АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА
05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;
05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;
05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;
05.07.05 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;
05.07.07 – Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем;
05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов;
05.07.10 – Инновационные технологии в аэрокосмической деятельности

УДК 681.5.017
DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-5-32-48

АНАЛИЗ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ НЕПАРАМЕТРИЧЕСКОГО КРИТЕРИЯ ОБНАРУЖЕНИЯ И ЛОКАЛИЗАЦИИ ОТКАЗОВ ДАТЧИКОВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Ю.В. БОНДАРЕНКО[1], Е.Ю. ЗЫБИН[2]
[1]Московский государственный технический университет гражданской авиации, г. Москва, Россия
[2]Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, г. Москва, Россия

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ
в рамках научного проекта № 20-08-01215

Отказы датчиков системы управления воздушных судов могут вызвать как ухудшение характеристик устойчивости и управляемости, так и невозможность безопасного автоматического управления. Обнаружение и локализация таких отказов необходимы для определения времени и места их возникновения с целью отключения отказавших датчиков или последующего их диагностирования для осуществления реконфигурации во время полета. Непосредственное применение традиционных параметрических методов контроля технического состояния датчиков с использованием их математических моделей невозможно ввиду отсутствия информации об истинных входных сигналах, поступающих на их чувствительные элементы. Это приводит к необходимости решения задачи моделирования динамики полета воздушного судна с высоким уровнем неопределенностей, что затрудняет использование функциональных методов контроля и обуславливает необходимость использования избыточного аппаратного резервирования датчиков. Широко известные непараметрические методы либо требуют наличия априорной базы знаний, предварительного обучения или длительной настройки на большом объеме реальных полетных данных, либо обладают низкой избирательной чувствительностью для достоверной локализации отказавших датчиков. В работе осуществляется вывод оригинального непараметрического критерия обнаружения и локализации отказов датчиков и проводится анализ его чувствительности с использованием полной нелинейной математической модели динамики полета самолета со штатной системой управления. Определяются теоретическое значение и коэффициенты чувствительности критерия. Приводится формула для автоматической оценки плавающего порогового значения критерия. Показывается высокая сходимость результатов с теоретическими, что позволяет использовать полученный критерий не только для моментального обнаружения и локализации отказов датчиков, но и предварительного диагностирования их количественных характеристик.

Ключевые слова: воздушное судно, система управления, датчики, контроль технического состояния, обнаружение и локализация отказов, непараметрический критерий, чувствительность, пороговое значение.

ВВЕДЕНИЕ

Отказы датчиков системы управления (СУ) воздушного судна (ВС) могут вызвать как ухудшение характеристик устойчивости и управляемости, так и невозможность безопасного автоматического управления, что в итоге может привести к авиационному происшествию или

катастрофе. Обнаружение и локализация таких отказов необходимы для определения времени и места их возникновения с целью отключения отказавших датчиков или последующего их диагностирования для осуществления реконфигурации СУ во время полета [1].

Все методы обнаружения и локализации отказов датчиков СУ ВС можно условно разбить на две группы [2–17]: параметрические и непараметрические.

Параметрические методы [2–7], считающиеся классическими, используют параметры математических моделей объектов контроля, значения которых задаются априорно из известных физических принципов функционирования или оцениваются в процессе идентификации. Непосредственное использование параметрических методов для контроля технического состояния датчиков СУ осложняется отсутствием информации об истинных входных сигналах, поступающих на их чувствительные элементы. Это приводит к необходимости аппаратного резервирования датчиков или использования математических моделей динамики полета ВС с высоким уровнем неопределенностей, вызванных их нелинейностью, нестационарностью, неточностью и неидентифицируемостью.

Непараметрические методы [7–17] не подвержены влиянию модельных ошибок, так как не требуют информации о параметрах моделей контролируемых объектов и основаны только на анализе измерений их входных и выходных сигналов. Такие методы относятся к интеллектуальным имитационного типа, поскольку рассматривают контролируемый объект в виде «черного ящика» и позволяют решать задачи для нестационарных и нелинейных систем в условиях полной параметрической неопределенности. При этом широко известные непараметрические методы требуют предварительного обучения или длительной настройки как для определения зависимостей между входными и выходными сигналами, так и для настройки пороговых значений критериев, используемых для обнаружения и локализации отказов.

Настоящая работа посвящена развитию оригинального непараметрического метода обнаружения и локализации отказов датчиков СУ ВС, построенного только на основе анализа штатных входных и выходных СУ ВС [16, 17]. Осуществляется вывод непараметрического критерия и проводится анализ его чувствительности к количественным характеристикам отказов датчиков. Приводится формула для автоматической оценки плавающего порогового значения критерия обнаружения и локализации отказа каждого датчика, зависящая только от измеряемых параметров полета и управляющих воздействий. Это позволяет полностью развязать каналы контроля и существенно повысить чувствительность критерия при одновременном обеспечении необходимых свойств робастности. Показывается высокая сходимость результатов с теоретическими, что позволяет использовать полученный критерий не только для моментального обнаружения и локализации отказов датчиков, но и предварительного диагностирования их количественных характеристик.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Пусть динамика полета ВС с работоспособной СУ описывается линейной дискретной моделью в пространстве состояний в векторно-матричном виде «вход – состояние – выход»

$$x_{i+1} = Ax_i + Bu_i, \tag{1}$$

$$y_i = Cx_i, \tag{2}$$

где x, u, y – векторы состояний, управлений и измерений размерностей n_x, n_u, и n_y; A, B, C – матрицы собственной динамики, эффективности управления и измерения; i – дискретное время.

Предположим, что в момент времени $i = i_f$ произошел множественный одновременный отказ датчиков СУ ВС вида

$$y_i = FCx_i, \tag{3}$$

где F – матрица отказа

$$F = \mathrm{diag}\left(\begin{bmatrix} f_1 & \cdots & f_k & \cdots & f_{n_y} \end{bmatrix}\right), \tag{4}$$

f_k – коэффициент отказа k-го датчика, характеризующий нарушение его калибровки при $f_k \neq 1$.

Необходимо без наличия информации о параметрах модели A, B, C, только по результатам измерений векторов управлений u и измерений y определить факт и время i_f возникновения отказа, а также локализовать каналы измерений k, в которых отказали датчики.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

Решим задачу наблюдения вектора состояний по сигналам измерений параметров полета. Для этого здесь для простоты вывода формул, но не ограничения общности конечного результата, как показано в [16, 17], рассмотрим случай обратимых матриц измерений $CC^{-1} = I$ и отказа $FF^{-1} = I$. Запишем тогда с учетом (2) выражения для векторов состояний ВС для текущего и предыдущего моментов времени

$$x_i = C^{-1} y_i, \; x_{i-1} = C^{-1} y_{i-1}, \tag{5}$$

которые в соответствии с (1) также связаны зависимостью

$$x_i = A x_{i-1} + B u_{i-1}. \tag{6}$$

Подставим далее (5) в (6):

$$C^{-1} y_i = A C^{-1} y_{i-1} + B u_{i-1}, \tag{7}$$

умножим полученное выражение слева на матрицу измерений

$$y_i = CAC^{-1} y_{i-1} + CBu_{i-1} \tag{8}$$

и запишем эквивалентную (1)–(2) модель динамики полета ВС типа «вход – выход»

$$y_i = \begin{bmatrix} \hat{A} & \hat{B} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_{i-1} \\ u_{i-1} \end{bmatrix} = \Omega z_{i-1}, \tag{9}$$

где $\Omega = \begin{bmatrix} \hat{A} & \hat{B} \end{bmatrix}$, $\hat{A} = CAC^{-1}$, $\hat{B} = CB$, $z_{i-1} = \begin{bmatrix} y_{i-1}^{\mathrm{T}} & u_{i-1}^{\mathrm{T}} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$.

