

**МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ ТРЕБОВАНИЙ К УГЛОВОМУ ПОЛЮ ЗРЕНИЯ  
ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО ПРИБОРА КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА  
ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ОРБИТАЛЬНОГО ОБЪЕКТА****А. Д. Голяков, А. А. Сасункевич\****Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Россия,  
\* saa-soso@rambler.ru*

**Аннотация.** Рассматривается задача уточнения параметров движения центра масс некооперируемого космического аппарата (КА) с помощью оптического блока измерения его углового положения относительно двух навигационных звезд. Представлены результаты разработки методики обоснования требований к угловому полю зрения оптико-электронного прибора, который установлен на борту сервисного космического робота для измерения параметров движения некооперируемого КА, подлежащего техническому обслуживанию.

**Ключевые слова:** методика обоснования требований, сервисный космический робот, некооперируемый космический аппарат, параметры движения, оптико-электронный прибор, угловое поле зрения

**Ссылка для цитирования:** Голяков А. Д., Сасункевич А. А. Методика обоснования требований к угловому полю зрения оптико-электронного прибора космического робота для измерений параметров движения орбитального объекта // Изв. вузов. Приборостроение. 2024. Т. 67, № 11. С. 969–974. DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-11-969-974.

**METHOD FOR JUSTIFICATION OF REQUIREMENTS TO THE ANGULAR FIELD OF VIEW  
OF AN OPTO-ELECTRONIC INSTRUMENT OF A SPACE ROBOT  
FOR MEASURING MOTION PARAMETERS OF AN ORBITAL OBJECT****A. D. Golyakov, A. A. Sasunkevich\****A. F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russia  
saa-soso@rambler.ru*

**Abstract.** The problem of refining the center of mass motion parameters of a non-cooperating spacecraft using an optical unit for measuring the spacecraft angular position relative to two navigation stars is considered. The article presents the results of development of a methodology for substantiating the requirements for the angular field of view of an optical-electronic instrument installed on board a service space robot to measure the motion parameters of a non-cooperative spacecraft subject to maintenance.

**Keywords:** method for requirements justification, service space robot, non-cooperative spacecraft, motion parameters, optoelectronic device, angular field of view

**For citation:** Golyakov A. D., Sasunkevich A. A. Method for justification of requirements to the angular field of view of an opto-electronic instrument of a space robot for measuring motion parameters of an orbital object. *Journal of Instrument Engineering*. 2024. Vol. 67, N 11. P. 969–974 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-11-969-974.

**Введение.** В настоящее время проявляется повышенный интерес к теоретическому обоснованию совершенствования способов разработки космических роботов (КР), предназначенных для проведения сервисных операций по техническому обслуживанию или ремонту некооперируемых (неработоспособных) космических аппаратов (КА) [1, 2]. Бортовой комплекс управления такого космического робота, наряду с системами навигации и управления его движением, оснащается системой определения параметров движения центра масс некооперируемого КА в целях последующего сближения и стыковки с ним. Для обоснования принципа действия и структуры этой системы необходимо решение ряда научных и прикладных проблем, обусловленных, с одной стороны, требованием по достижению установленных показателей оперативности и точности определения параметров движения некооперируемого КА, а с другой стороны — объективной потребностью автономного функционирования бортовых систем.

Интенсивное развитие и применение в последнее время получили автономные системы навигации орбитальных средств, которые основаны на инерциальных и оптико-электронных средствах измерений навигационных параметров [3, 4]. Задача уточнения параметров движения некооперируемого КА может быть решена путем применения одного оптико-электронного прибора (ОЭП). Оптическая ось этого прибора совмещается с линией визирования КА. Измерения первичных навигационных параметров проводятся в моменты появления в угловом поле зрения ОЭП не менее двух звезд, яркость которых соответствует установленным значениям [5].

В настоящей статье представлены результаты разработки методики обоснования требований к угловому полю зрения ОЭП, который установлен на борту сервисного КР для измерения параметров движения некооперируемого КА с требуемой точностью.

**Постановка задачи и принятые допущения.** Проблема сервисного обслуживания неработоспособных КА с помощью космического робота приобретает наибольшую актуальность применительно к КА, находящимся вблизи геостационарной орбиты. В связи с этим рассмотрим движения некооперируемого КА и сервисного КР в области некоторой точки стояния геостационарной орбиты. При этом будем полагать, что параметры движения центра масс КР известны.

