

## ОБНАРУЖЕНИЕ И РАСПОЗНАВАНИЕ ОШИБОК В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ С РЕЗЕРВНЫМ ИНЕРЦИАЛЬНЫМ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫМ МОДУЛЕМ

Горбатенко С.А.\*, Клионовска К.К.\*\*

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

*\* e-mail: mai\_kaf604@mail.ru*

*\*\* e-mail: klionovska@gmail.com*

---

Представлен алгоритм обнаружения и распознавания ошибок в системе с резервным инерциальным измерительным модулем. Для иллюстрации работоспособности предложенного алгоритма проведено моделирование в среде MATLAB/SIMULINK(r) с использованием генератора сигнала ошибок.

*Ключевые слова:* инерциальный измерительный модуль, обнаружение и распознавание ошибок, метод равноценных пространств, дискретное вейвлет-преобразование.

---

### Постановка задачи

Развитие авиационной техники требует использования разнообразных информационно-измерительных систем, необходимых для определения параметров движения и ориентации объектов управления (летательных аппаратов (ЛА)) в пространстве. Требования к уменьшению массы и габаритов подобных систем являются первоочередными, так как сами объекты управления демонстрируют тенденцию к сокращению своих массогабаритных характеристик.

В связи с этим возникает необходимость использования микросистемной техники, в частности инерциальных измерительных модулей (ИИМ), для получения параметров ориентации ЛА в пространстве. Наличие ИИМ позволяет создавать миниатюрные бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС), обладающие малыми массой и габаритами и применяемые в таких областях, как управление ориентацией аппарата, радиолокация, бортовая радиоэлектроника, система передачи данных, навигация и т.д. Работа указанных систем сопровождается разнообразными ошибками и сбоями, что обуславливает актуальность задачи своевременного обнаружения и распознавания их ошибок. Эта непростая задача может быть решена на основе различных подходов и с разным

успехом. В статье рассматривается один из возможных способов ее решения.

### Обнаружение и распознавание ошибок в инерциальных измерительных модулях

Будем предполагать, что в составе управляющей системы единственным источником сбоев и ошибок является ИИМ, а вся остальная часть системы работает идеально.

Из-за прямого взаимодействия с окружающей средой ИИМ в сильной степени подвержены влиянию возмущающих факторов, что, в свою очередь, приводит к дефектам изделия, большой чувствительности к шумам, старению и т.д. Поэтому в действительности измерения датчиков ИИМ могут отличаться от их истинных значений. Предположим, что на вход измерительного модуля поступает неизвестный сигнал  $x(t)$ , а выходным сигналом является  $y(t)$ . Измерительный модуль считается неисправным, если зависимость  $y(t)$  некорректно представляет измеряемую величину  $x(t)$ .

Возможные ошибки датчиков ИИМ могут быть как резкими (внезапными), так и медленно развивающимися. Наиболее распространенные типы ошибок показаны на рис. 1, где приведены различные зависимости  $y(t)$ . Из рис. 1 видно, что изменения в выходном сигнале датчика несут в себе су-

шественную информацию о присутствии всякого рода неисправностей в нем, даже если они выражены слабо [1].

Алгоритм обнаружения и распознавания ошибок (ОРО) — это неотъемлемая часть автоматической системы управления полетом. Известны две категории методов ОРО: аппаратная избыточность и аналитическая избыточность. Под аналитической избыточностью понимается использование на борту ЛА специальных вычислительных алгоритмов, позволяющих получить оценки переменных состояния ЛА в случае отказа измерительных устройств. В системе с аппаратной избыточностью для этого применяются дополнительные измерительные приборы. Именно этот метод рассматривается в данной работе.

Предполагается, что для ориентации ЛА в пространстве используется основной ИИМ, а также в систему вводится дополнительный ИИМ. Основной ИИМ устанавливается соосно со связанной си-

стемой координат (СК) ЛА  $OXYZ$ , а дополнительный ИИМ ориентирован по осям  $OX_1Y_1Z_1$ , которые наклонены относительно связанной СК ЛА. В результате ориентация осей чувствительности ИИС образует коническую форму и обеспечивает значения шести угловых скоростей, измеряемых относительно каждой инерциальной оси датчика. На рис. 2 приведен конкретный пример конфигурации шести неортогональных инерциальных осей датчиков.

