

17. *Asanov A.Z. Tekhnologiya vložheniya sistem i ee prilozheniya k zadacham analiza i sinteza sistem: ucheb. posobie* [The technology of embedding systems and its applications to the problems of analysis and synthesis of systems: textbook]. Moscow: MIREA–Rossiyskiy tekhnologicheskii universitet, 2019, 128 p.
18. *Asanov A.Z. Kanonizatsiya matrits i ee prilozheniya v zadachakh upravleniya: ucheb. posobie* [Canonization of matrices and its applications in control tasks: textbook]. Moscow: MIREA–Rossiyskiy tekhnologicheskii universitet, 2019, 109 p.
19. *Kluever C.A. Dynamic Systems: Modeling, Simulation, and Control*. London, Wiley. 2015, 499 p.
20. *Tewari A. Modern Control Design with MATLAB and SIMULINK*. N.Y., John Wiley & Sons, Ltd. 2002. 518 p.
21. *Bobtsov A.A., Nikiforov V.O., Pyrkin A.A., Slita O.V., Ushakov A.V. Metody adaptivnogo i robustnogo upravleniya nelineynymi ob"ektami v priborostroenii* [Methods of adaptive and robust control of nonlinear objects in instrumentation]. Saint Petersburg: NIU ITMO, 2013, 277 p.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н. Е.Ю. Зыбин.

**Асанов Асхат Замилович** – МИРЭА – Российский технологический университет; e-mail: asanov@mirea.ru; г. Москва, Россия; тел.: +74992156565, доб. 4014; кафедра автоматических систем; д.т.н.; профессор.

**Куковинец Алексей Валерьевич** – ФГУП «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем»; e-mail: avkukovinec@2100.gosniias.ru; г. Москва, Россия; тел.: +74997590075, доб. 6-54; инженер.

**Чекин Андрей Юрьевич** – e-mail: aychekin@2100.gosniias.ru; тел.: +74997590075, доб. 14-97; к.т.н.; зам. начальника подразделения.

**Asanov Askhat Zamilovich** – MIREA – Russian Technological University; e-mail: asanov@mirea.ru; Moscow, Russia; phone: +74992156565, ext. 4014; automated systems department; dr. of eng. sc.; professor.

**Kukovinets Aleksei Valerievich** – State Research Institute of Aviation Systems; e-mail: avkukovinec@2100.gosniias.ru; Moscow, Russia; phone: +74997590075, ext. 6-54; engineer.

**Chekin Andrei Yurievich** – e-mail: aychekin@2100.gosniias.ru; phone: +74997590075, ext. 14-97; cand. of eng. sc.; deputy head of department.

УДК 681.2.088

DOI 10.18522/2311-3103-2021-7-63-75

**А.А. Задорожний**

### **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОТКАЗОВ ДАТЧИКОВОЙ ГРУППЫ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ ПУТЕМ ОРГАНИЗАЦИИ ПЕРЕКРЕСТНОГО КОНТРОЛЯ ПАРАМЕТРОВ**

*Приводится описание типовых методов реализации кворум-контроля параметров воздушных данных, и анализ их возможностей по определению параметрических отказов, возникающих в системе воздушных сигналов. Для выполнения расчетов были выбраны наиболее часто встречаемые виды отказов тракта восприятия и измерения воздушных давлений системы воздушных сигналов, вызывающие катастрофические последствия, описаны физические принципы их возникновения, реализация которых позволила построить математические модели искажения сигналов. По результатам моделирования работы типовых методов кворум-контроля, и их реакции на искусственно введенных в систему отказов определены достоинства и недостатки используемых методов. С целью устранения обнаруженных в результате анализа недостатков предложен альтернативный метод определения отказов датчиковой группы системы воздушных сигналов путем реализации перекрестного контроля параметров, полученных от пневматической и флюгерной датчиковой*

группы системы. Для предложенного метода приведены результаты моделирования, проведенного на основе реальных полетных данных магистрального самолета с искусственно введенными в них параметрическими отказами. Оценена возможность использования алгоритма перекрестного контроля в одноканальных системах воздушных сигналах малоразмерных летательных аппаратов. Постановка задачи исследования формулируется следующим образом: с целью обеспечения безопасности полетов летательного аппарата при использовании в контуре управления информации от одноканальной системы воздушных сигналов необходимо обеспечить обнаружение и исключение недостоверных данных из массива информации, выдаваемой системой потребителям информации. При этом задачу обнаружения и исключения данных необходимо решить собственными средствами самой системы воздушных сигналов, без использования дополнительных данных от других систем самолета. Математический анализ, численное моделирование, определение корректирующих коэффициентов и подготовка исходных данных проводились в программно-математическом комплексе MathCAD. Анализ результатов исследования алгоритма перекрестного контроля, реализованного в ПМК MathCAD, показал, что задача определения достоверности информации может быть решена автономно и при реализации в летательном аппарате одноканальной системе воздушных сигналов.

Система воздушных сигналов; моделирование параметров; приборная скорость; угол атаки; определение достоверности; параметрический контроль; кворум-контроль.

