительно ГорСК и скалярная функция $D(t)$ представляет дальность наблюдения вдоль оси визирования. Тогда для любой точки $(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i)$ в фокальной плоскости телескопа компоненты $\tilde{V}_y^i(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i) = \dot{\tilde{y}}^i$ и $\tilde{V}_z^i(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i) = \dot{\tilde{z}}^i$ вектора нормированной скорости движения изображения вычисляются по векторно-матричному соотношению

$$\begin{bmatrix} \dot{\tilde{y}}^i \\ \dot{\tilde{z}}^i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{y}^i & 1 & 0 \\ \tilde{z}^i & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q^i \tilde{v}_{e1}^s - \tilde{y}^i \omega_{e3}^s + \tilde{z}^i \omega_{e2}^s \\ q^i \tilde{v}_{e2}^s - \omega_{e3}^s - \tilde{z}^i \omega_{e1}^s \\ q^i \tilde{v}_{e1}^s + \omega_{e2}^s + \tilde{y}^i \omega_{e1}^s \end{bmatrix}. \quad (3)$$

Здесь $\tilde{y}^i = y^i / f_e$, $\tilde{z}^i = z^i / f_e$ являются нормированными фокальными координатами точки $(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i)$, f_e – эквивалентное фокусное расстояние телескопа, скалярная функция $q^i = 1 - (\tilde{c}_{21}\tilde{y}^i + \tilde{c}_{31}\tilde{z}^i) / \tilde{c}_{11}$ и компоненты вектора нормированной скорости орбитального движения $\tilde{v}_{ei}^s = \tilde{v}_{ei}^s(t) / D(t)$, $i = 1 \div 3$. На основе (3) получаются искомые программные значения

