

Исследование отказоустойчивости оптико-электронной навигационной системы автономного космического аппарата

Голяков А.Д.*, Ричняк А.М.**

*Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского,
ул. Ждановская, 13, Санкт-Петербург, 197198, Россия*

**e-mail: algoll949@mail.ru*

***e-mail: arichnyak@mail.ru*

Статья поступила 30.03.2021

Аннотация

В статье проведено исследование отказоустойчивости оптико-электронной навигационной системы автономного космического аппарата. Исследование выполнено методом математического моделирования на примере оптико-электронной навигационной системы, содержащей два астродатчика, построитель вертикали, высотомер и вычислитель.

Ключевые слова: космический аппарат, бортовая оптико-электронная навигационная система, отказоустойчивость, воздействующие факторы, единичный отказ составной части системы.

Введение

Одной из проблем, возникающей при летной эксплуатации автономных космических аппаратов (КА), является необходимость сохранения работоспособности бортовых систем (БС) и повышения эффективности деятельности

КА в условиях неизбежных возмущающих воздействий космического пространства. Особую актуальность решение этой проблемы принимает в случае разработки КА, предназначенных для долговременного выполнения своих функций в течение 15 лет и более.

Перспективным способом борьбы с возмущающими воздействиями космического пространства является разработка и изготовление отказоустойчивых БС КА. Под отказоустойчивостью БС КА понимается свойство, обладая которым БС сохраняет свою работоспособность после отказа её составных частей. При этом отказ составной части может произойти как вследствие возмущающего воздействия космического пространства на БС КА, так и в результате естественной деградации ее элементов с течением времени.

Вопросам исследований отказоустойчивости БС летательных аппаратов различного назначения посвящен ряд научных работ, например, работы [1-9]. Перспективы развития и особенности построения отказоустойчивых систем управления КА исследованы в работах [10-15], в которых рассмотрены подходы, основанные на автоматизации проектирования интеллектуальных бортовых программных средств и применения принципов аналитической избыточности, функционального резервирования и реконфигурации.

Проблемам проектирования отказоустойчивых БС навигации КА на базе принципов функционального резервирования и исследованиям вопросов принципиальной возможности их создания посвящены работы [16,17]. Однако в этих работах отсутствует оценка отказоустойчивости систем навигации КА, необходимость в которой возникает при обосновании требований к разрабатываемым

системам, сравнении конкурирующих систем и проведении операций контроля эффективности их функционирования на этапе летной эксплуатации. Поэтому целью настоящей статьи является исследование отказоустойчивости БС навигации автономных КА на примере оптико-электронной навигационной системы (ОЭНС), которая может использоваться в качестве дополнительного источника автономного определения параметров его орбитального движения. При исследовании отказоустойчивости ОЭНС в статье рассмотрены единичные отказы ее составных частей.

Показатели отказоустойчивости

Отказоустойчивость БС КА характеризуется с помощью качественных и количественных показателей. К качественному показателю отказоустойчивости относится, например, требование к БС сохранять работоспособность при отказах ее составных частей.

Количественные показатели отказоустойчивости БС КА можно разделить на абсолютные и относительные показатели. Абсолютным показателем является число отказов составных частей БС КА, при котором сохраняется ее работоспособное (или частично работоспособное) состояние.

Введем признак состояния системы S . Если $S = 0$, то система работоспособна, если $S = 1$ - система неработоспособна. Тогда число единичных отказов составных частей БС КА, при которых сохраняется ее работоспособное состояние, рассчитывается по формуле

$$m^{(1)}(S=0) = N - \sum_{i=1}^n S_i, \quad (1)$$

где

N - количество составных частей системы;

S_i - признак состояния системы при отказе i -ой составной части ($i = \overline{1, N}$):

$S_i = 0$ - система работоспособна при отказе i -ой составной части;

$S_i = 1$ - система неработоспособна при отказе i -ой составной части.