Обнаружение и распознавание ошибок в неортогональной инерциальной измерительной системе (НИИС), образованной основным и дополнительным датчиками, осуществляется с использованием комбинации двух методов: так называемого метода равноценных пространств и дискретного вейвлет-преобразования (ДВП) с краткомасштабным разложением. Такая комбинация позволяет обнаружить три любые ошибки из описанных выше пяти, а также изолировать каждый неисправный датчик из НИИС, сохраняя при этом дальнейшее

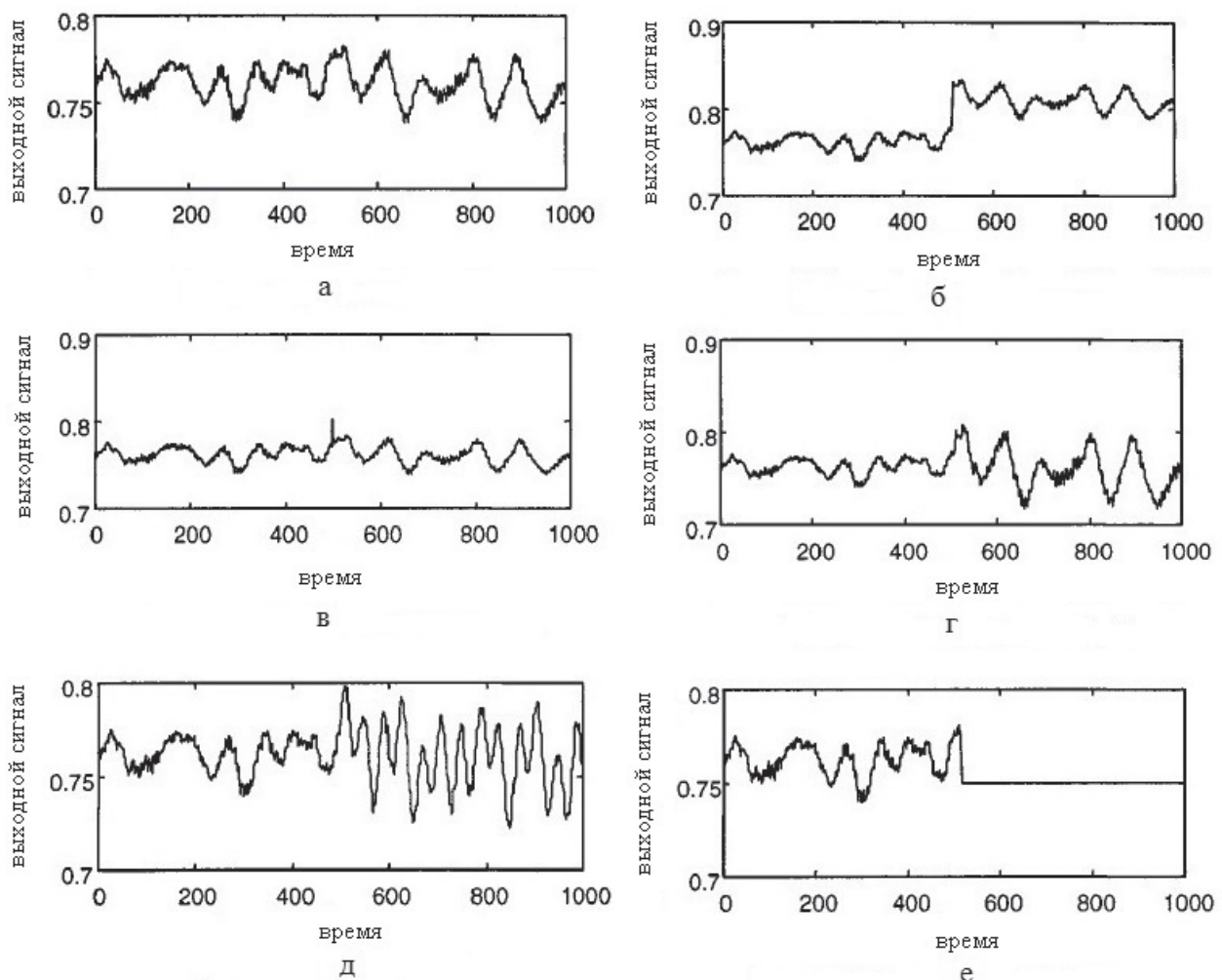


Рис. 1. Наиболее распространенные типы ошибок датчиков: а — истинный сигнал; б — сигнал с ошибкой смещения; в — сигнал с ошибкой в виде острого пика; г — сигнал с колеблющейся ошибкой; д — сигнал с циклической ошибкой; е — сигнал с ошибкой типа залипания

