

СРАВНЕНИЕ АЛГОРИТМОВ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ОБНАРУЖЕНИЯ И ПОИСКА ОТКАЗОВ РЕЗЕРВИРОВАННЫХ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Е. В. Лукоянов*, Д. А. Гонтарь, Е. В. Драницына

*Концерн „ЦНИИ «Электроприбор»“, Санкт-Петербург, Россия
Университет ИТМО, Санкт-Петербург, Россия*

* *lukoyanov.egor@mail.ru*

Аннотация. Выполнено сравнение эффективности трех алгоритмов обнаружения и поиска отказов бесплatformенных инерциальных навигационных систем (БИНС) при использовании тройного резервирования последних. В основе алгоритмов лежит метод попарных разностей, для которого предложены различные модификации, обеспечивающие повышение эффективности решения поставленной задачи. В частности, предлагается расчет взвешенной суммы попарных разностей, значений аддативного порога срабатывания и преобразования к главным компонентам. В отличие от подходов, при которых задача обнаружения отказов решается на системном уровне, а именно используются значения выходных навигационных и динамических параметров БИНС, предлагается решать задачи диагностики по выходным измерениям инерциальных датчиков, что сократит время от возникновения отказа до его обнаружения. Кроме того, решение задач диагностики на уровне инерциальных датчиков открывает возможности для реконфигурации БИНС в целях обеспечения целостности выработки навигационного решения резервированной системой в случае отказа одного или нескольких приборов в ее составе. Сравнение алгоритмов осуществляется путем полунатурного моделирования, в рамках которого к экспериментальным данным добавляются смоделированные отказы. В качестве примера рассматриваются аддативные одиночные и множественные отказы со случайной амплитудой. Для сравнения эффективности предложенных алгоритмов производится расчет матрицы ошибок, из которой далее вычисляются метрики точности и полноты.

Ключевые слова: обнаружение отказов, поиск отказов, попарные разности, бесплatformенная инерциальная навигационная система, резервирование

Благодарности: работа выполнена при поддержке Российского научного фонда, грант № 23-79-10071; <https://rscf.ru/project/23-79-10071/>.

Ссылка для цитирования: Лукоянов Е. В., Гонтарь Д. А., Драницына Е. В. Сравнение алгоритмов решения задач обнаружения и поиска отказов резервированных бесплatformенных инерциальных навигационных систем // Изв. вузов. Приборостроение. 2025. Т. 68, № 1. С. 79–88. DOI: 10.17586/0021-3454-2025-68-1-79-88.

COMPARATIVE ANALYSIS OF FAULT DETECTION AND ISOLATION ALGORITHMS FOR REDUNDANT STRAPDOWN INERTIAL NAVIGATION SYSTEMS

E. V. Lukoyanov*, D. A. Gontar, E. V. Dranitsyna

*Concern CSRI Elektropribor, JSC, St. Petersburg, Russia
ITMO University, St. Petersburg, Russia*

* *lukoyanov.egor@mail.ru*

Abstract. A comparison of the effectiveness of three algorithms for fault detection and isolation of SINS sensors when using triple redundancy is made. To increase the efficiency of solving the problem, the authors proposed three modifications of the pairwise difference method. Methods which use weighted sum of pairwise differences, calculate an adaptive response threshold, and transform to principal components are proposed. In most existing approaches, fault detection is done at the system level, namely, the values of the output navigation and dynamic parameters of the SINS are used. In contrast, we propose to solve diagnostic problems based on the inertial sensors' measurements, which reduces the time elapsed from the occurrence of a fault to its detection. In addition, solving fault detection problems at the level of inertial sensors opens opportunities for reconfiguring the SINS to ensure the accuracy of the redundant system in the event of fault of one or more sensors in its composition. Comparison of algorithms is carried out through semi-natural simulation, in which artificial faults are added to the data obtained under conditions of a stationary base. Additive single and repeated faults with random amplitude are considered as an example. Relative to the values measured by the sensors, faults amplitude can be classified as small, medium and large. To compare the effectiveness of the proposed algorithms, a confusion matrix is calculated, from which the precision and recall metrics are then calculated.

Keywords: fault detection, fault isolation, pairwise differences, strapdown inertial navigation system, redundancy

Acknowledgments: The work was supported by the Russian Science Foundation, grant No. 23-79-10071. [https://rscf.ru/project/23-79-10071/..](https://rscf.ru/project/23-79-10071/)

For citation: Lukoyanov E. V., Gontar D. A., Dranitsyna E. V. Comparative analysis of fault detection and isolation algorithms for redundant strapdown inertial navigation systems. *Journal of Instrument Engineering*. 2025. Vol. 68, N 1. P. 79–88 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2025-68-1-79-88.

Введение. Как и любая техника, бесплатформенные системы инерциальной навигации (БИНС) подвержены отказам и могут выдавать выходные параметры с погрешностями, значительно превышающими заявленные точности. Это может быть вызвано аппаратными или программными отказами, а также воздействием условий эксплуатации, отличающихся от определенных для этих систем. Для того чтобы БИНС соответствовала ряду критериев, таких как безотказность и самодиагностика,* необходимо внедрять методы обнаружения, поиска и устранения отказов [1–5].