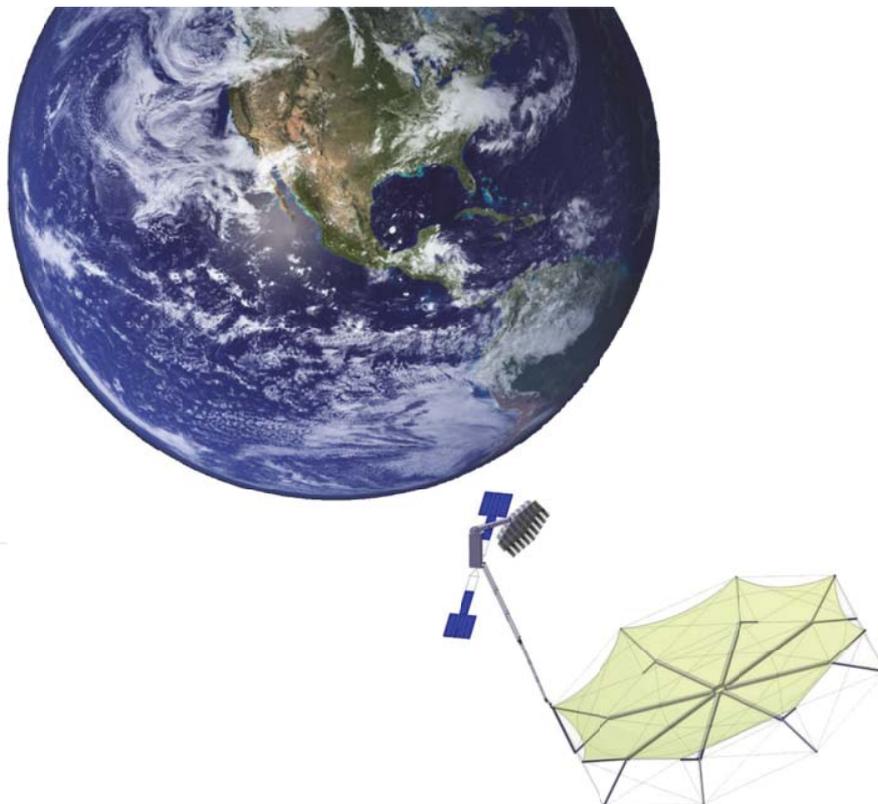


Рис. 5. Схема юстировки радиолокационной антенны по наземным реперам

компонентов вектора-столбца $\omega_c^s(t)$ и набором векторных сплайнов выполняется высокоточная интерполяция значений кватерниона $\Lambda(t)$, соответствующего закону углового наведения спутника. Фактическая последовательность положений ВСК относительно ИСК в процессе съемки наземного полигона получается по методу обратной динамической фотограмметрической засечки с использованием точной привязки к моментам времени, когда на снимке появляются изображения реперов полигона. Здесь применяется методика, аналогичная представленной выше методике определения углового положения ВСК относительно ИСК при юстировке телескопа по звездному полю. Измерительная информация от астрономической системы обрабатывается с помощью алгоритма QUEST, фильтрации по методу Савицкого - Голея и интерполяции векторными сплайнами. При этом оценка вектора угловой скорости $\omega(t)$ базиса S относительно ИСК получается по обратному векторному кинематическому уравнению для вектора МПР σ на основе дифференцирования векторного сплайна по явным аналитическим соотношениям.

Погрешности наведения радиолокационной антенны на наземные объекты связаны с определением и регулированием положения и формы рефлектора, а также с точностью ориентации и стабилизации движения корпуса КА. Здесь бортовая информационно-измерительная система определяет текущие геометрические характеристики рефлектора с целью последующей полетной юстировки радиолокационной антенны. Требования к геометрии антенны выражаются совпадением положения фокуса радио-отражающей поверхности параболоида вращения с фазовым центром облучателя и совпадением положения оптической оси этого параболоида со своим теоретическим положением

с заданной точностью. При этом для получения достоверных сведений об отклонениях профиля рефлектора и его положения относительно облучателя основные бортовые измерительные приборы рационально жестко устанавливать на конструктивном основании, имеющем высокую стабильность, именно несущей конструкции облучателя. На рис. 5 представлена схема юстировки радиолокационной антенны по наземным реперам. Здесь предполагается, что в составе бортовых измерительных приборов, закрепленных на несущей конструкции облучателя, имеется небольшой оптический телескоп, ось визирования которого совпадает с требуемым направлением главной оси диаграммы направленности радиолокационной антенны. В этом случае появляется возможность одновременной радиоэлектронной и оптико-электронной съемки одних и тех же реперов наземных полигонов. Юстировка радиолокационной антенны выполняется с использованием наложения полученных изображений указанных наземных реперов [4]. При этом измерительная информация от астрономической системы по-прежнему обрабатывается с помощью алгоритма QUEST, фильтрации по методу Савицкого - Голея и интерполяции векторными сплайнами. При эксплуатации КА такого землеобзора необходимо эпизодически выполнять съемку попутных участков земной поверхности в малой окрестности трассы, для которых имеются карты местности с известными координатами условных реперов, например карты крупных городов [12].

КАЛИБРОВКА ИНЕРЦИАЛЬНОГО ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО МОДУЛЯ