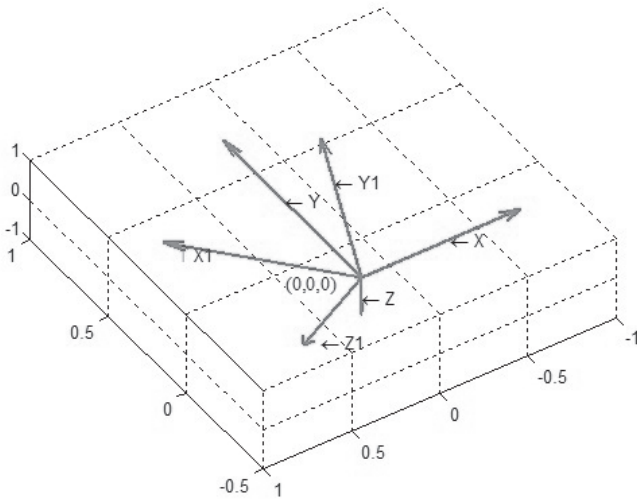


Рис. 2. Пример возможной конфигурации осей датчиков

функционирование системы. Первая и вторая ошибки в датчиках определяются и изолируются с помощью метода равноценных пространств. Третья ошибка также может быть обнаружена данным методом, но исключение неисправного датчика осуществляется с помощью дискретного вейвлет-преобразования. Достоинство такого подхода к ОРО состоит в том, что не требуется знаний о динамической модели системы, за исключением информации о расположении датчиков в неортогональной измерительной системе.

**Метод равноценных пространств**

В большинстве случаев анализ характерных свойств входных и выходных сигналов проводится с учетом знания их предельных значений. При сравнении переменных системы с заданными пределами для каждого из параметров можно обнаружить всякого рода неисправности датчика при превышении предельного значения. Однако такой подход имеет существенный недостаток: задаваемые предельные границы должны быть конкретными для каждой рассматриваемой задачи и каждого входного сигнала системы.

Идея применения данного метода заключается в создании вспомогательных сигналов «равноценных» векторов, которые не зависят ни от условий функционирования, ни от входных сигналов системы, несущих информацию о неисправностях. Равноценные векторы применяются для выявления и изолирования неисправного датчика. При сравнении значения равноценного вектора с определенным предельным значением можно распознать отказавший датчик, так как вектор примет ненулевое значение, превышающее пороговое.

Уравнение измерений  $l$  датчиков может быть представлено как [2]

$$m = Hx + e + f, \tag{1}$$

где  $m$  — вектор измеренных выходных значений датчиков размером  $l \times 1$ ;  $x$  — вектор входных переменных размером  $n \times 1$ ;  $e$  — вектор шумов размером  $l \times 1$ ;  $f$  — вектор сигнала ошибок неортогональной системы датчиков;  $H$  — матрица направляющих косинусов осей чувствительности гироскопов по отношению к связанной СК размерностью  $l \times n$ .

Введем понятие матрицы  $V$ . В общем случае, матрица  $V$  — это ядро матрицы  $H$ , содержащее множество векторов  $x$  матрицы  $H$ , для которой выполняется  $Hx = 0$ . Она выбирается так, что ее  $(l - n)$  строк образуют ортонормированный базис для левого нулевого пространства  $H$  и удовлетворяют условиям

$$VH = 0 \text{ и } VV^T = I_{l-n}, \tag{2}$$

где  $V = [v_1 \ v_2 \ \dots \ v_{l-n}]^T = [v_{c1} \ v_{c2} \ \dots \ v_{cl}]$  размерностью  $((l - n) \times l)$ ;  $I_{l-n}$  — единичная матрица с размерами  $(l - n)$ ;  $v_i^T$  —  $i$ -я вектор-строка  $V$ ;  $v_{ck}$  —  $k$ -й вектор-столбец  $V$ . В упомянутом ранее примере матрица  $V$  имеет размерность  $3 \times 6$ . Пространство столбцов матрицы  $V$  называется равноценным пространством матрицы  $H$ , а проекции вектора измерений на равноценное пространство — равноценным вектором.

Равноценный вектор определяется в виде

$$p = Vm; \tag{3}$$

$$p = [p_1 \ p_2 \ \dots \ p_{l-n}]^T,$$

где  $p$  — это  $(l - n)$ -мерный вектор;  $p_i$  — равноценное уравнение.

Таким образом, с помощью уравнений (1)–(3) равноценный вектор может быть представлен в виде [3]

$$p = Vm = V(Hx + e + f) = Ve + Vf. \tag{4}$$

Уравнение (4) показывает, что равноценный вектор является функцией шумов и ошибок. Как только произойдет  $k$ -я ошибка  $m_k$ -го измерения, это приведет к возрастанию равноценного вектора  $p$  в направлении ошибки  $v_{ck}$ .

