УДК 629.7.058.45

А.А. Задорожний

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДОСТОВЕРНОСТИ ПАРАМЕТРА ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ НА ОСНОВЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБЪЕКТА, ПОЛУЧЕННЫХ В ХОДЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Задорожний Алексей Александрович, окончил факультет информационных систем и технологий Ульяновского государственного технического университета по специальности «Приборостроение», аспирант ФИСТ УлГТУ. Начальник тематической комплексной бригады АО «УКБП». Имеет статьи в области математического моделирования и алгоритмов систем воздушных сигналов. [e-mail: alezador@gmail.com].

Аннотация

В статье приводятся результаты расчета и моделирования алгоритма определения достоверности параметра приборной скорости на основе динамических характеристик объекта. Постановка задачи формулируется следующим образом: необходимо обеспечить проведение летного эксперимента и последующую обработку его результатов с целью определения допустимого диапазона изменения скоростей при известном наборе данных по режиму двигателя, значениям тангажа и измеренного угла α . При этом задачу необходимо решить штатными средствами бортового оборудования объекта, без использования дополнительных систем траекторных измерений и данных спутниковой системы. Численное моделирование и определение корректирующих коэффициентов проводилось в САЕ-системе MathCAD. Анализ результатов введения данного алгоритма показал, что определение достоверности может быть выполнено и при ограниченной статистике полученных динамических характеристик объекта. При использовании данных от штатных систем объекта (инерциальной, системы управления двигателем, датчика аэродинамических углов), а также большого числа полетов в предполагаемых условиях эксплуатации, можно ожидать снижения порогов для определения достоверности до ± 60 км/ч.

Ключевые слова: система воздушных сигналов, моделирование параметров, приборная скорость, достоверность.

doi: 10.35752/1991-2927-2020-1-5-113-120

DETERMINING THE RELIABILITY OF THE INDICATED SPEED PARAMETER BASED ON THE DYNAMIC OBJECT CHARACTERISTICS OBTAINED DURING FLIGHT TESTS

Aleksei Aleksandrovich Zadorozhnii, graduated from the Faculty of Information Systems and Technologies of Ulyanovsk State Technical University with the specialty in Instrument Engineering, Postgraduate Student of the Faculty of Information Systems and Technologies of UISTU; Head of a thematic integrated team in Ulyanovsk Instrument Manufacturing Design Bureau, JSC, an author of articles in the field of mathematical modeling and algorithms for air data systems. e-mail: alezador@gmail.com.

Abstract

The article presents the results of calculation and modeling of the algorithm for determining the reliability of the instrument speed parameter based on the dynamic characteristics of the object. The problem statement is formulated as follows: it is necessary to conduct a flight experiment and subsequent processing of its results in order to determine the permissible range of speed changes with a known set of data on the engine mode, pitch values and measured angle α . Wherein is necessary to give problem decision by regular means of the on-board equipment of the facility, without the use of additional trajectory measurement systems, and satellite system data.

The optimization and definitions of law was performed by using the computer-aided system MathLab. Analysis of the results of the introduction of this algorithm showed that the determination of reliability can be performed with limited statistics of the obtained dynamic characteristics of the object. When using data from standard aircraft systems (inertial, engine

control system, aerodynamic angle sensor), as well as a large number of flights in the anticipated operating conditions, we can expect a decrease in confidence determination thresholds to ± 60 km/h.

Key words: air data system, air data modeling, instrument speed, reliability.

ВВЕДЕНИЕ

При текущем развитии радиоэлектроники актуальными задачами в современном авиационном приборостроении становятся не только повышение точности датчиковой аппаратуры, но и повышение ее отказобезопасности [1]. Датчиковая аппаратура – это комплект измерительных устройств, предназначенных для выработки сигналов о текущем значении измеряемого параметра [2]. Для датчиков и систем, находящихся в контуре управления летательного аппарата (ЛА), важно не только обеспечить функционирование аппаратуры во всех внешних условиях эксплуатации, но и исключить наличие ложных данных на выходе изделия. Примером такой системы является система воздушных сигналов (СВС), обеспечивающая комплекс бортового оборудования ЛА высотно-скоростными параметрами. Так, недостоверные данные по приборной скорости от нее могут привести впоследствии к выводу ЛА за ограничения по скорости, что в результате приводит к «сваливанию» или же, наоборот, попаданию во «флаттер» и последующему разрушению [3].

ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

Применительно к СВС причинами возникновения недостоверных данных могут быть как сбои в про-

граммном обеспечении либо аппаратуре изделия, так и влияние на изделия системы внешних факторов, например обледенение или засорение приемников воздушных давлений (ПВД) [4].

Основной причиной закупорки входного отверстия ПВД является обледенение носка приемника, которое происходит при отказе электрообогревательного элемента или при его не включении. При обледенении ПВД может произойти закупоривание его входного отверстия, при этом отверстия для стока влаги остаются открытыми. В этом случае в камере полного давления приемника устанавливается давление, равное атмосферному, и приемник полного давления становится приемником статического давления. При закупорке входного отверстия ПВД показания указателя скорости будут уменьшаться до нуля [5].

Для примера рассмотрим профиль полета ЛА, на участке которого наблюдается обледенение сразу нескольких ПВД системы СВС, что приводит к недостоверным данным по приборной скорости.

Приборная скорость [6] – это воздушная скорость, отображаемая на указателе скорости ЛА. Приборная скорость определяется динамическим давлением, измеряемым ПВД.

Как видно из рисунка 1, показания по приборной скорости в начале полета не зависят от высоты, а явля-

Рис. 1. Профиль полета с обледенением, зафиксированным в ходе его выполнения, где P – значения давлений, воспринятых в ходе полета, P_p – полное давление, $P_{ст}$ – статическое давление, V – значения скоростей, воспринятых в ходе полета, $V_{пр}$ – приборная скорость, $V_{ист}$ – истинная скорость

ются лишь функцией скоростного напора, формируемого совокупностью сил, действующих на ЛА в данный момент времени, но в процессе возникновения обледенения взаимосвязь скорости с остальными параметрами полета нарушается, и в результате скорость начинает изменяться так же и в зависимости от высоты полета.

Рассмотрим основные этапы данного полета:

1) Метка времени $T1 = 3085$ с;

Абсолютная барометрическая высота $Набс = 10350$ м;

Температура наружного воздуха $T_H = -56^\circ\text{C}$.

Отказал 1 канал СВС. Полное давление стало равно статическому, что свидетельствует о замерзании носика ПВД1.

2) Метка времени $T2 = 3240$ с; $Набс = 10350$ м; $T_H = -56^\circ\text{C}$.

Отказал 3 канал СВС. Замерз ПВД3.

3) Метка времени $T3 = 3400$ с; $Набс = 10350$ м; $T_H = -48^\circ\text{C}$.

Произошло изменение скорости ЛА, что подтверждается изменением полного давления с ПВД2. В данный момент происходит браковка ПВД2 вследствие выхода значения с ПВД2 за порог входного контроля (54 гПа). При этом полное давление рассчитывается по двум оставшимся достоверным, но замерзшим ПВД.

4) Метка времени $T4 = 6650$ с; $Набс = 9700$ м; $T_H = -38^\circ\text{C}$.

Замерз ПВД2. Начинается снижение. Статическое давление растет и приближается к полному ($P_p = \text{const}$, т. к. к этому моменту замерзли все каналы СВС).

5) Метка времени $T5 = 6750$ с; $Набс = 8500$ м; $T_H = -30^\circ\text{C}$.

Обнуление скорости, т. к. полное давление набегающего потока P_p равно статическому давлению $P_{ст}$.

6) Метка времени $T6 = 6850$ с; $Набс = 7000$ м; $T_H = -10^\circ\text{C}$.

Отмерзает ПВД1, но признак отказа ПВД1 остается.

7) Метка времени $T7 = 7215$ с; $Набс = 3630$ м; $T_H = 0^\circ\text{C}$.

Отмерзает ПВД2. По превышению порога входного контроля (54 гПа) происходит браковка оставшегося ПВД3.