После возникновения отказа вектор измерений в соответствии с (3) будет иметь вид

$$y_i = C_f x_i, \tag{10}$$

где $C_f = FC$ – эквивалентная матрица измерения. При этом эквивалентная модель динамики полета ВС по аналогии с (9) будет описываться выражением

$$y_i = \begin{bmatrix} \hat{A}_f & \hat{B}_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_{i-1} \\ u_{i-1} \end{bmatrix} = \Omega_f z_{i-1}, \tag{11}$$

где $\Omega_f = \begin{bmatrix} \hat{A}_f & \hat{B}_f \end{bmatrix}$, $\hat{A}_f = C_f A C_f^{-1}$, $\hat{B}_f = C_f B$.

Предположим теперь, что в момент времени i нам также известны h предыдущих значений управлений и измерений. Тогда мы можем записать в матричном виде модели динамики полета ВС до (9) и после (11) возникновения отказа датчиков при $i < i_f$ и $i > i_f + h - 1$ соответственно:

$$Y_i^h = \Omega Z_{i-1}^h, \tag{12}$$

$$Y_i^h = \Omega_f Z_{i-1}^h, \tag{13}$$

где $Y_i^h = \begin{bmatrix} y_{i-h+1} & \cdots & y_{i-1} & y_i \end{bmatrix}$, $Z_{i-1}^h = \begin{bmatrix} z_{i-h} & \cdots & z_{i-2} & z_{i-1} \end{bmatrix}$.

При этом непосредственно в момент возникновения отказа при $i = i_f$ эквивалентная модель динамики полета ВС отличается как от (12), так и от (13), так как имеет вид

$$y_{i_f} = F\Omega z_{i_f - 1}. \tag{14}$$

Поэтому в период времени $i_f \le i \le i_f + h - 1$ выражение для матрицы измерений, согласно (12), (14) и (13), имеет три различных представления:

$$Y_i^h = \begin{bmatrix} \Omega Z_{i_f-2}^{h_n} & F\Omega z_{i_f-1} & \Omega_f Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix}, \tag{15}$$

где $Z_{i-1}^h = \begin{bmatrix} Z_{i_f-2}^{h_n} & z_{i_f-1} & Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix}$, как показано на рис. 1.

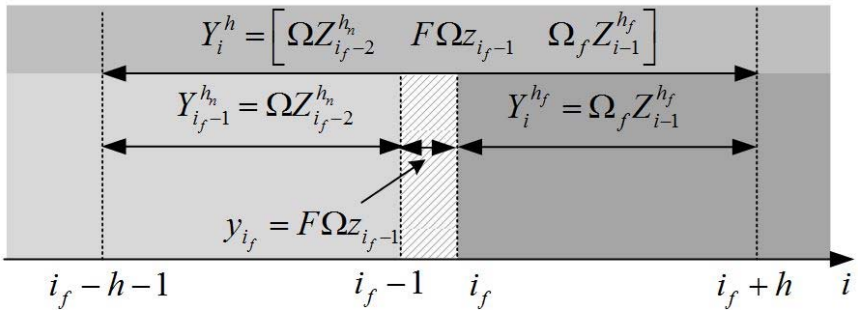

Рис. 1. Модели динамики полета ВС до, в момент и после возникновения отказа датчиков
Fig. 1. Aircraft flight dynamics models before, during and after sensors failure occurrence

Если известны параметры модели A, B и C, можно решить задачу одношагового прогнозирования вектора измерений ВС в соответствии с выражением

$$\hat{Y}_i^h = \Omega Z_{i-1}^h = \begin{bmatrix} \Omega Z_{i_f-2}^{h_n} & \Omega z_{i_f-1} & \Omega Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix} \tag{16}$$

и определить рассогласования между прогнозируемыми (16) и реальными (15) измерениями:

$$\Delta Y_i^h = \hat{Y}_i^h - Y_i^h = \begin{bmatrix} 0 & (I - F)\Omega z_{i_f-1} & \left(\Omega - \Omega_f\right) Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix}. \tag{17}$$

Очевидно, что если $\Delta Y_i^h = 0$, то реальные и прогнозируемые измерения совпадают, что говорит об отсутствии отказа при $i < i_f$. Следовательно, нарушение этого условия $\Delta Y_i^h \ne 0$ при

$i \geq i_f$ может быть использовано для обнаружения факта и времени его возникновения. При этом заметим, что в выражении (17) общий множитель в виде диагональной матрицы $(I-F)$, полностью развязывающей каналы контроля, вынесен за скобку только при $i = i_f$. Это позволяет использовать условие (17) для решения задачи достоверной локализации отказавших каналов измерений только непосредственно в момент возникновения отказа, когда

$$\Delta y_{i_f} = \hat{y}_{i_f} - y_{i_f} = (I-F)\left[CAC^{-1} \quad CB\right]\begin{bmatrix} y_{i_f-1} \\ u_{i_f-1} \end{bmatrix} \neq 0, \tag{18}$$

так как в этом, и только в этом случае рассогласования реальных и прогнозируемых измерений будут возникать только в каналах с отказавшими датчиками при $f_k - 1 \neq 0$. Появление третьей составляющей при прохождении окна контроля момента возникновения отказа приводит к невозможности достоверно локализовать отказавший канал измерений при $i > i_f$, так как ошибки прогнозирования в общем случае могут отличаться от нуля и для работоспособных датчиков ввиду наличия выражения $\Omega - \Omega_f \neq 0$.

Покажем далее, каким образом можно использовать выражение (17) для формулировки непараметрического метода обнаружения и локализации отказов датчиков в СУ ВС, не требующего никакой информации о параметрах модели *A*, *B*, *C* и основанного только на анализе *h*+1 последовательных измерений параметров полета *y* и управлений *u*.

Представим для этого выражения (12) и (13) в виде линейных матричных уравнений идентификации моделей динамики полета ВС до и после возникновения отказа:

$$\Omega Z_{i-1}^h = Y_i^h, \quad \Omega_f Z_{i-1}^h = Y_i^h$$

и заметим, что они имеют единое условие разрешимости [16–18]

$$Y_i^h \overline{Z_{i-1}^h}^R = 0, \tag{19}$$

где $\overline{Z_{i-1}^h}^R$ – правый делитель нуля полного ранга такой, что выполняется тождество $Z_{i-1}^h \overline{Z_{i-1}^h}^R = 0$.

Выполнение условия (19) гарантирует существование линейных матричных моделей вида (12) и (13) как до, так и после возникновения отказа при $i < i_f$ и $i > i_f + h - 1$ соответственно. Однако «во время» возникновения отказа при $i_f \leq i \leq i_f + h - 1$ это условие нарушается:

$$Y_i^h \overline{Z_{i-1}^h}^R \neq 0, \tag{20}$$

что позволяет его использовать для обнаружения отказа датчиков СУ ВС. Условие равно нулю до и после возникновения отказа, когда матрицы контрольных данных содержат только неискаженные или только искаженные измерения, и отличается от нуля, когда окно контроля включает в себя как неискаженные, так и искаженные измерения.