Найдем предельные значения для метода равноценных пространств. Шум измерений датчиков предполагается гауссовским с нулевым математическим ожиданием и дисперсией  $\sigma$ . Граничные значения выбираются равными  $3\sigma$ , а также учитывается коэффициент безопасности  $k_i$  для каждого неисправного состояния. Если функция обнаружения ошибок (ФОО), которая определяется как норма равноценного вектора  $FD = \|p\| = \sqrt{p^T p}$ , превышает заданные граничные значения, тогда в системе фиксируется ошибка. Границы для трех ошибок по аналогии с [3] следующие:

$$\begin{aligned} Thr\_1 &= k_1(3 \times \sqrt{3} \times \sigma); \\ Thr\_2 &= k_2(3 \times \sqrt{2} \times \sigma); \\ Thr\_3 &= k_3(3 \times \sqrt{1} \times \sigma), \end{aligned} \quad (5)$$

где  $Thr\_i$  — граница при обнаружении  $i$ -й ошибки;  $k_i$  — коэффициент безопасности;  $\sigma$  — максимальное стандартное отклонение каждого инерциального датчика. Коэффициент безопасности делает пороговое значение большим, чем  $E[Vw]$ , и меньшим, чем  $E[Vw + Vf]$ .

Функция для изолирования неисправного датчика выглядит следующим образом:

$$FI_i = \frac{v_i^T p}{\|v_i\|}.$$

Если все датчики работают безотказно, то она равна нулю для каждого из них.

### Кратномасштабный анализ с использованием дискретного вейвлет-преобразования.

#### Алгоритм Малла

Вейвлетное преобразование сигналов является обобщением спектрального анализа, типичный пример которого — классическое преобразование Фурье.

В отличие от базисных функций преобразования Фурье для нестационарных сигналов, базисные функции для вейвлет-преобразования обладают как пространственной, так и временной локализацией [4].

В большинстве реальных сигналов информация содержится в области низких частот, а в области

высоких частот сосредоточены помехи и случайные возмущения. Следовательно, дискретное преобразование применяется для отделения полезного сигнала от шума, а также и для выделения кратковременных высокочастотных возмущений. С помощью такого преобразования становится легче анализировать прерывистые сигналы или сигналы с острыми пиками. Именно поэтому данный подход используется для обнаружения в датчиках ошибок, которые присутствуют в высокочастотных сигналах.

В соответствии с этим подходом частотная область вейвлетов может быть разбита на две составляющие: низкочастотную и высокочастотную. Их частота раздела равна половине частоты дискретизации сигнала. Для из разделения достаточно использовать два фильтра: низкочастотный  $Lo$  и высокочастотный  $Hi$ , ко входам которых подключается сигнал  $s$ . Фильтр  $Lo$  дает частотный образ для аппроксимации (грубого приближения) сигнала, а фильтр  $Hi$  — для его детализации.

Поскольку фильтры передают только половину всех частотных компонент сигнала, то не попавшие в полосу прозрачности компоненты могут быть удалены. Это операция называется операцией децимации вдвое и обозначается как  $\downarrow 2$ . Если просто сложить полученные на входах фильтров сигналы, то получится исходный сигнал, т.е. будет иметь место полная реконструкция сигнала на начальном уровне реконструкции.

Однако фильтр  $Lo$  можно, в свою очередь, разложить на два фильтра и подвергнуть спектры этих новых фильтров операции прореживания по частоте — децимации. Это означает изменение уровня реконструкции. Таким образом, может быть сформирована система вейвлет-фильтров, реализующих операцию декомпозиции сигнала того или иного уровня.

Подобные операции сокращают спектр соответствующих компонент сигнала, что лежит в основе приближенного представления сигнала на разных уровнях декомпозиции. Операция последовательной разбивки фильтров  $Lo$  и постепенного огрубления сигнала известна как алгоритм Малла [6]. Описанный алгоритм разложения сигнала показан на рис. 3.

Определим предельные значения для описанного метода. Шум измерений датчиков предполагается гауссовским с нулевым математическим ожиданием и дисперсией  $\sigma_w$ . Пороговое значение для определения неисправности в датчике имеет вид