Если БС КА способна сохранить работоспособное состояние при единичных отказах всех входящих в нее составных частей, то справедливо равенство $m^{(1)}(S=0) = N$.

К абсолютным показателям отказоустойчивости БС КА относятся:

- максимальное количество отказавших составных частей, при котором БС КА сохранит работоспособность:

$$d_{\max}(S=0) = \max_k \{d_k(S=0)\}, \quad (2)$$

где

k - номер варианта совокупности отказавших составных частей БС КА, при реализации которого БС КА сохранит работоспособность;

$d_k(S=0)$ - количество отказавших составных частей в k -ом варианте, при реализации которого БС КА сохранит работоспособность;

- минимальное количество отказавших составных частей, при котором БС КА станет неработоспособной:

$$r_{\min}(S=1) = \min_i \{d_i(S=1)\}, \quad (3)$$

где

i - номер варианта совокупности отказавших составных частей ОЭНС, при реализации которого БС КА станет неработоспособной;

$d_i(S=1)$ - количество отказавших составных частей в i -ом варианте, при реализации которого БС КА станет неработоспособной.

В качестве относительного показателя можно использовать коэффициент отказоустойчивости БС КА, который равен отношению числа единичных отказов составных частей системы, при которых сохраняется ее работоспособное состояние, к количеству составных частей системы.

Коэффициент отказоустойчивости определяется с помощью соотношения

$$K_{\text{ОУ}}^{(1)} = \frac{m^{(1)}(S=0)}{N} = 1 - \frac{1}{N} \sum_{i=1}^n S_i. \quad (4)$$

Анализ соотношения (4) показывает, что коэффициент отказоустойчивости $K_{\text{ОУ}}^{(1)}$ представляет собой вероятность сохранения работоспособного состояния БС КА при единичных отказах ее составных частей и равной вероятности появления единичных отказов. Коэффициент отказоустойчивости равен единице в том случае, когда БС КА сохраняет работоспособное состояние при единичных отказах всех составных частей.

Предположим, что известны вероятности отказов составных частей БС КА q_i , где $i = \overline{1, N}$. Тогда для оценивания отказоустойчивости БС КА можно использовать условный показатель, который равен условной вероятности работоспособности БС при условии, что произошел единичный отказ ее составной части.

Для расчета этого показателя отказоустойчивости введем признак состояния i -ой составной части системы ξ_i : $\xi_i = 0$ - составная часть работоспособна; $\xi_i = 1$ - составная часть неработоспособна.

Найдем условную вероятность неработоспособности БС КА при условии, что произошел единичный отказ ее составной части. На основании теоремы умножения вероятностей искомую вероятность определяем из соотношения

$$P^{(1)}(S = 1 / \xi_i = 1, i = \overline{1, N}) = \frac{P^{(1)}(S = 1, \xi_i = 1, i = \overline{1, N})}{P^{(1)}(\xi_i = 1, i = \overline{1, N})}, \quad (5)$$

где

$P^{(1)}(S = 1, \xi_i = 1, i = \overline{1, N})$ - вероятность неработоспособности системы при

единичном отказе составной части;

$P^{(1)}(\xi_i = 1, i = \overline{1, N})$ - вероятность единичного отказа составной части системы.

Можно показать, что вероятность неработоспособности системы при единичном отказе составной части и вероятность единичного отказа составной части системы рассчитываются по формулам:

$$P^{(1)}(S = 1, \xi_i = 1, i = \overline{1, N}) = \sum_{i=1}^N q_i S_i \prod_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^N (1 - q_j); \quad (6)$$

$$P^{(1)}(\xi_i = 1, i = \overline{1, N}) = \sum_{i=1}^N q_i \prod_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^N (1 - q_j). \quad (7)$$

