

Научная статья

УДК 629.78.05

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=186890>

EDN: <https://www.elibrary.ru/DCUANG>

## МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА СОХРАНЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ ЕГО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

**А.Д. ГОЛЯКОВ, В.М. АНАНЕНКО✉**

Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского,

г. Санкт-Петербург, Россия

✉ [avm-brok@mail.ru](mailto:avm-brok@mail.ru)

---

**Цитирование:** Голяков А.Д., Ананенко В.М. Методика оценивания коэффициента сохранения эффективности систем навигации и ориентации летательного аппарата в условиях его летной эксплуатации // Труды МАИ. 2025. № 145. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=186890>

---

**Аннотация.** Эффективность применения системы навигации и ориентации летательного аппарата определяется ее способностью определять линейные и угловые параметры движения летательного аппарата с точностью, которая не ниже заданных значений. Отказы составных частей современных систем навигации и ориентации летательного аппарата приводят, как правило, к частичному отказу всей системы и, как следствие, к снижению эффективности ее применения. Для оценки степени влияния частичного отказа системы навигации и ориентации летательного аппарата, на эффективность ее применения используется коэффициент сохранения эффективности. Особенность этого показателя относительно других показателей надежности состоит в том, что с его помощью учитывается влияние надежности системы навигации и ориентации на эффективность ее функционирования.

В статье представлены результаты применения научно-методического подхода к возможности решения задачи оценивания коэффициента сохранения

эффективности системы навигации и ориентации летательного аппарата в условиях его летной эксплуатации. В качестве показателя эффективности применения систем навигации и ориентации предложен векторный показатель. Компонентами этого показателя являются величины, обратно пропорциональные среднему квадратическому отклонению погрешностей оценок определяемых параметров, которые получены по результатам статистической обработки результатов измерений определенного объема в течение заданной продолжительности времени.

Реализация предлагаемой методики оценивания коэффициента сохранения эффективности системы навигации и ориентации рассмотрена на примере системы автономной навигации, которая установлена на космическом аппарате, совершающим полет по круговой орбите.

Представленные исследования могут быть использованы при обосновании требований к надежности составных частей разрабатываемых систем навигации и ориентации перспективных летательных аппаратов.

**Ключевые слова:** коэффициент сохранения эффективности, надежность системы навигации и ориентации, летательный аппарат, частичный отказ, работоспособное состояние средства измерений параметров движения, летная эксплуатация.

.....

## THE METHODOLOGY OF ESTIMATING THE COEFFICIENT OF CONSERVATION OF THE EFFECTIVENESS OF NAVIGATION SYSTEMS AND AIRCRAFT ORIENTATION IN THE CONDITIONS OF ITS FLIGHT OPERATION

**A.D. Golyakov, V.M. Ananenko**✉

Mozhaisky Military Space Academy, Saint Petersburg, Russia

✉ [avm-brok@mail.ru](mailto:avm-brok@mail.ru)

---

**Citation:** Golyakov A.D., Ananenko V.M. The methodology of estimating the coefficient of conservation of the effectiveness of navigation systems and aircraft orientation in the conditions of its flight operation// Trudy MAI. 2025. No. 145. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=186890>

---

**Abstract.** The effectiveness of using a flight vehicle navigation and orientation system is determined by its ability to measure the linear and angular motion parameters with accuracy meeting or exceeding specified requirements. Failures of individual components in modern navigation and orientation systems typically lead to partial system failure, consequently reducing overall operational effectiveness. To assess the impact of a partial failure in a flight vehicle navigation and orientation system on its operational effectiveness, the efficiency retention coefficient is in use. This indicator's distinguishing feature, relative to conventional reliability measures, lies in its capacity to quantify the impact of navigation and orientation system reliability upon overall functional efficiency.

This paper presents the results of applying a scientific and methodological approach to solving the problem of estimating the efficiency retention coefficient of a flight vehicle navigation and orientation system under actual flight conditions. A vector based indicator has been proposed as the performance metric for navigation and orientation systems. The components of this indicator are values inversely proportional to the root mean square deviation of estimation errors for the parameters being determined, which are obtained from statistical processing of measurement results of a specified volume over a given time period.

Implementation of the proposed methodology for determining the efficiency retention coefficient is exemplified by application to an autonomous navigation system onboard a spacecraft operating in a circular orbital trajectory.

The findings presented in this study can be applied for justifying reliability specifications of constituent elements in emerging navigation and orientation systems for advanced flight vehicles.

**Keywords:** efficiency conservation factor, reliability of the navigation and orientation system, aircraft, partial failure, operational condition of the motion parameter measuring instrument, flight operation.

---

## Введение

Одной из современных тенденций при разработке летательных аппаратов (ЛА) является обеспечение постоянно растущих требований к надежности всех систем [1], в том числе и к системам навигации и ориентации (СНО). Надежность является комплексным свойством [2, 3], которое применительно к СНО ЛА в условиях летной эксплуатации выступает в качестве свойства безотказности.

Показателями безотказности СНО ЛА в соответствии с существующими в настоящее время нормативными документами, например, ГОСТ Р 27.102-2021 [2] являются вероятность безотказной работы, средняя наработка до отказа, гаммапротцентная наработка до отказа, мгновенная и средняя интенсивности отказов. Перечисленные показатели безотказности определяются в предположении, что СНО ЛА может находиться в одном из двух состояний: работоспособном или неработоспособном. Переход системы из работоспособного в неработоспособное состояние происходит в результате отказа.

Современные и перспективные ЛА обладают комплексированными СНО, которые снабжены основанными на различных физических принципах средствами измерений параметров движения ЛА. Например, СНО широко применяемых в настоящее время беспилотных ЛА самолетного типа включают бесплатформенную инерциальную навигационную систему, приемник спутниковой навигации, радиотехническую систему измерения высоты и составляющих скорости, магнитный компас, оптические и радиотехнические вертикали и другие измерители параметров движения ЛА [3 – 7].

В связи с этим, СНО ЛА, наряду с работоспособным и неработоспособным состояниями, могут находиться в частично неработоспособных (или частично работоспособных) состояниях. Такие состояния характеризуется тем, что в результате некоторого события система не в полной мере (частично) выполняет требуемые функции, например, задача уточнения параметров движения ЛА решается СНО, однако точность этого решения снижается. Переход СНО ЛА из работоспособного в частично работоспособное состояние происходит в результате частичного отказа, обусловленного, например, отказом одного из средств измерений СНО.