$$Thr\_4 = k_w \sigma_w \sqrt{2 \ln N_w},$$



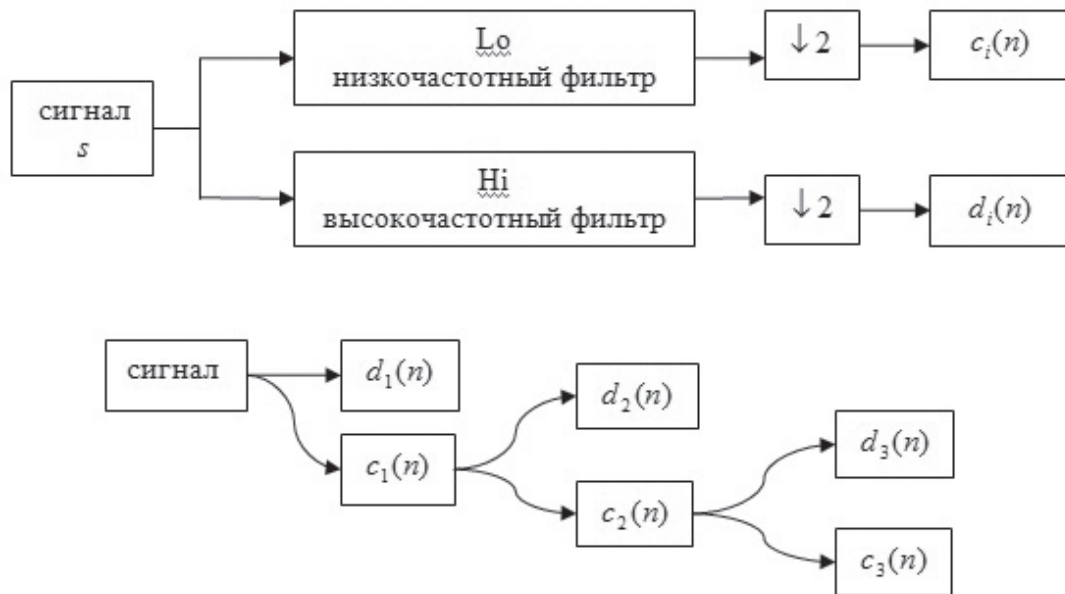


Рис. 3. Схема разложения сигнала

где  $N_w$  — длина сигнала;  $\sigma_w$  — стандартное отклонение;  $k_w$  — коэффициент безопасности, соответствующий характеристикам системы. Вопрос о выборе этих коэффициентов на практике может решаться, например, эмпирическим путем при тестировании датчиков.

**Моделирование**

Для иллюстрации работоспособности предложенного алгоритма проведено моделирование в среде MATLAB/SIMULINK®. При этом необходимо было ввести в модель системы блок, который генерирует сигнал ошибки. В предложенном ниже примере рассматриваются два типа ошибок: сигнал с ошибкой типа залипания и сигнал с ошибкой смещения. На вход двух блоков подается нормальный сигнал от неортогональной инерциальной системы измерения угловых скоростей ЛА и добавляется виртуальный сигнал ошибки в определенные моменты времени в процессе моделирования.

Для данной конфигурации ИИМ, изображенной на рис. 2, матрица направляющих косинусов осей чувствительности гироскопов  $H$  и ядро матрицы  $V$  принимают конкретный вид:

$$H = \begin{pmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 2/3 & -1/3 & 2/3 \\ 2/3 & 2/3 & -1/3 \\ -1/3 & 2/3 & 2/3 \end{pmatrix};$$

$$V =$$

$$= \begin{pmatrix} 0.4714 & 0.2357 & 0.4714 & 0.7071 & 0 & 0 \\ 0.4714 & -0.4714 & -0.2357 & 0 & 0.7071 & 0 \\ -0.2357 & -0.4714 & 0.4714 & 0 & 0 & 0.7071 \end{pmatrix}.$$

При моделировании использованы приведенные в таблице значения коэффициентов безопасности граничных условий, ошибок, а также моментов времени возникновения ошибок в датчиках угловых скоростей.

На рис. 4 и 5 приведены результаты моделирования при возможных вариантах появления ошибок: шесть сигналов датчиков угловых скоростей, норма равноценного вектора и, соответственно, четыре сигнала вейвлет-преобразования.

В первом варианте (рис. 4) во время моделирования ошибка смещения размером в 0,5 рад/с появляется последовательно в датчиках № 1, № 2 и № 3. Первая неисправность в датчике № 1 происходит на 6,5-й с. На втором изображении наглядно видно, что функция обнаружения ошибок, которая определяется как норма равноценного вектора, начинает увеличиваться и превышать граничное значение, как только происходит ошибка. Из значений функции изолирования неисправного датчика (ИНД) следует, что датчик № 1 неисправен, следовательно, он исключается из НИИС. Обнаружение второй ошибки, произошедшей в датчике № 3 на 8-й секунде, и изолирование неисправного датчика из НИИС происходит таким же образом. В то время как первая и вторая ошибки будут обнаружены и распознаны с помощью метода равноценных пространств, третья ошибка обнаруживается с