С помощью соотношений (5)-(7) получаем формулу для расчета условного показателя отказоустойчивости БС КА:

$$\begin{aligned} P^{(1)}(S = 0 / \xi_i = 1, i = \overline{1, N}) &= 1 - P^{(1)}(S = 1 / \xi_i = 1, i = \overline{1, N}) = \\ &= 1 - \left(\sum_{i=1}^N q_i S_i \prod_{j \neq i}^N (1 - q_j) \right) \left(\sum_{i=1}^N q_i \prod_{j \neq i}^N (1 - q_j) \right)^{-1}. \end{aligned} \quad (8)$$

Предположим, что вероятности отказов составных частей БС КА равны, т.е. $q_i = q = const$, где $i = \overline{1, N}$. Тогда из выражения (8) получаем

$$P^{(1)}(S = 0 / \xi_i = 1, i = \overline{1, N}) = 1 - \left(q(1-q)^{N-1} \sum_{i=1}^N S_i \right) \left(Nq(1-q)^{N-1} \right)^{-1}. \quad (9)$$

После элементарных преобразований соотношение (9) принимает вид

$$P^{(1)}(S = 0 / \xi_i = 1, i = \overline{1, N}) = 1 - \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N S_i.$$

Сравнительный анализ полученного соотношения с формулой (4) показывает, что при равенстве вероятностей отказов составных частей БС КА условный показатель отказоустойчивости совпадает с коэффициентом отказоустойчивости.

Оценивание отказоустойчивости ОЭНС КА

Оценим отказоустойчивость ОЭНС КА, содержащей два астродатчика (АД₁ и АД₂), высотомер (ВМ), построитель вертикали (ПВ) и бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК). Функциональная схема ОЭНС приведена на рисунке 1.

Принцип действия ОЭНС основан на зенитном методе навигации, сущность которого состоит в расчете зенитных углов (β_1 и β_2) двух навигационных звезд и измерениях высоты полета КА (H) с последующей статистической обработкой полученных результатов для нахождения оценок параметров движения центра масс КА.

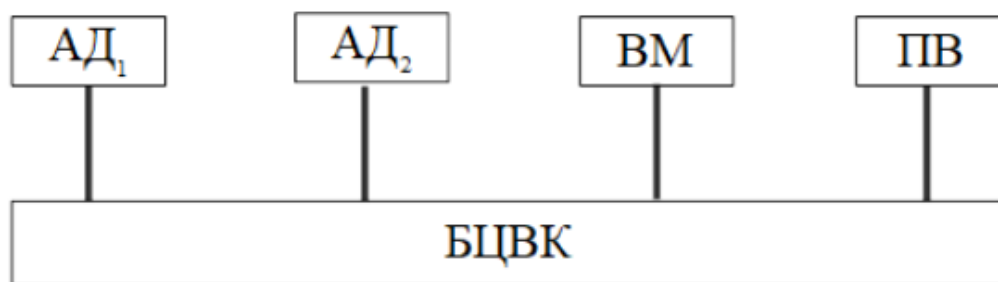


Рис. 1. Функциональная схема ОЭНС

Для расчета зенитных углов используются результаты измерений двух астродатчиков и ПВ.

Приборный состав и организация функционирования исследуемой ОЭНС рассмотрены в монографии [18], из которой следует, что составными частями БЦВК являются три идентичные бортовые цифровые вычислительные машины (БЦВМ), соединенные по мажоритарной схеме. Единичный отказ, т.е. отказ одной из трех БЦВМ, не приводит к отказу БЦВК и, следовательно, к отказу ОЭНС. Поэтому при оценивании отказоустойчивости ОЭНС будем полагать, что, поскольку БЦВК при единичных отказах БЦВМ сохраняет работоспособное состояние, ОЭНС имеет четыре составные части: АД₁, АД₂, ВМ и ПВ. Для обнаружения отказов составных частей ОЭНС используется бортовая система контроля и диагностики КА.