Методы обнаружения и поиска отказов БИНС могут быть реализованы на уровне инерциальных датчиков либо на системном уровне [6]. На уровне датчиков используются следующие методы: проверка на превышение диапазонов измеряемых величин, основанная на предполагаемой динамике движения объекта; проверка целостности посредством прямых проверок согласованности между собой величин, рассчитанных на основе различных комбинаций измерений, или с моделью движения объекта. Различные методы обнаружения и поиска отказов не являются взаимоисключающими и часто комбинируются.

В случае обнаружения неисправности инерциального датчика дальнейшее использование его выходных данных невозможно. В отсутствие резервных инерциальных датчиков это означает отказ БИНС в целом. Поэтому для повышения уровня отказоустойчивости зачастую используется резервирование БИНС или избыточность датчиков при построении инерциальных измерительных модулей [7]. При резервировании БИНС, как правило, используется схема из трех однотипных систем, а отказавшая система определяется путем сравнения попарных разностей вырабатываемых одноименных навигационных параметров. В результате БИНС, в которой обнаружен отказ, исключается из контура выработки комплексного навигационного решения. Такой подход используется не только в морской навигации, но и в авиации [8–10].

Наиболее эффективными являются методы обнаружения отказов резервированных систем на уровне показаний инерциальных датчиков [9, 11, 12]. В этом случае используются резервированные измерения напрямую с выходов инерциальных датчиков. Этот метод характеризуется высокой эффективностью обнаружения отказов, так как позволяет в ряде случаев заменять недостоверные измерения отказавших датчиков и тем самым обеспечивать бесперебойность выработки достоверного комплексного навигационного решения.

Целью настоящей работы является сравнение эффективности трех алгоритмов обнаружения отказов БИНС, вызванных аномальными показаниями инерциальных датчиков при использовании троированной системы. Предложенные алгоритмы основаны на модификациях метода попарных разностей (ПР) для измеряемого инерциальными датчиками вектора значений путем расчета:

- взвешенной суммы ПР;
- значений адаптивного порога срабатывания по ПР;
- значений адаптивного порога срабатывания для главных компонент [13] ПР.

* IMO Resolution MSC.252(83). Adoption of the revised performance standards for integrated navigation systems (INS).

Standard IEC 61924-2:2021. Maritime navigation and radiocommunication equipment and systems — Integrated navigation systems (INS) — Part 2: Modular structure for INS — Operational and performance requirements, methods of testing and required test results.

Классификация отказов БИНС. В настоящей статье рассматриваются отказы инерциальных и/или температурных датчиков БИНС, приводящие к тому, что погрешность выработки навигационного решения выходит за допустимые пределы. Отказы датчиков можно разделить на три группы:

- характеризующийся выходом измеряемого значения за пределы допустимого диапазона, что позволяет быстро и однозначно его идентифицировать;
- отказ среднего уровня, который можно обнаружить только после накопления и анализа статистических данных об измерениях датчиков;
- низкоуровневый отказ, который сложно обнаружить, анализируя показания датчиков, но который также приводит к выходу погрешностей БИНС за допустимые пределы.

При этом аппаратные отказы инерциальных датчиков (ИД) могут проявляться в отсутствии выходных сигналов, выдаче нулевых или повторяющихся показаний, значительных или незначительных искажений сигналов как аддитивного, так и мультипликативного характера [14]. Кроме того, по продолжительности и периодичности отказы могут классифицироваться на однократные или многократные [15].

Результаты полунатурного эксперимента, в котором к показаниям БИНС, полученным в условиях выбирирующего неподвижного основания, добавлялись смоделированные отказы, представлены на рис. 1. В частности, был смоделирован класс многократных (длительностью от одного до пяти тактов) аддитивных отказов среднего и низкого уровня, в произвольные моменты времени возникающих в показаниях гироскопов, по разным осям в трех однотипных БИНС. На рис. 1 приведены сигналы гироскопов по каждой из измерительных осей (X , Y , Z) для каждой из трех систем. Амплитуда отказов задавалась случайным образом в диапазоне от 100 до 1000 °/ч.

