УДК 681.2.088:681.782
DOI: 10.17586/0021-3454-2022-65-4-247-253

АВТОНОМНЫЙ МЕТОД ФОРМИРОВАНИЯ ОЦЕНОК ПАРАМЕТРОВ ОРИЕНТАЦИИ ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКОВ

Т. В. Данилова*, М. А. Архипова, М. А. Маслова

Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Россия
**vka@mil.ru*

Аннотация. Предложен метод формирования уточненных оценок углов положения звездных датчиков, жестко закрепленных на корпусе космического аппарата, при наличии высокоточных данных о параметрах орбиты. Приборные погрешности измерений координат звезд в датчиках составляют несколько десятых долей угловой секунды. Вышеуказанные оценки углов положения оптических осей датчиков определяются путем численного решения системы матричных уравнений. Применение метода приводит к существенному, на один-два порядка, снижению погрешностей параметров ориентации приборов относительно корпуса аппарата и как следствие — к формированию высокоточных оценок параметров ориентации корпуса космического аппарата в геоцентрической и подвижной орбитальной системах координат. Получаемые средние значения погрешностей не превышают нескольких угловых секунд, а подчас снижаются до уровня приборных погрешностей измерений координат звезд в датчиках. Приводятся результаты моделирования и рекомендации по применению метода.

Ключевые слова: *автономная ориентация, автономная навигация, бортовой комплекс управления, космический аппарат, звездный датчик, случайные погрешности измерений*

Ссылка для цитирования: *Данилова Т. В., Архипова М. А., Маслова М. А.* Автономный метод формирования оценок параметров ориентации звездных датчиков // Изв. вузов. Приборостроение. 2022. Т. 65, № 4. С. 247—253. DOI: 10.17586/0021-3454-2022-65-4-247-253

AUTONOMOUS METHOD FOR FORMING ESTIMATIONS OF THE STAR TRACKERS ORIENTATION PARAMETERS

T. V. Danilova*, M. A. Arkhipova, M. A. Maslova

A. F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersurg, Russia
**vka@mil.ru*

Abstract. A method is proposed for generating refined estimates of the position angles of star sensors rigidly fixed on the spacecraft body, in the presence of high-precision data on the orbit parameters. The instrumental errors in measuring stars coordinates by the sensors are several tenths of a second of arc. The estimates of the position angles of the trackers optical axes are determined by numerically solving a system of matrix equations. Application of the propose method leads to a significant, by one or two orders of magnitude, reduction in the errors in the orientation parameters of the instruments relative to the spacecraft body and, as a result, to formation of high-precision estimates of the spacecraft body orientation parameters in the geocentric and moving orbital coordinate systems. The resulting average errors do not exceed a few arcseconds, and sometimes decrease to the level of instrumental errors in measuring the coordinates of stars by the trackers. Results of modeling are presented and recommendations for the algorithm application are given.

Keywords: autonomous orientation, autonomous navigation, onboard control system, spacecraft, star tracker, random measurement errors

© Данилова Т. В., Архипова М. А., Маслова М. А., 2022

For citation: Danilova T. V., Arkhipova M. A., Maslova M. A. Autonomous method for forming estimations of the star trackers orientation parameters. *Journal of Instrument Engineering.* 2022. Vol. 65, N 4. P. 247—253 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2022-65-4-247-253.

Введение. Повышение уровня автономности функционирования систем управления космическими аппаратами (КА) и расширение спектра задач, решаемых бортовым комплексом управления (БКУ), является общей тенденцией развития космических технологий. Одно из направлений развития БКУ — создание систем автономной навигации и ориентации, формирующих необходимые для выполнения программы полета навигационное поле и оценки ориентации корпуса КА на основе бортовых измерений. Звездные датчики (ЗД) широко применяются для определения ориентации корпуса КА в инерциальной геоцентрической и подвижной орбитальной системах координат [1—3]. Практически все современные КА оснащаются астродатчиками, научные разработки и промышленное производство которых находятся в стадии активного развития [4—8].

Возможно жесткое крепление ЗД к корпусу КА или помещение прибора в карданов подвес. В первом случае параметрами ориентации ЗД в системе координат, связанной с корпусом КА, являются углы крепления: прямое восхождение (λ) и склонение (ρ) оптической оси прибора [3].