Искомый вектор параметров движения некооперируемого КА представим в виде суммы двух векторов:

$$\mathbf{Q}(t) = \mathbf{Q}_o(t) + \Delta\mathbf{Q}(t), \quad (1)$$

где  $\mathbf{Q}_o(t)$  — вектор параметров опорного (расчетного) движения, компоненты которого известны и находятся в памяти бортового вычислителя сервисного КР;  $\Delta\mathbf{Q}(t)$  — неизвестный вектор отклонений параметров истинного движения КА относительно параметров опорного движения.

Вектор  $\Delta\mathbf{Q}(t)$  зададим в подвижной орбитальной прямоугольной системе координат  $O_{rtv}$ , начало  $O$  которой соответствует опорному положению центра масс некооперируемого КА, т. е. заданной точке его стояния на геостационарной орбите. Радиальная ось  $O_r$  подвижной орбитальной системы координат находится в плоскости геостационарной орбиты и является продолжением радиус-вектора КА. Трансверсальная ось  $O_t$  лежит в плоскости геостационарной орбиты и совмещена с вектором скорости КА. Нормальная ось  $O_v$  совпадает с нормалью плоскости геостационарной орбиты и дополняет тройку осей до правой.

Для определения вектора  $\Delta\mathbf{Q}(t)$  воспользуемся результатами измерений углов „звезда — КА“, выполняемых ОЭП, оптическая ось которого направлена на некооперируемый КА.

Введем вектор углов „звезда — КА“

$$\Theta(t) = \begin{bmatrix} \Theta_1(t) \\ \Theta_2(t) \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где  $\Theta_i(t)$  — угол между направлением на  $i$ -ю звезду,  $i = 1, 2$ , и оптической осью ОЭП (рис. 1).

Значения составляющих вектора (2) определяются угловым полем зрения ОЭП, т. е.

$$\Theta(t) = \mathbf{F}(2\Psi, t), \quad (3)$$

где  $\mathbf{F}(\cdot)$  — вектор-функция,  $2\Psi$  — угловое поле зрения ОЭП сервисного КР (см. рис. 1).

Предположим, что измерения, выполняемые бортовым ОЭП сервисного КР, сопровождаются случайными погрешностями, которые распределены по нормальному закону. Значения среднеквадратического отклонения (СКО) погрешностей измерений связаны с угловым полем зрения ОЭП линейной зависимостью вида  $\sigma(2\Psi) = \sigma_0 + \sigma_2 2\Psi$ .

Обработка измерений вектора углов „звезда — КА“ выполняется с помощью алгоритма, который базируется на итерационном взвешенном методе наименьших квадратов [5].

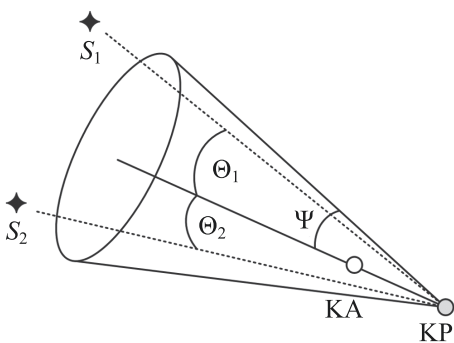


Рис. 1

Необходимо с учетом приведенных исходных данных разработать методику обоснования требований к угловому полю зрения ОЭП, при использовании которого в составе бортовой аппаратуры сервисного КР достигаются заданные погрешности определения параметров движения центра масс некооперируемого КА.

**Предлагаемая методика.** Методика обоснования требований к угловому полю зрения ОЭП, установленного на борту сервисного КР, состоит из следующих операций.

1. Формирование исходных данных:

— долгота орбитальной позиции (точки стояния) сервисного КР ( $\lambda_{\text{КР}}$ ) и угловой размер орбитальной позиции ( $+\Delta\lambda$ );

— угловое смещение опорного положения радиус-вектора некооперируемого КА относительно радиус-вектора сервисного КР в плоскости геостационарной орбиты ( $\Delta\lambda_{\text{КА}}$ );

— вектор отклонений параметров истинного движения некооперируемого КА относительно параметров расчетного движения в начальный момент времени ( $\Delta\mathbf{Q}(t_0) = [\rho(t_0) \ \tau(t_0) \ n(t_0) \ \dot{\rho}(t_0) \ \dot{\tau}(t_0) \ \dot{n}(t_0)]^T$ );