Покажем далее, что непараметрический критерий (20), как и параметрический (17), позволяет не только обнаруживать отказ датчиков, но и решать задачу локализации каналов измерений, в которых отказали датчики. Для этого выразим из (17) матрицу реальных измерений

$$Y_i^h = \hat{Y}_i^h - \Delta Y_i^h = \hat{Y}_i^h - \begin{bmatrix} 0 & (I-F)\Omega z_{i_f-1} & \left(\Omega - \Omega_f\right) Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix}, \tag{21}$$

подставим в (21) выражение для прогнозируемых значений (16)

$$Y_i^h = \Omega \begin{bmatrix} Z_{i_f-2}^{h_n} & z_{i_f-1} & Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & (I-F)\Omega z_{i_f-1} & \left(\Omega - \Omega_f\right) Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix} \tag{22}$$

и умножим (22) справа на правый делитель нуля блочной матрицы Z

$$\overline{Z_{i-1}^h}^R = \overline{\begin{bmatrix} Z_{i_f-2}^{h_n} & z_{i_f-1} & Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix}}^R$$

для определения в аналитическом виде значения критерия (20) при $i_f \le i \le i_f + h - 1$

$$Y_i^h \overline{Z_{i-1}^h}^R = 0 - \begin{bmatrix} 0 & (I-F)\Omega z_{i_f-1} & \left(\Omega - \Omega_f\right) Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix} \overline{\begin{bmatrix} Z_{i_f-2}^{h_n} & z_{i_f-1} & Z_{i-1}^{h_f} \end{bmatrix}}^R. \tag{23}$$

В выражении (23), как и в выражении (17), каналы контроля развязаны в общем случае только в момент возникновения отказа при $i = i_f$, когда

$$Y_i^h \overline{Z_{i-1}^h}^R = Y_{i_f}^h \overline{Z_{i_f-1}^h}^R = \begin{bmatrix} 0 & (F-I)\Omega z_{i_f-1} \end{bmatrix} \overline{\begin{bmatrix} Z_{i_f-2}^{h_n} & z_{i_f-1} \end{bmatrix}}^R. \tag{24}$$

Тогда ненулевые значения условия (24) будут возникать только в отказавших каналах измерений при $f_k - 1 \ne 0$, следовательно, необходимым и достаточным условием локализации отказа k-го датчика, аналогичным (18), является выполнение неравенства

$$Y_{i_f}^h(k) \overline{Z_{i_f-1}^h}^R = \begin{bmatrix} 0 & (f_k - 1)\Omega(k) z_{i_f-1} \end{bmatrix} \overline{\begin{bmatrix} Z_{i_f-2}^{h_n} & z_{i_f-1} \end{bmatrix}}^R \ne 0, \tag{25}$$

где $Y_i^h(k)$ – k-я строка матрицы Y_i^h, $\Omega(k)$ – k-я строка матрицы Ω.

Для работоспособных каналов измерений выполняется условие $f_k - 1 = 0$, поэтому соответствующие им строки матрицы (24) будут иметь нулевые значения. Следовательно, критерий обнаружения отказа (20), если его рассмотреть построчно, может быть использован и в качестве непараметрического критерия локализации отказа k-го канала измерений непосредственно в момент его возникновения при $i = i_f$, когда

$$Y_i^h(k) \overline{Z_{i-1}^h}^R = Y_i^h(k) \overline{\begin{bmatrix} Y_{i-1}^h \\ U_{i-1}^h \end{bmatrix}}^R \ne 0, \tag{26}$$

где $Y_{i-1}^h = \begin{bmatrix} y_{i-h} & \cdots & y_{i-2} & y_{i-1} \end{bmatrix}$, $U_{i-1}^h = \begin{bmatrix} u_{i-h} & \cdots & u_{i-2} & u_{i-1} \end{bmatrix}$.

Векторное в общем случае условие (26) может быть использовано для теоретических расчетов при условии линейности модели, отсутствии ошибок измерений и вычислений. На практике для получения скалярного критерия обнаружения и локализации отказа k-го датчика и количественной оценки степени близости нулю условия (26) используется его евклидова норма

$$\varepsilon_i(k) = \left\| Y_i^h(k) \overline{\begin{bmatrix} Y_{i-1}^h \\ U_{i-1}^h \end{bmatrix}}^R \right\|_2 . \tag{27}$$

При этом условием обнаружения и локализации отказа является превышение значения критерия (27) некоторого порогового (критического) значения

$$\varepsilon_i(k) > \varepsilon_{\text{кр}}(k), \tag{28}$$

оценку которого произведем на основе результатов анализа чувствительности критерия (27) от коэффициента отказа f_k для каждого канала измерений при различных условиях полета.

АНАЛИЗ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ

Анализ чувствительности проводился на полной компьютерной модели среднемагистрального пассажирского самолета, выполненного по нормальной схеме, с однокилевым вертикальным и хвостовым горизонтальным оперениями. Основными компонентами полной модели являются: модель динамики полета самолета как абсолютно жесткого тела, использующая полную систему нелинейных дифференциальных уравнений движения, банк аэродинамических и массово-инерционных характеристик; модель двигательной установки; модель стандартной атмосферы; модель системы дистанционного управления в резервном режиме работы, модели приводов органов управления и модели датчиков. Модель разрабатывалась для использования в составе процедурного тренажера и отличается высокой степенью подобия с реальным самолетом.

Для решения задач контроля в работе были выбраны следующие векторы измерений $y = [V \quad \alpha \quad \Theta \quad \omega_z \quad \beta \quad \omega_x \quad \omega_y \quad \gamma]^{\text{Т}}$ и управлений $u = [\delta_{\text{в}}^{\text{л}} \quad \delta_{\text{в}}^{\text{п}} \quad \delta_{\text{э}}^{\text{л}} \quad \delta_{\text{э}}^{\text{п}} \quad \delta_{\text{с}} \quad \delta_{\text{н}}]^{\text{Т}}$, где V – скорость полета; $\alpha, \Theta, \gamma, \beta$ – углы атаки, наклона траектории, крена и скольжения; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости крена, рыскания и тангажа; $\delta_{\text{в}}^{\text{л}}, \delta_{\text{в}}^{\text{п}}$ – углы отклонения левого и правого руля высоты; $\delta_{\text{э}}^{\text{л}}, \delta_{\text{э}}^{\text{п}}$ – углы отклонения левого и правого элерона; $\delta_{\text{с}}, \delta_{\text{н}}$ – углы отклонения стабилизатора и руля направления.

При моделировании динамики полета самолета использовался метод дифференцирования Эйлера 1-го порядка с фиксированным шагом дискретизации 0,01 с, частотой измерений 100 Гц и временем моделирования 1 с или 1000 измерений. Начальные условия соответствовали прямолинейному горизонтальному равномерному полету на высоте 450 м и скорости 250 км/ч. Для решения задач обнаружения и локализации отказов использовалось окно контроля с шириной h = 17, что гарантирует время настройки алгоритма, не превышающее 0,17 с.

В данной статье приведены результаты исследований для всех возможных сценариев, определяемых различным сочетанием событий одиночных отказов каждого датчика с перебором коэффициента отказа f_k = 1, 0,8, …, 0 при отсутствии управления и при управлении по тангажу в виде отклонения штурвала на треть хода от максимально возможного в начальный момент времени моделирования. Таким образом, было рассмотрено шесть видов отказов восьми датчиков для двух видов управления, то есть рассматривалось 96 различных сценариев моделирования.

На рис. 2 для примера приведены характерные графики критерия обнаружения и локализации отказа (27) датчика ω_x на всем интервале времени моделирования при отсутствии управления и при управлении по тангажу.