При дискретной фильтрации измерений вектора приращений квазиординат с целью

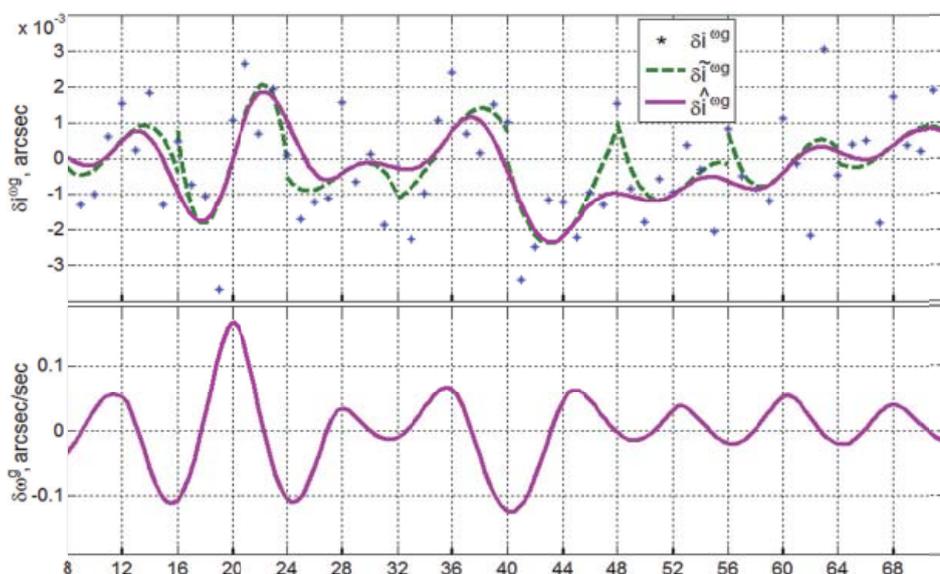


Рис. 6. Погрешности двухпроходной технологии фильтрации

подавления дискретного шума δ_s^n применяется двухпроходная технология фильтрации – сочетание аппроксимации измеренных данных $\mathbf{i}_s^{g\omega}$ полиномом 3-го порядка $\tilde{\mathbf{i}}_k^{g\omega}(\tau)$ в скользящем окне 9 измерений по методу наименьших квадратов (МНК) и сплайновой интерполяции по центрам двух смежных скользящих окон полиномом 5-го порядка $\hat{\mathbf{i}}_k^{g\omega}(\tau)$ для локального времени $\tau = t - kT_o \in [0, T_o)$. Применяемая технология иллюстрируется схемой на рис. 6, где синими «звездочками» отмечены погрешности $\delta \mathbf{i}_s^{g\omega}$ дискретного измерения квазикоординаты в моменты времени t_s (указаны значения индекса s), зелеными пунктирными линиями выделены полиномы $\tilde{\mathbf{i}}_k^{g\omega}(\tau)$ 3-го порядка и бордовыми линиями представлены гладко сопряженные полиномы $\delta \hat{\mathbf{i}}_k^{g\omega}(\tau)$ 5-го порядка. В нижней части этого рисунка приведена погрешность $\delta \omega^g(\tau)$ непрерывной оценки $\hat{\omega}^g(\tau)$ угловой скорости. Оценка $\hat{\omega}^g(\tau)$ строго согласована с оценкой $\hat{\mathbf{i}}_k^{g\omega}(\tau)$, так как она получается по аналитическим соотношениям.

При компенсации влияния вектора дрейфа \mathbf{b}^g и погрешности коэффициента m получается непрерывная векторная оценка $\hat{\mathbf{i}}_k^{g\omega}(\tau) = (1 - \hat{m}_k)(\tilde{\mathbf{i}}_k^{g\omega}(\tau) - \hat{\mathbf{b}}_k^g \tau)$ в базисе \mathbf{G} . В базисе \mathbf{A} непрерывная оценка вектора приращений квазикоординат $\hat{\mathbf{i}}_k^\omega(\tau) = (\hat{\mathbf{S}}_k^\Delta)^t \hat{\mathbf{i}}_k^{g\omega}(\tau)$, а непрерывная оценка $\hat{\omega}_k^g(\tau)$ вектора угловой скорости получается аналитическим дифференцированием, что обеспечивает полное соответствие сплайнов $\hat{\mathbf{i}}_k^\omega(\tau)$ и $\hat{\omega}_k^g(\tau)$.

Идентификация вектора дрейфа \mathbf{b}^g ИИМ выполняется с применением дискретного наблюдателя Луенбергера. Для определения структуры этого наблюдателя используется линеаризованная модель ИИМ, где $\mathbf{S}^\Delta \equiv \mathbf{I}_3$, $m(t) \equiv 0$, орт $\mathbf{e}_k(\tau)$ вектора МПР $\boldsymbol{\sigma}_k(\tau)$ неизменен в базисе \mathbf{I} , т.е. $\mathbf{e}_k(\tau) \cong \mathbf{e}_k$ на k -ом временном полуинтервале с локальным временем $\tau = t - kT_o \in [0, T_o)$, а вектор дрейфа $\mathbf{b}^g(\tau)$ считается постоянным, т.е. $d\mathbf{b}_k^g(\tau)/d\tau \equiv \dot{\mathbf{b}}_k^g(\tau) = \mathbf{0} \quad \forall \tau \in [0, T_o)$. Если при этом шум измерений ИИМ и АС не учитывается, то дискретное изменение вектора $\mathbf{p}_k = 4\boldsymbol{\sigma}_k \approx \dot{\boldsymbol{\phi}}_k$ с периодом T_o представляется соотношением $\mathbf{p}_{k+1} = \mathbf{p}_k + \mathbf{i}_k^\omega + \mathbf{b}_k^g T_o$, а значения $\mathbf{p}_k^a = \mathbf{p}_k$ аналитически определяются по соотношениям $\mathbf{A} \Rightarrow \boldsymbol{\sigma}$, $\mathbf{p} = 4\boldsymbol{\sigma}$ на основе дискретных сигналов АС в виде $\mathbf{A}_{mk}^a = \mathbf{A}_k$. При отсутствии измерения вектора \mathbf{b}_k^g аналитически решена задача синтеза асимптотически устойчивого линейного дискретного фильтра Луенбергера (ФЛ), а для получения дискретных