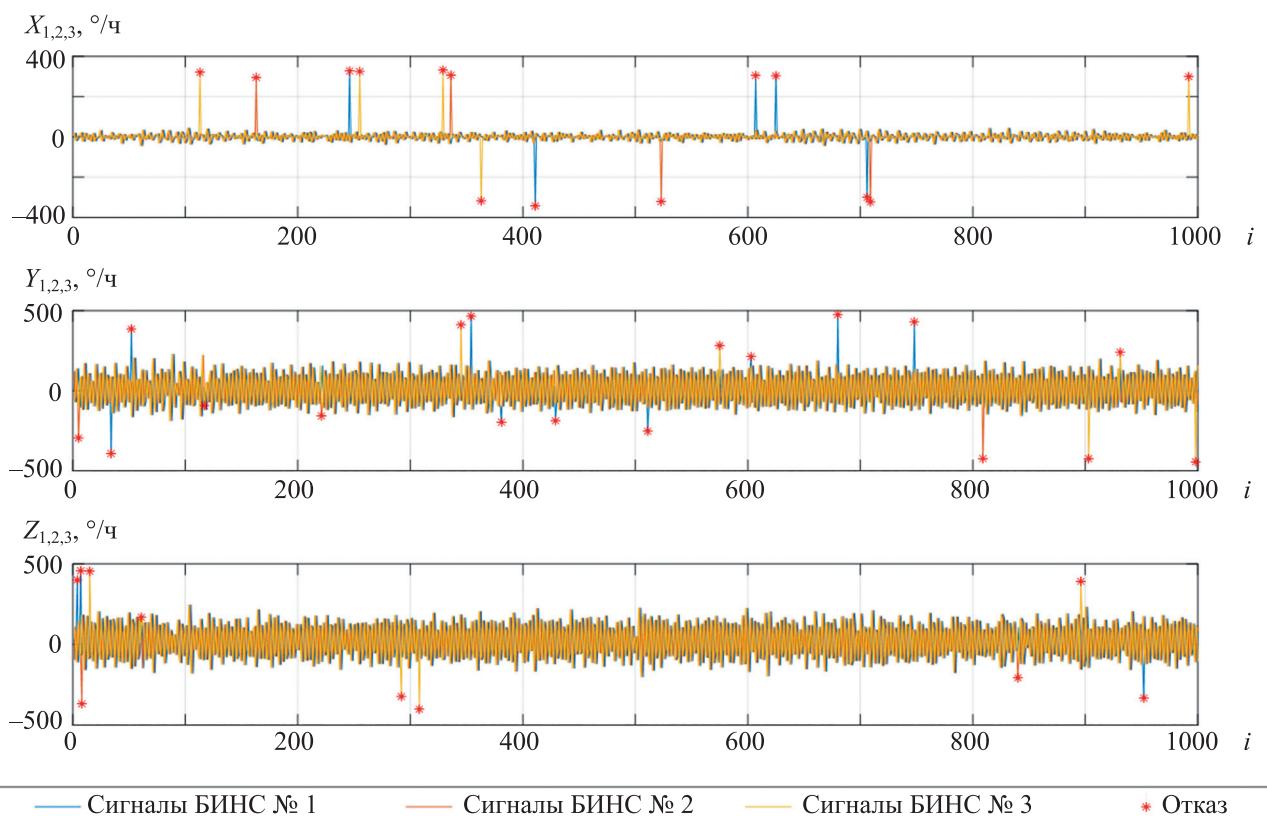


Рис. 1

Постановка задачи обнаружения и поиска отказов. По сравнению с алгоритмами, в которых задача обнаружения отказов решается на системном уровне, а именно используются непосредственно значения выходных навигационных и динамических параметров БИНС, в работе предлагается реализовать поиск отказов на уровне датчиков, что снизит время обнаружения отказа.

Измерения, используемые для решения задач диагностики резервированной системы, представляют собой вектор выходных сигналов однотипных датчиков (акселерометров, гироскопов, датчиков температуры):

$$\mathbf{S}_i = [X_{1,i} \ Y_{1,i} \ Z_{1,i} \ X_{2,i} \ Y_{2,i} \ Z_{3,i} \ X_{3,i} \ Y_{3,i} \ Z_{3,i}]^T, \quad (1)$$

где $X_{r,i}, Y_{r,i}, Z_{r,i}$ — сигнал r -го прибора (для троированной системы $r = 1, 2, 3$) по измерительной оси в i -й момент времени.

Требуется обнаружить наличие отказа в i -й момент времени и определить номер датчика, данные которого недостоверны.

Взвешенная сумма попарных разностей. Предлагаемый алгоритм основан на анализе взвешенной суммы попарных разностей величин, измеряемых инерциальными датчиками вдоль одноименных осей. В качестве исходных данных служит вектор \mathbf{S}_i , определенный ранее. На первом шаге для каждого измерения \mathbf{S}_i рассчитывается вектор \mathbf{P}_i попарных разностей:

$$\mathbf{P}_i = \mathbf{V}\mathbf{S}_i, \quad (2)$$

$$\text{где } \mathbf{V} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}.$$

На втором шаге рассчитывается сумма квадратов компонентов вектора \mathbf{P}_i , отнесенная к средней дисперсии σ^2 вектора \mathbf{S}_i :

$$\Sigma_i = \frac{1}{2\sigma^2} \mathbf{P}_i^T \mathbf{P}_i. \quad (3)$$

Функция принятия решения о появлении отказа в этом случае достаточно проста, если значение Σ_i ниже некоторого, заранее определенного, порога T_D , то отказ отсутствует, и индекс инерциального датчика, в котором произошел отказ, — $N_i = 0$, если значение превышает порог, то индекс отказавшего датчика определяется как [9]:

$$N_i = \arg \max \left(\frac{(\mathbf{P}_i^T \mathbf{V})^2}{\sigma^2 \mathbf{V}^T \mathbf{V}} \right), \text{ если } \Sigma_i > T_D. \quad (4)$$

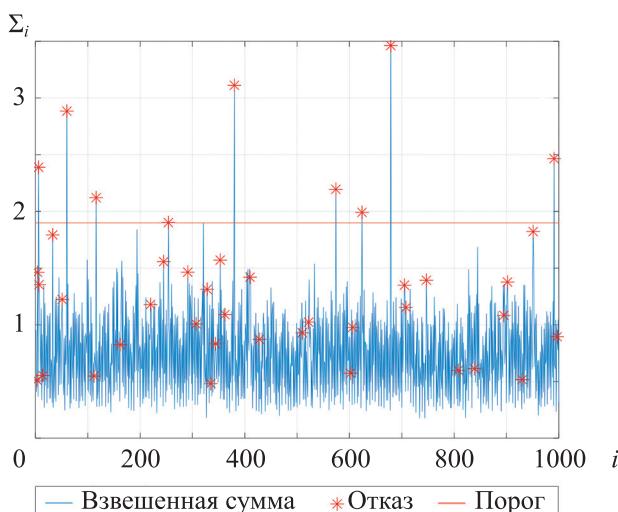


Рис. 2

Порог T_D выбирается эмпирически экспериментальным методом, в зависимости от особенностей рассматриваемой системы.