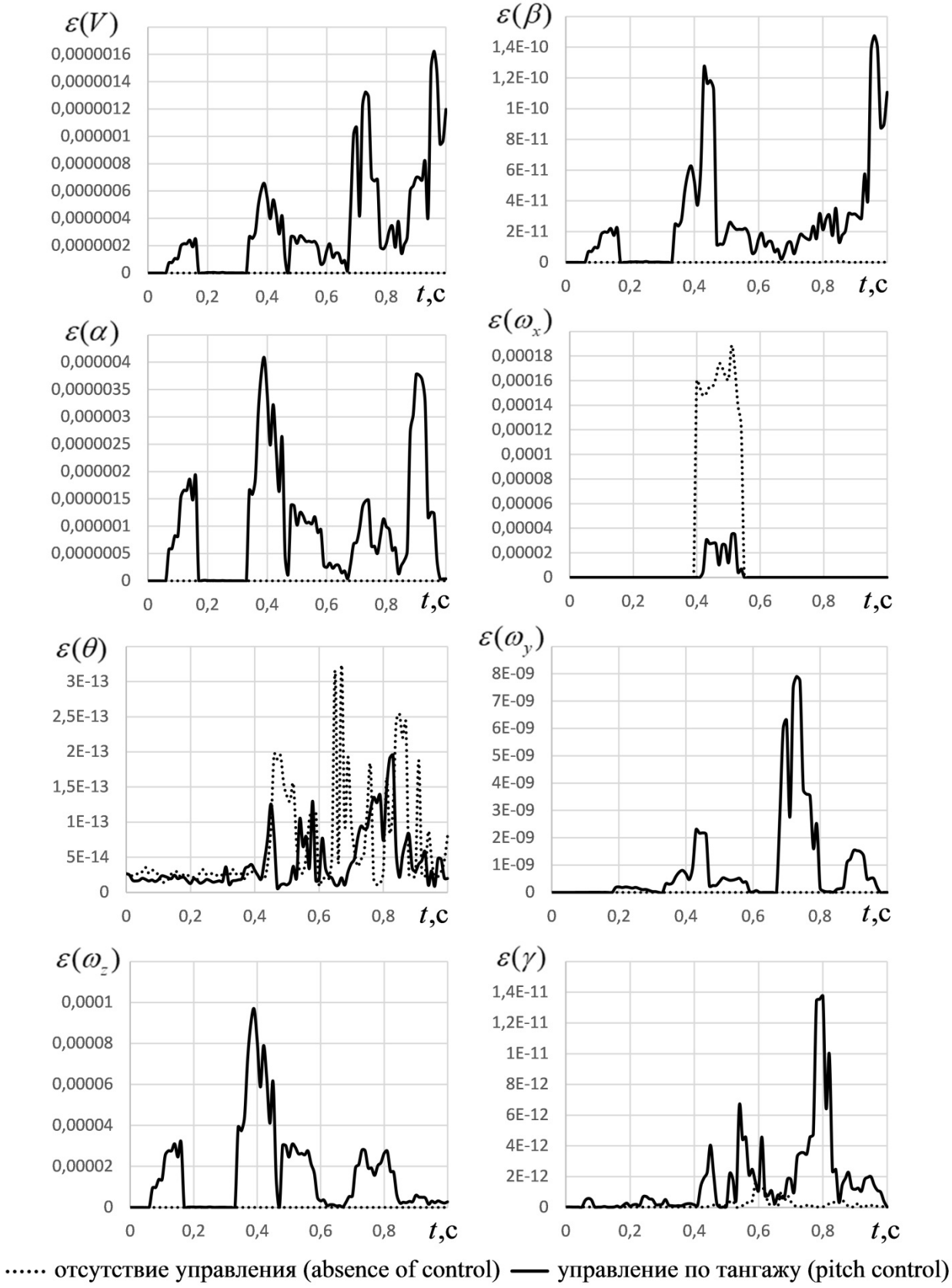

Рис. 2. Значения критерия (27) при отказе датчика ω_x
Fig. 2. Criiterion values (27) in case of ω_x sensor failure

Из графиков видно, что чувствительность критерия (27) отличается для различных каналов измерений и зависит как от измеряемых значений параметров полета, так и от сценариев управления. При этом в случае отсутствия управления в момент возникновения отказа виден четкий импульс шириной h в отказавшем канале измерения ω_x. А значения критерия до и после прохождения окна измерений момента отказа в канале ω_x, а также значения критерия в работоспособных каналах близки к нулю с учетом вычислительных погрешностей. Все графики при отказах других датчиков имеют аналогичную приведенной на рис. 3, *а* форму с четко выраженными импульсами в отказавших каналах как на всем интервале измерений, так и непосредственно в момент возникновения отказа. Это объясняется тем, что самолет до отказа продолжает прямолинейный горизонтальный полет, его модель динамики полета максимально приближена к линейной, поэтому ошибки линеаризации практически отсутствуют.

Однако если посмотреть на аналогичные графики критерия при управлении по тангажу, то можно сделать вывод о невозможности достоверно как обнаружить возникновение отказа, так и локализовать отказавший канал измерений. Это наиболее очевидно, если все графики отобразить совместно одинаковым масштабом, как показано на рис. 3, *б*.

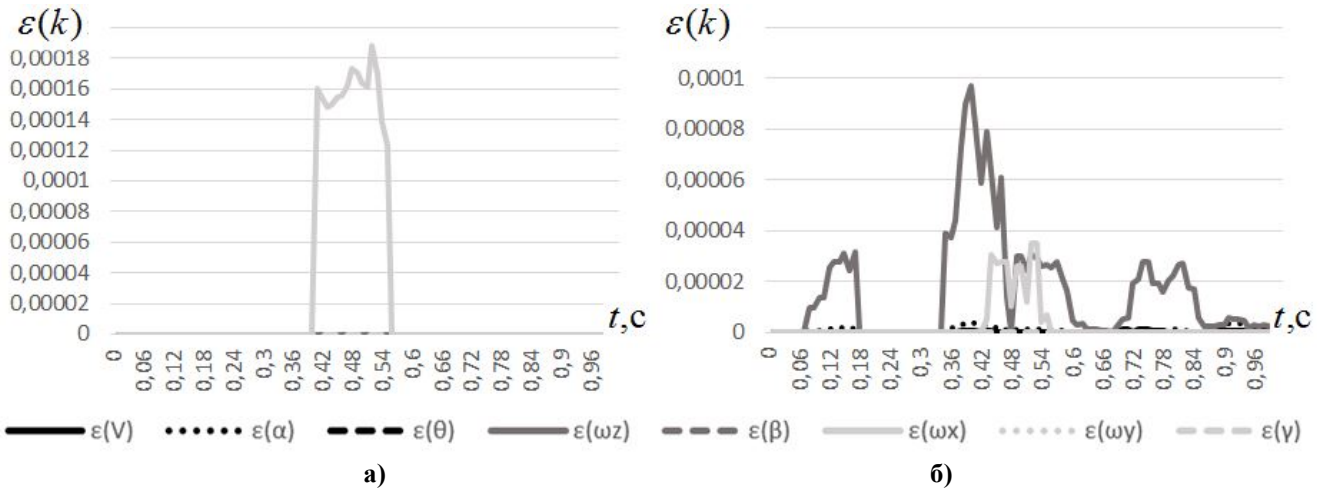

Рис. 3. Значения критерия (27) при отказе датчика ω_x:
а – при отсутствии управления; *б* – при управлении по тангажу
Fig. 3. Criterion values (27) in case of ω_x sensor failure in the absence of control (a), in case of pitch control (б)

Принять правильное решение в этом случае невозможно как в момент возникновения отказа, так и на всем интервале времени измерений. Более того, можно сделать ложный вывод об отказе канала измерений ω_z, так как значение критерия для этого канала преобладает над значением критерия для ω_x, которое практически неразличимо на общем графике непосредственно в момент возникновения отказа датчика ω_x. Это объясняется тем, что при управлении проявляются эффекты нелинейности и ошибки линеаризации, которые в виду разной чувствительности критерия для различных каналов измерений уже не могут не учитываться.

На рис. 4 в разных координатах для наглядности анализа чувствительности приведены графики зависимостей значений критерия отказов всех датчиков (27) в моменты их возникновения от коэффициента отказа f_k при отсутствии управления и управлении по тангажу.