На основе измерения координат звезд и звездных величин и последующего распознавания звезд определяется геоцентрическая ориентация осей датчика, а затем, с использованием данных о его положении относительно корпуса КА, оценивается и ориентация корпуса КА в геоцентрической экваториальной инерциальной системе координат (ГЭИСК). После этого оценки параметров орбиты позволяют рассчитать ориентацию КА в текущей орбитальной системе координат (ТОСК). При жестком креплении ЗД на корпусе КА углы положения известны в лучшем случае с точностью до нескольких десятков угловых секунд, что приводит к погрешностям такого же порядка в определении ориентации КА в ГЭИСК и, как следствие, даже при наличии высокоточных оценок орбиты, — в ТОСК [3, 9].

Для повышения точности оценки параметров ориентации КА, формируемых на основе астроизмерений, необходимо снижать погрешность углов крепления, следовательно, задача разработки метода формирования уточненных оценок параметров ориентации ЗД относительно корпуса КА является актуальной, ее решение имеет большое практическое значение.

Постановка задачи. Формировать оценки углов крепления ЗД на корпусе КА возможно, используя результаты измерений в приборе и расчета геоцентрической ориентации его осей, т.е. матрицы перехода из приборной системы координат (ПСК) в геоцентрическую. С другой стороны, эта матрица может быть получена на основе данных о параметрах орбиты, ориентации КА в ТОСК и положения оптической оси прибора относительно корпуса аппарата с использованием соответствующих матриц перехода, что позволяет для расчета требуемых оценок составить систему матричных уравнений.

Задача решается при следующих исходных данных. Полагается, что проведено S измерительных сеансов в P звездных датчиках, в которых случайные погрешности измерений координат звезд $\sigma_{\text{пр}}$ не превышают 0,5″. Предварительные значения углов крепления приборов λ_{p0} и ρ_{p0} известны с определенными погрешностями: $\Delta\lambda_{p0} = \Delta\rho_{p0}$, $p = 1,\ldots,P$.

Оценки параметров орбиты КА известны с точностью до нескольких десятков метров по вектору положения. Если обозначить оценки оскулирующих элементов орбиты на s-м измерительном сеансе через $\mathbf{q}_s = (a_s, e_s, i_s, \Omega_s, \omega_s, \theta_s)$, где a_s — большая полуось, e_s — эксцентриситет, i_s и Ω_s — наклонение плоскости орбиты и аргумент восходящего узла, ω_s —

аргумент перигея, θ_s — истинная аномалия, то текущая матрица перехода из ТОСК в ГЭИСК $\mathbf{Q}_s$, $s = 1,\ldots,S$, определяется таким образом:

$$\mathbf{Q}_s = \begin{vmatrix} \cos\Omega_s \cdot \cos u_s - \sin\Omega_s \cdot \sin u_s \cdot \cos i_s & -\cos\Omega_s \cdot \sin u_s - \sin\Omega_s \cdot \cos u_s \cdot \cos i_s & \sin\Omega_s \cdot \sin i_s \\ \sin\Omega_s \cdot \cos u_s + \cos\Omega_s \cdot \sin u_s \cdot \cos i_s & \cos\Omega_s \cdot \cos u_s \cdot \cos i_s - \sin\Omega_s \cdot \sin u_s & -\cos\Omega_s \cdot \sin i_s \\ \sin u_s \cdot \sin i_s & \cos u_s \cdot \sin i_s & \cos i_s \end{vmatrix},$$

где $u_s = \omega_s + \theta_s$ — угол в орбите.

Измерительные сеансы в звездных датчиках позволяют найти матрицы перехода из приборной системы координат в геоцентрическую $\mathbf{M}_{ps}$ [9]. Наличие этих исходных данных позволяет составить следующую систему матричных уравнений:

$$\mathbf{Q}_s \cdot \mathbf{G}_s \cdot \mathbf{W}_p = \mathbf{M}_{ps}, \tag{1}$$

где $\mathbf{G}_s$ — матрица перехода из связанной системы координат (ССК) в ТОСК,

$$\mathbf{G}_s = \begin{vmatrix} -\sin\vartheta_s \cdot \cos\psi_s & \cos\vartheta_s \cdot \sin\gamma_s + \sin\vartheta_s \cdot \sin\psi_s \cdot \cos\gamma_s & \cos\vartheta_s \cdot \cos\gamma_s - \sin\vartheta_s \cdot \sin\psi_s \cdot \sin\gamma_s \\ \cos\vartheta_s \cdot \cos\psi_s & \sin\vartheta_s \cdot \sin\gamma_s - \cos\vartheta_s \cdot \sin\psi_s \cdot \cos\gamma_s & \sin\vartheta_s \cdot \cos\gamma_s + \cos\vartheta_s \cdot \sin\psi_s \cdot \sin\gamma_s \\ \sin\psi_s & \cos\psi_s \cdot \cos\gamma_s & -\cos\psi_s \cdot \sin\gamma_s \end{vmatrix}, \tag{2}$$

