

Повышение точности системы управления ориентацией спутника дистанционного зондирования Земли

Ю.А. Кузнецов, А.В. Гудзенко

*Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт»,
Харьков, Украина*

E-mail: shurman_g@mail.ru

Рассмотрены методы калибровки измерительных модулей спутника дистанционного зондирования Земли в процессе эксплуатации на орбите, их особенности и режимы функционирования. Даны рекомендации наилучшего их применения.

Ключевые слова: спутник дистанционного зондирования Земли, калибровка, датчик угловой скорости, астро-измерительная система, фильтр Льюнбергера.

Введение

В настоящее время во всем мире наблюдается стремительный прогресс в области создания и развития космических средств и технологий дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Космические средства ДЗЗ и наземная инфраструктура для приема, обработки и хранения космической информации должны создаваться и совершенствоваться в максимальном соответствии с задачами хозяйственных и научных организаций – потребителей спутниковых данных. На современном этапе главной задачей ДЗЗ является регулярное обеспечение космической информацией широкого круга потребителей по основным направлениям деятельности социально-экономической сферы. Требования к космической информации, выдвигаемые потребителями, довольно высокие. Одним из перспективных направлений развития систем ДЗЗ является внедрение новых методов, обеспечивающих повышение точности принимаемой информации потребителем, в частности точности систем управления ориентацией и стабилизации спутников ДЗЗ.

На сегодняшний день все большее распространение при решении задачи ориентации в различных сферах деятельности получают бесплатформенные инерциальные системы на базе микромеханических чувствительных элементов, корректируемые по астроизмерениям и интегрируемые со спутниковыми навигационными системами. К достоинствам таких чувствительных элементов можно отнести их малую массу, небольшие габариты, низкое энергопотребление, высокую надежность и относительную дешевизну. Существенным недостатком является их низкая точность и ограниченное время автономной работы (Распопов, 2007).

В процессе подготовки чувствительных элементов к эксплуатации на объекте проводят процедуру предварительных испытаний для уточнения моделей ошибок приборов. Однако в процессе функционирования аппарата может оказаться, что измерительные приборы установлены с довольно большими ошибками или в процессе эксплуатации, за счет вибраций и температурных деформаций конструкции объекта управления, ошибки установки существенно изменились. Для наземных систем, в большинстве случаев, возможно снятие

такой системы с объекта и проведение повторного уточнения. Для космических систем, уже функционирующих на орбите, такую процедуру провести затруднительно.

Настоящая работа посвящена вопросам калибровки измерительного модуля спутника ДЗЗ в процессе эксплуатации на орбите. Задача исследования состояла в установлении детерминированных ошибок рассогласования чувствительных осей измерительных приборов, определении масштабных коэффициентов и дрейфа нуля.

Постановка задачи

В данной работе ставится задача разработать и исследовать алгоритмы определения взаимного углового положения приборных систем координат (ПСК) датчика угловой скорости (ДУС) и астроизмерительной системы (АИС) в процессе полета спутника ДЗЗ. В отличие от работы (Кузнецов, Гудзенко, 2012), в данной статье рассмотрены более точные модели ошибок чувствительных элементов на этапе моделирования и алгоритмы калибровки масштабного коэффициента и дрейфа нуля.

Модели измерений ДУС и АИС представлены формулами (1) и (2), соответственно:

$$\omega^* = \omega + \delta\omega^*, \quad (1)$$

$$A^* = A \circ \delta A^*. \quad (2)$$

Здесь векторы ошибок измерений ДУС $\delta\omega^*$ и АИС δA^* в общем случае представлены формулами (3) и (4):

$$\delta\omega^* = A\omega + (-\delta K_\omega + \delta\Psi_\omega) \cdot \omega + \xi_\omega, \quad (3)$$

$$\delta A^* = \delta\Psi_A \circ \delta\Xi, \quad (4)$$

где $A\omega$ – вектор дрейфа нуля, $A\omega = (A\omega_x; A\omega_y; A\omega_z)^T$; δK_ω – матрица ошибок масштабного коэффициента, $\delta K_\omega = \begin{pmatrix} \delta K_{\omega x} & 0 & 0 \\ 0 & \delta K_{\omega y} & 0 \\ 0 & 0 & \delta K_{\omega z} \end{pmatrix}$; $\delta\Psi_\omega$ – матрица ошибок несоосности осей чувствительности с ПСК, $\delta\Psi_\omega = \begin{pmatrix} 0 & \delta\Psi_{\omega xy} & -\delta\Psi_{\omega xz} \\ -\delta\Psi_{\omega yx} & 0 & \delta\Psi_{\omega yz} \\ \delta\Psi_{\omega zx} & -\delta\Psi_{\omega zy} & 0 \end{pmatrix}$; ω – вектор