Для количественной оценки надежности систем, способных находиться в частично работоспособных состояниях в связи с возникновением частичных

отказов, используется такой показатель надежности, который учитывает влияние отказа системы на результат ее работы. Этим показателем является коэффициент сохранения эффективности [2, 8 – 13], методология построения которого основана на теории эффективности, изложенной в ряде фундаментальных монографий и справочной литературы, например, в работах [14, 15].

Согласно этой теории, эффективностью называется свойство процесса функционирования (действия) системы давать эффект в течение определенного периода эксплуатации в установленных условиях. При этом под эффектом понимается событие или величина, характеризующие полезный результат решения системой поставленной задачи, например, математическое ожидание выходного эффекта [10], вероятность выполнения заданной функции (решения поставленной задачи с определенным качеством) [11], количество решенных в течение некоторого интервала времени целевых задач (запросов пользователей) [12] и т.п.

В зависимости от типа разрабатываемой (исследуемой) системы и особенностей ее функционирования в определенной среде показатель эффективности может иметь скалярный или векторный вид [16 – 22].

Следуя определению, приведенному в ГОСТ Р 27.102-2021 [2], коэффициентом сохранения эффективности СНО ЛА называется отношение значения показателя эффективности использования СНО по назначению за определенную продолжительность эксплуатации  $E(t)$  к номинальному значению этого показателя  $E_0(t)$ , вычисленному при условии, что отказы аппаратуры СНО в течение того же периода не возникают, т.е.  $K_{\text{эф}}(t) = E(t)[E_0(t)]^{-1}$ . Приведенная формула, как подчеркивается в работах [8, 9], дает определение коэффициента сохранения эффективности, а не метод для его расчета.

Особенность этого показателя относительно других показателей надежности состоит в том, что с его помощью учитывается влияние надежности СНО на эффективность ее функционирования.

Целью настоящей статьи является разработка методики оценивания коэффициента сохранения эффективности СНО ЛА в условиях его летной эксплуатации.

## Постановка задачи и принятые допущения

Предположим, что бортовой комплекс управления ЛА содержит СНО, которая предназначена для определения  $n$ -мерного вектора  $\mathbf{Q}(t)$  параметров движения ЛА в некоторый момент времени  $t$ . Компонентами вектора  $\mathbf{Q}(t)$  являются координаты, линейные скорости и ускорения, определяющие положение центра масс ЛА в пространстве, углы, угловые скорости и угловые ускорения, с помощью которых определяется угловое положение ЛА относительно его центра масс.

Для нахождения вектора  $\mathbf{Q}(t)$  используются измеряемые параметры, которые функционально связаны с составляющими вектора  $\mathbf{Q}(t)$ , т.е. зависимость  $n$ -мерного вектора измеряемых параметров  $\mathbf{D}(t)$  от вектора параметров линейного и углового движения КА имеет вид

$$\mathbf{D}(t) = \mathbf{F}(\mathbf{Q}(t), t). \quad (1)$$

Будем полагать, что СНО ЛА имеет такую совокупность средств измерений угловых и линейных параметров, единичные отказы которых переводят ее в частично работоспособные состояния. При нахождении СНО ЛА в частично работоспособном состоянии точность решения навигационной задачи и задачи ориентации снижается.

Результаты измерений вектора (1) сопровождаются неизбежными случайными погрешностями, которые в большинстве встречающихся на практике случаях носят аддитивный характер. Вектор результатов навигационных измерений  $\mathbf{D}(t)$  принимает вид

$$\mathbf{D}(t) = \mathbf{D}(t) + \boldsymbol{\xi}, \quad (2)$$

где  $\boldsymbol{\xi}$  – случайный вектор погрешностей результатов измерений, распределенный по известному закону.

Будем полагать, что погрешностей результатов навигационных измерений распределена по нормальному закону:  $\boldsymbol{\xi} = \mathcal{N}(\mathbf{M}_\xi, \mathbf{K}_\xi)$ , где  $\mathbf{M}_\xi$  и  $\mathbf{K}_\xi$  – вектор математических ожиданий и ковариационная матрица погрешностей результатов измерений соответственно.

Для обработки вектора измерений (2), с целью уменьшения влияния случайных погрешностей, применяются известные методы статистической фильтрации, с помощью которых находится оценка  $\hat{\mathbf{Q}}(t)$  вектора  $\mathbf{Q}(t)$ , т.е.

$$\hat{\mathbf{Q}}(t) = \Phi(\tilde{\mathbf{D}}(t)) = \mathbf{Q}_o(t) + \Delta\hat{\mathbf{Q}}(t), \quad (3)$$

где  $\mathbf{Q}_o(t)$  – опорный вектор параметров движения ЛА, значения элементов которого находятся в памяти бортового цифрового вычислительного комплекса (БЦВК) до начала измерений или рассчитываются в процессе полета ЛА с помощью бортовых алгоритмов прогноза;

$\Delta\hat{\mathbf{Q}}(t)$  – вектор погрешностей оценок параметров движения КА.

Вектор  $\Delta\hat{\mathbf{Q}}(t)$  является случайным вектором, который характеризуется вектором  $\mathbf{M}_{\Delta\mathbf{Q}}(t)$  математических ожиданий и ковариационной матрицей  $\mathbf{K}_{\Delta\mathbf{Q}}(t)$  погрешностей оценок соответственно. Предположим, что в результатах измерений навигационных параметров отсутствуют систематические погрешности, т.е. вектор  $\mathbf{M}_\xi = \mathbf{0}$ . Тогда можно показать, что при достаточной корректности используемых при решении навигационной задачи моделей сил, действующих на КА в процессе его полета, вектор математических ожиданий погрешностей оценок  $\mathbf{M}_{\Delta\mathbf{Q}}(t) \approx \mathbf{0}$ .

В состав СНО ЛА входят БЦВК и подключенные к нему  $m$  бортовых средств измерений навигационных параметров. Предположим, что корреляционные связи между измерениями отсутствуют, т.е. корреляционная матрица  $\mathbf{K}_\xi$  размером  $m \times m$  имеет диагональный вид:

$$\mathbf{K}_\xi = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \sigma_2^2 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_j^2 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & \sigma_m^2 \end{bmatrix}, \quad (4)$$

где  $\sigma_j^2$  – дисперсия результата измерения  $j$ -го параметра ( $j = \overline{1, m}$ ), значение которой известно.