ϑ_s, ψ_s и γ_s — значения углов тангажа, рысканья и крена на измерительном сеансе; $\mathbf{W}_p$ — матрица перехода из ПСК *p*-го датчика в систему координат, связанную с корпусом КА,

$$\mathbf{W}_p = \begin{vmatrix} -\sin\lambda_p & -\cos\lambda_p \cdot \sin\rho_p & \cos\lambda_p \cdot \cos\rho_p \\ \cos\lambda_p & -\sin\lambda_p \cdot \sin\rho_p & \sin\lambda_p \cdot \cos\rho_p \\ 0 & \cos\rho_p & \sin\rho_p \end{vmatrix},$$

λ_p и ρ_p — углы прямого восхождения и склонения оптической оси прибора в ССК.

Погрешности расчета элементов матриц $\mathbf{M}_{ps}$ довольно малы, так как определяются случайными погрешностями измерения координат звезд в приборах, на один-два порядка меньшими погрешностей углов крепления прибора λ_p, ρ_p и данных об ориентации корпуса КА в ТОСК ϑ_s, ψ_s, γ_s. Погрешности расчета элементов матриц $\mathbf{Q}_s$ при наличии высокоточных оценок параметров орбиты также малы. В силу этого погрешностями матриц $\mathbf{Q}_s$ и $\mathbf{M}_{ps}$, имеющими более высокую степень малости в сравнении с погрешностями матриц $\mathbf{G}_s$ и $\mathbf{W}_p$, при решении рассматриваемой задачи пренебрегаем.

Как видно из выражения (1), матрица $\mathbf{M}_{ps}$ зависит не только от λ_p и ρ_p, но и от ϑ_s, ψ_s и γ_s, поэтому при решении системы уравнений (1) параметры ϑ_s, ψ_s и γ_s включаются в вектор неизвестных наряду с λ_p и ρ_p. В итоге система содержит *m* нелинейных уравнений, $m = 9PS$, с *n* неизвестными, $n = 2P + 3S$, причем $m > n$.

Представим данную систему в виде:

$$\mathbf{A}(\mathbf{X}) = \mathbf{0}, \tag{3}$$

где совокупная матрица $\mathbf{A}(\mathbf{X})_{K\times 3} = \left\{\mathbf{Q}_s \cdot \mathbf{G}_s \cdot \mathbf{W}_p - \mathbf{M}_{ps}\right\}$, $K = 3PS$; $\mathbf{0}$ — нулевая (K×3)-матрица; $\mathbf{G}_s$ — матрица, содержащая неизвестные ϑ_s, ψ_s и γ_s; $\mathbf{W}_p$ — матрица, содержащая

неизвестные λ_p и ρ_p; $\mathbf{X}$ — n-мерный вектор неизвестных, $\mathbf{X} = \left(\{\lambda_p, \rho_p\}, \{\vartheta_s, \psi_s, \gamma_s\}\right)$, $\mathbf{X} \in \mathbf{B}$, $\mathbf{B}$ — n-мерное ограниченное пространство неизвестных,

$$\begin{aligned}\mathbf{B} = \Big(&\Big\{\left[\lambda_{p0} - 3\cdot\Delta\lambda_{p0}, \lambda_{p0} + 3\cdot\Delta\lambda_{p0}\right], \left[\rho_{p0} - 3\cdot\Delta\rho_{p0}, \rho_{p0} + 3\cdot\Delta\rho_{p0}\right]\Big\},\\ &\Big\{\left[\vartheta_{s0} - 3\cdot\Delta\vartheta_{s0}, \vartheta_{s0} + 3\cdot\Delta\vartheta_{s0}\right], \left[\psi_{s0} - 3\cdot\Delta\psi_{s0}, \psi_{s0} + 3\cdot\Delta\psi_{s0}\right],\\ &\left[\gamma_{s0} - 3\cdot\Delta\gamma_{s0}, \gamma_{s0} + 3\cdot\Delta\gamma_{s0}\right]\Big\}\Big).\end{aligned} \tag{4}$$