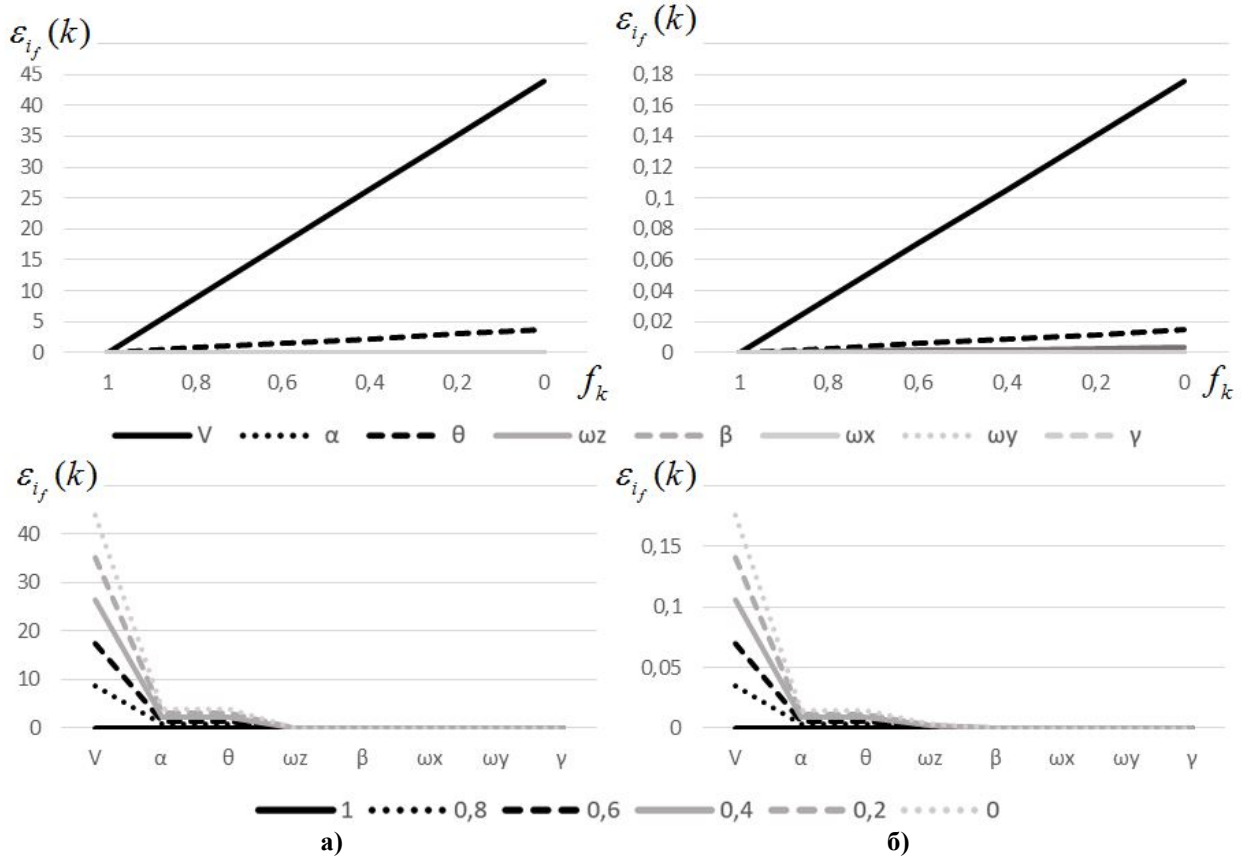

Рис. 4. Значения критерия (27): *а* – при отсутствии управления, *б* – при управлении по тангажу
Fig. 4. Criterion values (27) in the absence of control (a), in case of pitch control (б)

Видна четкая линейная зависимость $\varepsilon_{i_f}(k)$ от f_k для каждого канала измерений. Однако для разных каналов измерений и сценариев управления значения $\varepsilon_{i_f}(k)$ при одних и тех же значениях f_k существенно отличаются. Для анализа выявленной зависимости введем в выражении для теоретического значения критерия (25) обозначение для правого делителя нуля матрицы данных

$$\overline{\begin{bmatrix} Z_{i_f-2}^{h_n} & z_{i_f-1} \end{bmatrix}}^{R} = \begin{bmatrix} R_{i_f-2} \\ r_{i_f-1} \end{bmatrix} \tag{29}$$

и подставим в (25) выражение для Ω

$$Y_{i_f}^{h}(k)\overline{Z_{i_f-1}^{h}}^{R} = \begin{bmatrix} 0 & (f_k-1)\begin{bmatrix} \hat{A}(k) & \hat{B}(k) \end{bmatrix}\begin{bmatrix} y_{i_f-1} \\ u_{i_f-1} \end{bmatrix} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} R_{i_f-2} \\ r_{i_f-1} \end{bmatrix} = (f_k-1)\begin{bmatrix} \hat{A}(k) & \hat{B}(k) \end{bmatrix}\begin{bmatrix} y_{i_f-1} \\ u_{i_f-1} \end{bmatrix} r_{i_f-1}. \tag{30}$$

Заметим, что значение нормы (30) в критерии (27) с учетом выражения для прогнозируемого значения измеряемого параметра полета (16) в момент возникновения отказа

$$\hat{y}_{i_f}(k) = \begin{bmatrix} \hat{A}(k) & \hat{B}(k) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_{i_f-1} \\ u_{i_f-1} \end{bmatrix} \tag{31}$$

может быть вычислено по формуле

$$\varepsilon_{i_f}(k) = \left\| Y_{i_f}^h(k) \overline{Z_{i_f-1}^h}^R \right\|_2 = \left\| \left(f_k - 1 \right) \hat{y}_{i_f}(k) r_{i_f-1} \right\|_2 = \left| f_k - 1 \right| \left| \hat{y}_{i_f}(k) \right| \left\| r_{i_f-1} \right\|_2 = s_y(k) s_r \left| f_k - 1 \right| = s(k) \left| f_k - 1 \right|, \tag{32}$$

где $s_y(k) = \left| \hat{y}_{i_f}(k) \right|$ – коэффициент чувствительности критерия (27) по параметру, $s_r = \left\| r_{i_f-1} \right\|_2$ – коэффициент чувствительности критерия (27) по делителю нуля, $s(k) = s_y(k) s_r$ – общий коэффициент чувствительности критерия (27) к отказу *k*-го канала измерений.

Выражение (32) показывает прямую линейную зависимость критерия (27) от коэффициентов чувствительности и может быть использовано для определения его критического значения в условии (28). Заметим, что если разделить значение критерия (32) на общий коэффициент чувствительности

$$\tilde{\varepsilon}_{i_f}(k) = \frac{\varepsilon_{i_f}(k)}{s(k)} = \left| f_k - 1 \right|, \tag{33}$$

то значение нормированного критерия (33) совпадает с абсолютным отклонением коэффициента отказа f_k от единицы.

Пусть отказом считается превышение коэффициента f_k некоторого критического значения $f_k^{\text{кр}}$. Тогда из (33) можно записать в явном виде выражение для критического значения нормированного критерия $\tilde{\varepsilon}_{\text{кр}}(k) = \left| f_k^{\text{кр}} - 1 \right|$, из которого следует

$$\varepsilon_{\text{кр}}(k) = s(k) \left| f_k^{\text{кр}} - 1 \right|. \tag{34}$$

Выражение (34) может быть использовано при условии доступности параметров модели ВС, а следовательно и прогнозируемого вектора измерений (31). Однако по постановке задачи данная информация считается недоступной. Поэтому покажем далее, что вместо точного значения коэффициента чувствительности критерия по параметру $s_y(k) = \left| \hat{y}_{i_f}(k) \right|$ на практике можно использовать его приближенное значение $\hat{s}_y(k) = \left\| Y_{i_f-1}^h(k) \right\|_2 / h$, оцениваемое на интервале окна контроля как среднеквадратическое значение (СКЗ) измеряемого параметра полета. СКЗ является частным случаем обобщенного среднего, характеризует изменение центральной тенденции ряда и может быть использовано в качестве приближенной оценки абсолютного значения прогнозируемого параметра.