С учетом сделанного допущения корреляционные моменты матрицы  $\mathbf{K}_{\Delta\mathbf{Q}}(t)$  являются малыми величинами, которыми можно пренебречь. В связи с этим будем полагать, что ковариационная матрица  $\mathbf{K}_{\Delta\mathbf{Q}}$  (в дальнейшем время  $t$  опустим) является диагональной. На главной диагонали этой матрицы находятся дисперсии оценок погрешностей параметров движения ЛА.

Целевое назначение СНО заключается в определении параметров движения ЛА с точностью, не менее заданной, и в течение времени, продолжительность которого не превышает установленное значение. В связи с этим выходным эффектом применения СНО, т.е. полезным результатом, получаемым при ее эксплуатации, является такой показатель, который зависит от характеристики точности оценивания вектора  $\Delta Q$ .

В качестве показателя эффективности применения СНО введем вектор  $E$ , компонентами которого являются величины, обратно пропорциональные среднеквадратическим отклонениям (СКО) погрешностей оценок параметров движения ЛА, полученным в результате обработки измерений объемом  $N$  в течение времени  $T$ :

$$E(N, T) = [E_1(N, T) \ E_2(N, T) \ E_3(N, T) \dots \ E_n(N, T)]^T, \quad (5)$$

где  $E_i(N, T)$  –  $i$ -ая составляющая  $i = (\overline{1, n})$  векторного показателя эффективности СНО:  $E_i(N, T) = [\sigma_i(N, T)]^{-1}$ ;

$\sigma_i(N, T)$  – СКО погрешностей оценки  $i$ -го параметра движения ЛА по результатам обработки измерений объемом  $N$  в течение времени  $T$ .

Предположим, что измерительные средства СНО не резервированы и могут находиться только в двух состояниях: работоспособном и неработоспособном. Переход из работоспособного состояния средства измерений в неработоспособное происходит в результате его отказа. Отказы средства измерений являются независимыми. Одновременный отказ двух и более средств измерений СН ЛА маловероятен.

Отказы средств измерений приводят к частичному отказу СНО и снижению точности оценок вектора  $\Delta Q$  и, соответственно, к уменьшению составляющих вектора (5), т.е. к снижению эффективности функционирования СНО.

Требуется разработать методику оценивания коэффициента сохранения эффективности СНО ЛА в условиях его летной эксплуатации.

## **Содержание методики оценивания коэффициента сохранения эффективности системы навигации и ориентации летательного аппарата**

Предлагаемая методика оценивания коэффициента сохранения эффективности СНО ЛА в условиях его летной эксплуатации состоит из последовательности следующих операций.

### **1. Формирование исходных данных:**

–значения элементов опорного вектора параметров движения ЛА  $\mathbf{Q}_o(t_0)$  и вектора отклонений истинного движения от опорного  $\Delta\mathbf{Q}(t_0)$  в момент  $t_0$  начала измерений;

–модель сил, действующих на КА в процессе его орбитального полета;

–количество и перечень средств измерений ( $m$ );

–закон распределения погрешностей средств измерений;

–характеристика точности  $j$ -го средства измерений ( $j = \overline{1, m}$ ), т.е. СКО погрешностей  $\sigma_j$ , значение которого сохраняется в течение летной эксплуатации

СНО ЛА;

–метод обработки результатов измерений;

–продолжительность ( $T$ ) и объем ( $N$ ) измерений;

**2. Формирование работоспособного состояния СНО, которое характеризуется отсутствием отказов средств измерений.**

**3. Моделирование движения ЛА в выбранном поле сил и процесса проведения измерений средствами СНО.**

**4. Обработка результатов измерений работоспособных средств известным методом статистической фильтрации.**

**5. Определение диагональных элементов ковариационной матрицы  $\mathbf{K}_{\Delta Q}$ .**

**6. Расчет показателя эффективности применения СНО при условии нахождения ее в работоспособном состоянии в течение времени  $T$ , т.е.**

$T$

$$\mathbf{E}_0(N, T) = [E_{01}(N, T) \ E_{02}(N, T) \ E_{03}(N, T) \ \dots \ E_{0i}(N, T) \ \dots \ E_{0n}(N, T)], \quad (6)$$

где  $E_{0i}(N, T)$  –  $i$ -ая составляющая показателя эффективности применения СНО при

отсутствии отказов средств измерений:  $E_{0i}(N, T) = [\sigma_{0i}(N, T)]$ ;

$\sigma_{0i}(N, T)$  – СКО погрешностей оценки  $i$ -го параметра движения ЛА по результатам обработки измерений объемом  $N$  в течение времени  $T$  при отсутствии отказов средств измерений.

7. Формирование  $m$  частично работоспособных состояний СНО, которые характеризуются отказом  $j$ -го ( $j = \overline{1, m}$ ) средства измерений.

8. Выполнение пунктов 3 – 5 и переход к пункту 9.

9. Расчет показателей эффективности применения СНО ЛА при условии ее нахождения в  $j$ -ом частично работоспособном состоянии:

$$E_j(N, T) = [E_{j1}(N, T) \ E_{j2}(N, T) \ E_{j3}(N, T) \ \dots \ E_{ji}(N, T) \ \dots \ E_{jn}(N, T)]^T, \quad (7)$$

где  $E_{ji}(N, T)$  –  $i$ -ая составляющая показателя эффективности применения СНО при отказе  $j$ -го средства измерений:  $E_{ji}(N, T) = [\sigma_{ji}(N, T)]^{-1}$ ;

$\sigma_{ji}(N, T)$  – СКО погрешностей оценки  $i$ -го параметра движения ЛА по результатам обработки измерений объемом  $N$  в течение времени  $T$  при отказе  $j$ -го средства измерений.