Для получения количественных значений показателей отказоустойчивости ОЭНС исследования выполним с помощью метода математического моделирования. Движение КА рассмотрим в геоцентрической орбитальной системе координат XYZ, оси X и Y которой лежат в плоскости орбиты КА, а ось Z совпадает с нормалью

плоскости орбиты. При этом будем полагать, что КА движется по околокруговой орбите высотой 300 км в центральном поле сил.

В начальный момент времени t_0 истинное движение центра масс КА отличается от опорного движения, параметры которого хранятся в памяти БЦВК. Навигационная задача, решаемая ОЭНС, сводится к определению вектора $\Delta Q(t_0)$ параметров отклонения истинного движения КА относительно опорного (в дальнейшем параметр времени t_0 опустим). Поскольку орбитальное движение КА рассматривается в геоцентрической прямоугольной системе координат вектор ΔQ содержит составляющие радиуса-вектора и вектора скорости КА, т.е. $\Delta Q = [\Delta X \ \Delta Y \ \Delta Z \ \Delta \dot{X} \ \Delta \dot{Y} \ \Delta \dot{Z}]^T$. Предположим, что компоненты вектора ΔQ имеют следующие значения:

$$\Delta X = \Delta Y = \Delta Z = 10 \text{ км};$$

$$\Delta \dot{X} = \Delta \dot{Y} = \Delta \dot{Z} = 10 \text{ м/с}.$$

Расположение на небесной сфере навигационных звезд, визируемых астродатчиками, соответствует условию максимальной точности решения навигационной задачи [19-21], т.е. орбитальные восхождения и склонения первой и второй звезд соответственно равны: $\alpha_1 = 0^\circ$, $\delta_1 = 0^\circ$, $\alpha_2 = 0^\circ$, $\delta_2 = 90^\circ$.

Результаты навигационных измерений зенитных углов и высоты полета КА содержат случайные погрешности, которые между собой не коррелированы и распределенные по нормальному закону с нулевыми математическими ожиданиями

и известными среднеквадратическими отклонениями: $\sigma_{\beta} = 0,1$ угл. мин и $\sigma_H = 1000$ м. Обработка результатов навигационных измерений выполняется методом наименьших квадратов. Продолжительность интервала измерений составляет один виток, в течение которого бортовые средства проводят 10000 сеансов измерений.

Признаком отказа ОЭНС является невыполнение любого из неравенств:

$$\left. \begin{array}{l} |\Delta\hat{x}| \leq 1 \text{ км}, |\Delta\hat{y}| \leq 1 \text{ км}, |\Delta\hat{z}| \leq 1 \text{ км}; \\ |\Delta\hat{\dot{x}}| \leq 1 \text{ м/с}, |\Delta\hat{\dot{y}}| \leq 1 \text{ м/с}, |\Delta\hat{\dot{z}}| \leq 1 \text{ м/с}, \end{array} \right\} \quad (10)$$

где $\Delta\hat{x}, \Delta\hat{y}, \Delta\hat{z}, \Delta\hat{\dot{x}}, \Delta\hat{\dot{y}}, \Delta\hat{\dot{z}}$ – погрешности оценок параметров движения центра масс КА, полученных ОЭНС.

При моделировании процесса функционирования ОЭНС будем полагать, что в момент начала навигационного сеанса возникает единичный отказ одной из ее составных частей. Полученные в результате моделирования погрешности оценок параметров движения КА, приведены в таблице 1.

Из представленных в таблице 1 результатов моделирования следует, что работоспособность ОЭНС сохраняется при отказе первого астродатчика, визирующего навигационную звезду, орт которой совпадает с плоскостью орбиты КА, и при отказе высотомера.

При отказе второго астродатчика, ось визирования которого совпадает с нормалью к плоскости орбиты, ОЭНС переходит в частично работоспособное

состояние, поскольку погрешности оценок $\Delta\hat{z}$ и $\Delta\hat{z}$ не удовлетворяют установленным требованиям (10) к точности функционирования ОЭНС.