**A.A. Zadorozhniy**

#### **DETERMINING THE RELIABILITY OF THE INSTRUMENT SPEED PARAMETER BASED ON THE DYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE OBJECT OBTAINED DURING FLIGHT TESTS**

*The article describes about of the typical methods of air data parametric quorum control, and an analysis of their capabilities to determine parametric failures that occur in the air data system. To perform the calculations, the most common types of failures of the path of perception and measurement of air pressure of the air signal system, causing catastrophic consequences, were selected, the physical principles of their occurrence were described, the implementation of which made it possible to build mathematical models of signal distortion. Based on the results of modeling the operation of typical quorum control methods, and their response to failures artificially introduced into the system, the advantages and disadvantages of the methods used are determined. In order to eliminate the shortcomings found as a result of the analysis, an alternative method for determining failures of the sensor group of the air data system is proposed by implementing cross-checking of the parameters obtained from the pneumatic and vane sensor groups of the system. For the proposed method, the results of modeling based on real flight data of a main-line aircraft with parametric failures artificially introduced into them are presented. The possibility of using the cross-checking algorithm in single-channel systems of air signals of small-sized aircraft is evaluated. The statement of the research problem is formulated as follows: in order to ensure the flight safety of an aircraft when using information in the control loop from a single-channel air data system, it is necessary to ensure the detection and exclusion of unreliable data from the array of information issued by the system to consumers of information. At the same time, the task of detecting and excluding data must be solved by the air data system itself, without using additional data from other aircraft systems. Mathematical analysis, numerical modeling, determination of correction factors and preparation of initial data were carried out in the MathCAD software and mathematical complex. Analysis of the results of the studying implemented in the MathCAD PMC cross-checking algorithm showed that the problem of determining the reliability of information can be solved autonomously when it implemented a single-channel system of air signals in an aircraft.*

*Air data system; air data modeling; instrument speed; angle of attack; determination of reliability; parametric control; quorum control.*

**Введение.** В ходе выполнения полета, вследствие влияния внешних воздействующих факторов (ВВФ), могут возникать параметрические отказы в компонентах систем, не приводящие к формированию признаков отказов блоками. При этом

системы, участвующие в контуре управления должны иметь возможность вовремя определять и исключать недостоверные показания для предотвращения возникновения аварийных и катастрофических ситуаций

**Основная часть.** Типовыми факторами, предшествующими параметрическим отказам являются: полет в зоне интенсивного обледенения, воздействие ЭМ-полей высокой интенсивности, сбой в работе датчиковой аппаратуры.

Функциональные узлы системы воздушных сигналов, условно можно разбить на 2 основных тракта:

- ◆ тракт восприятия и измерения воздушных давлений;
- ◆ тракт восприятия и измерения аэродинамических углов.

В работе рассматривались наиболее часто встречаемые параметрические отказы в тракте восприятия и измерения воздушного давления, произошедшие вследствие влияния ВВФ. Характер проявления отказов был установлен по результатам исследований приемников воздушных давлений в аэрохолодильной трубе и анализу полетных данных ЛА в зонах интенсивного обледенения.

#### 1. Закупоривание в тракте статического давления.

При данном виде отказа происходит постепенное нарастание льда в канале восприятия статического давления (воспринимающие отверстия, пневмотракт) без искажения показаний по давлению, до момента его полного перекрытия. При этом в полости измерителя сохраняется статическое давление, соответствующее высоте до замерзания. В индикации это проявится как «замирание» показаний по барометрической высоте, при этом показания по скорости окажутся также недостоверными т.к. будут зависеть от изменения высоты.

#### 2. Закупоривание в тракте полного давления

Проявление отказа в начальной фазе аналогично изложенному ранее - низкая эффективность обогрева при интенсивном обледенении приводит к постепенному нарастанию льда в канале восприятия полного давления (воспринимающее отверстие, пневмотракт) без искажения показаний по давлению, до момента полного перекрытия канала.

При этом, в зависимости от степени обледенения, давление в полости измерителя либо остается постоянным, соответствующим скорости и высоте до замерзания, либо плавно сравнивается со статическим. Показания индикатора скорости при этом станут недостоверными и будут либо уменьшаться до нулевого значения либо изменяться в зависимости от текущей высоты.

Пример работы приемника в условиях обледенения показан на рис. 1.



*Рис. 1. Интенсивное обледенение, приводящее к закупориванию приемного отверстия полного давления приемника ПВД*

3. Единичные выбросы высокой амплитуды, а также сбой в измерениях с выдчей 0-го значения в качестве результата

Данный вид отказа возникает при наведении на электрическую схему преобразователя давления помехи, вызванной сильным электромагнитным импульсом (например, сформированным при ударе молнии). Под импульсным шумом понимается искажение сигналов большими импульсными выбросами произвольной полярности и малой длительности. Причиной появления импульсных потоков могут быть как внешние импульсные электромагнитные помехи, так и наводки, сбой и помехи в работе самих систем. В этом случае в трактах измерения и преобразования кратковременно может сформироваться недостоверно высокое значение измеряемого сигнала. В зависимости от реализованных архитектурных решений, отказ может быть не распознан встроенными средствами контроля, а измеренное значение далее будет использоваться в вычислениях. Ярким примером проявления данного вида отказа является инцидент с самолетом А330 а/к Qantas, в процессе выполнения которого, из-за сбоя в процессоре Intel, вычислитель ADIRU периодически выдавал вместо измеренного значения скорости текущую высоту, что привело к непреднамеренным эволюциям ЛА с большой перегрузкой до момента отключения экипажем неисправного канала ADIRU.

В программно-математическом комплексе MathCAD сформированы математические модели для каждого из указанных видов отказов. Время переходного процесса для демонстрации обледенения было выбрано постоянным и составляло не менее 10 с. В реальных условиях данное время зависит от интенсивности обледенения и эффективности работы системы электрообогрева ПВД, но, как правило, составляет от единиц секунд до десятков минут.

Обычно система воздушных сигналов содержит как минимум три независимых канала, поэтому контроль достоверности в них реализован одним из трех наиболее часто применяемых вида параметрического контроля параметров:

#### 1. Логическое (попарное) сравнение

Проверяются 3 логических условия:

$$P_1 - P_2 < P_{\text{доп}}; \quad (1)$$

$$P_1 - P_3 < P_{\text{доп}}; \quad (2)$$

$$P_2 - P_3 < P_{\text{доп}}. \quad (3)$$

Если одно из значений  $P_1 \dots P_3$  выходит за допустимый порог  $P_{\text{доп}}$ , то выполняется только одно из указанных условий. Достоверность параметра, участвующего одновременно в двух оставшихся невыполненных условиях, снимается. Потребителям выдается среднее значение от оставшихся исправных каналов. Порог  $P_{\text{доп}}$  подбирается по результатам летных испытаний и обычно равен двукратному значению допустимой погрешности измерения параметра.