— максимально допустимое значение углового поля зрения ОЭП  $(2\Psi)_{\text{доп}}$  и величина шага варьирования угла ( $\Delta_{2\Psi}$ );

— предельная звездная величина яркости навигационных звезд, визируемых ОЭП ( $m_0$ );

— параметры линейной зависимости СКО погрешности измерений углов „звезда — КА“ от углового поля зрения ОЭП сервисного КР ( $\sigma_0$ ) и ( $\sigma_{2\Psi}$ );

— продолжительность сеанса навигационных измерений ( $T_0$ ) и частота обновления информации ОЭП ( $f_0$ );

— количество итераций установившегося этапа процесса уточнения параметров движения центра масс некооперируемого КА ( $N_y$ );

— трехмерные векторы координат  $\mathbf{\epsilon}_r$  и составляющих скорости  $\mathbf{\epsilon}_v$ , характеризующие требуемую точность решения задачи определения параметров движения некооперируемого КА.

2. Варьирование с шагом  $\Delta_{2\Psi}$  значения углового поля зрения ОЭП, т. е.  $(2\Psi)_k = (2\Psi)_{\text{доп}} - k\Delta_{2\Psi}$ , где  $k$  — номер шага варьирования:  $k = \overline{0, K}$ ,  $K$  — количество шагов варьирования.

3. Моделирование орбитального движения сервисного КР, находящегося в центре орбитальной позиции с долготой  $\lambda_{\text{КР}}$ , и орбитального движения некооперируемого КА при условии, что вектор параметров его движения  $\mathbf{Q}(t_0)$ , соответствующий некоторому начальному моменту времени  $t_0$ , удовлетворяет выражению (1).

4. Оценка среднего числа измерений углов „звезда — КА“.

5. Моделирование результатов измерений углов „звезда — КА“ с учетом случайных погрешностей, распределенных по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием.

6. Обработка результатов измерений итерационным взвешенным методом наименьших квадратов, т. е. получение оценок  $\Delta\hat{\mathbf{Q}}(t_0)$  вектора  $\Delta\mathbf{Q}(t_0)$  отклонений параметров истинного движения некооперируемого КА относительно параметров его опорного движения.

7. Фиксация момента завершения переходного этапа итерационного процесса оценивания параметров движения некооперируемого КА.

8. Расчет характеристик точности оценок параметров движения центра масс некооперируемого КА на установившемся этапе итерационного процесса.

9. Определение диапазона углового поля зрения ОЭП  $\Delta(2\Psi)$ , при котором выполняются требования к точности оценивания параметров движения центра масс некооперируемого КА.

Остановимся подробно на 4-й операции методики.

**Оценка среднего числа измерений вектора углов „звезда — КА“.** Количество измерений в течение навигационного сеанса является случайной величиной. Это обусловлено тем, что в алгоритме обработки измерений вектор (2) формируется только при условии, что в поле зрения ОЭП находится не менее двух звезд, звездные величины которых соответствуют заданному предельному значению. Среднее число измерений двух углов „звезда — КА“ зависит от ряда факторов, в том числе продолжительности сеанса навигационных измерений, частоты обновления информации ОЭП и вероятности появления в угловом поле зрения ОЭП не менее

двух звезд. Событие, при котором в поле зрения ОЭП появляются две звезды, возникает при выполнении двух условий. Во-первых, угол между оптической осью ОЭП сервисного КР и линией визирования  $i$ -й звезды,  $i = 1, 2$ , не больше половины углового поля зрения ОЭП, т. е.  $\Theta_i \leq \Psi$ . Во-вторых, яркость  $i$ -й звезды  $m_i$ , находящейся в поле зрения ОЭП, должна быть не более установленного предельного значения  $m_0$ , т. е.  $m_i \leq m_0$ .

Число звезд в поле зрения ОЭП при произвольной ориентации его оптической оси в космическом пространстве описывается распределением Пуассона [6]. Поэтому вероятность появления в поле зрения ОЭП не менее  $n_{\min}^*$  звезд с предельным значением  $m_0$  определяется как

$$P(n^* \geq n_{\min}^*) = 1 - \exp(-\bar{n}^*) \left( 1 + \sum_{k=1}^{n_{\min}^*-1} \frac{(\bar{n}^*)^k}{k!} \right), \tag{4}$$

где  $\bar{n}^*$  — среднее число звезд в области телесного угла  $\Omega$  небесной сферы, в центр которой направлена оптическая ось ОЭП.