Таблица 1. Погрешности ОЭНС при единичных отказах составных частей

Отказавшая составная часть	Погрешность ОЭНС					
	$\Delta\hat{x}$, км	$\Delta\hat{y}$, км	$\Delta\hat{z}$, км	$\Delta\hat{\dot{x}}$, м/с	$\Delta\hat{\dot{y}}$, м/с	$\Delta\hat{\dot{z}}$, м/с
АД ₁	-0,014	0,010	0,004	-0,011	0,015	-0,002
АД ₂	0,067	0,211	9,501	-0,243	-0,049	1,102
ВМ	-0,045	-0,051	0,032	0,061	0,048	0,004
ПВ	-	-	-	-	-	-

Отказ ПВ приводит к потере возможности определения зенитных углов навигационных звезд, которые визируются АД₁ и АД₂, и как следствие к переходу ОЭНС в неработоспособное состояние в связи с полной утратой способности решения навигационной задачи.

Оценим отказоустойчивость ОЭНС с помощью введенных показателей. С помощью выражений (1)-(4) получаем:

- число единичных отказов составных частей ОЭНС, при которых сохраняется ее работоспособное состояние:

$$m^{(1)}(S=0) = 4 - \sum_{i=1}^4 S_i = 2;$$

- максимальное количество отказавших составных частей, при котором ОЭНС сохранит работоспособность:

$$d_{\max}(S=0) = \max_k \{d_k(S=0)\} = 1;$$

- минимальное количество отказавших составных частей, при котором ОЭНС станет неработоспособной:

$$r_{\min}(S=1) = \min_i \{d_i(S=1)\} = 1;$$

- коэффициент отказоустойчивости ОЭНС:

$$K_{\text{OY}}^{(1)} = 1 - \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 S_i = 0,5.$$

Для расчета условного показателя отказоустойчивости ОЭНС предположим, что вероятности отказов составных частей имеют следующие значения: $q_{\text{АД}_1} = 0,1$, $q_{\text{АД}_2} = 0,1$, $q_{\text{ВМ}} = 0,3$ и $q_{\text{ПВ}} = 0,2$. В результате получим:

$$\sum_{i=1}^4 q_i S_i \prod_{j \neq i} (1 - q_j) = 0,1 \cdot 0,9 \cdot 0,8 \cdot 0,7 + 0,3 \cdot 0,9^2 \cdot 0,7 = 0,2448;$$

$$\sum_{i=1}^4 q_i \prod_{j \neq i} (1 - q_j) = 2 \cdot 0,1 \cdot 0,9 \cdot 0,8 \cdot 0,7 + 0,2 \cdot 0,9^2 \cdot 0,7 + 0,3 \cdot 0,9^2 \cdot 0,8 = 0,4086;$$

$$P^{(1)}(S=0 / \xi_i = 1, i = \overline{1,4}) = 1 - \frac{0,2448}{0,4086} = 0,4009 \approx 0,4.$$

На основании сравнительного анализа абсолютных и относительных показателей отказоустойчивости ОЭНС можно показать, что наиболее информативным является условный показатель отказоустойчивости, значения

которого функционально связаны с вероятностями отказов составных частей ОЭНС.

Заключение

Одним из способов поддержания работоспособности ОЭНС КА, летная эксплуатация которых происходит в условиях воздействия возмущающих факторов естественного и искусственного происхождения, является поиск и совершенствование комплекса мер, направленных на повышения их отказоустойчивости. В настоящей статье предложены показатели, позволяющие оценить отказоустойчивость БС КА. В качестве примера для проведения исследований отказоустойчивости выбрана ОЭНС, реализующая зенитный способ навигации. С помощью метода математического моделирования показана возможность количественной оценки отказоустойчивости ОЭНС. Результаты проведенных исследований могут найти применение при обосновании требований к отказоустойчивости ОЭНС, а также при оценке и контроле показателей отказоустойчивости в процессе разработки, изготовлении и эксплуатации ОЭНС.