#### 2. Сравнение с арифметическим средним

На первом шаге алгоритма вычисляется среднее значение для всех трех каналов:

$$P_{\text{ср.ар}} = \sum P_n / n. \quad (4)$$

Затем значение параметра от каждого из каналов сравнивается на расхождение с получившимся средним значением:

$$P_{\text{ср.ар}} - P_n < P_{\text{доп}}. \quad (5)$$

Если параметр выходит за допуск  $P_{\text{доп}}$ , то его исправность снимается. Потребителям выдается среднее значение от оставшихся исправных каналов. Порог  $P_{\text{доп}}$  подбирается аналогично п. 1

### 3. Сравнение с медианным средним значением

Медианная фильтрация осуществляет замену значений отсчетов в центре апертуры медианным значением исходных отсчетов внутри апертуры фильтра.

Медианный фильтр представляет собой оконный фильтр, последовательно скользящий по массиву сигнала и возвращающий на каждом шаге один из элементов, попавших в окно (апертуру) фильтра.

Выходной сигнал  $y_k$  скользящего медианного фильтра шириной  $2n+1$  для текущего отсчета  $k$  формируется из входного временного ряда  $\{\dots, x_{k-1}, x_k, x_{k+1}, \dots\}$  в соответствии с формулой:

$$y_k = \text{med}(x_{k-n}, x_{k-n+1}, \dots, x_{k-1}, x_k, x_{k+1}, \dots, x_{k+n-1}, x_{k+n}), \quad (6)$$

где  $\text{med}(x_1, \dots, x_m, \dots, x_{2n+1}) = x_{n+1}$ ;  $x_m$  – элементы вариационного ряда, т. е. ранжированные в порядке возрастания значений:

$$x_{(1)} = \min(x_1, x_2, \dots, x_{2n+1}) \leq x_{(2)} \leq x_{(3)} \leq \dots \leq x_{(2n+1)} = \max(x_1, x_2, \dots, x_{2n+1}). \quad (7)$$

На первом шаге значения массива ранжируются по возрастанию, затем из массива выбирается ячейки индексом, равным половине количества элементов в массиве. Значение параметра в данной ячейке будет соответствовать медианному значению:

$$P_{\text{ср.мед}} = y_k. \quad (8)$$

Затем значение параметра от каждого из каналов сравнивается на расхождение с получившимся средним значением:

$$P_{\text{ср.мед}} - P_n < P_{\text{доп}}. \quad (9)$$

Если оно выходит за допуск, то его исправность снимается. Потребителям выдается среднее значение от оставшихся исправных каналов.

В качестве исходных данных для анализа были взяты данные полета ЛА с трехканальной системой воздушных сигналов, воспринимающих давления с трех идентичных приемников воздушных давлений. Полет осуществлялся в условиях зимы и исправно работающими цепями обогрева. При проведении полета сбоев оборудования и искажения сигналов не наблюдалось. Поэтому полученные данные статического и полного давления первого канала системы были приняты как эталонные. Данные по давлениям от второго и третьего канала были пропущены через функции формирования отказов, реализованные согласно вышеизложенным описаниям отказов. В исследования функции формирования отказов реализованы следующим образом:

1. На первом шаге задается вид отказа, участок (время старта  $T_{\text{Start}}$ ) и параметр, отказ которого необходимо сформировать, а также длительность работы алгоритма  $\text{Time}$  либо частота его срабатывания  $F$ .

2. При задаче типа отказа «единичный выброс» с момента  $T_{\text{Start}}$  каждые  $n = 1/F$  тактов к исходному значению параметра добавляется случайное число, полученное в соответствии с нормальным законом распределения.

3. При задаче типа отказа «обледенение» с момента  $T_{\text{Start}}$  происходит плавное списывание значения параметра до заданного пользователем за время  $T = 2$  с, далее значение выдается неизменным. Длительность выдачи постоянного значения равна  $T = \text{Time} - 4$  с. Затем происходит плавный возврат к неискаженному значению за время  $T = 2$  с.

Так, в период времени  $A_{\text{time1}} = 1300 \dots 1500$  с были заданы сбои в виде единичных выбросов по параметру  $P_{\text{ст}}$  частотой 12,5 Гц. Амплитуда задавалась случайной величиной в диапазоне  $0 \dots 30$  ГПа.

Далее, в момент времени  $A\_time1 = 1700 \dots 1900$  с имитировалось обледенение канала статического давления в виде «замерзания» параметра  $P_{ст}$  на значении 925 гПа с последующим восстановлением показаний по  $P_{ст}$ .

Затем была смоделирована ситуация обледенения канала полного давления в виде плавного снижения параметра  $P_{п}$  до значения текущего статического давления ( $P_{д} \rightarrow 0$  гПа).

С момента  $A\_time1 = 2200$  с значение  $P_{п}$  вновь было доведено до эталонного, после чего в промежутке времени  $A\_time1 = 2300 \dots 2700$  с были заданы единичные выбросы по каналу полного давления (параметру  $P_{п}$ ) частотой 30 Гц. Амплитуда задавалась случайной величиной в диапазоне  $0 \dots 40$  гПа.

Массив данных, полученный в результате формирования отказов ПВД, изображен на рис. 2.