Обычно для борьбы с единичными отказами организуют кворум-контроль путем сравнения однотипных параметров от 3 независимых каналов и исключения из вычислений недостоверного, превышающего среднее из трех значений на величину больше допустимого порога контроля [7]. При этом, зачастую, одна общая причина сбоя может проявиться в нескольких каналах системы одновременно, что не всегда позволяет исключить ее с помощью простого кворум-контроля. Например, одновременное обледенение в двух ПВД, как было указано на рисунке 1, привело к тому, что алгоритм кворум-контроля принял в качестве недостоверных данных значения от исправного канала, а недостоверные показания обледеневших ПВД были выданы потребителям как исправные.

Существуют также и другие способы борьбы с отказами, связанные в основном с обеспечением возможности пилотирования без использования самого параметра приборной скорости в контуре управления:

1) Ограничение пилотирования заранее установленными сочетаниями «тангаж-тяга».

Так, согласно руководству по эксплуатации самолета Boeing B-737NG, при возникновении сомнений в достоверности показаний по приборной скорости пилоту предписывается игнорировать показания приборов и установить заданные в руководстве тангаж и режим двигателей. Затем, не допуская резких маневров, осуществить посадку в ближайшем аэропорту.

2) Пилотирование по синтезированной скорости, полученной по данным других систем.

Согласно документу [8], при разработке самолета Airbus A-340 производитель предусмотрел вывод на дисплей резервной индикации о скорости (Back Up Speed Scale, BUSS), полученной по данным о путевой скорости и высоте от GPS (Global Positioning System) и текущему углу атаки от датчика аэродинамических углов (ДАУ). Индикация не имеет шкалы, а лишь устанавливает зону допустимых значений при пилотировании. Индикация вызывается автоматически при отказе всех трех каналов СВС самолета.

3) Формирование признака достоверности V_{np} по выходу за ограничения ЛА по углу атаки.

Автор статьи [9] в своем исследовании предлагает определять признак достоверности индикаторной (приборной) скорости исходя из двух условий: соответствия угла атаки максимально допустимому для текущего измеренного числу M ; соответствия индикаторной (приборной) скорости минимально допустимой для текущей полетной массы G и минимально допустимого числа M .

Однако каждый из описанных выше методов не решает задачу полностью, а также имеет недостатки, ограничивающие его применение. Так, пилотирование по известным сочетаниям тангаж-тяга существенно ограничивает динамические характеристики ЛА и не решает самой задачи определения недостоверности. Использование спутниковых данных в BUSS не позволяет решать задачу автономно, при этом также отсутствуют критерии по предварительному определению недостоверности скорости. Метод определения недостоверности по выходу за допустимые скорости и углы атаки не защищает от превышения скорости, а также может иметь ложные срабатывания, так как расчетное число M , используемое в вычислениях также может быть недостоверным из-за ложных показаний по полному давлению при обледенении ПВД.

Для устранения вышеописанных недостатков и определения достоверности мною предлагается алгоритм, реализующий оценку параметра не только по непосредственно вычисленному значению скорости, но и по другим параметрам полета, взаимосвязанным с ней. В основе алгоритма заложена зависимость приборной скорости от скоростного напора, создаваемого суммой

векторов сил, действующих на ЛА, которые в свою очередь зависят от текущего тангажа, угла α (угол между направлением вектора скорости набегающего потока воздуха и его продольной строительной осью) и установленной тяги двигателей. На данном этапе расчетов изменением аэродинамики ЛА и величины подъемной силы вследствие изменения положения его механизмов решено пренебречь.

При реализации алгоритма мною рассматривалась типовая СВС [10], измеряющая приборную скорость как функцию статического и полного давлений, воспринятых ПВД. На вход алгоритма должны поступать вычисленные значения приборной скорости от СВС, а также данные от других систем:

- от датчиков аэродинамических углов данные по местным углам α_m ;
- от системы управления двигателем или системы управления общесамолетным оборудованием (СУОСО) данные по текущему режиму работы двигателей N_1, N_2 ;
- от инерциальной системы данные по тангажу θ .

Алгоритм, используя зависимости, определенные в ходе летных экспериментов, по полученным параметрам формирует пороги контроля (минимальную и максимальную приборную скорость для данного набора факторов) и определяет достоверность приборной скорости по нахождению его внутри сформированного диапазона допустимых значений.

Процесс выполнения алгоритма состоит из следующих этапов:

1. Прием входных данных и контроль их достоверности.
2. Формирование набора для оценки.
3. Оценка параметра на вхождение в допустимый диапазон.
4. Выдача результата.