оценок $\hat{\mathbf{b}}_k^g$ вектора \mathbf{b}_k^g выполнен синтез нелинейного дискретного ФЛ, где используются кватернионные и векторные соотношения, а также интегрирование нелинейного уравнения $\dot{\hat{\boldsymbol{\sigma}}}_k^g = \mathbf{F}^\sigma(\hat{\boldsymbol{\sigma}}_k^g, \hat{\omega}_k^g)$ для вектора МПР методом ODE45. При прямом учете шумов измерений АС наблюдатель этой же структуры может представляться расширенным фильтром Калмана (ФК). При этом постоянные матрицы ковариации и коэффициентов усиления аналитически определяются только для установившихся режима работы ФК. Здесь при идентификации вектора дрейфа \mathbf{b}_k^g необходимо численно решать матричное уравнение Рикатти. В этих условиях рационально применять наблюдатель дрейфа ИММ в форме ФЛ при назначении его параметров из условий обеспечения качества оценки $\hat{\mathbf{b}}^g$, близкого к качеству фильтра Калмана.

ЮСТИРОВКА И КАЛИБРОВКА СОУП

На фоне выполнения целевых задач спутника формируется группа «скользящих окон». В каждом окне (i) получают оценки вектора угловой скорости $\hat{\omega}_i^g$ с периодом T_p в базисе \mathbf{G} ; (ii) по измерениям АС формируется набор значений $\boldsymbol{\sigma}_{mk}^a$, выполняется их аппроксимация по МНК и формируются значения $\hat{\omega}_i^a$. Далее выполняется переиндексация, вычисляются модули $\hat{\omega}_i^g = |\hat{\omega}_i^g|$, $\hat{\omega}_i^a = |\hat{\omega}_i^a|$ и орты $\hat{\mathbf{e}}_{\omega_i}^g = \hat{\omega}_i^g / \hat{\omega}_i^g$, $\hat{\mathbf{e}}_{\omega_i}^a = \hat{\omega}_i^a / \hat{\omega}_i^a$. Задача юстировки ортогональных базисов \mathbf{A} и \mathbf{G} решается алгоритмом QUEST на основе значений ортов $\mathbf{a}_i = \hat{\mathbf{e}}_{\omega_i}^a$ в базисе \mathbf{A} и ортов $\mathbf{g}_i = \hat{\mathbf{e}}_{\omega_i}^g$ в базисе \mathbf{G} . Для калибровки погрешности масштабного коэффициента m вычисляется последовательность значений $m_i = 1 - \hat{\omega}_i^g / \hat{\omega}_i^a$, оценка \hat{m} получается их осреднением и применяется как \hat{m}_k до следующей калибровки. Применяемая технология цифровой фильтрации выходных сигналов СОУП иллюстрируется на рис. 7.

ИМИТАЦИЯ РАБОТЫ СОУП

При имитации работы СОУП применялись СКО $\sigma^a = 0.3$ угл. сек $\sqrt{\text{Гц}}$ на частоте 1 Гц и $\sigma^b = 0.001$ угл. сек $\sqrt{\text{Гц}}$ на частоте 128 Гц для выходных сигналов АС и ИИМ соответственно. Вектор $\mathbf{b}^g = \{b_i^g\}$ дрейфа ИИМ был принят с компонентами $b_i^g \in [-1, 1]$ угл. сек/с, которые медленно изменяются. Параметры ФЛ были назначены из условия близости его качества оценки дрейфа ИИМ к качеству фильтра Калмана, когда тестовый вектор дрейфа ИИМ $\mathbf{b}^g = \{1, -0.8, 0.3\}$ угл.сек/сек восстанавлива-