10. Расчет  $m$  коэффициентов сохранения эффективности СН ЛА:

$$K_{CEj} = [K_{CEj_1} \ K_{CEj_2} \ K_{CEj_3} \ \dots \ K_{CEj_i} \ \dots \ K_{CEj_n}]^T, \quad j = \overline{1, m}, \quad (8)$$

где  $K_{CEj_i}$  – коэффициент сохранения эффективности  $i$ -го параметра СНО при отказе  $j$ -го средства измерений:  $K_{CEj_i} = E_{ji}(E_{0i})^{-1}$ .

### Пример реализации предлагаемой методики

Реализацию предлагаемой методики оценивания коэффициента сохранения эффективности СНО рассмотрим на примере системы автономной навигации (САН), которая установлена на космическом аппарате (КА), совершающим полет по круговой орбите. Принцип действия САН КА основан на угловых и линейных измерениях параметров движения орбитального ориентира (ОО), элементы орбиты которого известны.

Введем следующие исходные данные.

Параметры движения ОО и КА зададим в подвижной орбитальной прямоугольной системе координат  $xuz$ . Начало этой системы координат расположено в точке, в которой находится предполагаемое (опорное) положение КА. Радиальная ось  $0x$  совмещена с радиусом-вектором КА, нормальная ось  $0z$  совпадает с бинормалью плоскости орбиты КА, а трансверсальная ось  $0y$  дополняет систему координат до правой.

Движение КА и орбитального ориентира происходит в центральном поле сил. Опорная орбита КА и орбита ориентира находятся в одной плоскости  $xOy$ . Радиусвектор ОО смещен относительно радиуса-вектора КА на близкий к нулю угол.

Измеряемыми параметрами являются дальность до ОО ( $D$ ) и угол ( $\theta$ ) между направлениями на ОО и звезду, орт которой находится в плоскости  $xOy$ .

В работах [22, 23] показано, что с учетом выбранных исходных данных отсутствует принципиальная возможность определения нормальных составляющих радиуса-вектора  $z(t)$  и вектора скорости  $\dot{z}(t)$  КА, т.е. наблюдаемым вектором параметров движения КА является четырехмерный вектор  $\Delta Q_{\Pi}(t)$ .

Составляющими вектора  $\Delta Q_{\Pi}(t)$  являются параметры движения центра масс КА в плоскости его орбиты, т.е.

$$\Delta Q_{\Pi}(t) = [x(t) \ y(t) \ \dot{x}(t) \ \dot{y}(t)]^T, \quad (9)$$

где  $x(t)$ ,  $y(t)$  и  $\dot{x}(t)$ ,  $\dot{y}(t)$  – радиальная и трансверсальная составляющие радиуса-вектора и радиальная и трансверсальная составляющие вектора скорости КА.

Средствами измерений САН КА являются дальномер и оптико-электронный прибор (ОЭП). Погрешности результатов бортовых средств измерений распределены по нормальному закону с нулевыми математическими ожиданиями. Дисперсии погрешностей результатов измерений дальномера ( $\sigma_D^2$ ) и ОЭП ( $\sigma_{\theta}^2$ ) не изменяются в течение летной эксплуатации САН КА.

Продолжительность интервала навигационных измерений равна периоду обращения КА вокруг Земли  $T_0$ . Дальномер и ОЭП проводят измерения дальности

$D$  и угла  $\Theta$  с соответствующими частотами  $f_D$  и  $f_\Theta$ . Значения частот измерений  $f_D$  и  $f_\Theta$  не изменяются в течение интервала  $T_0$  и рассчитываются по формулам

$$f_\mu = \frac{N_\mu}{T_0} , \mu = D, \Theta , \quad (10)$$

где  $N_\mu$  – количество измерений дальности ( $\mu = D$ ) и угла ( $\mu = \Theta$ ) в течение времени  $T_0$ .

Работоспособное состояние САН в течение ее летной эксплуатации характеризуется отсутствием отказов дальномера и ОЭП. Показатель эффективности применения САН КА в этом состоянии определяется вектором

$$\mathbf{E}(N_D, N_\Theta, T_0) = [E_x(N_D, N_\Theta, T_0) \ E_y(N_D, N_\Theta, T_0) \ E_{\dot{x}}(N_D, N_\Theta, T_0) \ E_{\dot{y}}(N_D, N_\Theta, T_0)]^T , \quad (11)$$

где  $E_i(N_D, N_\Theta, T_0)$  –  $i$ -ая составляющая векторного показателя эффективности применения САН КА при отсутствии отказов средств измерений САН КА:

$$E_i(N_D, N_\Theta, T_0) = [\sigma_i(N_D, N_\Theta, T_0)]^{-1} , \quad i = x, y, \dot{x}, \dot{y} ;$$

$\sigma_i(N_D, N_\Theta, T_0)$  – СКО погрешностей оценок  $i$ -ой составляющей вектора (9) по результатам обработки  $N_D$  измерений дальности и  $N_\Theta$  измерений угла в течение времени  $T_0$ .

При отказе ОЭП возникает частичный отказ САН. Показатель эффективности применения САН в частично работоспособном состоянии определяется вектором

$$\mathbf{E}(N_D, T_0) = [E_x(N_D, T_0) \ E_y(N_D, T_0) \ E_{\dot{x}}(N_D, T_0) \ E_{\dot{y}}(N_D, T_0)]^T , \quad (12)$$

где  $E_i(N_D, T_0)$  –  $i$ -ая составляющие векторного показателя эффективности

применения САН при отказе ОЭП:  $E_i(N_D, T_0) = [\sigma_i(N_D, T_0)]^{-1} , \quad i = x, y, \dot{x}, \dot{y} ;$

$\sigma_i(N_D, T_0)$  – СКО погрешностей оценок  $i$ -ой составляющей вектора (9) по результатам обработки  $N_D$  измерений дальности в течение времени  $T_0$ .

Составляющие векторов (11) и (12) могут быть получены аналитическим или численным способами, например, на основе проведения аналитических исследований, моделирования процесса решения навигационной задачи на ЭВМ или в результате натурных экспериментов САН КА. Воспользуемся результатами аналитических исследований точности САН [23], которые выполнены по методике, изложенной в монографии [24].