Алгоритм имеет ограничение по углу α , это сделано специально, чтобы при определении режима сваливания алгоритм автоматически отключался.

Рассмотрим первые три этапа подробнее:

- 1) На первом этапе каждый из полученных параметров: тангаж, режим работы двигателя, угол α и приборная скорость – оценивается на допустимость темпа изменения путем вычисления производной и сравнения полученного изменения с максимально допустимым.

$$\frac{\partial N_{cp}}{\partial t} \leq V_{NM}, \quad (1)$$

$$\frac{\partial \theta}{\partial t} \leq V_{\theta M}, \quad (2)$$

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} \leq V_{\alpha M}, \quad (3)$$

$$\frac{\partial V_{пр}}{\partial t} \leq V_{V_{пр} M}. \quad (4)$$

Критерии $V_{NM}, V_{\theta M}, V_{\alpha M}, V_{V_{пр} M}$ задаются исходя из приемистости двигателя и аэродинамических характе-

ристик ЛА, а также времени dT , обычно кратного циклу выполнения рабочей программы и периоду обновления сигнала. Данная проверка позволяет исключить резкие выбросы, обусловленные кратковременным сбоем аппаратуры. В случае обнаружения превышения темпа, измеренное значение заменяется на последнее достоверное, и увеличивается значение счетчика отказов. При накоплении более 3-х отказов подряд выставляется признак отказа параметра.

2) Следующим этапом является формирование набора для оценки. Для упрощения алгоритма будет использоваться средняя мощность двигателя N_{cp} , вычисляемая как полусумма мощностей обоих двигателей, и средний угол α , вычисляемый также полусуммой местных углов.

$$N_{cp} = \frac{N_1 + N_2}{2}, \quad (5)$$

$$\alpha_{cp} = \frac{\alpha_{m1} + \alpha_{m2}}{2}. \quad (6)$$

Для непосредственной оценки приборной скорости рассчитываются параметры $V_{пр.расч.мин}, V_{пр.расч.макс}$, формируемые по данным текущего тангажа θ , среднего угла α_{cp} и среднего режима работы двигателей N_{cp}

$$\begin{aligned} V_{пр.расч.мин} = & A_0 + A_1 \cdot N_{cp} + A_2 \cdot \theta + \\ & + A_3 \cdot \alpha_{cp} + A_4 \cdot (N_{cp} \cdot \theta) + \\ & + A_5 \cdot (N_{cp} \cdot \alpha_{cp}) + A_6 \cdot (\theta \cdot \alpha_{cp}) + \\ & + A_7 \cdot N_{cp}^2 + A_8 \cdot \theta^2 + A_9 \cdot \alpha_{cp}^2, \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} V_{пр.расч.макс} = & B_0 + B_1 \cdot N_{cp} + B_2 \cdot \theta + \\ & + B_3 \cdot \alpha_{cp} + B_4 \cdot (N_{cp} \cdot \theta) + \\ & + B_5 \cdot (N_{cp} \cdot \alpha_{cp}) + B_6 \cdot (\theta \cdot \alpha_{cp}) + \\ & + B_7 \cdot N_{cp}^2 + B_8 \cdot \theta^2 + B_9 \cdot \alpha_{cp}^2; \end{aligned} \quad (8)$$

где A_n и B_n – коэффициенты, рассчитанные исходя из характеристик ЛА, определенных в ходе испытаний.

Для их определения необходимо выбрать из полетных данных, полученных в ходе испытаний, участки с различными сочетаниями режимов работы двигателя, углов α и тангажа, и затем отметить приборные скорости, зафиксированные для данных режимов. Далее производят сортировку полученных значений по режимам работы двигателей.

В результате, на основе полученных данных формируются два массива:

- с минимальными приборными скоростями (зафиксированное в полете минимальное значение для данного сочетания), полученными для сочетаний параметров среднего тангажа θ , среднего угла α_{cp} и среднего режима работы двигателей N_{cp} ;

- с максимальными приборными скоростями (зафиксированное в полете максимальное значение для данного сочетания), полученными для сочетаний параметров среднего тангажа θ , среднего угла $\alpha_{\text{ср}}$ и среднего режима работы двигателей $N_{\text{ср}}$.