Здесь центральные точки отрезков λ_{p0}, ρ_{p0} и определяющие длину отрезков погрешности $\Delta\lambda_{p0}$, $\Delta\rho_{p0}$ заданы априори; значения ϑ_{s0}, ψ_{s0} и γ_{s0} на каждом измерительном сеансе рассчитываются из матрицы $\mathbf{G}_s$, имеющей вид (2); величины погрешностей углов тангажа, рысканья и крена определяются через погрешности углов крепления: $\Delta\vartheta_{j0} = \Delta\psi_{j0} = \Delta\gamma_{j0} = 3\sqrt{2}\Delta\lambda$, где $\Delta\lambda = \max\limits_{p} \Delta\lambda_{p0}$.

Матрица $\mathbf{G}_s$ рассчитывается на основе данных об орбите и результатов измерений в звездных датчиках: $\mathbf{G}_s = \mathbf{Q}_s^{\mathrm{T}} \cdot \tilde{\mathbf{F}}_s$, где $\tilde{\mathbf{F}}_s$ — матрица перехода из ГЭИСК в ССК на навигационном сеансе s, $\mathbf{F}_s = \dfrac{1}{P} \cdot \sum\limits_{p=1}^{P} \left(\mathbf{W}_p \cdot \mathbf{M}_{ps}^{\mathrm{T}}\right)$, знак „~“ означает операцию ортогонализации матрицы по строкам, которая осуществляет приведение каждой строки к вектору единичной длины.

Сформированная система уравнений (3) решается численно, путем минимизации нормы матрицы левой части $N\left(\mathbf{A}\left(\mathbf{X}\right)\right) = \sqrt{\sum\limits_{k=1}^{K}\sum\limits_{j=1}^{3} a_{kj}^2}$, определяемой как корень квадратный из суммы квадратов элементов матрицы.

Таким образом, требуется найти $\mathbf{X}_{\mathrm{opt}} \in \mathbf{B}$: $N\left(\mathbf{A}\left(\mathbf{X}_{\mathrm{opt}}\right)\right) = \min\limits_{\mathbf{X}\in\mathbf{B}} N\left(\mathbf{A}\left(\mathbf{X}\right)\right)$.

Алгоритм решения. При инициализации 1-го этапа для минимизируемой нормы матрицы левой части решаемой системы (3) устанавливается начальное пространство переменных $\mathbf{B}' = \mathbf{B}$, где $\mathbf{B}$ определено выражением (4).

Для пространства переменных $\mathbf{B}'$ выполняются следующие четыре шага.

1. Установка начального значения искомого вектора $\mathbf{X}$, компоненты которого принимают, как вариант, левые значения соответствующих отрезков в пространстве переменных. Расчет корректирующего n-мерного вектора $\mathbf{H}$, зависящего от $\mathbf{B}'$ и имеющего смысл шага в пространстве переменных. Элементы вектора $\mathbf{H}$ принимают значения в зависимости от длины соответствующих отрезков в одномерном подпространстве $\mathbf{B}$.

2. Расчет матрицы $\mathbf{A}(\mathbf{X})$ левой части системы (3) и нормы N матрицы $\mathbf{A}(\mathbf{X})$.

3. Если $N < N_{\min}$, то $\mathbf{X}_{\mathrm{opt}} = \mathbf{X}$ и $N_{\min} = N$.

4. Формирование следующего вектора $\mathbf{X} = \mathbf{X} + f(\mathbf{H})$. Если не достигнут конец перебора, то происходит возврат на шаг 2. Иначе — конец этапа алгоритма.

По завершении этапа осуществляется формирование нового пространства переменных $\mathbf{B}'$, являющегося окрестностью полученной оптимальной точки $\mathbf{X}_{\mathrm{opt}}$: $\mathbf{B}' = \mathrm{O}\left(\mathbf{X}_{\mathrm{opt}}\right)$.

Для сформированного нового пространства переменных $\mathbf{B}'$ с новым корректирующим вектором $\mathbf{H}$, компоненты которого, по сравнению с предыдущим этапом, существенно уменьшаются, выполняются шаги 1—4. Итерации внешнего уровня (этапы) завершаются, ко-

гда наибольший элемент вектора $\mathbf{H}$ ($h_{\max}$) не будет превосходить половины случайной погрешности измерений в звездном датчике, т.е. при выполнении условия $h_{\max} \le 0,5\sigma_{\text{пр}}$.