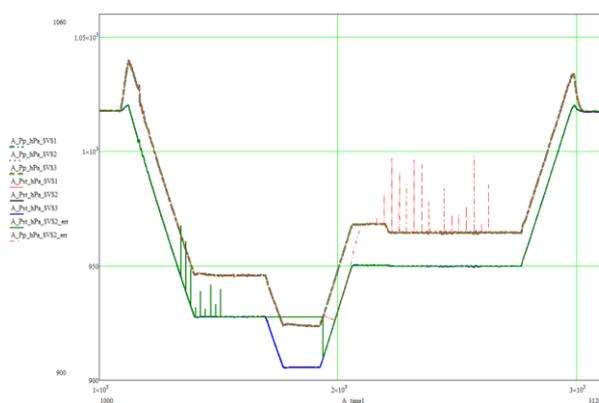


Рис. 2. Набор полетных данных с введенными отказами согласно разработанной математической модели

Полученный массив данных подавался на последующую обработку в алгоритмы кворум-контроля. Результаты моделирования представлены на рис. 3.

В результате анализа работы алгоритмов на данных с введенными отказами определено, что наиболее худший результат продемонстрировал кворум с реализацией сравнения по среднему арифметическому, так как он обладает высокой чувствительностью к величине искаженного сигнала.

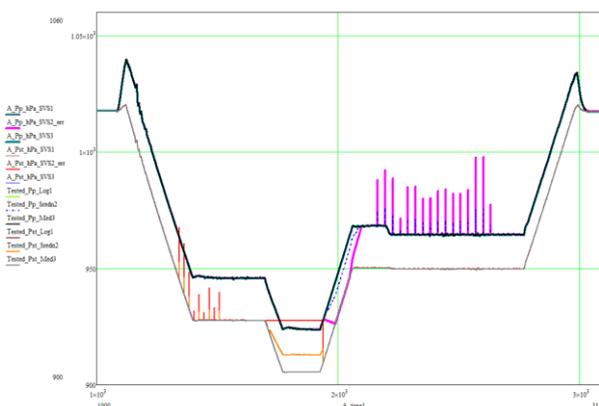


Рис. 3. Работа алгоритмов кворум-контроля при введённых параметрических отказах

Как видно из рис. 3 разница в показаниях по статическому давлению между истинным и сформированным средним арифметическим значением достигла:  $\Delta P_{ст} = 912,9 - 905,5 = 7,4$  гПа, что соответствует изменению барометрической высоты в 67,24 м. Такое изменение находится за границей допуска по вертикальному эшелонированию в соответствии с RVSM (60 м).

Максимальное значение разницы показаний по полному давлению при этом составило:  $\Delta P_{п} = 968,5 - 962,3 = 6,2$  гПа, что при  $P_{ст} = 950$  гПа соответствует изменению скорости в 36,24 км/ч, что также недопустимо. Качественную обработку сигнала дает медианный фильтр, обладающий наилучшей избирательностью к форме сигнала, а также попарное логическое сравнение параметров.

Для оценки работы алгоритмов при одновременной задаче отказов по обледенению одного канала и выбросам в другом канале были сформированы соответствующие искаженные значения давлений. Результаты работы алгоритмов при заданных искажениях показаны на рис. 4.

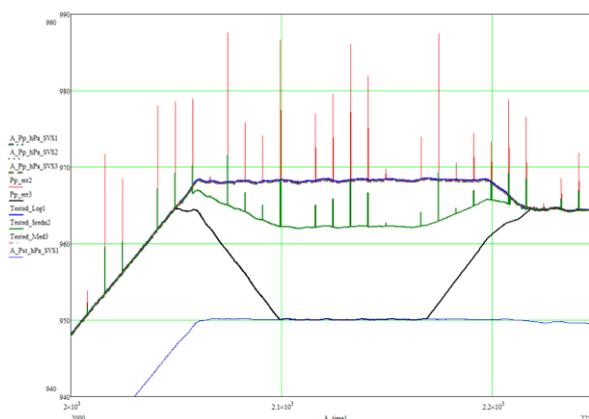


Рис. 4. Работа алгоритмов при обледенении полного давления совместно с выбросами в датчике полного давления

Основным недостатком попарного логического сравнения является невозможность выбора достоверного значения при отклонениях всех трех каналов между собой выше допустимого порога. В этом случае алгоритм попарного сравнения не может определить, какой из входных сигналов является истинным. Медианный фильтр в этой же ситуации имеет возможность выдачи в качестве выходного параметра значения медианы.

Реализация подобных алгоритмов для определения отказавшего канала требует как минимум 3 каналов, что не всегда возможно, например, при применении СВС на малом БПЛА, где масса системы жестко ограничена. К тому же, алгоритмы, использующие кворум-элемент, очень чувствительны к установленным порогам контроля, а их оптимальный выбор требует проведения дополнительных летных экспериментов.

С целью устранения вышеуказанных недостатков предлагается алгоритм перекрестного контроля параметров, допустимый к использованию даже при реализации в одноканальной системе СВС.

В основе алгоритма заложена идея сравнения измеренных параметров угол атаки и угол скольжения с данными, полученными косвенным расчетом по соотношению компонент вектора скорости. При этом компоненты вектора по осям X, Y, Z рассчитываются по измеренным данным статического и полного давлений приемников ПВД. Соотношение углов между векторами скорости показано на рис. 5.

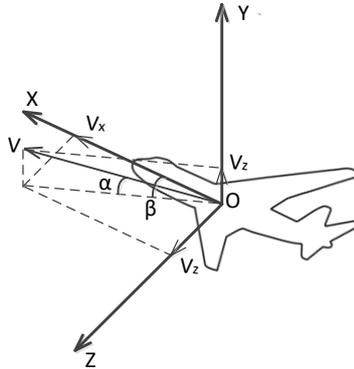


Рис. 5. Соотношение векторов составляющих скорости и аэродинамических углов ЛА

На вход алгоритма подается исходный массив параметров, полученный от измерительной аппаратуры. Данные включают в себя значения давлений  $P_{ст\_д}$ ,  $P_{ст\_пр}$ ,  $P_{п}$ , угол  $\alpha_m$ , угол  $\beta_m$ . Кроме того, для работы алгоритма требуется подать значение статического давления  $P_{ст\_prev}$ , запомненное в предыдущем цикле работы.