Среднее число звезд  $\bar{n}^*$ , находящихся в поле зрения ОЭП, зависит от предельной звездной величины  $m_0$ , определяемой чувствительностью фотоприемника ОЭП, значения телесного угла  $\Omega$ , который связан с угловым полем зрения ОЭП ( $2\Psi$ ), и положения звезды относительно Галактики. При этом минимальное количество звезд наблюдается вблизи полюсов Галактики, а максимальное — в плоскости Галактики.

Средняя плотность звезд  $\bar{\eta}(m_0)$  на квадратном градусе вблизи полюсов Галактики в зависимости от предельной звездной величины  $m_0$  представлена в таблице [6].

Заметим, что телесный угол  $\Omega$  небесной сферы (в квадратных градусах) связан с угловым полем зрения ОЭП  $2\Psi$  следующей зависимостью:

$$\Omega(2\Psi) = 2\pi(1 - \cos\Psi) \left( \frac{180}{\pi} \right)^2, \tag{5}$$

откуда среднее число звезд с предельной звездной величиной  $m_0$ , которые попадают в угловое поле зрения ОЭП  $2\Psi$ , рассчитывается по формуле

$$\bar{n}^*(m_0, 2\Psi) = \bar{\eta}(m_0)\Omega(2\Psi). \tag{6}$$

С учетом соотношений (4)–(6) и средней плотности звезд вблизи полюсов Галактики (см. таблицу) оценка среднего числа выполняемых ОЭП измерений двух углов „звезда — КА“ производится с помощью выражения

$$n_{\Theta}(2\Psi) = T_0 f_0 P(2\Psi, n^* \geq 2), \tag{7}$$

где  $T_0$  — продолжительность сеанса навигационных измерений;  $f_0$  — частота обновления информации ОЭП;  $P(2\Psi, n^* \geq 2)$  — вероятность появления в поле зрения ОЭП не менее двух звезд с установленным предельным значением яркости.

$m_0$	4,0	5,0	6,0	7,0	8,0	9,0	10,0	11,0	12,0	13,0
$\bar{\eta}(m_0)$	0,01	0,04	0,13	0,35	0,88	1,99	4,68	10,6	23,2	47,6

**Пример реализации методики.** Рассмотрим пример реализации предлагаемой методики обоснования требований к угловому полю зрения ОЭП, установленного на сервисном КР, который находится на геостационарной орбите.

Зададим следующие значения исходных данных:  $\lambda_{\text{КР}} = 0^\circ$ ;  $\Delta\lambda = 0,10^\circ$ ;  $\Delta\lambda_{\text{КА}} = 0,05^\circ$ ;  $\Delta\mathbf{Q}(t_0) = [10 \text{ км} \text{ } -10 \text{ км} \text{ } 10 \text{ км} \text{ } 10 \text{ м/с} \text{ } -10 \text{ м/с} \text{ } -10 \text{ м/с}]^T$ ;  $(2\Psi)_{\text{доп}} = 50^\circ$ ;  $\Delta 2\Psi = 5^\circ$ ;  $m_0 = 5$ ;  $\sigma_0 = 1''$ ,  $\sigma_{2\Psi} = 2 \cdot 10^{-4}$ ;  $T_0 = 24 \text{ ч}$ ;  $f_0 = 0,01 \text{ Гц}$ ;  $N_y = 50$ ;  $\boldsymbol{\varepsilon}_r = [1 \text{ м} \text{ } 1 \text{ м} \text{ } 1 \text{ м}]^T$ ,  $\boldsymbol{\varepsilon}_v = [0,5 \text{ мм/с} \text{ } 0,5 \text{ мм/с} \text{ } 0,5 \text{ мм/с}]^T$ .

На рис. 2, а, б приведены зависимости оценок СКО погрешностей определения составляющих радиус-вектора ( $\Delta\boldsymbol{\varepsilon}_r$ ) и вектора скорости ( $\Delta\boldsymbol{\varepsilon}_v$ ) некооперируемого КА от углового поля зрения ( $2\Psi$ ) ОЭП сервисного КР в течение установившегося этапа итерационного процесса; на

рис. 2, а: 1, 2, 3 — радиальная, трансверсальная и нормальная координаты соответственно; на рис. 2, б: 1, 2, 3 — соответствующие составляющие скорости.