На рис. 2 приведен график, полученный в результате моделирования работы алгоритма на основе взвешенной суммы попарных разностей (3) для данных полунатурного эксперимента. Нетрудно заметить, что использование фиксированного порога для значений взвешенной суммы не обеспечивает обнаружения малых и средних по уровню отказов.

Попарные разности с адаптивным порогом обнаружения. Учтем недостаток первого алгоритма и будем рассчитывать индивидуальный порог для каждой попарной разности,

опираясь на отклонения значений текущей разности от ее среднего значения, рассчитанного на интервале времени, предшествующем текущему моменту времени на несколько тактов:

$$\mathbf{T}_{A,i} = \frac{\sum_{k=i-d}^{i-1} (\mathbf{P}_k - \bar{\mathbf{P}}_d)^2}{d} M, \quad (5)$$

где $\bar{\mathbf{P}}_d$ — среднее значение вектора попарных разностей; d — количество попарных разностей, использованных при расчете среднего значения вектора попарных разностей; M — масштабный коэффициент (выбирается эмпирически экспериментальным методом); $\mathbf{T}_{A,i}$ — вектор адаптивных порогов, рассчитанный для i -го момента времени.

Подход с использованием функции принятия решения аналогичен классическому при комплексной обработке информации от БИНС, за исключением рассчитываемого в реальном времени адаптивного порога. Для выявления наличия отказа достаточно определить превышение индивидуального порога хотя бы по одной из попарных разностей:

$$\Phi_{A,i} = \begin{cases} 0, & \mathbf{P}_i < \mathbf{T}_{A,i}, \\ 1, & \mathbf{P}_i > \mathbf{T}_{A,i}. \end{cases} \quad (6)$$

Чтобы определить номер отказавшего датчика, нужно решить следующую систему неравенств:

$$\begin{aligned} \mathbf{N}_{1,i} &= \begin{cases} 1 \text{ если } p_{1,i} > t_{1,i} \& p_{4,i} > t_{4,i}, \text{ иначе } 0, \\ 1 \text{ если } p_{2,i} > t_{2,i} \& p_{5,i} > t_{5,i}, \text{ иначе } 0, \\ 1 \text{ если } p_{3,i} > t_{3,i} \& p_{6,i} > t_{6,i}, \text{ иначе } 0, \end{cases} \\ \mathbf{N}_{2,i} &= \begin{cases} 1 \text{ если } p_{1,i} > t_{1,i} \& p_{4,i} < t_{4,i}, \text{ иначе } 0, \\ 1 \text{ если } p_{2,i} > t_{2,i} \& p_{5,i} < t_{5,i}, \text{ иначе } 0, \\ 1 \text{ если } p_{3,i} > t_{3,i} \& p_{6,i} < t_{6,i}, \text{ иначе } 0, \end{cases} \\ \mathbf{N}_{1,i} &= \begin{cases} 1 \text{ если } p_{1,i} < t_{1,i} \& p_{4,i} > t_{4,i}, \text{ иначе } 0, \\ 1 \text{ если } p_{2,i} < t_{2,i} \& p_{5,i} > t_{5,i}, \text{ иначе } 0, \\ 1 \text{ если } p_{3,i} < t_{3,i} \& p_{6,i} > t_{6,i}, \text{ иначе } 0, \end{cases} \end{aligned} \quad (7)$$

где $\mathbf{N}_{r,i}$ — вектор индексов датчиков r -й БИНС, в которых произошел отказ; $p_{j,i}$, $t_{j,i}$ — компоненты векторов \mathbf{P}_i и $\mathbf{T}_{A,i}$ соответственно.

На рис. 3 продемонстрирована процедура обнаружения отказов на данных полунатурного эксперимента. Для каждой из шести попарных разностей рассчитаны значения адаптивных порогов (красные кривые).

По графикам можно видеть, как в процессе работы изменяются адаптивные пороги для попарных разностей. Такой выбор порогов позволяет сделать алгоритм более чувствительным к выбросам на участках с низкими значениями среднеквадратических отклонений (СКО) попарной разности и в то же время позволяет уменьшить число ложных срабатываний на участках с высокими значениями СКО.

Попарные разности, преобразованные к главным компонентам, с адаптивным порогом обнаружения. Третий алгоритм является в определенной степени вариацией второго в части формирования адаптивного порога обнаружения. Отличие заключается в том, что при вычислении порогового значения в качестве параметра теперь используются не сами значения попарных разностей, а результат их преобразования к главным компонентам [13].