Для вышеуказанных массивов производится регрессионный анализ, в ходе которого определяются коэффициенты полиномиальных зависимостей изменения расчетных минимальных и максимальных скоростей от измеренных в ходе летных экспериментов параметров.

В дальнейшем эти коэффициенты прописываются в математическую модель алгоритма, по которой производится расчет допусковых значений (формулы 7 и 8).

3) Далее происходит этап оценки, в котором определяется попадание полученной от СВС приборной скорости в диапазон допустимых скоростей для данного режима полета:

$$V_{\text{пр.расч.мин}} < V_{\text{пр}} < V_{\text{пр.расч.макс}} \quad (9)$$

Рассмотренный выше алгоритм был реализован в среде MathCad R15 и апробирован на результатах полета самолета классической аэродинамической компоновки. Для набора статистики были взяты данные объективного контроля с двух полетов, выполненных в ходе летных испытаний ЛА.

В ходе данных полетов были выполнены различные режимы, соответствующие типовому профилю полета самолета: горизонтальный полет, устойчивый набор/снижение, кратковременное (до 10 с) изменение режимов работы двигателя и тангажа. Была получена статистика сочетаний параметров для каждого из значений средней мощности двигателей (от 0 до 100%, с шагом 1%) и тангажа (от $-42,9^\circ$ до $44,2^\circ$), что соответствовало изменению приборных скоростей от 197,16 до 695,25 км/ч в диапазоне высот от 53,56 до 5617,2 м.

В результате обработки данных по этапу 2 алгоритма были сформированы 2 массива MinSData и MaxSData. Для наглядного представления данные из массивов представлены в виде графиков, описывающих влияние каждого из измеренных параметров на скорость. Все графики представлены на рисунке 2.

Как видно из графиков, значение мощности двигателей напрямую коррелирует со значением скорости, угол атаки имеет обратную зависимость для малых ско-

Рис. 2. Представление исходных данных для регрессионного анализа, где minVpr – минимум приборной скорости, maxVpr – максимум приборной скорости, Nsr – среднее значение мощности двигателей, Tang – угол тангажа, Alfa – угол атаки

ростей и практически не изменен ($0-5^\circ$) для больших скоростей.

В результате проведения регрессионного анализа по представленным данным были получены коэффициенты полиномов для функций вычисления расчетной минимальной и максимальной приборных скоростей, указанных в таблицах 1 и 2.

В связи с тем, что алгоритм не учитывает влияние атмосферы, было принято решение расширить пороги контролируемых значений на 100 км/ч, что соответствует влиянию порыва ветра со скоростью до ~ 28 м/с.

Таблица 1

Коэффициенты A_i для функции вычисления расчетной минимальной приборной скорости

Коэффициент	A_0	A_1	A_2	A_3	A_4	A_5	A_6	A_7	A_8	A_9
Значение	348,094	1,384	-1,571	-8,065	0	0	0	0	0	0

Таблица 2

Коэффициенты B_i для функции вычисления расчетной максимальной приборной скорости

Коэффициент	B_0	B_1	B_2	B_3	B_4	B_5	B_6	B_7	B_8	B_9
Значение	595,517	-0,381	-2,454	-4,795	0	0	0	0	0	0

$$V_{pr_{Fail}}(V_{pr}) = \begin{cases} 1, & (V_{pr} < V_{pr.rasch.min} - 100) \text{ или } (V_{pr} > V_{pr.rasch.max} + 100), \\ 0, & (V_{pr.rasch.min} - 100 < V_{pr} < V_{pr.rasch.max} + 100). \end{cases} \quad (10)$$

Работа алгоритма была проверена на данных второго полета. Режимы и профиль полета, выполняемые в нем, были аналогичны первому полету. За время полета значения средней мощности двигателей менялись (от 2 до 100%), тангаж (от $-39,7^\circ$ до $45,1^\circ$), что соответствовало изменению приборных скоростей от околонулевых до 683,68 км/ч в диапазоне высот от 78,32 до 5617,2 м.

Результат проверки подтвердил адекватное формирование достоверности в рабочем диапазоне скоростей, что видно на рисунке 3.

Околонулевые значения скоростей объясняются выполнением в процессе полета фигуры типа «колокол», для определения характеристик ЛА по выводу из сваливания, и соответствуют реальному профилю полета.