Из приведенного алгоритма следует, что при переходе на каждый следующий этап пространство переменных значительно сужается. Такой прием позволил сократить время решения задачи практически на два порядка в сравнении с обычным перебором вариантов.

В силу того что перебор осуществляется с некоторым дискретным шагом, найденное решение является не строго оптимальным, а лишь приближенным к нему с точностью до величины шага на завершающем этапе. Однако данное обстоятельство не оказывает заметного влияния на качество решения задачи, поскольку речь идет о поиске результата в условиях, допускающих некоторые его вариации, вследствие наличия погрешностей в параметрах орбиты и измерений в звездных датчиках, т.е. в матрицах $\mathbf{Q}_s$ и $\mathbf{M}_{ps}$, которыми, как было указано выше, пренебрегаем.

Для успешного решения поставленной задачи углы крепления λ_p и ρ_p должны принимать такие значения, чтобы соответствующие оси приборов были попарно неколлинеарны. При выполнении этого условия по результатам измерений на одном навигационном сеансе ($P = 1$) путем численного решения системы (3) вышеописанным алгоритмом определяются углы ρ_p, ϑ_1 и γ_1, а также сумма углов рысканья ψ_1 и прямого восхождения оптической оси приборов λ_p, причем для последних, отсчитываемых в одной плоскости, выполняется соотношение $\lambda_p + \psi_1 = C_p$ = const. Погрешности расчетов при этом отличаются от приборных погрешностей не более чем на порядок, а иногда достигают уровня $0,5\sigma_{\text{пр}}$. Для формирования оценок λ_p и ψ_1 необходим, по крайней мере, еще один измерительный сеанс, причем значения углов рысканья на измерительных сеансах должны отличаться на величину, превышающую $\sigma_{\text{пр}}$ не менее чем на порядок.

Результаты моделирования. Работа предложенного алгоритма моделировалась в среде автоматизированной системы научных исследований методов и алгоритмов автономной навигации и ориентации космических аппаратов АСНИ 2.0 [3].

На мерном интервале в один виток моделировалось сто измерений в двух жестко закрепленных ЗД, приборная погрешность измерений координат звезд $\sigma_{\text{пр}} = 0,3''$. Предварительные погрешности углов крепления приборов $\Delta\lambda = \Delta\rho = 30''$.

Оценивались средние и максимальные на мерном интервале значения погрешностей Δ параметров ориентации осей *X*, *Y*, *Z* корпуса КА в ГЭИСК и углов тангажа, рысканья и крена.

На рис. 1 приведены результаты применения алгоритма при расчете параметров ориентации корпуса КА в ГЭИСК как на низких и средних околоземных орбитах (НОО и СОО), так и на геостационарной орбите (ГСО): *а* — средние, *б* — максимальные значения погрешностей. На рис. 2 представлены аналогичные результаты в ТОСК. Как видно из графиков, до применения рассматриваемого алгоритма, когда $\Delta\lambda = \Delta\rho = 30''$, оцениваемые погрешности ориентации лежат в пределах 12—45″ (диаграммы А). После использования погрешности углов крепления $\Delta\lambda$ и $\Delta\rho$ снижаются более чем на порядок и достигают уровня 1—1,5″, вследствие этого погрешности ориентации корпуса КА в геоцентрической и орбитальной системах координат также значительно снижаются (диаграммы Б), средние оценки достигают уровня 1—3″, а максимальные не превосходят 7″.