истинного значения угловой скорости, $\omega = (\omega_x; \omega_y; \omega_z)^T$; ξ_ω – вектор шума измерений, $\xi_\omega = (\xi_{\omega x}; \xi_{\omega y}; \xi_{\omega z})^T$; A – кватернион истинной ориентации объекта, $A = (\lambda_0; \lambda_1; \lambda_2; \lambda_3)^T$; $\delta\Psi_A$, $\delta\Xi$ – детерминированная и случайная составляющие кватерниона ошибки ориентации, $\delta\Psi_A = (\delta\Psi_{A0}; \delta\Psi_{Ax}; \delta\Psi_{Ay}; \delta\Psi_{Az})^T$, $\delta\Xi = (\delta\Xi_0; \delta\Xi_x; \delta\Xi_y; \delta\Xi_z)^T$.

В общем случае, математическую модель спутника ДЗЗ можно описать системой дифференциальных уравнений (5) (Бранец, Шмыглевский, 1973):

$$\begin{cases} \dot{A} = 0,5 A \circ \omega, \\ I \dot{\omega} + (\omega \times I \omega) + L \ddot{x} = M, \\ \ddot{x} + K \dot{x} + Cx = Q \dot{\omega}, \\ \dot{\theta} = \omega, \end{cases} \quad (5)$$

где $\mathbf{A}$ – кватернион ориентации объекта; $\mathbf{I}$ – матрица моментов инерции спутника относительно связанной системы координат (ССК) при недеформированных упругих элементах; $\boldsymbol{\omega}$ – вектор абсолютной угловой скорости вращения спутника в проекциях на те же оси, $\boldsymbol{\omega} = (\omega_x; \omega_y; \omega_z)^T$; $\mathbf{M}$ – управляющий момент, который принадлежит некоторому допустимому множеству управлений, обусловленному возможностями исполнительных органов системы управления объекта, $\mathbf{M} = (M_x; M_y; M_z)^T$; $\mathbf{L}$ – матрица влияния упругих элементов (панели солнечных батарей, антенны, штанги и др. элементы конструкции) на движение жесткого ядра; $\mathbf{Q}$ – матрица влияния движения жесткого ядра на динамику упругих элементов; $\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}$ – вектор обобщенных координат и его производная, которые описывают колебания упругих элементов; $\mathbf{K}$ – матрица коэффициентов демпфирования; $\mathbf{C}$ – матрица квадратов собственных частот упругих элементов; $\boldsymbol{\theta}$ – вектор угла кажущегося поворота.

Первое уравнение описывает кинематику спутника ДЗЗ. Второе и четвертое уравнения описывают динамику жесткого ядра объекта. Третье уравнение описывает динамику упругих элементов аппарата, прикрепленных к жесткому ядру.

Геометрический метод решения

Подход к геометрическому методу решения был позаимствован из работы (Сомов, Бутырин, 2010) и более детально рассмотрен и изложен в виде алгоритма в работе (Кузнецов, Гудзенко, 2012). Отметим только основные результаты этой работы. Алгоритм строится на основе оценок проекций угловой скорости спутника, полученных по измерениям ДУС и АИС. Матрица рассогласования осей ПСК ДУС и ПСК АИС находится из уравнений связи оценок угловых скоростей рекуррентным методом наименьших квадратов. Данный подход не позволяет идентифицировать отдельно все составляющие детерминированной ошибки, а именно дрейф нуля, ошибки рассогласования ПСК и масштабный коэффициент. Поэтому его необходимо применять после алгоритмов определения масштабного коэффициента и дрейфа нуля, которые описаны ниже.