Для дальнейшей проверки работоспособности алгоритма были использованы исходные данные третьего полета, в процессе выполнения которого было зафиксиро-

вано обледенение ПВД и, как следствие, искажение информации по приборной скорости.

Полет проходил в диапазоне высот от 150,3 до 9445,0 м. На участке полета, взятом для анализа, значения средней мощности двигателей менялись от 18 до 96%, тангаж (от $-6,27^\circ$ до $29,4^\circ$).

Результаты работы алгоритма показаны на рисунке 4.

Судя по полученным данным, начало обледенения ПВД произошло в момент времени $T1 = 6678,33$ с. Как видно из рисунка 4, алгоритм определил недостоверность показаний по скорости и выдал сигнализацию (признак $SIGN_Vpr_FAILED = «1»$ на графике) в момент $T2 = 6705$ с из-за снижения приборной скорости до порога минимально допустимой скорости для данного сочетания измеренных параметров ЛА. При этом, судя по показаниям путевой скорости (темно-серая линия на графике), самолет продолжал полет с посто-

Рис. 3. Результат работы алгоритма по данным второго полета, где Vpr_izm – измеренное в ходе полета значение приборной скорости, Vpr_rasch_min – рассчитанный предел по минимальному значению приборной скорости, Vpr_rasch_max – рассчитанный предел по максимальному значению приборной скорости, $SIGN_Vpr_Failed$ – сигнализация о недостоверности приборной скорости, формируемая алгоритмом

Рис. 4. Результат работы алгоритма по данным третьего полета (с обледенением), где Vpr_izm – измеренное в ходе полета значение приборной скорости, Vpr_rasch_min – рассчитанный предел по минимальному значению приборной скорости, Vpr_rasch_max – рассчитанный предел по максимальному значению приборной скорости, $SIGN_Vpr_Failed$ – сигнализация о недостоверности приборной скорости, формируемая алгоритмом, $Vput$ – измеренное в ходе полета значение путевой скорости

янной скоростью. Время, затраченное на обнаружение отказа, составило $\Delta T = T2 - T1$ составило 26,67 с, и обусловлено медленным изменением параметра скорости вследствие плавного нарастания льда на поверхности ПВД, а также отсутствия резких эволюций по высоте. При выполнении самолетом энергичных маневров, характеризующихся изменением высоты и пространственного положения, алгоритм бы определил данное отказное состояние раньше.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Алгоритм подтвердил свою работоспособность и может быть применен для задач автономной комплексной оценки выходных параметров системы СВС. При этом недостатком текущей реализации алгоритма является отсутствие учета влияния ветра, а также положения механизации ЛА, изменяющих его аэродинамику. В связи с этим были установлены более широкие пороги на допустимые значения минимальных и максимальных скоростей. Также для формирования адекватной модели необходимо выполнение большего количества полетов на различных режимах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Олейник А.И. Архитектура перспективного информационного комплекса высотно-скоростных параметров полёта самолёта // Перспективы науки. 2009. № 1. С. 36–38
2. Балакин В.Л., Лазарев Ю.Н. Динамика полета самолета. Расчет траекторий и летных характеристик : электрон. курс лекций. Самара : Самарский государственный аэрокосмический университет им. С. П. Королева, 2011. 56 с.
3. Чепурых И.В. Динамика полета самолетов : учеб. пособие. Комсомольск-на-Амуре : ФГБОУ «КНАГТУ», 2014. 112 с.
4. Шоманков Д.А. Анализ влияния неисправностей аэрометрических приборов и приемников воздушных давлений на безопасность полетов // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2018. № 4 (19). Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. URL: <http://ce.if-mstuca.ru/wp-content/uploads/2018/04/shomankov.pdf> (дата обращения: 10.02.2020).
5. Зайцев Д.А., Палухин А.А. Повышение эффективности противообледенительной системы приемника

воздушного давления // Решетневские чтения. Красноярск : СГАУ им. М.Ф. Решетнева. 2015. № 1. С. 411–412.

6. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов : учеб. пособие / Г.И. Ключев, Н.Н. Макаров, В.М. Солдаткин, И.П. Ефимов ; под. ред. В.А. Мишина. Ульяновск : УлГТУ, 2005. 509 с.