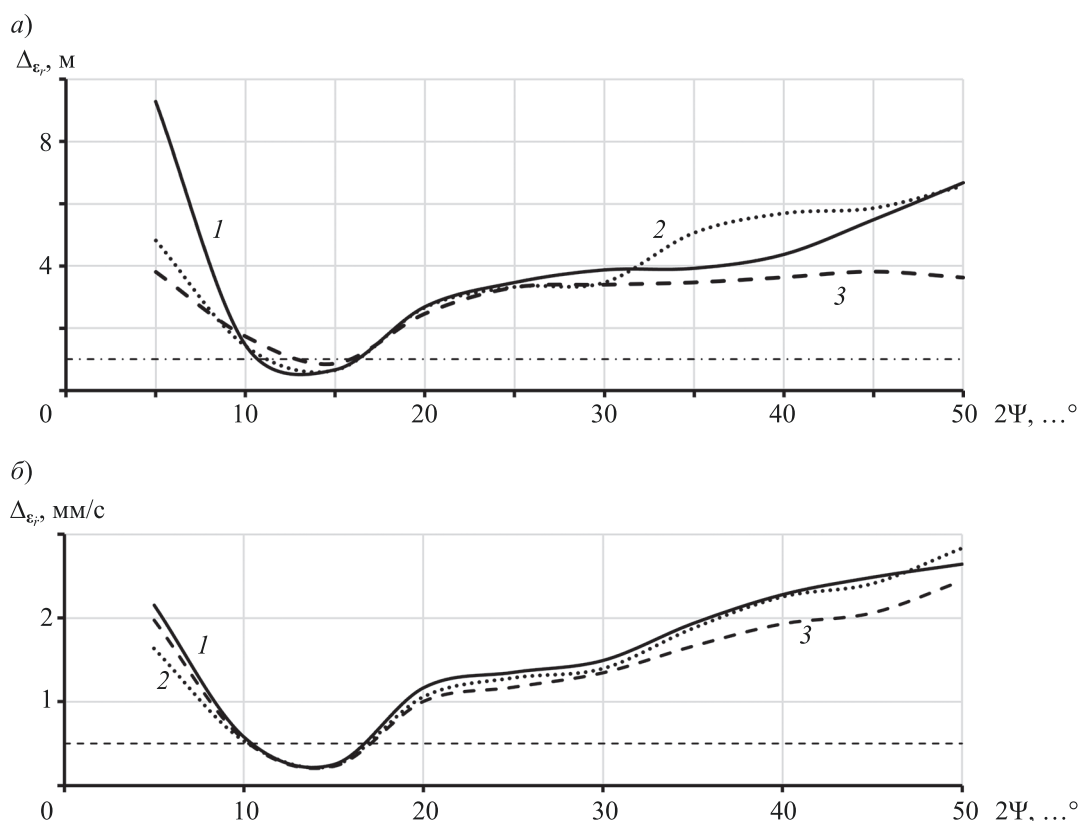


Рис. 2

Анализ зависимостей показывает, что искомый диапазон углового поля зрения ОЭП, при котором выполняются требования к точности оценивания координат некооперируемого КА, составляет  $11 \dots 16^\circ$ , при этом оценки СКО погрешностей определения координат принадлежат интервалу  $0,65 \dots 0,86$  м. Диапазон углового поля зрения ОЭП, при котором выполняются требования к точности оценивания составляющих вектора скорости некооперируемого КА, является более широким и достигает  $10 \dots 17^\circ$ ; границы интервала, внутри которого находятся оценки  $\Delta \epsilon_{r, \psi}$ , принимают значения  $0,23$  и  $0,25$  мм/с соответственно.

Потеря точности навигации некооперируемого КА при уменьшении углового поля зрения ОЭП сервисного КР обусловлена, во-первых, снижением вероятности появления в поле зрения ОЭП двух звезд с установленной предельной яркостью и, во-вторых, приближением к границе устойчивости итерационного процесса, если  $2\Psi < 2 \dots 4^\circ$ .

Увеличение значений погрешности определения параметров движения некооперируемого КА при угловом поле зрения ОЭП более  $17^\circ$  вызвано влиянием повышенного шума измерений. При  $2\Psi = 50^\circ$  СКО погрешностей определения координат КА находятся в диапазоне  $3,6 \dots 3,7$  м, а СКО погрешностей определения составляющих вектора скорости КА — в диапазоне  $2,4 \dots 2,8$  мм/с.