Калибровка масштабного коэффициента и дрейфа нуля

Оценка дрейфа нулевого сигнала инерциального блока осуществляется с помощью стационарного наблюдателя типа фильтра Льюнбергера с расширенным вектором состояния в соответствие с системой (6) (Бранец, Шмыглевский, 1973; Кузовков, 1976; Андреев, 1976):

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{A}} = 0,5 \mathbf{A} \circ (\boldsymbol{\omega}^* + \mathbf{K}_B \cdot \text{vect}(\Delta \mathbf{A}) - \Delta \boldsymbol{\omega}); \\ \Delta \dot{\boldsymbol{\omega}} = -\mathbf{K}_U \cdot \text{vect}(\Delta \mathbf{A}), \end{cases} \quad (6)$$

где $\boldsymbol{\omega}^*$ – вектор угловой скорости, полученный по измерениям ДУС (1); $\Delta \boldsymbol{\omega}$ – оценка вектора угловой скорости ухода ПСК; $\mathbf{K}_U, \mathbf{K}_B$ – матрицы столбцы коэффициентов фильтра; $\Delta \mathbf{A}$ – кватернион рассогласования, $\Delta \mathbf{A} = \mathbf{A}^{-1} \circ \mathbf{A}^*$; $\mathbf{A}^*$ – кватернион ориентации, полученный по показаниям АИС (2).

Данный алгоритм показал свою эффективность и способность с высокой точностью идентифицировать ошибку нулевого сигнала при влиянии других ошибок как в фоновом, так и в специальном режимах работы. Численные значения коэффициентов фильтра (6) могут быть выбраны из заданного быстродействия системы и требуемой установившейся ошибки оценки.

Для математического моделирования использовались следующие значения параметров ошибки измерений ДУС:

$$\delta K_{\omega} = \begin{pmatrix} -0,005 & 0 & 0 \\ 0 & -0,002 & 0 \\ 0 & 0 & -0,004 \end{pmatrix}; \quad \delta \Psi_{\omega} = \begin{pmatrix} 0 & 2,5 \cdot 10^{-5} & -3 \cdot 10^{-5} \\ -2,5 \cdot 10^{-5} & 0 & -2 \cdot 10^{-5} \\ 3 \cdot 10^{-5} & 2 \cdot 10^{-5} & 0 \end{pmatrix};$$

$$\Delta \omega = (1 \cdot 10^{-4}; 2 \cdot 10^{-4}; -1,5 \cdot 10^{-4})^T, \text{ рад/с.}$$

Результаты численного моделирования представлены на *рис. 1*, из которого видно, что дрейф нуля возможно идентифицировать с высокой точностью и отдельно от остальных составляющих ошибки. При этом следует отметить, что для приведенного процесса окончательное значение дрейфа нуля необходимо получить путем осреднения его на установившемся участке оценки.