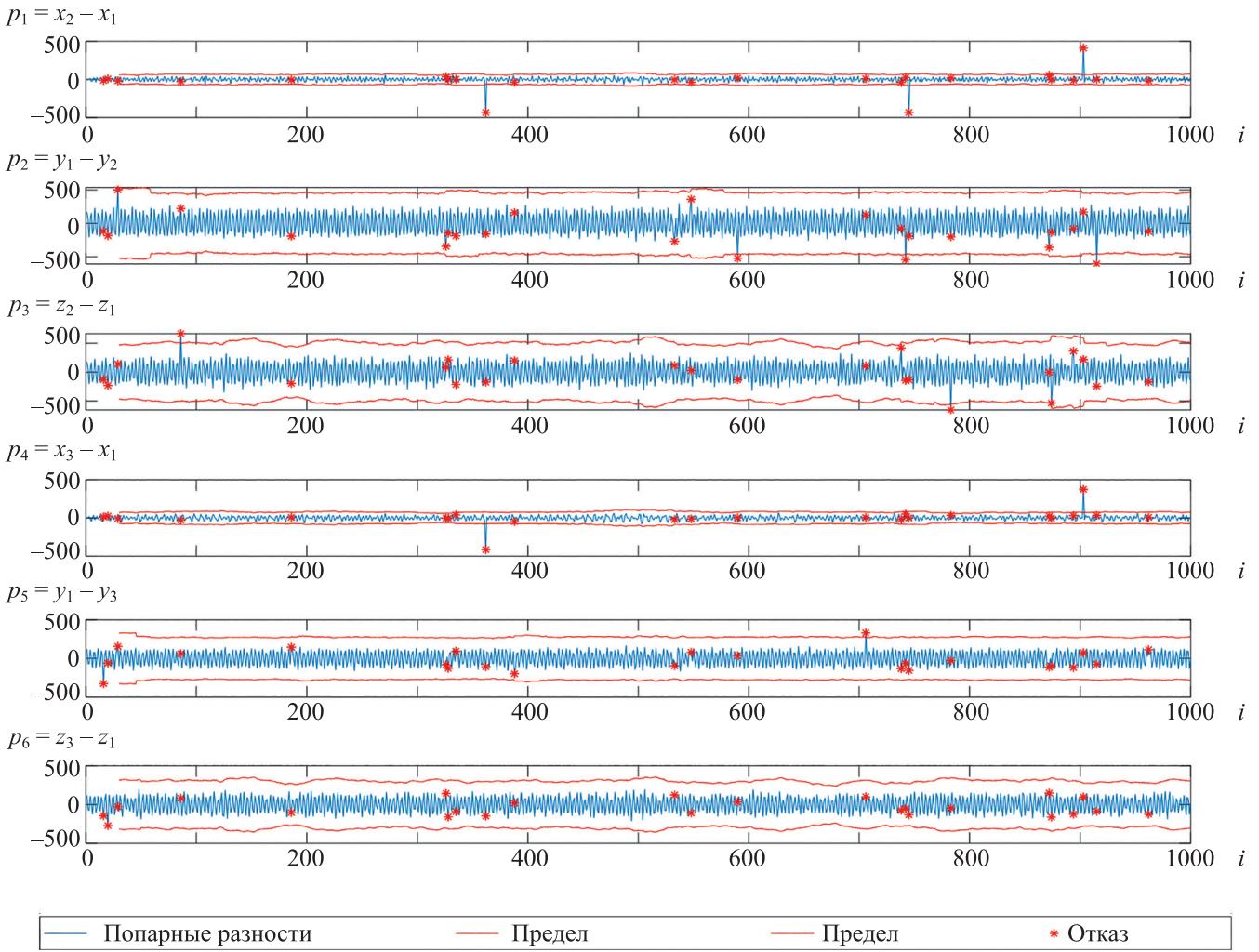


Рис. 3

На первом шаге выполняется преобразование вектора попарных разностей к главным компонентам. Такое преобразование позволяет декоррелировать данные и может быть получено с помощью соотношений:

$$c_{j,i} = \text{cov}(p_{j,d}, p_{l,d}), \quad (8)$$

где $\text{cov}(X, Y) = \frac{1}{N-1} \sum_{n=1}^N (X_n - \bar{X})(Y_n - \bar{Y})$ — математическая операция ковариации; $c_{j,i}$ — элемент матрицы ковариации; $p_{j,d}$ и $p_{l,d}$ — значения j -й и l -й компонент вектора попарных разностей \mathbf{P}_d за интервал времени d , предшествующий моменту времени преобразования к главным компонентам;

$$\Lambda = \text{eig}(\mathbf{C}_d), \quad (9)$$

где Λ — матрица собственных векторов для матрицы ковариации \mathbf{C}_d ;

$$\mathbf{P}_{\text{PCA},i} = \Lambda \mathbf{P}_i, \quad (10)$$

где $\mathbf{P}_{\text{PCA},i}$ — вектор попарных разностей, преобразованный к главным компонентам в момент времени i .

Расчет значений адаптивного порога обнаружения $T_{\text{PCA},i}$ осуществляется по аналогичной (5) формуле:

$$\mathbf{T}_{\text{PCA},i} = \frac{\sum_{k=i-d}^i (\mathbf{P}_{\text{PCA},k} - \bar{\mathbf{P}}_{\text{PCA},d})^2}{d} M, \quad (11)$$

$\bar{\mathbf{P}}_{\text{PCA},i}$ — среднее значение вектора главных компонент попарных разностей; d — количество векторов попарных разностей, преобразованных к главным компонентам, которые использовались при расчете среднего значения вектора главных компонент; $\mathbf{T}_{\text{PCA},i}$ — вектор адаптивных порогов, рассчитанный для i -го момента времени.