На этапе подготовки исходных данных производится их предварительная обработка с целью исключения сбоев в вычислениях последующих этапов, а также формирование основных данных для работы алгоритма. Предварительная обработка включает в себя: контроль на отрицательную величину динамического давления, контроль по допустимым темпам изменения параметров.

Для прохождения контроля формируется промежуточное значение среднего статического давления

$$P_{ст} = \frac{P_{ст\_пр} + P_{ст\_д}}{2} \quad (10)$$

Далее рассчитываются значения динамических давлений по осям X, Y и Z по следующим формулам:

$$P_{д\_X} = P_{п} - P_{ст}; \quad (11)$$

$$P_{д\_Y} = P_{ст} - P_{ст\_prev}; \quad (12)$$

$$P_{д\_Z} = P_{ст\_пр} - P_{ст\_д}. \quad (13)$$

Значение динамического давления по оси X для самолетов в процессе выполнения полетов не может быть отрицательным, поэтому при обнаружении отрицательной величины значению  $P_{п}$  присваивается значение  $P_{ст}$ , и производится повторный расчет.

Формула вычисления приборной скорости справедлива только для положительных значений давлений, но проекции вектора скорости на оси Y и Z могут принимать как положительные, так и отрицательные значения. Поэтому значения динамических давлений разбиваются на два массива. Первый массив V1 содержит значения параметров по модулю. Второй массив Znak – единичное значение со знаком параметра (+1, либо -1).

Для каждого из вышеуказанных давлений производится контроль на допустимый темп. В случае превышения темпа значение динамического давления заменяется на максимально допустимое. При этом выставляется признак отказа параметра.

После прохождения предварительного контроля вычисляются значения проекции приборной скорости на каждую из осей по формулам:

- ◆ числовое значение вектора

$$V1_x = a \cdot \sqrt{\left(\frac{2}{(k-1)}\right) \cdot \left[ \left[ \left( \left( \frac{|P_{\Delta X}|}{P_0} + 1 \right)^{\left(\frac{k-1}{k}\right)} \right) \right] - 1 \right]}; \quad (14)$$

$$V1_y = a \cdot \sqrt{\left(\frac{2}{(k-1)}\right) \cdot \left[ \left[ \left( \left( \frac{|P_{\Delta Y}|}{P_0} + 1 \right)^{\left(\frac{k-1}{k}\right)} \right) \right] - 1 \right]}; \quad (15)$$

$$V1_z = a \cdot \sqrt{\left(\frac{2}{(k-1)}\right) \cdot \left[ \left[ \left( \left( \frac{|P_{\Delta Z}|}{P_0} + 1 \right)^{\left(\frac{k-1}{k}\right)} \right) \right] - 1 \right]}. \quad (16)$$

где  $P_0 = 1013,24264$  – стандартное атмосферное давление на уровне Земли, гПа;

$a = 331,46$  – скорость звука, м/с;

$k = 1,405$  – отношение теплоемкостей.

◆ значение вектора с учетом знака

$$V_x = V1_x \cdot \text{Znak}_x; \quad (17)$$

$$V_y = V1_y \cdot \text{Znak}_y; \quad (18)$$

$$V_z = V1_z \cdot \text{Znak}_z. \quad (19)$$

Далее вычисляются значения проекций векторов приборной скорости на плоскость ХОУ и плоскость YOZ по формулам:

$$V_{xy} = \sqrt{V_x^2 + V_y^2}; \quad (20)$$

$$V_{yz} = \sqrt{V_y^2 + V_z^2}. \quad (21)$$

Зная значения векторов скоростей, появляется возможность определить углы их ориентации по формулам:

$$\alpha_{\text{расч0}} = \arccos\left(\frac{V_x}{V_{xy}}\right); \quad (22)$$

$$\beta_{\text{расч0}} = \arcsin\left(\frac{V_z}{V_{yz}}\right). \quad (23)$$

Полученные значения расчетных углов пропускаются через фильтр низких частот 1-го порядка с частотой среза 5 Гц. Низкая частота среза фильтра выбрана в связи с необходимостью получить оценку действительного изменения угла атаки либо скольжения и исключить влияние на него шумов давлений.

$$\alpha_{\text{расч}} = \text{filter\_LPF}(\alpha_{\text{расч0}}); \quad (24)$$

$$\beta_{\text{расч}} = \text{filter\_LPF}(\beta_{\text{расч0}}). \quad (25)$$

Следующим этапом алгоритма будет определение вероятности допустимости сочетания параметров  $P_{\text{ст\_л}}$ ,  $P_{\text{ст\_пр}}$ ,  $P_n$ ,  $\alpha_m$ ,  $\beta_m$ ,  $P_{\text{ст\_прев}}$  путем сравнения рассчитанных значений углов с измеренными. При этом нет необходимости знать точное значение расчетного параметра, даже грубой оценки достаточно, чтобы определить сам факт неисправности.

Для определения сходимости показаний по углу атаки, статическому и полному давлениям вычисляется отклонение расчетного угла атаки от измеренного.

$$\text{ErrData\_A} = (\alpha_{\text{расч}} - \alpha_m). \quad (26)$$

Разница углов  $ErrData\_A$  делится на нормирующий коэффициент  $k\_norm\_A$ , подбираемый таким образом, чтобы отклонение достигало единицы при превышении погрешности в 2 раза более допустимой.