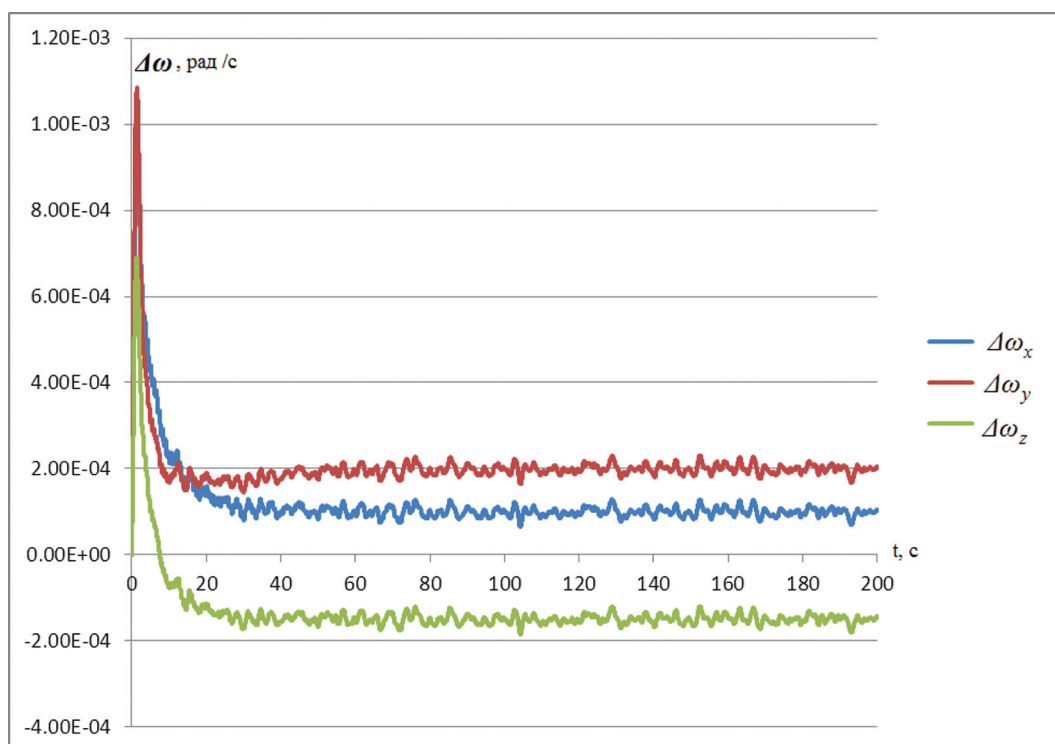


Рис. 1. Оценка дрейфа нуля

Алгоритм идентификации ошибки нулевого сигнала может быть также построен на основе вычисления ошибки ориентации, накопленной за время работы системы на гиropaмяти.

Для определения ошибки масштабного коэффициента применяется следующая процедура. Спутник нацеливается на известный репер (в качестве репера может выступать любой объект, координаты которого известны с большой точностью и не меняющего своего положения за время проведения эксперимента, например, звезда) с большой точностью. Производится перевыставка кватерниона ориентации A , с целью исключения накопленной ошибки. Осуществляется специальный маневр на 360° вокруг оси, ортогональной оси визирования звезды. Полученная ошибка между показаниями АИС до и после маневра позволит определить ошибку масштабного коэффициента. Результаты моделирования для ошибок, приведенных ранее, представлены на *рис. 2*.

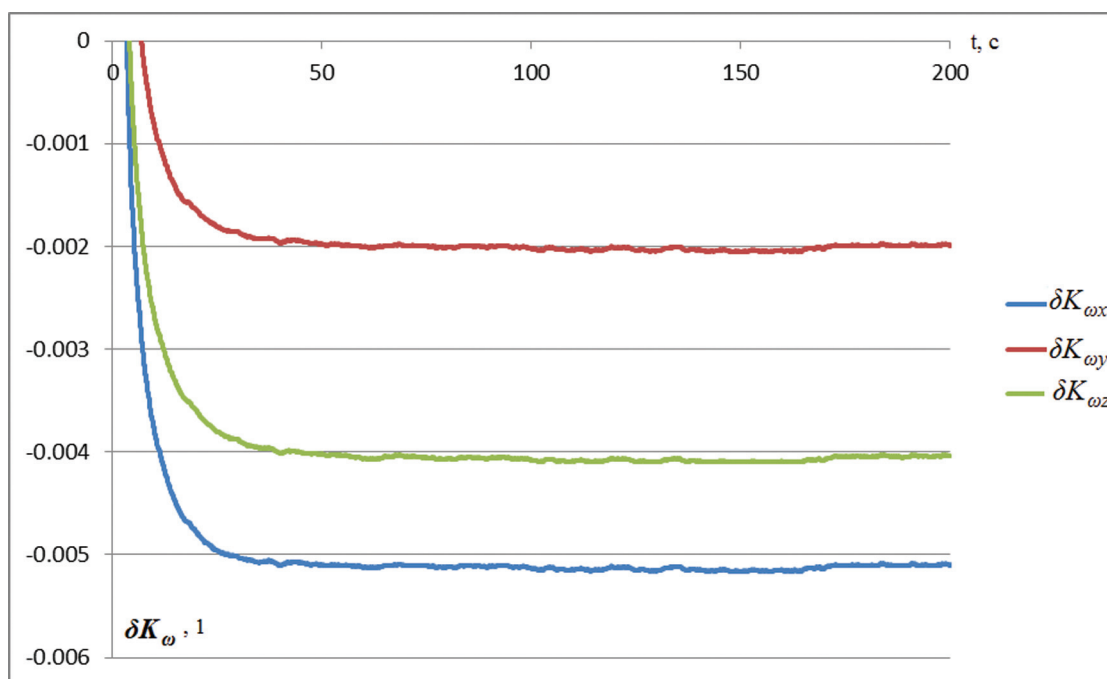


Рис. 2. Оценка масштабного коэффициента

Для анализа эффективности предложенного алгоритма повышения точности системы управления ориентацией проводилось комплексное моделирование с учетом всех составляющих ошибки измерений ДУС. Осуществлялся разворот аппарата ДЗЗ на некоторый угол и с последующим удержанием его в таком положении. На *рис. 3–4* представлены результаты моделирования – угловая скорость аппарата как наиболее информативное показание для данного эксперимента. На *рис. 3* показано изменение угловой скорости аппарата, без компенсации ошибок, а на *рис. 4* – движение спутника с учетом ошибок и использованием фильтра Калмана для компенсации шумовой составляющей в измерениях ДУС. Из результатов видно, что процесс становится значительно более плавным, быстрым и эффективным, точность управления повышается на порядок.