На рис. 5 приведены значения критерия (27), взвешенного по $\hat{s}_y(k)$:

$$\hat{\varepsilon}_{i_f}(k) = \frac{\varepsilon_{i_f}(k)}{\hat{s}_y(k)}. \tag{35}$$

Видно, что учет коэффициента чувствительности по параметру выравнивает значения критерия для всех каналов измерений. На рис. 6 приведены значения критерия (35), взвешенного по коэффициенту чувствительности s_r, определяемому нормой последней строки делителя нуля *Z*:

$$\tilde{\varepsilon}_{i_f}(k) = \frac{\hat{\varepsilon}_{i_f}(k)}{s_r} = \frac{\varepsilon_{i_f}(k)}{\hat{s}_y(k) s_r}. \tag{36}$$

Видно, что все 16 графиков практически совпали, – последующий учет коэффициента чувствительности по параметру выравнивает значения критерия для всех каналов измерений и сценариев управления. При этом значения критерия, аналогично (33), практически совпадают с абсолютным отклонением коэффициента отказа f_k от единицы. В результате мы можем с достаточной степенью точности определить общий коэффициент чувствительности в виде $s(k) = \hat{s}_y(k) s_r$ и получить следующее выражение для критического значения критерия (34):

$$\varepsilon_{\text{кр}}(k) = \left\| Y^h_{i_f-1}(k) \right\|_2 \left\| r_{i_f-1} \right\|_2 \left| f_k^{\text{кр}} - 1 \right| / h. \tag{37}$$

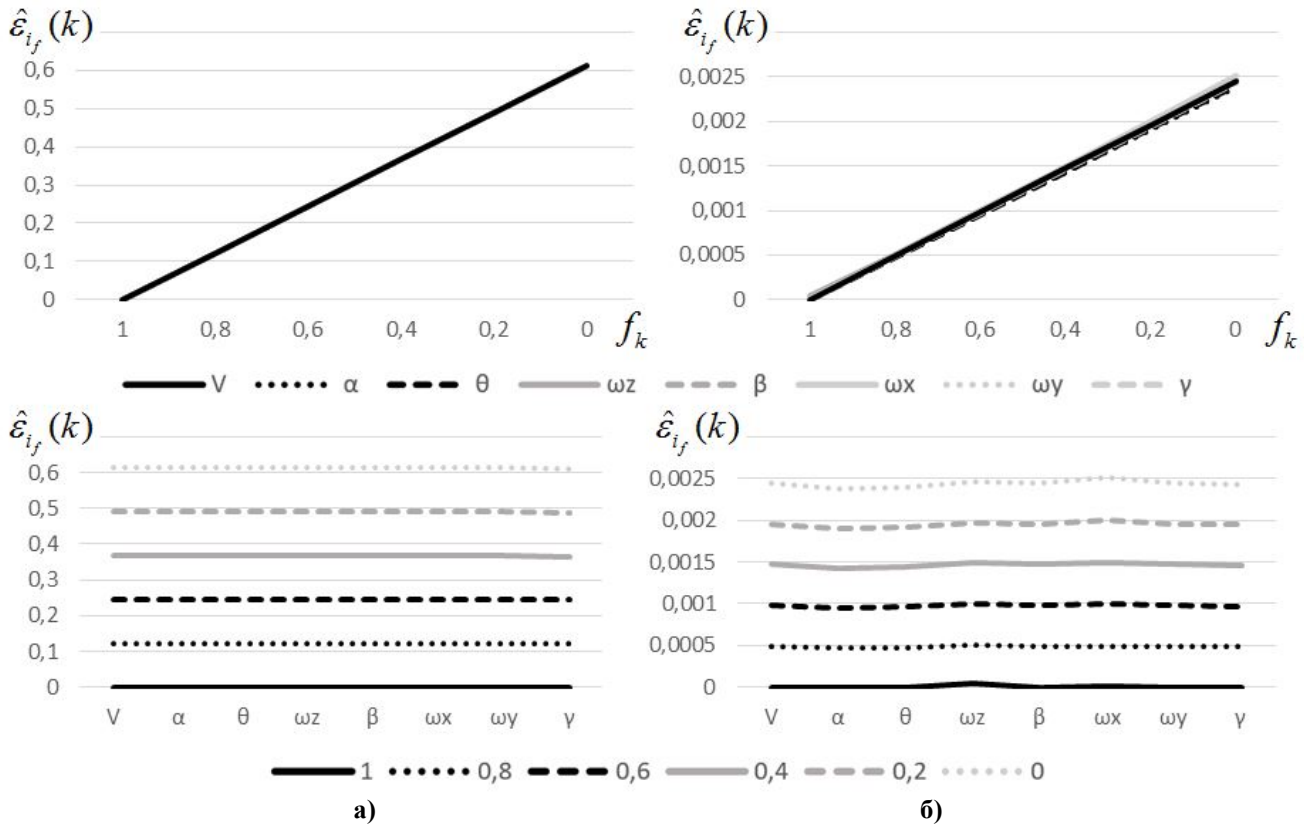

Рис. 5. Значения критерия (35): *а* – при отсутствии управления; *б* – при управлении по тангажу
Fig. 5. Criterion values (35) in the absence of control (a), in case of pitch control (б)

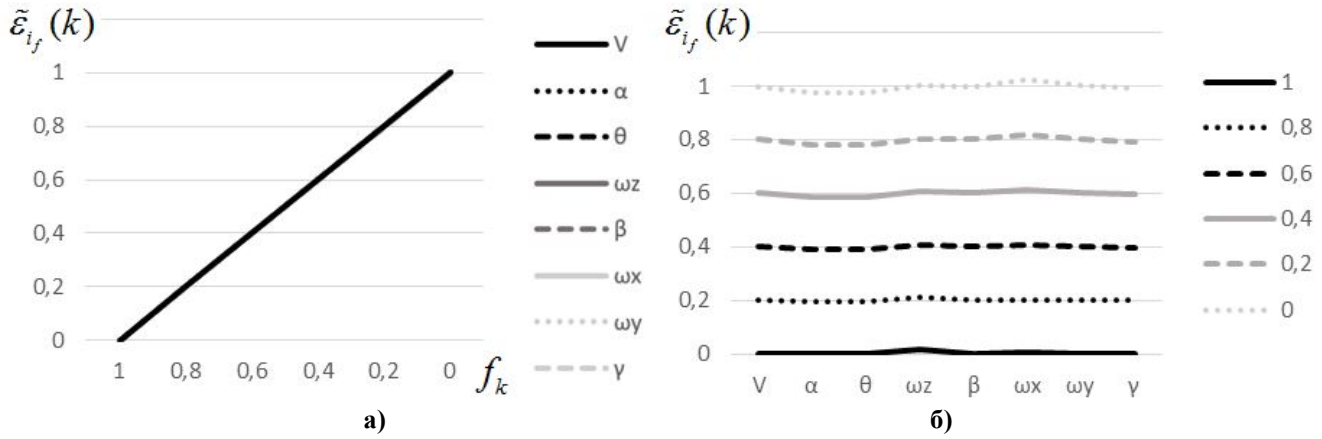

Рис. 6. Значения критерия (36): *а* – при отсутствии управления; *б* – при управлении по тангажу
Fig. 6. Criterion values (36) in the absence of control (a), in case of pitch control (б)

При этом итоговое условие обнаружения и локализации отказа k-го датчика с учетом (28) будет иметь вид

$$\varepsilon_i(k) = \left\| Y_i^h(k) \overline{\begin{bmatrix} Y_{i-1}^h \\ U_{i-1}^h \end{bmatrix}}^R \right\|_2 > \left\| Y_{i-1}^h(k) \right\|_2 \left\| r_{i-1} \right\|_2 \left| f_k^{\text{кр}} - 1 \right| / h, \tag{38}$$

с плавающим пороговым (критическим) значением, вычисляемым в режиме онлайн только по информации о входных и выходных сигналах управления СУ ВС.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных исследований на примере детерминированной дискретной стационарной линейной математической модели динамики полета ВС с полностью измеримыми состояниями получен оригинальный непараметрический критерий обнаружения и локализации отказов любых датчиков СУ ВС, построенный только на основе анализа штатных входных и выходных сигналов вычислительной подсистемы системы управления ВС.