У функции отклонения наблюдается два экстремума: один возле значения 0 при минимальной ошибке, когда сходимость параметров высока; другой стремится к бесконечности при значительном расхождении параметров. Поэтому при превышении отклонения значения 1, вероятности достоверности сочетания параметров должно быть присвоено нулевое значение. Иначе вероятность рассчитывается как величина равная:

$$P\_Ispr\_A = 1 - \left( \frac{|ErrData\_A|}{k\_norm\_A} \right). \quad (27)$$

Сходимость угла скольжения и измеренных статических давлений вычисляется аналогичным образом, по формулам:

$$ErrData\_B = (\beta_{расч} - \beta_M); \quad (28)$$

$$P\_Ispr\_B = 1 - \left( \frac{|ErrData\_B|}{k\_norm\_B} \right). \quad (29)$$

Итоговая вероятность достоверности параметров определяется по формуле

$$P\_дост = P\_Ispr\_A \cdot P\_Ispr\_B. \quad (30)$$

Представленный алгоритм был апробирован на данных, сформированных для оценки алгоритмов кворум-контроля. При этом для работы алгоритма на его вход также подавались достоверные значения углов атаки и скольжения.

При проведении моделирования оценивались возможности алгоритма по определению отказов вида обледенение и единичный выброс, а также их одновременно проявлению. Результаты формирования предварительных данных представлены на рис. 6. Как видно из графиков при условии нормального сочетания измеренных параметров в моменты времени  $N\_time = 1650 \dots 1950$  с,  $2700 \dots 3000$  с расчетные значения углов атаки и скольжения сравнимы с измеряемыми. При этом при искажении давлений в моменты времени  $N\_time = 1340 \dots 1520$  с,  $1951 \dots 2180$  с значения расчетного угла атаки были искажены из-за недостоверных данных, что позволило снять признаки достоверности в моменты отказа. Алгоритм прекрасно справился с обнаружением обледенения приемника полного давления, а также ложными выбросами в данных статического датчика левого и правого борта.

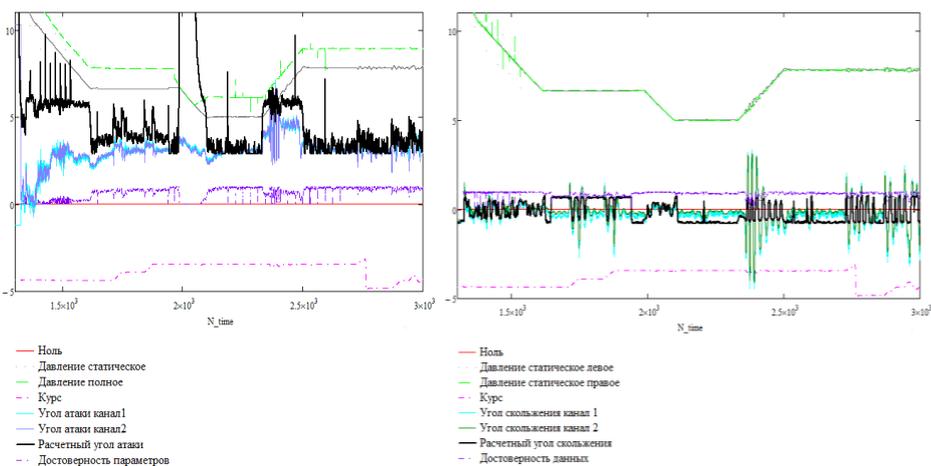


Рис. 6. Предварительные данные, сформированные алгоритмом перекрестного контроля

На рис. 7 представлены результаты формирования алгоритмом интегральной исправности параметров.

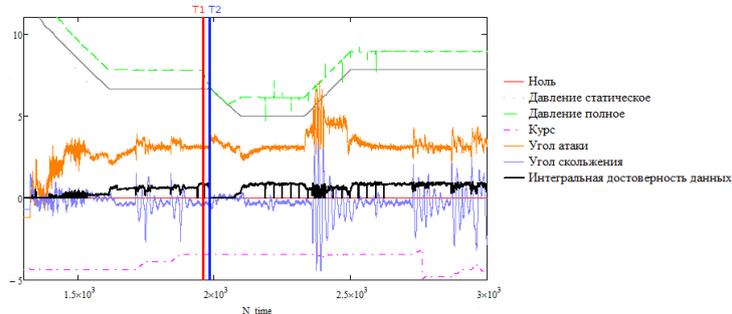


Рис. 7. Результаты работы перекрестного контроля по углу атаки и углу скольжения

Как видно из рис. 7 интегральная исправность снимается в моменты искажения давлений, алгоритм успешно определил задаваемые отказы измерительного канала, как по полному, так и по статическому давлению. При этом время срабатывания алгоритма при медленно меняющемся отказе (снижение  $P_{\Pi}$  из-за обледенения ПВД) составило не более  $T1 - T2 = |1951,0 - 1953,3| = 2,7$  с, что вполне допустимо для осуществления корректирующих действий экипажем.

**Заключение.** Для реализации кворум-контроля в системе воздушных сигналов наилучшим образом подходит алгоритм медианного фильтра, однако его работа возможна только при построении многоканальной (трех и более) архитектуры системы воздушных сигналов. В иных случаях целесообразно использовать представленный алгоритм перекрестного контроля, который позволяет определить неисправность работы системы при параметрических отказах в ее трактах. Алгоритм подтвердил свою работоспособность и может быть применен для задач автономной комплексной оценки выходных параметров системы СВС. Адекватность работы алгоритма подтверждена путем математического моделирования по полетным данным с искусственно введенными параметрическими отказами. Использование алгоритма перекрестного контроля позволяет повысить надежность работы системы и исключить выдачу ложных данных потребителям. Представленный алгоритм следует оценить и уточнить по результатам натурных полетов.