Библиографический список

1. Белоусов Ю.А. Отказоустойчивые бортовые вычислительные системы. Классификация и оценка технических характеристик // Авиакосмическое приборостроение. 2004. № 11. С. 17 - 24.
2. Кофман М.М., Парамонов П.П., Сабо Ю.И. Интеграция на основе системной отказоустойчивости - перспективный путь проектирования комплексов бортового

оборудования и обеспечения безопасности полетов // Авиакосмическое приборостроение. 2005. № 8. С. 25 - 31.

3. Фирсов Г.В. Метод обеспечения отказоустойчивости вычислений масштабируемых сетевых бортовых вычислительных систем // Труды МАИ. 2006. № 25. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=34068>

4. Викторова В.С., Лубков И.Б., Степанянц А.С. Анализ надёжности отказоустойчивости вычислительных систем. - М.: ИПУ РАН, 2016. - 117 с.

5. Авакян А.А., Романенко Ю.А. Особенности архитектуры отказоустойчивых комплексов бортового оборудования летательных аппаратов // Научноград Наука Производство Общество. 2016. № 1. С. 35 - 38.

6. Дектярев А.Р., Киселев С.К. Отказоустойчивые реконфигурирующие комплексы интегрированной модульной авионики // Электротехнические и информационные комплексы и системы. 2016. Т. 12. № 1. С. 89 - 99.

7. Шубинский И.Б. Надежные отказоустойчивые информационные системы. Методы синтеза. - М.: Журнал Надежность, 2016. - 546 с.

8. Земляков С.Д., Рутковский В.Ю., Силаев А.В. Реконфигурация систем управления летательными аппаратами при отказах // Автоматика и телемеханика. 1996. № 1. С. 3 - 20.

9. Qin J. et al. Reliability analysis of avionics in the commercial aerospace industry // Journal of the Reliability Analysis Center, 2005, pp. 1 - 6.

10. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В., Макаров В.П. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА зондирования Земли:

математические модели, компьютерные технологии. - М.: Машиностроение, 2010. - 346 с.

11. Тюгашев А.А. Подход к обеспечению отказоустойчивости космических аппаратов на основе автоматизации проектирования интеллектуальных бортовых программных средств // Надежность и качество систем. 2016. № 4 (16). С. 106 - 112.

DOI: [10.21685/2307-4205-2016-4-15](https://doi.org/10.21685/2307-4205-2016-4-15)

12. Заведеев А.И. Построение бортовой системы управления космическим аппаратом повышенной отказоустойчивости с применением адаптивной логики в алгоритмах диагностики и контроля // Мехатроника, автоматизация, управление. 2018. № 10. С.

664 - 672. DOI: [10.17587/mau.19.664-672](https://doi.org/10.17587/mau.19.664-672)

13. Проектирование и испытания бортовых систем управления / Под ред. А.С. Сырова. – М.: Изд-во МАИ, 2011. - 344 с.

14. Ключников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С. Методы обеспечения отказоустойчивости малых космических аппаратов и сверхлегких средств выведения их на орбиту // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований: сборник трудов конференции (Анапа, 04–09 сентября 2017). – Химки: НПО им. С.А. Лавочкина, 2017. С. 317 - 328.

15. Овчинников М.Ю., Иванов Д.С., Ролдугин Д.С., Ткачев С.С., Карпенко С.О. Разработка рекомендаций по управлению ориентацией микроспутника «Чибис-М» в случае отказа части исполнительных органов // Механика, управление и информатика. 2013. № 1 (13). С. 132 - 145.