Проведен анализ его чувствительности к количественным характеристикам отказов датчиков с использованием полной нелинейной математической модели динамики полета среднемагистрального самолета со штатной системой управления. Определено выражение для теоретического значения критерия, определены функция и коэффициенты чувствительности критерия. Для каждого канала измерений выявлена линейная зависимость значения критерия от коэффициента отказа в момент его возникновения. Показано, что критерий имеет разную чувствительность для различных каналов измерений. Если не учитывать этот эффект, можно сделать ложный вывод об отказе работоспособного датчика или о работоспособности отказавшего датчика.

Приведена формула для автоматической оценки порогового значения критерия обнаружения и локализации отказа каждого датчика, зависящая только от измеряемых параметров полета и управляющих воздействий. Использование плавающего коэффициента чувствительности при определении допустимых значений критерия позволяет полностью развязать каналы контроля и существенно повысить его чувствительность при одновременном обеспечении свойств робастности. Показана высокая сходимость полученных результатов с теоретическими, что позволяет использовать критерий не только для моментального обнаружения и локализации отказов датчиков, но и предварительного диагностирования их количественных характеристик.

Дальнейшие исследования будут направлены на адаптацию разработанных алгоритмов для обеспечения их эффективной работы при наличии ошибок измерений и действии возмущений, анализ чувствительности критерия на различных режимах полета самолета, в том числе в условиях турбулентности, расширение областей детектируемости и локализуемости отказов за счет онлайн адаптации ширины окна контроля к результатам вычислений. На базе разрабатываемых методов планируется реализация перспективных внешних систем контроля технического состояния датчиков ВС, которые дополнят существующие встроенные системы контроля и позволят существенно снизить степень аппаратной избыточности измерительной подсистемы СУ ВС.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Kosyanchuk V., Selvesyuk N., Kulchak A.** Aircraft control law reconfiguration // Aviation. 2015. Vol. 19, no. 1. P. 14–18. DOI: 10.3846/16487788.2015.1015290
2. **Reppa V., Polycarpou M.M., Panayiotou C.G.** Sensor fault diagnosis // Foundations and trends in systems and control. 2016. Vol. 3, no. 1-2. P. 1–248. DOI: 10.1561/2600000007
3. **Lopes P.V.P.** Model-based sensor fault detection in an autonomous solar-powered aircraft / P.V.P. Lopes, L. Hsu, M. Vilzmann, K. Kondak // FT2019. Proceedings of the 10th Aerospace Technology Congress, 2019. No. 162. P. 247–254. DOI: 10.3384/ecp19162029
4. **Prabhu S., Anitha G.** An innovative analytic redundancy approach to air data sensor fault detection // The Aeronautical Journal. 2020. Vol. 124, no. 1273. P. 346–367. DOI: 10.1017/aer.2019.143
5. **Fravolini M.L.** Experimental interval models for the robust fault detection of aircraft air data sensors / M.L. Fravolini, M.R. Napolitano, G.Del Core, U. Papa // Control Engineering Practice. 2018. Vol. 78. P. 196–212. DOI: https://doi.org/10.1016/j.conengprac.2018.07.002
6. **Косьянчук В.В.** Контроль и диагностирование подсистем в замкнутом контуре управления // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2004. № 1. С. 67–76.
7. **Tidriri K.** Bridging data-driven and model-based approaches for process fault diagnosis and health monitoring: A review of researches and future challenges / K. Tidriri, N. Chatti, S. Verron, T. Tiplica // Annual Reviews in Control. 2016. Vol. 42. P. 63–81. DOI: 10.1016/j.arcontrol.2016.09.008
8. **Fravolini M.L.** Data-driven schemes for robust fault detection of air data system sensors / M.L. Fravolini, G. Del Core, U. Papa, P. Valigi, M.R. Napolitano // IEEE Transactions on Control Systems Technology. 2017. Vol. 27, no. 1. P. 234–248. DOI: 10.1109/TCST.2017.2758345
9. **Wang K., Chen J., Song Z.** Data-driven sensor fault diagnosis systems for linear feedback control loops // Journal of Process Control. 2017. Vol. 54. P. 152–171. DOI: 10.1016/j.jprocont.2017.03.001
10. **Cartocci N.** A Comprehensive case study of data-driven methods for robust aircraft sensor fault isolation / N. Cartocci, M.R. Napolitano, G. Costante, M.L. Fravolini // Sensors. 2021. Vol. 21, no. 5. P. 1645. DOI: 10.3390/s21051645
11. **Gao T.** MEMS inertial sensor fault diagnosis using a cnn-based data-driven method / T. Gao, W. Sheng, M. Zhou, B. Fang, L. Zheng // International Journal of Pattern Recognition and Artificial Intelligence. 2020. Vol. 34, no. 14. P. 2059048. DOI: 10.1142/s021800142059048x
12. **Sheriff M.Z.** Process monitoring using data-based fault detection techniques: Comparative studies / M.Z. Sheriff, Ch. Botre, M. Mansouri, H. Nounou, M. Nounou, M.N. Karim // Fault Diagnosis and Detection. 2017. Chapter 10. P. 237–261. DOI: 10.5772/67347
13. **Swischuk R., Allaire D.** A machine learning approach to aircraft sensor error detection and correction // Journal of Computing and Information Science in Engineering. 2019. Vol. 19, no. 4. ID: 041009. 12 p. DOI: 10.1115/1.4043567

14. Xu S. A survey of knowledge-based intelligent fault diagnosis techniques [Электронный ресурс] // Journal of Physics: Conference Series. IOP Publishing, 2019. Vol. 1187, no. 3. ID: 032006. DOI: 10.1088/1742-6596/1187/3/032006 (дата обращения: 12.04.2021).

15. Balzano F. Air data sensor fault detection with an augmented floating limiter / F. Balzano, M.L. Fravolini, M.R. Napolitano, S. d'Urso, M. Crispoltoni, G. del Core [Электронный ресурс] // International Journal of Aerospace Engineering. 2018. Vol. 2018. Article ID: 1072056. 16 p. DOI: 10.1155/2018/1072056 (дата обращения: 12.04.2021).

16. Bondarenko Ju.V., Zybin E.Yu. Functional control of the technical condition method for aircraft control system sensors under complete parametric uncertainty // Civil Aviation High Technologies. 2020. Vol. 23, no. 3. P. 39–51. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-3-39-51

17. Bondarenko Yu.V. Nonparametric method for aircraft sensor fault real-time detection and localization / Yu.V. Bondarenko, A.Yu. Chekin, E.Yu. Zybin, V.V. Kosyanchuk // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020. Vol. 714. ID: 012004. 6 p. DOI: 10.1088/1757-899X/714/1/012004

18. Зыбин Е.Ю., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н. О минимальной параметризации решений линейных матричных уравнений // Вестник ИГЭУ. 2004. № 6. С. 127–131.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Бондаренко Юлия Владиславовна, аспирант, ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет гражданской авиации» (МГТУ ГА), yuliavladislavovna@gmail.com.