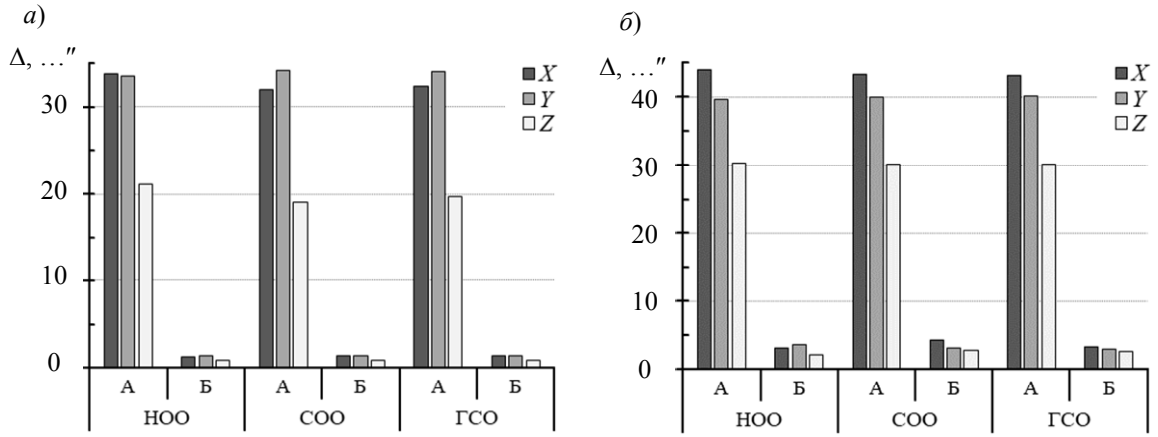

Рис. 1

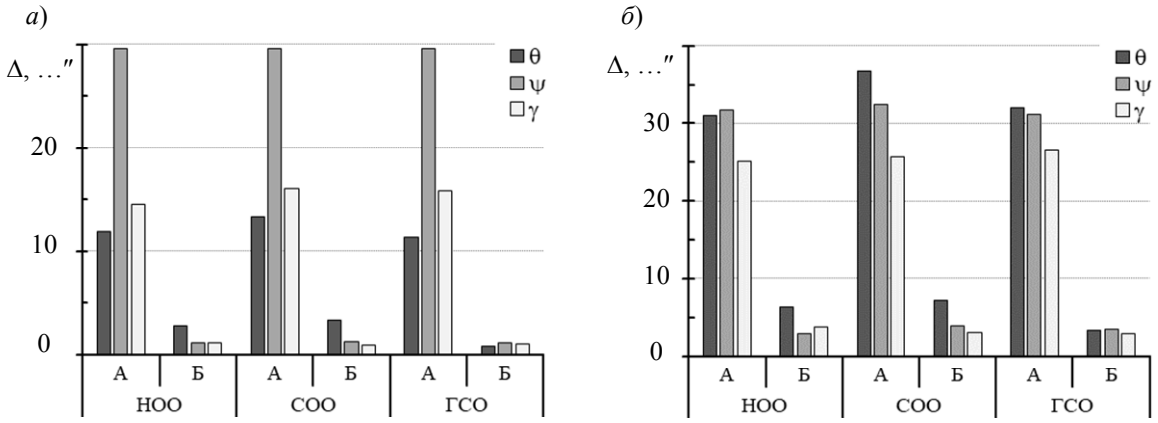

Рис. 2

Заключение. Представленный метод формирования уточненных оценок углов крепления звездных датчиков на корпусе космического аппарата является составной частью разрабатываемого ядра астрономической системы автономной навигации и ориентации [3], предназначенной для КА широкого применения. Использование алгоритма при наличии высокоточных (порядка двух-трех десятков метров по положению) оценок орбиты КА и проведении измерений в ЗД со случайными погрешностями, не превышающими 0,5″, обеспечивает существенное (на один-два порядка) снижение погрешностей углов крепления прибора относительно корпуса КА. Это, в свою очередь, влечет повышение точности формируемых на основе астроизмерений параметров ориентации корпуса КА в инерциальной геоцентрической и подвижной орбитальной системах координат до уровня не выше 1—3″, а подчас порядка приборных погрешностей звездного датчика.

Предлагаемый метод эффективен, но довольно ресурсоемок, однако он не требует постоянного включения в контур функционирования бортового комплекса управления. Его следует применять при инициализации системы автономной навигации и ориентации, при смене оборудования (звездных датчиков), в случаях возникновения нештатных ситуаций, вызвавших нарушение функционирования бортовой системы ориентации, а также в профилактических целях с определенной периодичностью.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Андронов В. Г.*, *Емельянов С. Г.* Астронавигация космических аппаратов на круговых околоземных орбитах // Изв. Юго-Западного государственного университета. 2016. № 3(66). С. 34—44.

2. *Adnane A.*, *Bellar A.*, *Si Mohammed M. A.* Spacecraft Attitude Estimation Based on Star Tracker and Gyroscope Sensors // ResearchGate [Электронный ресурс]: <https://www.researchgate.net/publication/307877953>. (дата обращения 11.10.21).