В результате находим СКО оценок вектора (11) при продолжительности сеанса измерений  $T_0$  и отсутствии отказов средств измерений САН:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_x(N_D, N_\theta, T_0) &= \sqrt{2[4(3\pi^2 + 32)\eta^2 + (3\pi^2 + 56)\eta\chi + 8\chi^2]\Delta(\eta, \chi)^{-1}} \\ \sigma_y(N_D, N_\theta, T_0) &= 2\sqrt{[72(\pi^2 - 3)\eta^2 + 30(3\pi^2 + 1)\eta\chi + (3\pi^2 + 16)\chi^2 + \chi^3\eta^{-1}]\Delta(\eta, \chi)^{-1}} \\ \sigma_{\dot{x}}(N_D, N_\theta, T_0) &= \lambda\sqrt{2[12(\pi^2 - 6)\eta^2 + (3\pi^2 + 16)\eta\chi + 4\chi^2]\Delta(\eta, \chi)^{-1}} \\ \sigma_{\dot{y}}(N_D, N_\theta, T_0) &= \lambda\sqrt{[8(3\pi^2 + 14)\eta^2 + 2(3\pi^2 + 32)\eta\chi + 9\chi^2]\Delta(\eta, \chi)^{-1}} \end{aligned} \right\}, \quad (13)$$

где  $\eta$  – показатель эффективности применения дальномера, который зависит от количества (объема) и качества (дисперсии) результатов измерений, выполняемых дальномером в условиях летной эксплуатации:  $\eta = N_D\sigma_D^{-2}$ ;  $\chi$  – показатель эффективности применения ОЭП, который зависит от количества (объема) и качества (дисперсии) результатов измерений, выполняемых ОЭП, в условиях летной эксплуатации, а также от радиуса ( $r_0$ )

орбиты КА:  $\chi = N_\theta\sigma_\theta^{-2}r_0^{-2}$ ;

$\Delta(\eta, \chi)$  – коэффициент, функционально связанный с показателями эффективности применения дальномера и ОЭП ( $\eta$  и  $\chi$ ):

$$\Delta(\eta, \chi) = 48(\pi^2 - 6)\eta^3 + 8(3\pi^2 - 1)\eta^2\chi + (3\pi^2 + 32)\eta\chi^2 + 4\chi^3;$$

$\lambda$  – угловая скорость движения КА по круговой орбите радиуса  $r_0$ :  $\lambda = \sqrt{\mu r_0^{-3}}$ ;  $\mu$  – гравитационная постоянная Земли:  $\mu = 398602 \text{ км}^3 \text{ с}^{-2}$ .

При отказе ОЭП до начала проведения сеанса бортовых измерений продолжительностью  $T_0$  значения СКО оценок вектора (9) определяются с помощью соотношений:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_x(N_D, T_0) &= \sqrt{(3\pi^2 + 32)[6(\pi^2 - 6)\eta]^{-1}} \\ \sigma_y(N_D, T_0) &= \sqrt{6(\pi^2 - 3)[(\pi^2 - 6)\eta]^{-1}} \\ \sigma_{\dot{x}}(N_D, T_0) &= \lambda\sqrt{0,5\eta^{-1}} \\ \sigma_{\dot{y}}(N_D, T_0) &= \lambda\sqrt{(3\pi^2 + 14)[6(\pi^2 - 6)\eta]^{-1}} \end{aligned} \right\}. \quad (14)$$

Используя соотношения (8) – (14), коэффициент сохранения эффективности САН КА принимает вид:

$$\mathbf{K}_{\text{СЭ САН}} = [K_{\text{СЭ САН } x} \ K_{\text{СЭ САН } y} \ K_{\text{СЭ САН } \dot{x}} \ K_{\text{СЭ САН } \dot{y}}]^T, \quad (15)$$

где  $K_{\text{СЭ САН}} i$  –  $i$ -ая составляющая коэффициента сохранения эффективности САН КА:

$$K_{\text{СЭ САН}} i = E_{i_D} (E_{i_{D\Theta}})^{-1}, \quad i = x, y, \dot{x}, \dot{y}.$$

Из соотношений (13) – (15) следует, что при выбранных исходных данных значения коэффициента сохранения эффективности САН КА зависят от показателей эффективности применения дальномера и ОЭП, т.е. от объема и качества результатов измерений дальности  $D$  и угла  $\Theta$ , продолжительности проведения измерений  $T_0$ , а также значения радиуса  $r_0$  орбиты КА.

С ростом высоты полета КА уменьшается показатель эффективности применения ОЭП. В результате этого уменьшается вклад ОЭП в эффективность применения САН и увеличиваются все составляющие коэффициента сохранения эффективности САН КА (15).

На рисунке 1 приведены графики зависимости составляющих коэффициента сохранения эффективности САН от высоты полета КА при следующих исходных данных: количество измерений дальности и углов  $N_D = N_U = 100$ , СКО погрешностей дальномера  $\sigma_D = 1$  м и ОЭП  $\sigma_\Theta = 10$  угл.с.

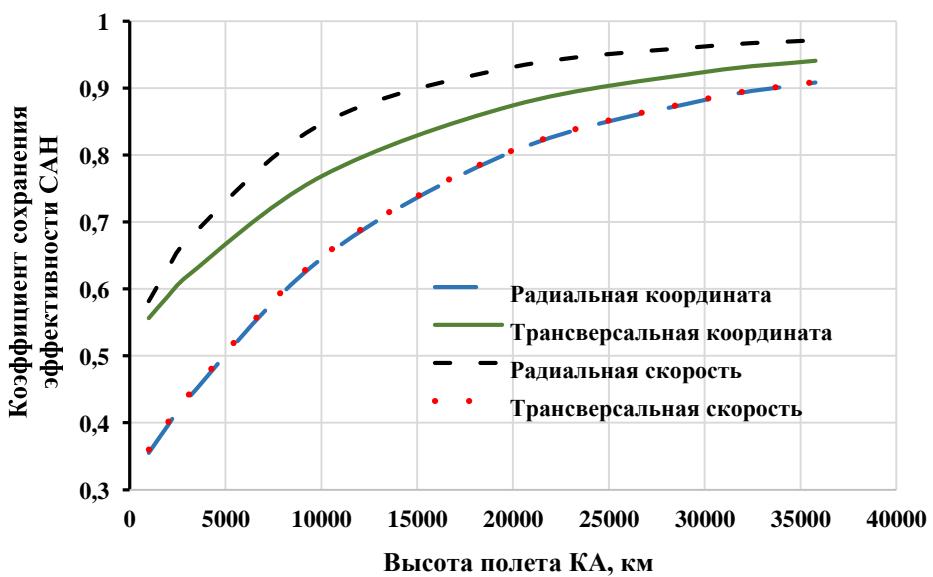


Рисунок 1 – Графики зависимостей составляющих коэффициента сохранения эффективности САН от высоты полета КА.