Для определения факта отказа достаточно определить превышение индивидуального порога хотя бы по одной из главных компонент попарных разностей:

$$\Phi_{A,i} = \begin{cases} 0, & \mathbf{P}_{\text{PCA},i} < \mathbf{T}_{\text{PCA},i}, \\ 1, & \mathbf{P}_{\text{PCA},i} > \mathbf{T}_{\text{PCA},i}. \end{cases} \quad (12)$$

Для реализации функции поиска отказавшего элемента воспользуемся процедурой (4). Функция принятия решения о том, в какой из осей произошел сбой, определяется соотношением:

$$N_{\text{PCA},i} = \begin{cases} 0, & \|\Phi_{\text{PCA}}\| = 0, \\ \arg \max \left(\frac{(\mathbf{P}_i^T \mathbf{V})^2}{\sigma^2 \mathbf{V}^T \mathbf{V}} \right), & \|\Phi_{\text{PCA}}\| > 0, \end{cases} \quad (13)$$

где $N_{\text{PCA},i}$ — индекс датчика, в котором произошел отказ.

На рис. 4 продемонстрирована работа алгоритма обнаружения отказов с расчетом значений адаптивных порогов попарных разностей, преобразованных к главным компонентам для данных полунатурного эксперимента. Каждой из шести попарных разностей, предварительно преобразованной к главным компонентам, соответствует адаптивный порог (красная кривая). Предложенный алгоритм, по сравнению с предыдущими, обладает большей чувствительностью к малым по величине отказам за счет устранения коррелированных составляющих в сигналах от трех однотипных БИНС. Кроме того, он позволяет выделить слабокоррелированные составляющие (в том числе — выбросы) в отдельные векторы.

Сравнительный анализ работы алгоритмов. Для каждого алгоритма рассчитывалась классическая в задачах бинарной классификации [16] матрица ошибок (confusion matrix), частным случаем которой является и задача обнаружения отказов. Диагональные строки отражают количество верно определенных моментов с отказами и моментов с их отсутствием. Наибольший интерес при сравнении приведенных алгоритмов вызывают компоненты вне главной диагонали, отвечающие за точность (наличие ошибок первого рода — ложных срабатываний) и полноту (наличие ошибок второго рода — пропуски отказов). Результаты моделирования показали высокую точность работы всех алгоритмов — 100 %, поэтому итоговое сравнение будем производить по критерию полноты (см. таблицу).

Полнота обнаружения отказов может быть вычислена по формуле:

$$R = \frac{\text{TP}}{\text{TP} + \text{FN}} \cdot 100\%, \quad (14)$$

где ТР — количество корректно определенных отказов, FN — количество пропущенных отказов.

Проанализировав приведенные в таблице результаты моделирования, можно увидеть, что алгоритмы, использующие адаптивный порог, обладают большей полнотой обнаружения в случае отказов малого и среднего уровня (амплитуда 100–750 °/ч). Для больших по уровню отказов (амплитуда более 750 °/ч) все алгоритмы показали примерно одинаковый результат.