Номер варианта	Первая ошибка	Вторая ошибка	Третья ошибка	Коэффициенты безопасности
1	Смещение $t_1=6.5$ с 0.5 рад/с	Смещение $t_2=8$ с 0.5 рад/с	Смещение $t_3=13$ с 0.5 рад/с	$k_1 = 1.8, k_2 = 1.8, k_3 = 1.5,$ $k_4 = 2$
2	Смещение $t_1=6.5$ с 0.5 рад/с	Залипание $t_2=10$ с 0.07 рад/с	Смещение $t_2=8$ с 0.5 рад/с	$k_1 = 1.3, k_2 = 1.3, k_3 = 1.1,$ $k_4 = 1.5$
Длина выборки сигнала $N = 32$				

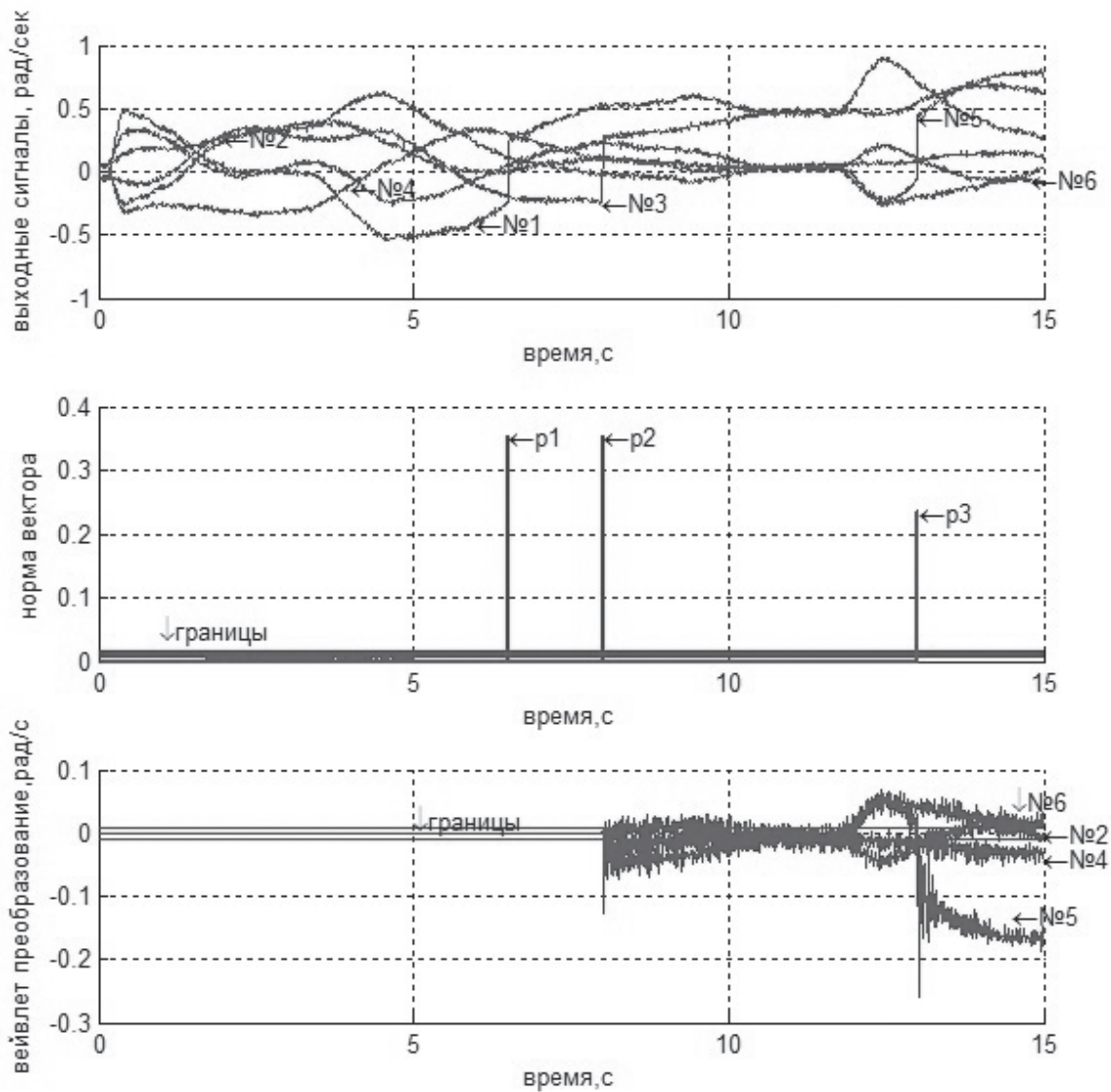


Рис. 4. Результаты обнаружения и распознавания ошибок при первом варианте

помощью ДВП, а неисправный датчик НИИС определяется с помощью функции обнаружения ошибок. При появлении третьей ошибки в датчике № 5 на 13-й секунде, норма равноценного вектора превышает граничное значение, и по результатам выходных сигналов методом ДВП (третье изображение рис. 4) устанавливается неисправность датчика №5.