Графики зависимости составляющих коэффициентов сохранения эффективности САН КА от СКО погрешностей ОЭП и дальномера показаны на рисунках 2 и 3. Представленные результаты оценивания коэффициентов

сохранения эффективности получены при следующих исходных данных: количество измерений дальности и углов  $N_D = N_U = 100$ , СКО погрешностей дальномера  $\sigma_D = 10$  м (рисунок 2) и СКО погрешностей ОЭП  $\sigma_\theta = 10$  угл.с (рисунок 3).

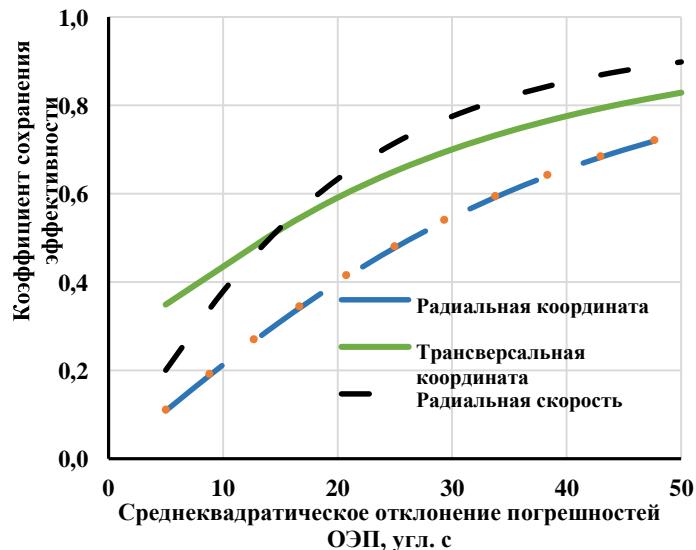


Рисунок 2 – Графики зависимости составляющих коэффициента сохранения эффективности САН КА от СКО погрешностей ОЭП.

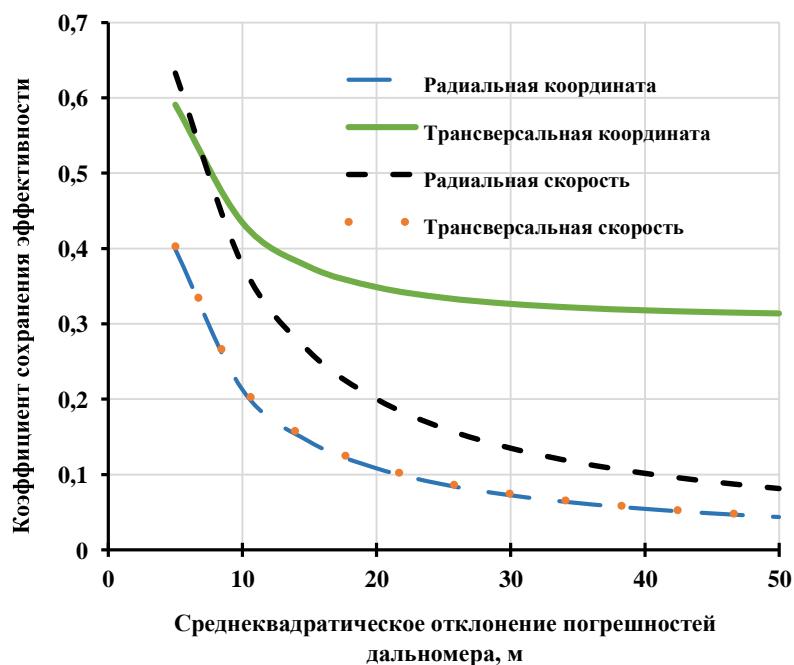


Рисунок 3 – Графики зависимости составляющих коэффициент сохранения эффективности САН КА от СКО погрешностей дальномера.

Графики зависимостей составляющих коэффициентов сохранения эффективности радиальной координаты и трансверсальной скорости, которые изображены на рисунках 1 – 3, практически совпадают.

Анализ приведенных на рисунках 2 и 3 результатов показывает, что снижение точности средств измерений САН приводит к уменьшению показателей эффективности их применения, т.е. к уменьшению их вклада в эффективность САН. В результате этого составляющие коэффициента сохранения эффективности всех уточняемых САН параметров движения КА с уменьшением СКО погрешностей ОЭП уменьшаются от единицы до нуля, а с уменьшением СКО погрешностей дальномера увеличиваются от нуля до единицы

В том случае, когда дальномер и ОЭП вносят равный вклад в эффективность применения САН при уточнении одного из параметров движения КА, соответствующий этому параметру коэффициент сохранения эффективности становится равным 0,5. Такая ситуация возникает, например, если СКО погрешностей дальномера  $\sigma_D = 10$  м и ОЭП  $\sigma_\theta \approx 15$  угл.с, а количество измерений дальности и углов  $N_D = N_U = 100$ . Как следует из рисунка 2, коэффициенты сохранения эффективности САН при уточнении трансверсальной координаты и радиальной скорости принимают равные значения.

### **Заключение**

На этапе разработки СНО ЛА возникает проблема обоснования требований к надежности ее составных частей в условиях его летной эксплуатации. Одним из путей решения этой проблемы является оценка влияния отказов на эффективность применения САН ЛА.

В статье предложена методика оценивания коэффициента сохранения эффективности СНО ЛА в условиях его летной эксплуатации. В качестве показателя эффективности применения СНО предложен векторный показатель. Компонентами этого показателя являются величины, обратно пропорциональные СКО погрешностей оценок определяемых параметров, которые получены по результатам статистической обработки результатов измерений определенного объема в течение заданной продолжительности времени.

Реализации этой методики рассмотрена на примере САН КА, которая основана на измерениях параметров движения ОО, находящегося на круговой орбите. Средствами измерений САН является дальномер и ОЭП, отказ которого переводит САН в частично работоспособное состояние. В аналитическом виде получен векторный коэффициент сохранения эффективности САН КА.