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Клюев Г.И., Макаров Н.Н., Солдаткин В.М., Ефимов И.П. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов: учеб. пособие / под. ред. В.А. Мишина. – Ульяновск: УлГТУ, 2005. – 509 с.
2. Шоманков Д.А. Анализ влияния неисправностей аэрометрических приборов и приемников воздушных давлений на безопасность полетов // CredeExperto: транспорт, общество, образование, язык. – 2018. – № 4 (19). – URL: <http://ce.if-mstuca.ru/wp-content/uploads/2018/04/shomankov.pdf> (дата обращения: 10.02.2021).
3. Добровольский Д.В. Признак недостоверности индикаторной скорости полета // Аэрокосмические технологии. – 2017. – № 2. – С. 44-48.
4. Иванов Ю.П., Сияков А.Н., Филатов И.В. Комплексирование информационно-измерительных устройств летательных аппаратов: учеб. пособие / под. ред. В.А. Боднер. – Л.: Машиностроение, 1984. – 207 с.
5. Солдаткин В.М., Ганеев Ф.А., Солдаткин В.В., Никитин А.В. Авиационные приборы, измерительно-вычислительные системы и комплексы: Принципы построения, алгоритмы обработки информации, характеристики и погрешности: учеб. пособие / под ред. докт. техн. наук, проф. В.М. Солдаткина. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2014. – 526 с.

6. *Ледяев В.В., Соболев В.И.* Математические аспекты теории аэрометрии ВСП // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – 2000. – № 8. – С. 50-54.
7. *Иванов Ю.П., Синяков А.Н., Филатов И.В.* Комплексирование информационно-измерительных устройств летательных аппаратов: учеб. пособие / под. ред. В.А. Боднер. – Ленинград: Машиностроение, 1984. – 207 с.
8. *Сапогов В.А., Анисимов К.С., Новожилов А.В.* Отказобезопасная вычислительная система для комплексных систем управления полётом летательных аппаратов // Тр. МАИ». – Вып. № 45.
9. *Пономарев А.И., Сорокин М.Ю.* Комплексирование результатов измерения высотно-скоростных параметров в системе // Автоматизация процессов управления. – 2021. – № 2 (64). – С. 18-22.
10. *Задорожный А.А.* Определение достоверности параметра приборной скорости на основе динамических характеристик объекта, полученных в ходе летных испытаний // Автоматизация процессов управления. – 2020. – № 1 (59). – С. 113-120.
11. *Сухомлинов Д.В., Медведь А.Н.* О комплексировании данных в информационно-управляющей системе летательного аппарата // Двигатель. – 2014. – № 5 (95). – С. 38-41.
12. *Алексеев Н.В., Возжаев Е.С., Крацов В.Г. и др.* Системы измерения воздушных сигналов нового поколения // Авиакосмическое приборостроение. – 2003. – № 8. – С. 31-36.
13. *Александрин Н.Д., Ефременков И.В.* Моделирование обледенения приемника воздушных давлений с помощью программного комплекса FENSAP-ICE // Ученые записки УлГУ. Сер. Математика и информационные технологии. – 2020. – № 1. – С. 1-5.
14. *Kilic U., Unal G.* Aircraft air data system fault detection and reconstruction scheme design // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. – Vol. 93, No. 6. – P. 1104-1114.
15. *Fabio Balzano, Mario L. Fravolini, Marcello R. Napolitano.* Stéphane d'Urso, Michele Crispolti, Giuseppe del Core. Air Data Sensor Fault Detection with an Augmented Floating Limiter // Hindawi International Journal of Aerospace Engineering. – Vol. 2018. – P. 1-16.
16. Australian Government. Air data failure involving Airbus A330-243 // ATSB Transport Safety Report. – 2016. – URL: [https://www.atsb.gov.au/media/5770344/ao2013212-final\\_report.pdf](https://www.atsb.gov.au/media/5770344/ao2013212-final_report.pdf) (дата обращения: 10.12.2021).
17. *Тюлевин С.В.* Анализ отказов элементов бортовых радиоэлектронных средств. Самарский национальный исследовательский университет им. С.П. Королёва.
18. *Велигоша А.В.* Анализ проблем цифровой фильтрации и пути их решения // Матер. конференции МЭС-2016. Россия, Москва, 10.2016. ИППМ РАН. – С. 195-201.
19. *Бардин Б.В.* Быстрый алгоритм медианной фильтрации // Научное приборостроение. – 2011. – Т. 21, № 3. – С. 135-139.
20. *Козлов Д.С., Тюменцев Ю.В.* Нейросетевые методы обнаружения отказов датчиков и приводов летательного аппарата // Тр. МАИ. – Вып. № 52.

## REFERENCES

1. *Klyuev G.I., Makarov N.N., Soldatkin V.M., Efimov I.P.* Izmeriteli aerodinamicheskikh parametrov letatel'nykh apparatov: ucheb. posobie [Meters of aerodynamic parameters of aircraft: textbook. manual], ed. by V.A. Mishina. Ul'yanovsk: UIGTU, 2005, 509 p.
2. *Shomankov D.A.* Analiz vliyaniya neispravnostey aerometricheskikh priborov i priemnikov vozdushnykh davleniy na bezopasnost' poletov [Analysis of the impact of malfunctions of aerometric instruments and air pressure receivers on flight safety], *CredeExperto: transport, obshchestvo, obrazovanie, yazyk* [CredeExperto: transport, society, education, language], 2018, No. 4 (19). Available at: <http://ce.if-mstuca.ru/wp-content/uploads/2018/04/shomankov.pdf> (accessed 10 February 2021).
3. *Dobrovolskiy D.V.* Priznak nedostovernosti indikatornoy skorosti poleta [A sign of unreliability of the flight speed indicator], *Aerokosmicheskie tekhnologii* [Aerospace technologies], 2017, No. 2, pp. 44-48.
4. *Ivanov Yu.P., Sinyakov A.N., Filatov I.V.* Kompleksirovanie informatsionno-izmeritel'nykh ustroystv letatel'nykh apparatov: uchebnoe posobie [Integration of information and measuring devices of aircraft: a textbook], ed. by V.A. Bodner. Leningrad: Mashinostroenie, 1984, 207 p.
5. *Soldatkin V.M., Ganeev F.A., Soldatkin V.V., Nikitin A.V.* Aviatsionnye pribory, izmeritel'no-vychislitel'nye sistemy i komplekсы: Printsipy postroeniya, algoritmy obrabotki informatsii, kharakteristiki i pogreshnosti: ucheb. posobie [Aviation instruments, measuring and computing systems and complexes: Principles of construction, algorithms of information processing, characteristics and errors: textbook], ed. by dr. of eng. sc., prof. V.M. Soldatkina. Kazan': Izd-vo Kazan. gos. tekhn. un-ta, 2014, 526 p.