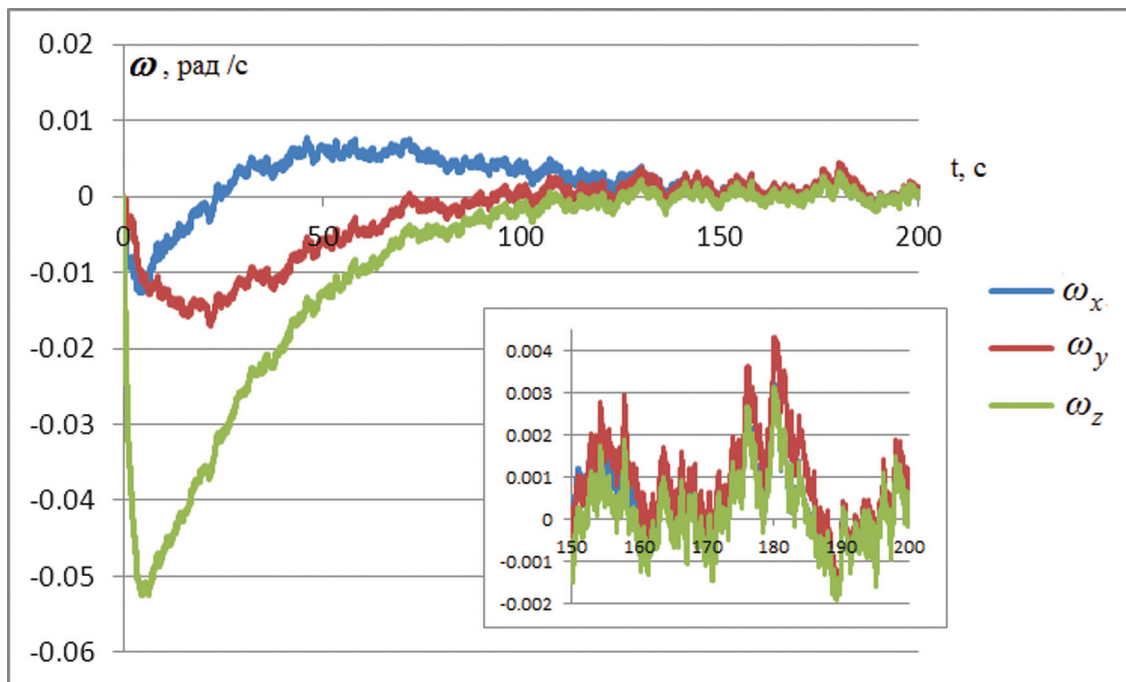


Рис. 3. Графики угловой скорости спутника ДЗЗ
без компенсации ошибок измерений

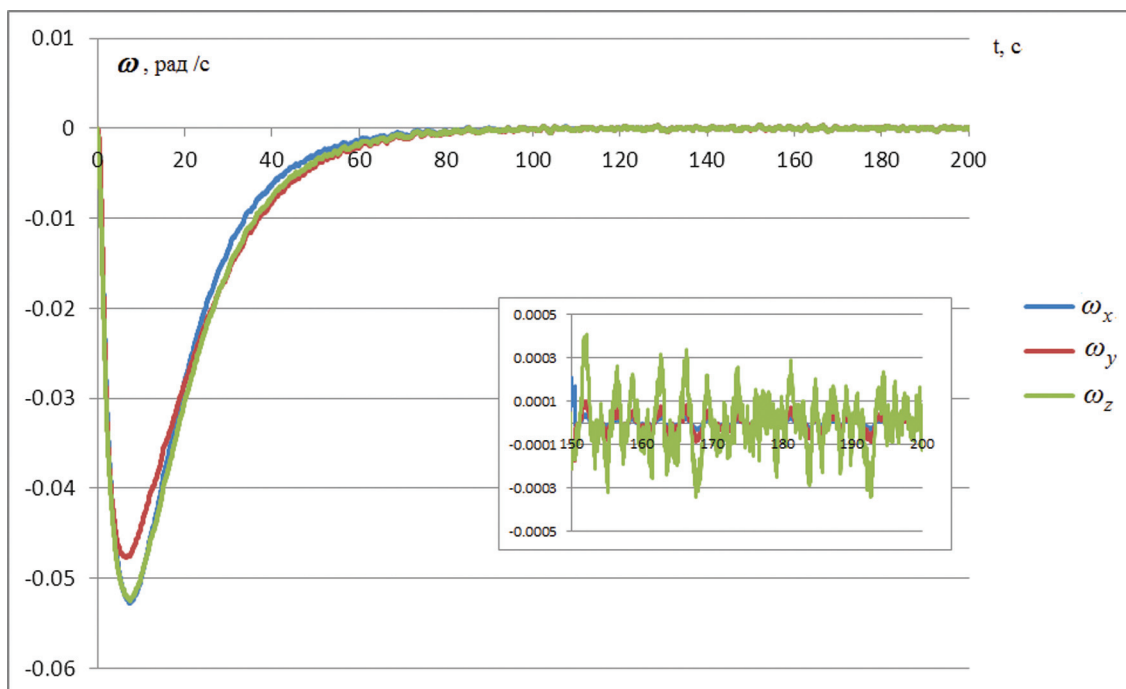


Рис. 4. Графики угловой скорости спутника ДЗЗ
с компенсацией ошибок измерений

Выводы

На данном этапе развития общества широкий круг потребителей из разных сфер социально-экономических отраслей нуждается в недорогих и простых способах получения данных ДЗЗ. Создание относительно дешевых малых спутников ДЗЗ способно значительно снизить стоимость получаемой космической информации, однако к существенным недостаткам использования таких аппаратов стоит отнести тот факт, что пространственное разрешение больших спутников примерно на порядок лучше малых. Одним из путей преодоления этого недостатка является совершенствование алгоритмического обеспечения бортовых компьютеров систем управления спутников ДЗЗ.

Работа является развитием исследований, выполненных авторами ранее, и имеет целью надежное оценивание численных характеристик остаточной неопределенности взаимной ориентации систем измерительных приборов – датчиков угловых скоростей и астродатчиков. Рассмотренные методы позволяют идентифицировать ошибки масштабного коэффициента, дрейфа нуля ДУС и несоосности ПСК ДУС и ПСК АИС с высокой точностью в процессе эксплуатации спутника ДЗЗ на орбите, что способствует повышению точности ориентации малых аппаратов и, как следствие, повышению качества получаемой космической информации.

Литература

1. *Андреев Ю.Н.* Управление конечномерными линейными объектами. М.: Наука. 1976. 424 с.
2. *Бранец В.Н., Шмыглевский И.П.* Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. М.: Наука. 1973. 320 с.