16. Глинский В.А., Заведеев А.И., Моисеенко В.Н. Разработка методов проектирования отказоустойчивых систем управления и навигации аэрокосмических летательных аппаратов на базе принципов функционального резервирования и реконфигурации // Авиакосмическое приборостроение. 2002. № 4. С. 35 - 38.
17. Румянцев Г.Н., Ляшенко А.В., Игнатьев А.А., Проскураков Г.М., Поздняков М.В. Отказоустойчивая система автономной ориентации и навигации для объектов ракетно-космической техники // Гетеромагнитная микроэлектроника. 2016. № 21. С. 20 - 33.
18. Аншаков Г.П., Голяков А.Д., Петрищев В.Ф., Фурсов В.А. Автономная навигация космических аппаратов. - Самара: Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс», 2011. – 486 с.
19. Порфирьев Л.Ф., Смирнов В.В., Кузнецов В.И. Аналитические оценки точности автономных методов определения орбит. - М.: Машиностроение, 1987. - 280 с.
20. Полосухина К.А. Определение ориентации КА системы мониторинга Земли посредством обработки информации от аппаратуры зондирования // Труды МАИ. 2010. № 38. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=14166>
21. Коровин А.В., Устюжанин Д.А. Методика оценки точностных характеристик астроинерциально-спутниковой системы с разработкой модели определения наблюдаемости навигационных спутников // Труды МАИ. 2012. № 51. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=29142>

Investigation of the fault tolerance of the optoelectronic navigation system of an autonomous spacecraft

Golyakov A.D.*, Richnyak A.M.**

*Military space Academy named after A.F. Mozhaisky,
13, Zdanovskaya str., Saint-Petersburg, 197198, Russia*

**e-mail: algoll949@mail.ru*

***e-mail: arichnyak@mail.ru*

Abstract

The relevance of the topic of the article is due to the need to increase the autonomy of solving the navigation problem of promising spacecraft with a long period of active existence in the conditions of uncertainty of the existing disturbing effects of outer space. A promising way to combat these disturbing influences is the development and manufacture of fault-tolerant onboard systems of spacecraft, including onboard systems designed to solve problems of autonomous navigation.

The article provides a solution to the problem, the essence of which is to study the fault tolerance of the optical-electronic navigation system of the spacecraft, which can be used as an additional source of autonomous determination of the parameters of its orbital motion. The study of fault tolerance is carried out on the example of an optoelectronic navigation system of an autonomous spacecraft with a long active life, based on the zenith navigation method and containing two astronomical sensors, a local vertical builder, an altimeter and an onboard computer.

The main results of the work are the proposed indicators that allow us to assess the fault tolerance of the onboard systems of spacecraft. Using the method of mathematical

modeling, the article shows the possibility of quantifying the fault tolerance of an on-board optoelectronic navigation system. The classification of fault tolerance indicators of onboard systems of spacecraft is developed, the ratio for calculating the conditional fault tolerance indicator is obtained, which allows us to evaluate the fault tolerance at known values of the failure probabilities of the components of the onboard system, and quantitative estimates of the fault tolerance indicators of the optoelectronic navigation system of an autonomous spacecraft are given.

The results obtained in the article are based on methods for assessing the fault tolerance of technical systems for various purposes, the theory of autonomous navigation of spacecraft, and methods for processing the results of navigation measurements.

The results of the conducted research can be used when it is necessary to justify the appearance of onboard systems of spacecraft with a long active life and the requirements for the fault tolerance of their optoelectronic navigation system, as well as when evaluating and monitoring fault tolerance indicators during the development and operation of these systems.

Keywords: spacecraft, onboard optoelectronic navigation system, fault tolerance, influencing factors, single failure of a component part of the system.

References

1. Belousov Yu.A. *Aviakosmicheskoe priborostroenie*, 2004, no. 11, pp. 17 - 24.
2. Kofman M.M., Paramonov P.P., Sabo Yu.I. *Aviakosmicheskoe priborostroenie*, 2005, no. 8, pp. 25 - 31.