6. *Ledyayev V.V., Sobolev V.I.* Matematicheskie aspekty teorii aerometrii VSP [Mathematical aspects of the theory of aerometry VSP], *Pribory i sistemy. Upravlenie, kontrol', diagnostika* [Instruments and systems. Management, control, diagnostics], 2000, No. 8, pp. 50-54.
7. *Ivanov Yu.P., Sinyakov A.N., Filatov I.V.* Kompleksirovanie informatsionno-izmeritel'nykh ustroystv letatel'nykh apparatov: ucheb. posobie [Integration of information and measuring devices of aircraft: a textbook], ed. by V.A. Bodner. Leningrad: Mashinostroenie, 1984, 207 p.
8. *Sapogov V.A., Anisimov K.S., Novozhilov A.V.* Otkazobezopasnaya vychislitel'naya sistema dlya kompleksnykh sistem upravleniya polëtom letatel'nykh apparatov [Fault-safe computing system for integrated flight control systems of aircraft], *Tr. MAI* [Trudy MAI], Issue No. 45.
9. *Ponomarev A.I., Sorokin M.Yu.* Kompleksirovanie rezul'tatov izmereniya vysotno-skorostnykh parametrov v sisteme [Integration of the measurement results of altitude-speed parameters in the system], *Avtomatizatsiya protsessov upravleniya* [Automation of control processes], 2021, No. 2 (64), pp. 18-22.
10. *Zadorozhniy A.A.* Opredelenie dostovernosti parametra pribornoj skorosti na osnove dinamicheskikh kharakteristik ob'ekta, poluchennykh v khode letnykh ispytaniy [Determination of the reliability of the instrument speed parameter based on the dynamic characteristics of the object obtained during flight tests], *Avtomatizatsiya protsessov upravleniya* [Automation of control processes], 2020, No. 1 (59), pp. 113-120.
11. *Sukhomlinov D.V., Medved' A.N.* O kompleksirovanii dannykh v informatsionno-upravlyayushchey sisteme letatel'nogo apparata [On data aggregation in the information and control system of an aircraft], *Dvigatel'* [Engine], 2014, No. 5 (95), pp. 38-41.
12. *Alekseev N.V., Vozhdaev E.S., Kravtsov V.G. i dr.* Sistemy izmereniya vozdukhnykh signalov novogo pokoleniya [New generation air signal measurement systems], *Aviakosmicheskoe priborostroenie* [Aerospace instrumentation], 2003, No. 8, pp. 31-36.
13. *Aleksanin N.D., Efremkov I.V.* Modelirovanie obledeneniya priemnika vozdukhnykh davleniy s pomoshch'yu programmnoy kompleksa FENSAP-ICE [Modeling of icing of an air pressure receiver using the FENSAP-ICE software package], *Uchenye zapiski UIGU. Ser. Matematika i informatsionnye tekhnologii* [Scientific notes of UISU. Ser. Mathematics and information technology], 2020, No. 1, pp. 1-5.
14. *Kilic U., Unal G.* Aircraft air data system fault detection and reconstruction scheme design, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 93, No. 6, pp. 1104-1114.
15. *Fabio Balzano, Mario L. Fravolini, Marcello R. Napolitano.* Stéphane d'Urso, Michele Crispoltoni, Giuseppe del Core. Air Data Sensor Fault Detection with an Augmented Floating Limiter, *Hindawi International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2018, pp. 1-16.
16. Australian Government. Air data failure involving Airbus A330-243, *ATSB Transport Safety Report*. 2016. Available at: [https://www.atsb.gov.au/media/5770344/ao2013212-final\\_report.pdf](https://www.atsb.gov.au/media/5770344/ao2013212-final_report.pdf) (accessed 10 December 2021).
17. *Tyulevin S.V.* Analiz otkazov elementov bortovykh radioelektronnykh sredstv [Analysis of failures of elements of avionics]. Samarskiy natsional'nyy issledovatel'skiy universitet im. S.P. Koroleva.
18. *Veligosh A.V.* Analiz problem tsifrovoy fil'tratsii i puti ikh resheniya [Analysis of digital filtering problems and ways to solve them], Mater. konferentsii MES-2016. Rossiya, Moskva, 10.2016. IPPM RAN [Materials of the MEA-2016 conference. Russia, Moscow, 10.2016. IPPM RAS], pp. 195-201.
19. *Bardin B.V.* Bystryy algoritm medianoy fil'tratsii [Fast median filtering algorithm], *Nauchnoe priborostroenie* [Scientific instrumentation], 2011, Vol. 21, No. 3, pp. 135-139.
20. *Kozlov D.S., Tyumentsev Yu.V.* Neyrosetevye metody obnaruzheniya otkazov datchikov i privodov letatel'nogo apparata [Neural network methods for detecting failures of sensors and drives of an aircraft], *Tr. MAI* [Trudy MAI], Issue No. 52.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н. С.Г. Капустян.

**Задорожний Алексей Александрович** – ФИСТ УЛГТУ; e-mail: [alezador@gmail.com](mailto:alezador@gmail.com); г. Ульяновск, Россия; тел.: +79063940033; аспирант; начальник тематической комплексной бригады АО «УКБП».

**Zadorozhniy Aleksey Aleksandrovich** – FIST UISTU; e-mail: [alezador@gmail.com](mailto:alezador@gmail.com); Ul'yánovsk, Russia; phone: +79063940033; post-graduate student; head of the thematic integrated team of JSC "UKBP".