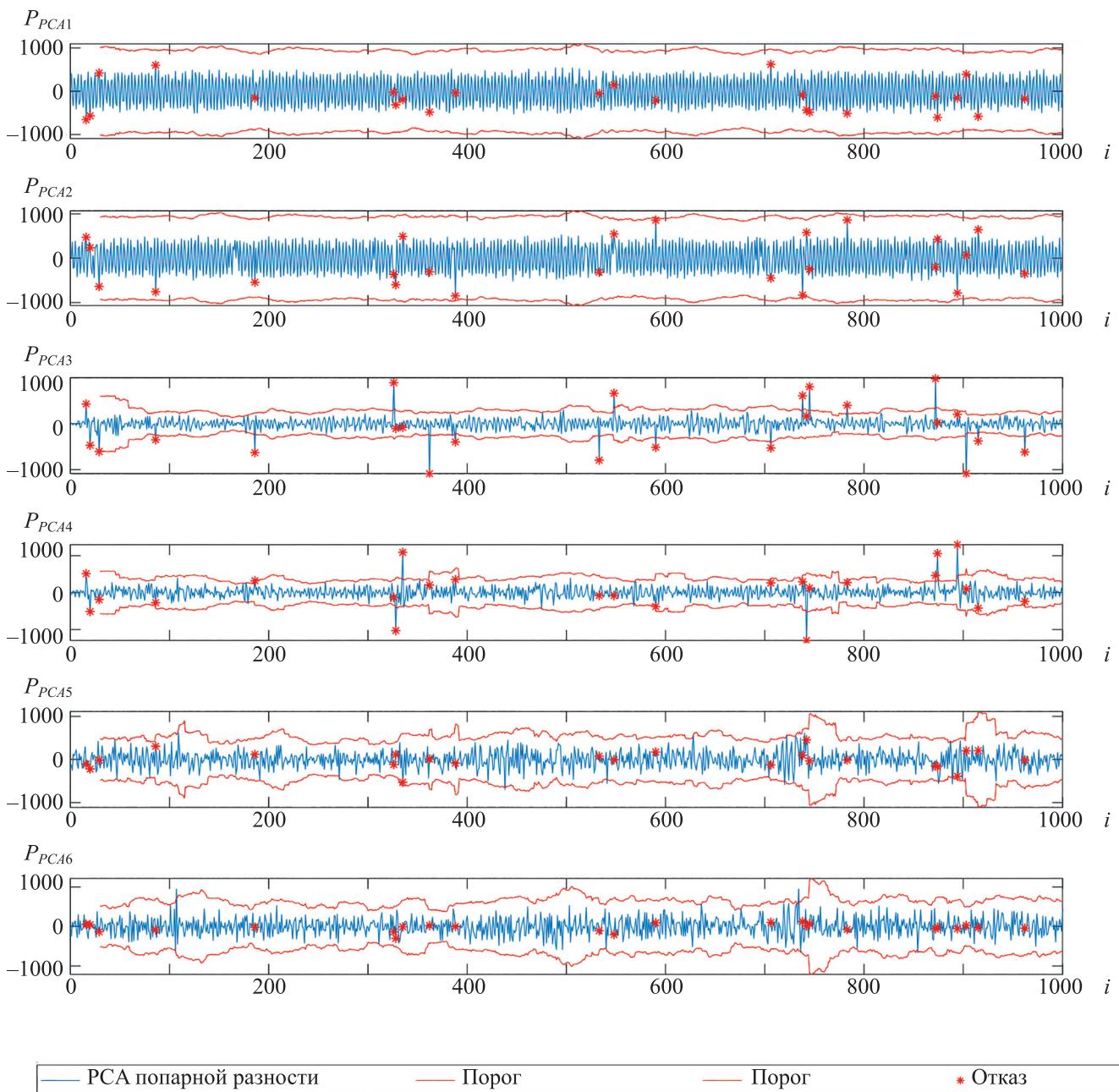


Рис. 4

Тип отказа	Амплитуда, °/ч	Полнота обнаружения отказов, %		
		взвешенная сумма попарных разностей	попарные разности с адаптивным порогом	попарные разности с адаптивным порогом + PCA
Аддитивный отказ	100–250	0	32	41
	250–750	50	61	95
	750–1000	100	100	100
Несколько аддитивных отказов подряд	100–250	2	32	23
	250–750	37	51	55
	750–1000	99	97	98

Для решения задачи поиска отказавшего датчика рассчитывались аналогичные метрики, которые показали 100 %-ный результат во всех экспериментах. Отсюда следует, что для решения задач диагностирования на высоком уровне требуется обеспечить, в первую очередь, решение задачи обнаружения малых по уровню отказов. При этом поиск отказов после этапа обнаружения уже не вызывает затруднений.

Заключение. Выполнен сравнительный анализ эффективности трех алгоритмов диагностирования отказов БИНС при использовании троированной системы. В основу алгоритмов заложена процедура расчета попарных разностей параметров, измеряемых инерциальными датчиками. Сравнение алгоритмов проводилось путем полунаатурного моделирования работы трех БИНС в одинаковых условиях при воздействии аддитивных отказов разной амплитуды в показаниях инерциальных датчиков. Эффективность предложенных алгоритмов сравнивалась по критериям точности и полноты. По приведенным результатам моделирования можно сделать вывод, что наиболее трудоемкими для обнаружения являются малые по амплитуде отказы (100–250 °/ч). В этом случае алгоритмы с расчетом адаптивного порога эффективнее. Одним из возможных направлений исследований является комбинирование предложенных алгоритмов при решении задач обнаружения и поиска отказов инерциальных датчиков для обеспечения наибольшей эффективности.

Решение задач обнаружения и поиска отказов на уровне инерциальных датчиков позволяет сократить время от возникновения отказа до его нахождения, а кроме того, открывает возможности для реконфигурирования системы и обеспечения бесперебойности выдачи навигационного решения с заданными параметрами точности на более длительном интервале времени.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Chen J. and Patton R. J. Robust Model-Based Fault Diagnosis for Dynamic Systems. Boston: Kluwer Academic Publishers, 1999. 354 p.
2. Дмитриев С. П., Колесов Н. В., Осипов А. В. Информационная надежность, контроль и диагностика навигационных систем. СПб: Электроприбор, 2003. 206 с.
3. Колесов Н. В., Толмачева М. В., Юхта П. В. Системы реального времени. Планирование, анализ, диагностирование. СПб: Электроприбор, 2014. 185 с.
4. Wang R., Xiong Z., Liu J., Xu J., Shi L. Chi-square and SPRT combined fault detection for multisensor navigation // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2016. Vol. 52, N 3. P. 1352–1365.
5. Кошаев Д. А. Многоальтернативный метод обнаружения и оценки нарушений на основе расширенного фильтра Калмана // Автоматика и телемеханика. 2010. № 5. С. 70–83.
6. Groves P. D. Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems [Book review] // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. 2015. Vol. 30, N 2. P. 26–27.
7. Dubrova E. Hardware redundancy // Fault-Tolerant Design. Springer Science & Business Media, 2013. P. 55–86.
8. Земляный Е. С., Тектов М. В. Кворум-элемент для определения параметрического отказа курсовертикалей // Изв. Тульского государственного университета. Технические науки. 2023. № 6. С. 104–109.
9. Dai Y., Lai J., Zhang Q., Li Z., Shen Y. An Improved Fault Detection and Isolation Method for Airborne Inertial Navigation System/Attitude and Heading Reference System Redundant System // Aerospace. 2023. Vol. 10, N 12. P. 1024.
10. Слим М., Сайед М., Мазех Х., Шрайм Х., Франсис К. Отказоустойчивое управление групповым полетом мультикоптеров // Гирокопия и навигация. 2021. Т. 29, № 2(113). С. 78–96.
11. Yang C. K., Shim D. S. FDI using multiple parity vectors for redundant inertial sensors // European Journal of Control. 2006. Vol. 12, N 4. P. 437–449.
12. Li B., Wang H., Mu L., Shi Z., & Du B. A configuration design method for a redundant inertial navigation system based on diagnosability analysis // Measurement Science and Technology. 2020. Vol. 32, N 2. P. 025111.
13. Abdi H., Williams L. J. Principal component analysis // Wiley interdisciplinary reviews: computational statistics. 2010. Vol. 2, N 4. P. 433–459.
14. Li D., Wang Y., Wang J., Wang C., & Duan Y. Recent advances in sensor fault diagnosis: A review // Sensors and Actuators A: Physical. 2020. Vol. 309. P. 111990.