3. Firsov G.V. *Trudy MAI*, 2006, no. 25. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34068>
4. Viktorova V.S., Lubkov I.B., Stepanyants A.S. *Analiz nadezhnosti otkazoustoichivosti vychislitel'nykh system* (Analysis of the reliability of fault-resistant computing systems), Moscow, IPU RAN, 2016, 117 p.
5. Avakyan A.A., Romanenko Yu.A. *Naukograd Nauka Proizvodstvo Obshchestvo*, 2016, no. 1, pp. 35 - 38.
6. Dektyarev A.R., Kiselev S.K. *Elektrotekhnicheskie i informatsionnye komplekсы i sistemy*, 2016, vol. 12, no. 1, pp. 89 - 99.
7. Shubinskii I.B. *Nadezhnye otkazoustoichivye informatsionnye sistemy. Metody sinteza* (Reliable fail-safe information systems. Synthesis methods), Moscow, Zhurnal Nadezhnost', 2016, 546 p.
8. Zemlyakov S.D., Rutkovskii V.Yu., Silaev A.V. *Avtomatika i telemekhanika*, 1996, no. 1, pp. 3 - 20.
9. Qin J. et al. Reliability analysis of avionics in the commercial aerospace industry, *Journal of the Reliability Analysis Center*, 2005, pp. 1 - 6.
10. Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Sollogub A.V., Makarov V.P. *Metody obespecheniya zhivuchesti nizkoorbital'nykh avtomaticheskikh KA zondirovaniya Zemli: matematicheskie modeli, komp'yuternye tekhnologii* (Methods for ensuring the survivability of low-orbit automatic Earth sensing spacecraft: mathematical models, computer technology), Moscow, Mashinostroenie, 2010, 346 p.
11. Tyugashev A.A. *Nadezhnost' i kachestvo system*, 2016, no. 4 (16), pp. 106 - 112. DOI: [10.21685/2307-4205-2016-4-15](https://doi.org/10.21685/2307-4205-2016-4-15)

12. Zavedeev A.I. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie*, 2018, no. 10, pp. 664 - 672.
DOI: [10.17587/mau.19.664-672](https://doi.org/10.17587/mau.19.664-672)
13. Syrov A.S. *Proektirovanie i ispytaniya bortovykh sistem upravleniya* (Designing and testing on-board control systems), Moscow, Izd-vo MAI, 2011, 344 p.
14. Klyushnikov V.Yu., Kuznetsov I.I., Osadchenko A.S. *Aktual'nye voprosy proektirovaniya avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov dlya fundamental'nykh i prikladnykh nauchnykh issledovaniy: sbornik trudov konferentsii*, Khimki, NPO im. S.A. Lavochkina, 2017, pp. 317 - 328.
15. Ovchinnikov M.Yu., Ivanov D.S., Roldugin D.S., Tkachev S.S., Karpenko S.O. *Mekhanika, upravlenie i informatika*, 2013, no. 1 (13), pp. 132 - 145.
16. Glinskii V.A., Zavedeev A.I., Moiseenko V.N. *Aviakosmicheskoe priborostroenie*, 2002, no. 4, pp. 35 - 38.
17. Rumyantsev G.N., Lyashenko A.V., Ignat'ev A.A., Proskuryakov G.M., Pozdnyakov M.V. *Geteromagnitnaya mikroelektronika*, 2016, no. 21, pp. 20 - 33.
18. Anshakov G.P., Golyakov A.D., Petrishchev V.F., Fursov V.A. *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov* (Autonomous navigation of spacecraft), Samara, Gosudarstvennyi nauchno-proizvodstvennyi raketno-kosmicheskii tsentr «TsSKB-Progress», 2011, 486 p.
19. Porfir'ev L.F., Smirnov V.V., Kuznetsov V.I. *Analiticheskie otsenki tochnosti avtonomnykh metodov opredeleniya orbit* (Analysis of the accuracy of autonomous orbiting methods), Moscow, Mashinostroenie, 1987, 280 p.
20. Polosukhina K.A. *Trudy MAI*, 2010, no. 38. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=14166>

21. Korovin A.V., Ustyuzhanin D.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 51. URL:
<http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29142>