Зыбин Евгений Юрьевич, доктор технических наук, начальник лаборатории, ФГУП «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем» (ГосНИИАС), eyzybin@2100.gosniias.ru.

SENSITIVITY ANALYSIS OF THE NONPARAMETRIC CRITERION OF AIRCRAFT FLGHT CONTROL SYSTEM SENSORS FAILURES DETECTION AND ISOLATION

Julia V. Bondarenko[1], Eugene Yu. Zybin[2]
[1]Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia
[2]State Research Institute of Aviation Systems, Moscow, Russia

The study was conducted with the financial support of the Russian Foundation for Basic Research, grants 20-08-01215

ABSTRACT

Failures of the aircraft control system sensors can cause both deterioration of stability and controllability characteristics and the inability of safe automatic control. It is necessary to detect and isolate such failures to determine the time and place of their occurrence in order to disable failed sensors or to diagnose them subsequently for reconfiguration during the flight. The direct use of traditional parametric approaches for sensors health monitoring by using their mathematical models is impossible due to the lack of data about the true information input signals received by their sensitive elements. This leads to the necessity of solving the problem of modeling the aircraft flight dynamics with a high level of uncertainties, which makes it difficult to utilize the functional control methods and necessitate the use of excessive sensor hardware redundancy. Well-known nonparametric methods either require a priori knowledge base, preliminary training or long-term tuning on a large volume of real flight data or have low selective sensitivity for reliable detection of failed sensors. In this work, the original nonparametric criterion for detecting and isolating sensors failures is derived. Its sensitivity is analyzed by using a complete nonlinear mathematical model of aircraft flight dynamics

with a regular flight control system. The theoretical value and the criterion sensitivity coefficients are determined. The formula for the automatic evaluation of the float criterion threshold value is given. A high convergence of the results with theoretical ones is shown. This makes it possible to use the obtained criterion not only for the instant detection and isolation of sensors failures, but also for preliminary diagnostics of their quantitative characteristics.

Key words: aircraft, control system, sensors, health monitoring, failures detection and isolation, nonparametric criterion, sensitivity, threshold value.

REFERENCES

1. **Kosyanchuk, V., Selvesyuk, N. and Kulchak, A.** (2015). *Aircraft control law reconfiguration*. Aviation, vol. 19, no. 1, p. 14–18. DOI: 10.3846/16487788.2015.1015290
2. **Reppa, V., Polycarpou, M.M. and Panayiotou, C.G.** (2016). *Sensor fault diagnosis*. Foundations and Trends in Systems and Control, vol. 3, no. 1-2, p. 1–248, DOI: 10.1561/2600000007
3. **Lopes, P.V.P., Hsu, L., Vilzmann, M. and Kondak, K.** (2019). *Model-based sensor fault detection in an autonomous solar-powered aircraft*. FT2019. Proceedings of the 10th Aerospace Technology Congress, no. 162, p. 247–254. DOI: 10.3384/ecp19162029
4. **Prabhu, S. and Anitha, G.** (2020). *An innovative analytic redundancy approach to air data sensor fault detection*. The Aeronautical Journal, vol. 124, no. 1273, p. 346–367. DOI: 10.1017/aer.2019.143
5. **Fravolini, M.L., Napolitano, M.R., Del Core, G. and Papa, U.** (2018). *Experimental interval models for the robust fault detection of aircraft air data sensors.* Control Engineering Practice, vol. 78, p. 196–212. DOI: https://doi.org/10.1016/j.conengprac.2018.07.002
6. **Kos'yanchuk, V.V.** (2004). *Checking and diagnostics of subsystems in a closed control loop*. Journal of Computer and Systems Sciences International, vol. 43, no. 1, p. 62–71.
7. **Tidriri, K., Chatti, N., Verron, S. and Tiplica, T.** (2016). *Bridging data-driven and model-based approaches for process fault diagnosis and health monitoring: A review of researches and future challenges*. Annual Reviews in Control, vol. 42, p. 63–81. DOI: 10.1016/j.arcontrol.2016.09.008
8. **Fravolini, M.L., Del Core, G., Papa, U., Valigi, P. and Napolitano, M.R.** (2017). *Data-driven schemes for robust fault detection of air data system sensors*. IEEE Transactions on Control Systems Technology, vol. 27, no. 1, p. 234–248. DOI: 10.1109/TCST.2017.2758345
9. **Wang, K., Chen, J. and Song, Z.** (2017). *Data-driven sensor fault diagnosis systems for linear feedback control loops*. Journal of Process Control, vol. 54, p. 152–171. DOI: 10.1016/j.jprocont.2017.03.001
10. **Cartocci, N., Napolitano, M.R., Costante, G. and Fravolini, M.L.** (2021). *A comprehensive case study of data-driven methods for robust aircraft sensor fault isolation*. Sensors, vol. 21, no. 5, p. 1645. DOI: 10.3390/s21051645
11. **Gao, T., Sheng, W., Zhou, M., Fang, B. and Zheng, L.** (2020). *MEMS inertial sensor fault diagnosis using a cnn-based data-driven method.* International Journal of Pattern Recognition and Artificial Intelligence, vol. 34, no. 14, p. 2059048. DOI:10.1142/s021800142059048x
12. **Sheriff, M.Z., Botre, Ch., Mansouri, M., Nounou, H., Nounou, M. and Karim, M.N.** (2017). *Process monitoring using data-based fault detection techniques: Comparative studies.* In book: Fault Diagnosis and Detection, chapter 10, p. 237–261. DOI: 10.5772/67347
13. **Swischuk, R. and Allaire, D.** (2019). *A machine learning approach to aircraft sensor error detection and correction*. Journal of Computing and Information Science in Engineering, vol. 19, no. 4, ID: 041009, 12 p. DOI: 10.1115/1.4043567
14. **Xu, S.** (2019). *A survey of knowledge-based intelligent fault diagnosis techniques.* Journal of Physics: Conference Series. IOP Publishing, vol. 1187, no. 3, ID: 032006. DOI: 10.1088/1742-6596/1187/3/032006 (accessed: 12.04.2021).

15. Balzano, F., Fravolini, M.L., Napolitano, M.R., D'Urso, S., Crispoltoni, M. and Del Core, G. (2018). *Air data sensor fault detection with an augmented floating limiter.* International Journal of Aerospace Engineering, vol. 2018, article ID: 1072056, 16 p. DOI: 10.1155/2018/1072056

16. Bondarenko, Ju.V. and Zybin, E.Yu. (2020). *Functional control of the technical condition method for aircraft control system sensors under complete parametric uncertainty.* Civil Aviation High Technologies, vol. 23, no. 3, p. 39–51. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-3-39-51

17. Bondarenko, Yu.V., Chekin, A.Yu., Zybin, E.Yu. and Kosyanchuk, V.V. (2020). *Non-parametric method for aircraft sensor fault real-time detection and localization.* IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, vol. 714, ID: 012004, 6 p. DOI: 10.1088/1757-899X/714/1/012004

18. Zybin, E.Yu., Misrikhanov, M.Sh. and Ryabchenko, V.N. (2004). *O minimalnoy parametrizatsii resheniy lineynykh matrichnykh uravneniy* [On minimal parameterization of solutions to linear matrix equations]. Vestnik IGEU, no. 6, p. 127–131. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Julia V. Bondarenko, Post-Graduate Student of Moscow State Technical University of Civil Aviation, yuliavladislavovna@gmail.com.

Eugene Yu. Zybin, Doctor of Technical Sciences, Head of Laboratory, State Research Institute of Aviation Systems, eyzybin@2100.gosniias.ru.

Поступила в редакцию	15.06.2021	Received	15.06.2021
Принята в печать	21.09.2021	Accepted for publication	21.09.2021