Компонентами этого вектора являются коэффициенты сохранения эффективности САН оцениваемых параметров движения КА в условиях летной эксплуатации.

Представленные исследования могут быть использованы при обосновании требований к надежности составных частей разрабатываемых систем навигации и ориентации перспективных летательных аппаратов.

---

### **Конфликт интересов**

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

**Conflict of interest** The  
authors declare no conflict of interest.

### **Список источников**

1. Геча В.Я., Барбул Р.Н., Сидняев Н.И., Бутенко Ю.И. Методология оценки надежности космических аппаратов при проектной и конструкторской проработке // Надежность. – 2019. – № 2. – С. 3-8.
2. ГОСТ Р 27.102-2021 Надежность в технике. Надежность объекта. Термины и определения. – М.: Российский институт стандартизации. – 2021.
3. Мишин А.Ю., Фролова О.А., Исаев Ю.К., Кляпиев Д.А. Комплексная навигационная система летательного аппарата // Труды Нижегородского государственного технического университета им. Р.Е. Алексеева. – 2010. – № 3 (82). – С. 27 – 33.
4. Морозов Д.В., Чермошенцев С.Ф. Методика повышения надежности функционирования системы управления беспилотного летательного аппарата в полете при возникновении отказа в бортовой контрольно-проверочной аппаратуре // Надежность. – 2019. – № 1. – С.30 – 35.
5. Кузнецов А.Г. Автоматизация процесса посадки малогабаритного беспилотного летательного аппарата в особых ситуациях // Труды МАИ. – 2011. – № 45.
6. Каримов А.Х. Особенности проектирования беспилотных авиационных систем нового поколения // Труды МАИ. – 2011. – № 47.

7. Дзиркал Э.В. Задание и проверка требований к надежности сложных изделий. – М.: Радио и связь. – 1981. – 176 с.

8. Нетес В.А. Коэффициент сохранения эффективности – показатель надежности сложных систем // Надежность. – 2012. – № 4. – С. 14–23.

9. Нетес В.А. Двухсторонние оценки коэффициента сохранения эффективности систем с выходным эффектом, зависящим от числа исполнительных элементов // Автоматика и телемеханика. – 2018. – № 11. – С. 99 – 105.

10. Баранов Е.А., Городничев И.Е., Князев А.В., Скоробогатов М.А. К вопросу оценки коэффициента сохранения эффективности на этапе проектирования сложных систем // Известия ТулГУ. Технические науки. – 2022. – Вып. 11. – С. 86 – 92.

11. Тетюшев А.В. Повышение коэффициента сохранения эффективности вычислительного комплекса при использовании средств виртуализации // Программные продукты и системы. – 2012. – № 3. – С. 199 – 202.

12. Богатырев В.А., Богатырев С.В. Критерий оптимальности многоуровневых отказоустойчивых компьютерных систем // Научнотехнический вестник Санкт-Петербургского университета информационных технологий, механики и оптики. – 2009. – № 5 (63). – С. 92 – 97.

13. Богатырев В.А. и др. Надежность дублированных вычислительных комплексов // Научно-технический вестник Санкт-Петербургского университета информационных технологий, механики и оптики. – 2011. – № 6 (76). – С. 76 – 80.

14. Морозов Л.М., Петухов Г.Б., Сидоров В.Н. Методологические основы теории эффективности. – Л.: ВИКИ. – 1982. – 236 с.

15. Надежность и эффективность в технике. Справочник. Том 3. Эффективность технических систем / Ред. совет: В.С. Авдуевский и др. – М.: Машиностроение. – 1988. – 328 с.

16. Козлов Б.А., Ушаков И.А. Справочник по расчету надежности аппаратуры радиоэлектроники и автоматики. – М.: Сов. радио. – 1965. – 237 с.

17. Москвин Б.В., Михайлов В.П., Павлов А.Н., Соколов Б.В. Комбинированные модели управления структурной динамикой информационных систем //

18. Колпин М.А., Проценко П.А., Слащев А.В. Методика оценивания эффективности функционирования наземного автоматизированного комплекса управления космическими аппаратами // Труды МАИ. – 2017. – Вып. № 92.

19. Малюгин А.В., Пилипенко Л.В., Пирухин В.А. Модель оценивания эффективности применения измерительного комплекса // Известия ТулГУ.

Технические науки. – 2018. – Вып. 7. – С. 384 – 391.

20. Богатырев В.А., Богатырев С.В., Лепеш Г.В. Критерии оптимальности объединения машин агрегатов в системы // Технико-технологические проблемы сервиса. – 2009. – № 2 (8). – С. 30 – 34.

21. Недайвода А.К., Рождественский А.В. Оценка эффективности и качества ракетно-космической техники // Труды МАИ. – 2012. – Вып. № 56.

22. Брандин В.Н., Разоренов Г.Н. Определение траекторий космических аппаратов. – М.: Машиностроение. –1978. – 216 с.

23. Аншаков Г.П., Голяков А., Петрищев В.Ф., Фурсов В.А. Автономная навигация космических аппаратов. – Самара: Государственный научнопроизводственный ракетно-космический центр «Прогресс». – 2011. – 486 с.

24. Порфириев Л. Ф., Смирнов В. В., Кузнецов В. И. Аналитические оценки точности автономных методов определения орбит. М.: Машиностроение. – 1987. – 279 с.

### References

1. Gecha V.Ya., Barbul R.N., Sidnyaev N.I., Butenko Yu.I. Metodologiya ocenki nadezhnosti kosmicheskikh apparatov pri proektnoj i konstruktorskoj prorabotke // Nadezhnost'. – 2019. – № 2. – С. 3–8.

2. GOST R 27.102-2021 Nadezhnost' v tekhnike. Nadezhnost' ob"ekta. Terminy i opredeleniya. – М.: Rossijskij institut standartizacii. – 2021.

3. Mishin A.Yu., Frolova O.A., Isaev Yu.K., Klyapiev D.A. Kompleksnaya navigacionnaya sistema letatel'nogo apparata // Trudy Nizhegorodskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. R.E. Alekseeva. – 2010. – № 3 (82). – S. 27 – 33.