Во втором варианте (рис. 5) появляются три последовательные ошибки в датчиках № 1, № 2 и № 5, которые также успешно обнаружены и изолированы.

**Выводы**

На основании моделирования и анализа полученных результатов можно сделать вывод, что из-

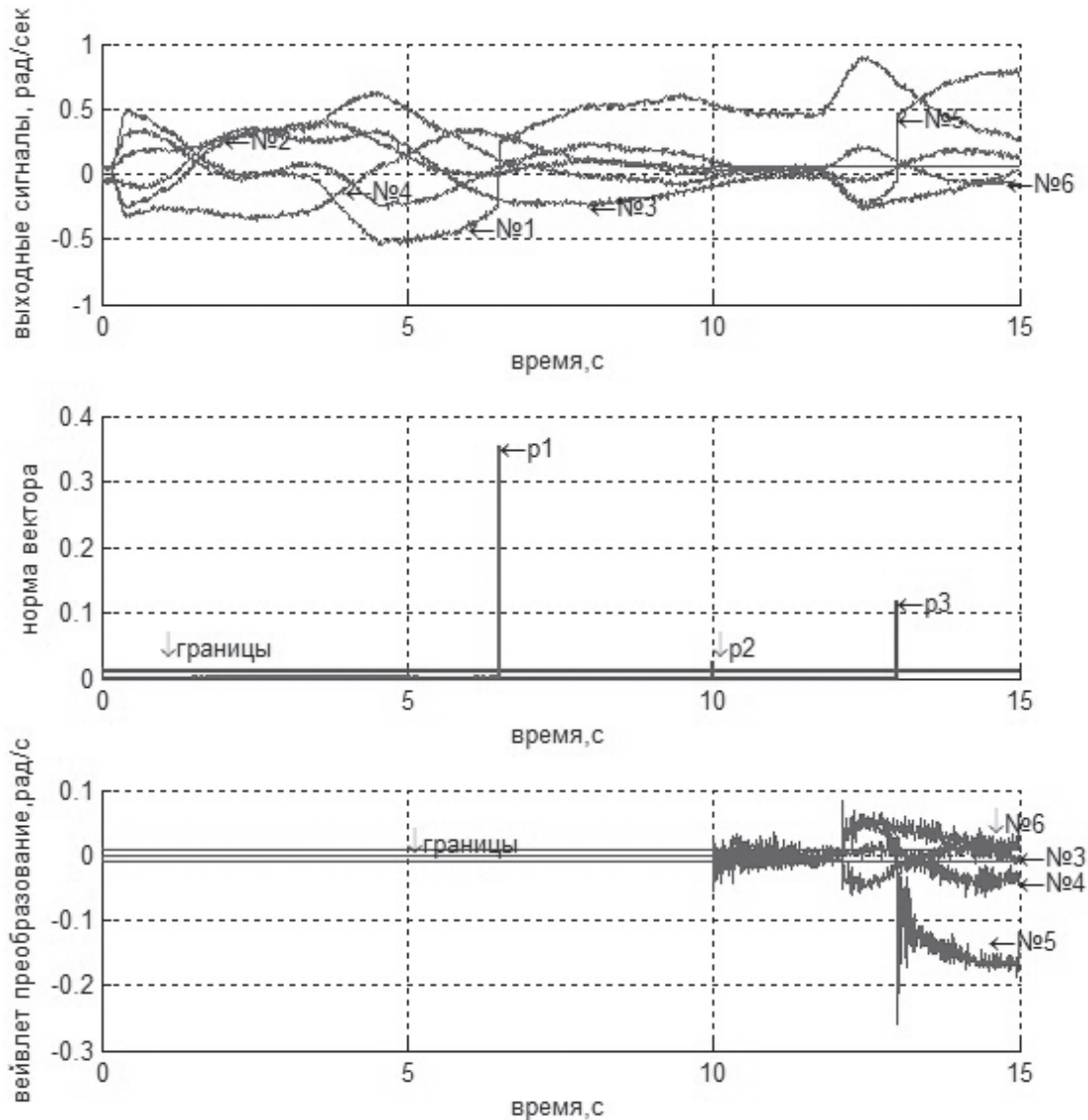


Рис. 5. Результаты обнаружения и распознавания ошибок при втором варианте

ложенный алгоритм работоспособен. Для дальнейшего исследования целесообразно рассмотреть другие возможные типы ошибок, так как в данной статье приводятся результаты моделирования только двух возможных типов ошибок. Особенный интерес представляют слабые и медленно развивающиеся ошибки, поскольку в этих случаях выборка сигнала для ДВП может не содержать информации о неисправности в датчике.