**Заключение.** В связи с недостаточной помехозащищенностью глобальных навигационных спутниковых систем значительный интерес в настоящее время проявляется к автономным системам определения параметров орбит КА. При этом бесспорную актуальность имеют разработки бортовых систем КР, предназначенных для проведения сервисного обслуживания КА, зоной функционирования которых является заданная орбитальная позиция геостационарной орбиты.

Для решения задачи оценивания параметров движения геостационарных КА, система управления которых находится в неработоспособном состоянии, могут использоваться ОЭП, установленные на КР и предназначенные для измерений углов „звезда — КА“. Одной из

важнейших характеристик ОЭП, влияющей на точность оценивания параметров движения некооперируемого КА, является угловое поле его зрения.

Представленная методика позволяет на ранних этапах проектирования автономных систем определения параметров движения некооперируемых КА обосновать требования к угловому размеру поля зрения ОЭП, находящегося в составе бортовой аппаратуры сервисного геостационарного КР.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Белоножко П. П. Космическая робототехника для монтажа и сервиса: потенциальные задачи, концепции перспективных систем // Воздушно-космическая сфера. 2019. № 2 (99). С. 85–95.
2. Сасункевич А. А. Оценка параметров ориентации орбитального объекта по результатам наблюдения космическим роботом с использованием алгоритмов технического зрения // Изв. вузов. Приборостроение. 2023. Т. 66, № 4. С. 297–305.
3. Пешехонов В. Г. Высокоточная навигация без использования информации глобальных навигационных спутниковых систем // Гироскопия и навигация. 2022. Т. 30, № 1 (116). С. 3–11.
4. Липатов А. Н. и др. Звездный датчик для наноспутников // Вестн. СибГАУ. 2013. № 3 (49). С. 132–137.
5. Анишаков Г. П., Голяков А. Д., Петрищев В. Ф., Фурсов В. А. Автономная навигация космических аппаратов. Самара: РКЦ „ЦСКБ-Прогресс“, 2011. 486 с.
6. Порфирьев Л. Ф., Смирнов В. В., Кузнецов В. И. Аналитические оценки точности автономных методов определения орбит. М.: Машиностроение, 1987. 279 с.

#### СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

**Алексей Дмитриевич Голяков**

— д-р техн. наук, профессор; ВКА им. А. Ф. Можайского, кафедра автономных систем управления; E-mail: algol1949@mail.ru

**Александр Анатольевич Сасункевич**

— канд. техн. наук; ВКА им. А.Ф.Можайского, кафедра автономных систем управления; докторант; E-mail: saa-soso@rambler.ru

Поступила в редакцию 23.07.24; одобрена после рецензирования 02.08.24; принята к публикации 23.09.24.

#### REFERENCES

1. Belonozhko P.P. *Vozdushno-kosmicheskaya sfera*, 2019, no. 2(99), pp. 85–95. (in Russ.)
2. Sasunkevich A.A. *Journal of Instrument Engineering*, 2023, no. 4(66), pp. 297–305, DOI: 10.17586/0021-3454-2023-66-4-297-305. (in Russ.)
3. Peshekhonov V.G. *Gyroscopy and Navigation*, 2022, no. 1(30), pp. 1–6.
4. Lipatov A.N. et al. *Bulletin of the Siberian State Agrarian University*, 2013, no. 3(49), pp. 132–137. (in Russ.)
5. Anshakov G.P., Golyakov A.D., Petrishchev V.F., Fursov V.A. *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov* (Autonomous Navigation of Spacecraft), Samara, 2011, 486 p. (in Russ.)
6. Porfiryev L.F., Smirnov V.V., Kuznetsov V.I. *Analiticheskiye otsenki tochnosti avtonomnykh metodov opredeleniya orbit* (Analytical Assessments of the Accuracy of Autonomous Methods for Determining Orbits), Moscow, 1987, 279 p. (in Russ.)

#### DATA ON AUTHORS

**Alexey D. Golyakov**

— Dr. Sci., Professor; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Department of Autonomous Control Systems; E-mail: algol1949@mail.ru

**Aleksander A. Sasunkevich**

— PhD; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Department of Autonomous Control Systems; Doctoral Cand.; E-mail: saa-soso@rambler.ru

Received 23.07.24; approved after reviewing 02.08.24; accepted for publication 23.09.24.