15. Realpe M., Vintimilla B., Vlacic L. Sensor fault detection and diagnosis for autonomous vehicles // MATEC Web of Conferences. EDP Sciences, 2015. Vol. 30. P. 04003.
16. Amin M. F. Confusion Matrix in Binary Classification Problems: A Step-by-Step Tutorial // Journal of Engineering Research. 2022. Vol. 6, N 5. DOI:10.21608/erjeng.2022.274526.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Егор Васильевич Лукоянов

— канд.техн.наук; ЦНИИ „Электроприбор“; ст. науч. сотр.; Университет ИТМО, факультет систем управления и робототехники;
E-mail: lukoyanov.egor@mail.ru

Денис Александрович Гонтарь

— канд.техн.наук; ЦНИИ „Электроприбор“; инженер;
E-mail: denisgontar99@gmail.com

Елена Викторовна Драницына

— канд.техн.наук; ЦНИИ „Электроприбор“; начальник группы; Университет ИТМО, факультет систем управления и робототехники; доцент;
E-mail: dranitsyna_ev@mail.ru

Поступила в редакцию 10.07.24; одобрена после рецензирования 09.09.24; принятая к публикации 21.11.24.

REFERENCES

1. Chen J. and Patton R.J. *Robust Model-Based Fault Diagnosis for Dynamic Systems*, Kluwer Academic Publishers, Boston, MA, USA, 1999, 354 p.
2. Dmitriev S.P., Kolesov N.V., and Osipov A.V. *Informatsionnaya nadezhnost', kontrol' i diagnostika navigatsionnykh sistem* (Information Reliability, Control and Diagnostics of Navigation Systems), St. Petersburg, 2003, 206 p. (in Russ.)
3. Kolesov N.V., Tolmacheva M.V., and Yukhta P.V. *Sistemy real'nogo vremeni. Planirovanie, analiz, diagnostirovaniye* (Real-Time Systems: Planning, Analysis, Diagnostics), St. Petersburg, 2014, 185 p. (in Russ.)
4. Wang R., Xiong Z., Liu J., Xu J., Shi L. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2016, no. 3(52), pp. 1352–1365.
5. Koshaev D.A. *Automation and Remote Control*, 2010, no. 5(71), pp. 790–802.
6. Groves P.D. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 2015, no. 2(30), pp. 26–27.
7. Dubrova E. *Fault-Tolerant Design*, Springer Science & Business Media, 2013, pp. 55–86.
8. Zemlyanyy E.S., Tektov M.V. *News of Tula State University. Technical science*, 2023, no. 6, pp. 104–109. (in Russ.)
9. Dai Y., Lai J., Zhang Q., Li Z., Shen Y. *Aerospace*, 2023, no. 12(10), pp. 1024.
10. Slim M., Saied M., Mazeh H., Shraim H., Francis C. *Gyroscopy and Navigation*, 2021, no. 2(12), pp. 166–177.
11. Yang C.K., Shim D.S. *European journal of control*, 2006, no. 4(12), pp. 437–449.
12. Li B., Wang H., Mu L., Shi Z., & Du B. *Measurement Science and Technology*, 2020, no. 2(32), pp. 025111.
13. Abdi H., Williams L.J. *Wiley interdisciplinary reviews: computational statistics*, 2010, no. 4(2), pp. 433–459.
14. Li D., Wang Y., Wang J., Wang C., & Duan Y. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2020, vol. 309, pp. 111990.
15. Realpe M., Vintimilla B., Vlacic L. *MATEC Web of Conferences*, EDP Sciences, 2015, vol. 30, pp. 04003.
16. Amin M.F. *Journal of Engineering Research*, 2022, no. 5(6), DOI:10.21608/erjeng.2022.274526.

DATA ON AUTHORS

Egor V. Lukyanov

— PhD; Concern CSRI Elektropribor, JSC; Senior Researcher; ITMO University, Faculty of Control Systems and Robotics; Senior Researcher;
E-mail: lukyanov.egor@mail.ru

Denis A. Gontar

— Concern CSRI Elektropribor, JSC; Engineer;
E-mail: denisgontar99@gmail.com

Elena V. Dranitsyna

— PhD; Concern CSRI Elektropribor, JSC; Head of Department; ITMO University, Faculty of Control Systems and Robotics; Associate Professor;
E-mail: dranitsyna_ev@mail.ru

Received 10.07.24; approved after reviewing 09.09.24; accepted for publication 21.11.24.