**Библиографический список**

1. *Jian Qiu Zhang, Yong Yan.* A Wavelet-Based approach to Abrupt Fault Detection and Diagnosis of Sensors. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement: Vol. 50. No. 5. October 2001.*
2. *Won Hee Lee, Kwang Hoon Kim, Chan Gook Park and Jang Gyu Lee.* Two-Faults Detection and Isolation Using Extended Parity Space Approach. *Journal of Electrical*

3. *Seungho Yoon, Swungkeun Kim, Youdan Kim, Jiyoung Choi, Jangho Lee, Eungtai Kim.* Experimental Evaluation of Model-free Hybrid Fault Detection and Isolation. *Control Engineering Practice. Vol. 19. No. 2, pp. 158-173, 2011.*
4. *S. Kim, Y. Kim and C. Park.* Failure diagnosis of skew-configured aircraft inertial sensors using wavelet decomposition. *IET Control Theory and Applications. Vol. 1. no. 5, pp. 1390-1397, 2007.*
5. *Добешин И.* Десять лекций по вейвлетам / Пер. с англ. Е. Мищенко; Под ред. А. Петухова. — Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2001. — 464 с.
6. *Дьяконов В.П.* MATLAB и SIMULINK для радиоинженеров. — М.: ДНК Пресс, 2011. — 976 с.

# FAULT DETECTION AND IDENTIFICATION TECHNIQUE IN CONTROL SYSTEMS WITH REDUNDANT INERTIAL MEASUREMENT UNIT

Gorbatenko S.A.\* , Klionovska K.K.\*\*

Moscow Aviation Institute (National Research University),  
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia

\*e-mail: mai\_kaf604@mail.ru

\*\*e-mail: klionovska@gmail.com

## Abstract

Development of aviation technology requires the use of a variety of measuring systems to determine the motion and positioning variables of the aircrafts in the space. Requirements for the reduction of weight and dimensions of such systems are the first since the objects themselves demonstrate a tendency to reduce their weight and size characteristics.

Availability of inertial measurements units (IMU) allows to create tiny strapdown inertial navigation system (SINS), which have small weight and dimensions, and can be used in areas such as attitude control system, radar, avionics, data transmission system, navigation, etc. The work of these systems is accompanied by a variety of errors and failures, which leads to the urgency of early detection and recognition of their errors. This difficult problem can be solved on the basis of different approaches and with varying degrees of success.

The article describes one of the possible ways to solve this problem, such as using combination of two methods like a parity space approach and the discrete wavelet transform in the redundant system with additional IMU. Such combination allows to detect three faulty sensors and to isolate each of them out from the system during the system operation. The one of the positive advantage of this algorithm that it is not demanded to know the dynamic of the system model, except orientation of the sensors in the measurement system organized with redundant IMU. The simulation of the successful operation of this algorithm with two types of sensor faults, such as bias and stuck, are demonstrated in this work.

**Keywords:** inertial measurement unit, fault detection and identification, parity space approach, discrete wavelet transformation.

## References

1. Zhang Han Qiu, Yan Yong A wavelet-based approach to abrupt fault detection and diagnosis of sensors, *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, October 2001, vol. 50, no. 5, pp. 1389-1396.
2. Won Hee Lee, Kwang Hoon Kim, Chan Gook Park and Jang Gyu Lee. Two-Faults Detection and Isolation Using Extended Parity Space Approach, *Journal of Electrical Engineering & Technology*, 2012, vol. 7, no. 3, pp. 411-419.
3. Yoon Seungho, Kim Swungkeun, Kim Youdan, Choi Jiyoung, Lee Jangho, Kim Eungtai. Experimental Evaluation of Model-free Hybrid Fault Detection and Isolation, *Control Engineering Practice*, 2011, vol. 19, no. 2, pp. 158-173.
4. Kim S., Kim Y. and Park C. Failure diagnosis of skew-configured aircraft inertial sensors using wavelet decomposition. *IET Control Theory and Applications*, 2007, vol. 1, no. 5, pp. 1390-1397.
5. Dobeshi I. *Desyat' lektsii po veivletam*, Izhevsk, NITs «Regulyarnaya i khaoticheskaya dinamika», 2001, 464 p.
6. D'yakonov V.P. *MATLAB i SIMULINK dlya radio-inzhenerov (MATLAB and SIMULINK for radio engineers)*, Moscow, DNK Press, 2011, 976 p.