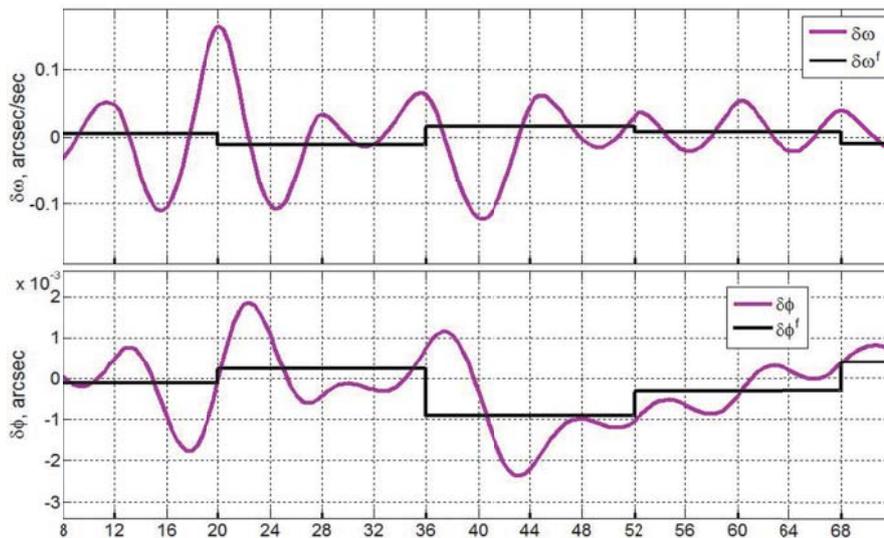


Рис. 7. Погрешности цифровой фильтрации выходных сигналов СОУП

ется за время ≈ 60 секунд. В моменты времени t_i с периодом $T_p = 0.125$ с погрешность оценки ориентации КА представляется вектором $\delta_i \equiv \delta\phi_i$. Цифровая фильтрация вектора δ_i с частотой 8 Гц дает вектор $\delta^f(t)$, его компоненты $\delta_i^f(t)$ изображены на рис. 8. На рис. 9 приведены погрешности СОУП для компонентов $\delta\omega_i^f(t)$ вектора $\delta\omega^f(t)$ при определении вектора угловой скорости и цифровой фильтрации его значений с частотой 8 Гц.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Кратко представлены разработанные методы юстировки и калибровки информационно-измерительных систем на борту космических аппаратов опико-электронного и радиоэлектронного наблюдения. Эти методы основаны на известных приемах сглаживания – аппроксимации, фильтрации векторных измерений и интерполяции результатов фильтрации векторными сплайнами. Представлены некоторые конкретные чис-