3. *Кузнецов В. И.*, *Данилова Т. В.* Теория и практика навигационного обеспечения применения ВС РФ. Ч. 2. Автономная астрономическая навигация и ориентация космических аппаратов: монография. СПб: ВКА имени А. Ф. Можайского, 2015. 233 с.

4. *Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Форш А. А., Куделин М. И.* Анализ современного состояния и перспектив развития приборов звездной ориентации семейства БОКЗ // Изв. вузов. Приборостроение. 2015. Т. 58, № 1. С. 3—13.

5. Star trackers // Ball [Электронный ресурс]: <https://www.ball.com/aerospace/markets-capabilities/capabilities/technologies-components/star-trackers>. (дата обращения 11.10.21).

6. Star trackers // Sodern [Электронный ресурс]: <https://www.sodern.com/website/en/ref/Star-trackers_323.html>. (дата обращения 11.10.21).

7. Star trackers. Fully autonomous attitude determination and world-renowned accuracy // Terma [Электронный ресурс]: <https://www.terma.com/markets/space/space-segment/star-trackers/>. (дата обращения 11.10.21).

8. *Бессонов Р. В.*, *Куркина А. Н.*, *Сазонов В. В.* Оценка точности определения параметров ориентации звездного датчика // Математическое моделирование. 2017. Т. 29, № 11. С. 111—130.

9. *Данилова Т. В.*, *Архипова М. А.* Определение ориентации корпуса космического аппарата в геоцентрической экваториальной инерциальной системе координат на основе астроизмерений при отсутствии данных о параметрах орбиты // Изв. вузов. Приборостроение. 2013. Т. 56, № 7. С. 13—20.

Сведения об авторах

Тамара Валентиновна Данилова — канд. техн. наук; ВКА им. А. Ф. Можайского, военный институт (научно-исследовательский); старший научный сотрудник; E-mail: danitoma58@yandex.ru

Марина Александровна Архипова — ВКА им. А. Ф. Можайского, военный институт (научно-исследовательский); старший научный сотрудник; E-mail: marina_arhipova@mail.ru

Марина Александровна Маслова — ВКА им. А. Ф. Можайского, военный институт (научно-исследовательский); старший научный сотрудник; E-mail: maralemas2009@gmail.com

Поступила в редакцию 15.11.21; одобрена после рецензирования 05.12.21; принята к публикации 28.02.22.

REFERENCES

1. Andronov V.G., Emelyanov S.G. *Proceedings of the Southwest State University*, 2016, no. 3(66), pp. 34–44. (in Russ.)
2. Adnane A., Bellar A., Si Mohammed M.A. *ResearchGate*, https://www.researchgate.net/publication/307877953.
3. Kuznetsov V.I., Danilova T.V. *Teoriya i praktika navigatsionnogo obespecheniya primeneniya VS RF. Chast' 2. Avtonomnaya astronomicheskaya navigatsiya i oriyentatsiya kosmicheskikh apparatov* (Theory and Practice of Navigation Support for the Use of the RF Armed Forces. Part 2. Autonomous Astronomical Navigation and Spacecraft Orientation), St. Petersburg, 2015, 233 p. (in Russ.)
4. Avanesov G.A., Bessonov R.V., Forsh A.A., Kudelin M.I. *Journal of Instrument Engineering*, 2015, no. 1(58), pp. 3–13. (in Russ.)
5. *Ball*, https://www.ball.com/aerospace/markets-capabilities/capabilities/technologies-components/star-trackers.
6. *Sodern*, https://www.sodern.com/website/en/ref/Star-trackers_323.html.
7. *Terma*, https://www.terma.com/markets/space/space-segment/star-trackers/.
8. Bessonov R.V., Kurkina A.N., Sazonov V.V. *Mathematical Models and Computer Simulations*, 2017, no. 11(29), pp. 111–130.
9. Danilova T.V., Arkhipova M.A. *Journal of Instrument Engineering*, 2013, no. 7(56), pp. 13–20. (in Russ.)

Data on authors

Tamara V. Danilova — PhD; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Military Research Institute; Senior Researcher; E-mail: danitoma58@yandex.ru

Marina A. Arkhipova — A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Military Research Institute; Senior Researcher; E-mail: marina_arhipova@mail.ru

Marina A. Maslova — A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Military Research Institute; Senior Researcher; E-mail: maralemas2009@gmail.com

Received 15.11.21; approved after reviewing 05.12.21; accepted for publication 28.02.22.