3. *Кузнецов Ю.А., Гудзенко А.В.* Разработка алгоритмов определения погрешности взаимной установки ДУС и АИС системы управления КА // XXV международная научная конференция «Математические методы в технике и технологиях ММТТ-25»: Сб. трудов. Том 6 / Под общ. ред. А.А. Большакова. Саратов, 2012. С. 77–79.
4. *Кузовков Н.Т.* Модальное управление и наблюдающие устройства. М.: Машиностроение. 1976. 270 с.
5. *Лебедев Д.В., Ткаченко А.И.* Калибровка информационно-измерительного комплекса космического аппарата, предназначенного для съемки земной поверхности // Проблемы управления и информатики. 2004. № 1. С. 101–120.
6. *Распопов В.Я.* Микромеханические приборы: Учебное пособие. М.: Машиностроение, 2007. 400 с.
7. *Сомов Е.И., Бутырин С.А.* Цифровая обработка сигналов, калибровка и юстировка платформенной инерциальной системы определения ориентации маневрирующего космического аппарата // XVII Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам: Сб. материалов. Санкт-Петербург, ЦНИИ «Электроприбор». 2010. С. 75–77.

Increasing the accuracy of orientation control system of land remote sensing satellite

Yu.A. Kuznyetsov, O.V. Gudzenko

*National Technical University “Kharkiv Polytechnic Institute”, Kharkiv, Ukraine
E-mail: shurman_g@mail.ru*

The methods of calibration of measuring systems of land remote sensing satellite in the operation process on orbit, their peculiarities and operating mode are discussed. The recommendations of their best application are presented.

Keywords: land remote sensing satellite, calibration, angular rate sensor, open-loop tracker, Leuenberge filter.