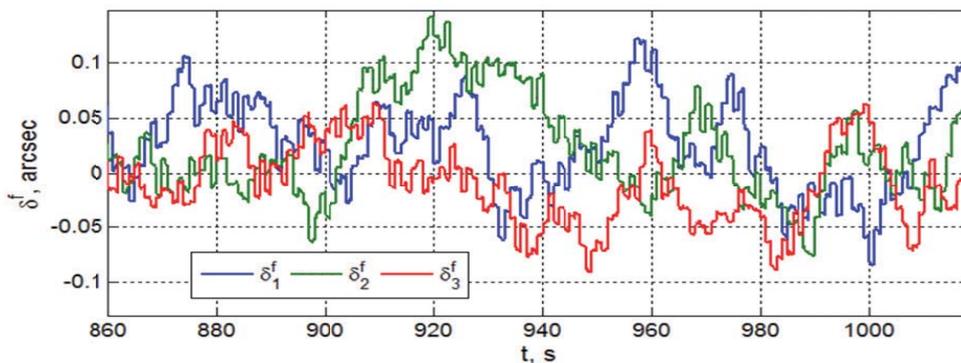


Рис. 8. Погрешности определения ориентации

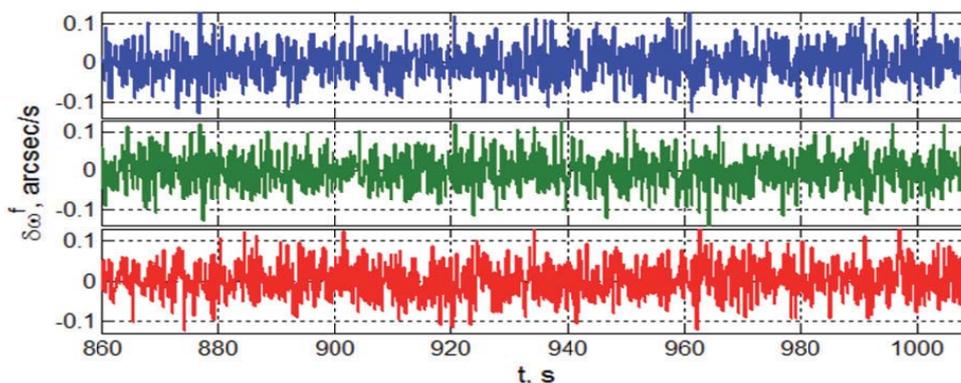


Рис. 9. Погрешности определения скорости

ленные результаты, демонстрирующие эффективность предложенных методов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Михельсон Н.Н.* Оптические телескопы. Теория и конструкция. М.: Наука. 1976.
2. *Сомов Е.И., Бутырин С.А.* Уточнение ориентации космического телескопа на основе апостериорной бортовой обработки измерительной информации // Известия Самарского научного центра РАН. 2008. Т. 9. № 3. С. 790-798.
3. *Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю.* Радиовидение – радиолокационные системы зондирования Земли. М.: Радиотехника. 2005.
4. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования / *В.С. Верба, Л.Б. Неронский, И.Г. Осипов, В.Э. Турук.* М.: Радиотехника. 2010.
5. Система наведения крупногабаритной трансформируемой антенны / *А.А. Алексеенко, Е.В. Бикеев, М.О. Дорофеев, М.В. Лукьяненко, М.Г. Матыленко* // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета. 2014. № 1(53). С. 104-108.
6. Способ компенсации деформаций конструкции крупногабаритной антенны космического аппарата / *Е.В. Бикеев, Е.Н. Якимов, М.Г. Матыленко, Г.П. Титов* // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета. 2016. Том 17, № 3. С. 673-683.
7. Моделирование и исследование системы ориентации и стабилизации геостационарного информационного спутника с несимметричной упругой конструкцией / *Е.И. Сомов, С.А. Бутырин, Е.Н. Якимов, В.А. Раевский, Г.П. Титов, М.Г. Матыленко* // Труды всероссийской конференции «Управление в морских и аэрокосмических системах». Санкт-Петербург. 2016. С. 317-326.
8. *Ланцош К.* Практические методы прикладного анализа. М.: Физматлит. 1961.
9. *Orfanidis S.J.* Introduction to Signal Processing. Prentice-Hall: Englewood Cliffs. 1996.
10. *Markley F.L., Mortari D.* Quaternion attitude estimation using vector observation // The Journal of the Astronautical Sciences. 2000. Vol. 48. No. 2&3. P. 359-379.
11. *Somov Ye.I., Butyrin S.A.* In-flight alignment of a space telescope and a star tracker cluster at a scanning observation of the Earth marked objects // Proceedings of 19th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigational Systems. Saint Petersburg. 2012. P. 242-244.
12. *Сомов Е.И., Бутырин С.А.* Комплексование наблюдательной и навигационной информации для верификации работы системы управления спутника и улучшения измерительных свойств космических снимков // Сб. трудов научно-технической конференции «Техническое зрение в системах управления 2011». М.: Институт космических исследований РАН. 2012. С. 138-142.

ALIGNMENT AND CALIBRATION OF AN INFORMATION-MEASURING SYSTEM FOR THE ORIENTATION DETERMINATING A LAND-IMAGERY SATELLITE AND ITS OBSERVING EQUIPMENT

© 2018 S.Ye. Somov

Samara Scientific Centre, Russian Academy of Sciences

We consider problems on alignment and calibration of an information-measuring system onboard spacecraft for optoelectronic and radio electronic observation. Such systems are designed to determine the orientation of both the body of the satellite and its main onboard observation equipment - accordingly, telescopes and large-sized radar antennas.

Keywords: land-survey satellite, attitude determination, information-measuring system, alignment, calibration