4. Morozov D.B., Chermoshencev S.F. Metodika povysheniya nadezhnosti funkcionirovaniya sistemy upravleniya bespilotnogo letatel'nogo apparata v polete pri

vozniknovenii otkaza v bortovoj kontrol'no-proverochnoj apparature // Nadezhnost'. – 2019. – № 1. – S.30 – 35.

5. Kuznecov A.G. Avtomatizaciya processa posadki malogabartinogo bespilotnogo letatel'nogo apparata v osobyh situaciyah // Trudy MAI. – 2011. – № 45.

6. Karimov A.H. Osobennosti proektirovaniya bespilotnyh aviacionnyh sistem novogo pokoleniya // Trudy MAI. – 2011. – № 47.

7. Dzirkal E.V. Zadanie i proverka trebovaniy k nadezhnosti slozhnyh izdelij. – M.: Radio i svyaz'. – 1981. – 176 s.

8. Netes V.A. Koefficient sohraneniya effektivnosti – pokazatel' nadezhnosti slozhnyh sistem // Nadezhnost'. – 2012. – № 4. – S. 14–23.

9. Netes V.A. Dvuhstoronne ocenki koefficiente sohraneniya effektivnosti sistem s vyhodnym effektom, zavisyashchim ot chisla ispolnitel'nyh elementov // Avtomatika i telemekhanika. – 2018. – № 11. – S. 99 – 105.

10. Baranov E.A., Gorodnichev I.E., Knyazev A.V., Skorobogatov M.A. K voprosu ocenki koefficiente sohraneniya effektivnosti na etape proektirovaniya slozhnyh sistem // Izvestiya TulGU. Tekhnicheskie nauki. – 2022. – Vyp. 11. – S. 86 – 92.

11. Tetyushev A.V. Povyshenie koefficiente sohraneniya effektivnosti vychislitel'nogo kompleksa pri ispol'zovanii sredstv virtualizacii // Programmnye produkty i sistemy. – 2012. – № 3. – S. 199 – 202.

12. Bogatyrev V.A., Bogatyrev S.V. Kriterij optimal'nosti mnogourovnevyh otkazoustojchivyh komp'yuternyh sistem // Nauchno-tehnicheskij vestnik SanktPeterburgskogo universiteta informacionnyh tekhnologij, mekhaniki i optiki. – 2009. – № 5 (63). – S. 92 – 97.

13. Bogatyrev V.A. i dr. Nadezhnost' dublirovannyh vychislitel'nyh kompleksov // Nauchno-tehnicheskij vestnik Sankt-Peterburgskogo universiteta informacionnyh tekhnologij, mekhaniki i optiki. – 2011. – № 6 (76). – S. 76 – 80.

14. Morozov L.M., Petuhov G.B., Sidorov V.N. Metodologicheskie osnovy teorii effektivnosti. – L.: VIKI. – 1982. – 236 s.

15. Nadezhnost' i effektivnost' v tekhnike. Spravochnik. Tom 3. Effektivnost' tekhnicheskikh sistem / Red. sovet: V.S. Avduevskij i dr. – M.: Mashinostroenie. – 1988. – 328 s.

16. Kozlov B.A., Ushakov I.A. Spravochnik po raschetu nadezhnosti apparatury radioelektroniki i avtomatiki. – M.: Sov. radio. – 1965. – 237 s.
17. Moskvin B.V., Mihajlov V.P., Pavlov A.N., Sokolov B.V. Kombinirovannye modeli upravleniya strukturnoj dinamikoj informacionnyh sistem // Izvestiya Vuzov. Priborostroenie. – 2006. – T. 49. – № 11. – S. 7-12.
18. Kolpin M.A., Procenko P.A., Slashchev A.V. Metodika ocenivaniya effektivnosti funkcionirovaniya nazemnogo avtomatizirovannogo kompleksa upravleniya kosmicheskimi apparatami // Trudy MAI. – 2017. – Vyp. № 92.
19. Malyugin A.V., Pilipenko L.V., Piruhin V.A. Model' ocenivaniya effektivnosti primeneniya izmeritel'nogo kompleksa // Izvestiya TulGU. Tekhnicheskie nauki. – 2018. – Vyp. 7. – S. 384 – 391.
20. Bogatyrev V.A., Bogatyrev S.V., Lepesh G.V. Kriterii optimal'nosti ob"edineniya mashin agregatov v sistemy // Tekhniko-tehnologicheskie problemy servisa. – 2009. – № 2 (8). – S. 30 – 34.
21. Nedajvoda A.K., Rozhdestvenskij A.V. Ocenna effektivnosti i kachestva raketnokosmicheskoi tekhniki // Trudy MAI. – 2012. – Vyp. № 56.
22. Brandin V.N., Razorenov G.N. Opredelenie traektorij kosmicheskikh apparatov. – M.: Mashinostroenie. –1978. – 216 s.
23. Anshakov G.P., Golyakov A., Petrishchev V.F., Fursov V.A. Avtonomnaya navigaciya kosmicheskikh apparatov. – Samara: Gosudarstvennyj nauchnoproizvodstvennyj raketno-kosmicheskij centr «Progress». – 2011. – 486 s.
24. Porfir'ev L. F., Smirnov V. V., Kuznecov V. I. Analiticheskie ocenki tochnosti avtonomnyh metodov opredeleniya orbit. M.: Mashinostroenie. – 1987. – 279 s.

### Информация об авторах

**Алексей Дмитриевич Голяков**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры автономных систем управления, Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург, Россия; e-mail:

**Владимир Михайлович Ананенко**, кандидат технических наук, доцент, старший преподаватель кафедры автономных систем управления,

Военноморская академия им. А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург, Россия;

e-mail:

avm-brok@mail.ru

### Information about the authors

**Alexey D. Golyakov**, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Department of Autonomous Control Systems, Mozhaisky Military Space Academy, Saint Petersburg, Russia; e-mail: [algol49@yandex.ru](mailto:algol49@yandex.ru)

**Vladimir M. Ananenko**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Senior Lecturer of the Department of Autonomous Control Systems, Mozhaisky Military Space Academy, Saint Petersburg, Russia; e-mail: [avm-brok@mail.ru](mailto:avm-brok@mail.ru).

---

Получено 14 октября 2025 ● Принято к публикации 24 ноября 2025 ● Опубликовано 30 декабря 2025

Received 14 October 2025 ● Accepted 24 November 2025 ● Published 30 December 2025

---