7. Иванов Ю.П., Синяков А.Н., Филатов И.В. Комплексирование информационно-измерительных устройств летательных аппаратов : учеб. пособие / под. ред. В.А. Боднер. Л : Машиностроение, 1984. 207 с.

8. Airbus Safety first magazine: 2017. № 5. С. 18–19. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. URL: https://www.airbus.com/content/dam/corporate-topics/publications/safety-first/Airbus_Safety_first_magazine_05.pdf (дата обращения: 10.02.2020).

9. Добровольский Д.В. Признак недостоверности индикаторной скорости полета // Аэрокосмические технологии. 2017. № 2. С. 44–48

10. Кравцов В.Г., Алексеев Н.В. Анализ современных бортовых средств измерения высотно-скоростных параметров // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2000. № 8. С. 47–50.

REFERENCES

1. Oleinik A.I. Arkhitektura perspektivnogo informatsionnogo kompleksa vysotno-skorostnykh parametrov poleta samoleta [Architecture of Potential Information Complex of High Altitude Velocity Parameters of Airplane Flight]. *Perspektivy nauki* [Science Prospects], 2009, no. 1, pp. 36–38

2. Balakin V.L., Lazarev Iu.N. *Dinamika poleta samoleta. Raschet traektorii i letnykh kharakteristik. Elektron. kurs lektsii* [Aircraft Flight Dynamics. The Calculation of Trajectory and Flight Characteristics]. Samara, Samara University Publ., 2011. 56 p.

3. Chepurikh I.V. *Dinamika poleta samoletov. Ucheb. posobie* [Aircraft Flight Dynamics. Handbook]. Komsomolsk-na-Amure, KnASTU Publ, 2014. 112 p.

4. Shomankov D.A. Analiz vliianiia neispravnostei aerometricheskikh priborov i priemnikov vozdukhnykh davlenii na bezopasnost poletov [Analysis of the Influence

of Aerometric Instruments and Pilot-Static Probes Faults on Flight Safety]. *Crede Experto: transport, obshchestvo, obrazovanie, iazyk* [Crede Experto: Transport, Society, Education, and Language]. 2018, no. 4 (19). Available at: <http://ce.if-mstuca.ru/wp-content/uploads/2018/04/shomankov.pdf> (accessed 10.02.2020).

5. Zaitsev D.A., Palukhin A.A. Povyshenie effektivnosti protivooledenitelnoi sistemy priemnika vozdukhnoho davleniia [Improving the Efficiency of the Anti-Icing System of the Pitot Tube]. *Reshetnevskie chteniia, SGAU im. M.F. Reshetnev* [Readings from M.F. Reshetnev in Reshetnev Siberian State Aerospace University], 2015, no. 1, pp. 411–412.

6. Kliuev G.I., Makarov N.N., Soldatkin V.M., Efimov I.P. *Izmeriteli aerodinamicheskikh parametrov letatelnykh apparatov. Ucheb. posobie pod. red. V.A. Mishina* [Aerodynamic Testers for Aircrafts. Edited by V.A. Mishin]. Ulyanovsk, UISTU, 2005. 509 p.

7. Ivanov Iu.P., Siniakov A.N., Filatov I.V. *Kompleksirovanie informatsionno-izmeritelnykh ustroystv letatelnykh apparatov. Ucheb. posobie pod. red. V.A. Bodner* [The Complexing of Information and Measuring Devices for Aircrafts. Handbook edited by V.A. Bodner]. Leningrad, Mashinostroenie Publ., 1984. 207 p.

8. Joelle Barth. Unreliable Speed. *Airbus Safety First Magazine*, 2017, no. 5, pp. 18–19. Available at: https://www.airbus.com/content/dam/corporate-topics/publications/safety-first/Airbus_Safety_first_magazine_05.pdf (accessed 10.02.2020).

9. Dobrovolskii D.V. Priznak nedostovernosti indikatornoi skorosti poleta [Sign of Indicator Airspeed Invalidation]. *Aerokosmicheskie tekhnologii* [Aerospace Technologies], 2017, no. 2, pp. 44–48

10. Kravtsov V.G., Alekseev N.V. Analiz sovremennykh bortovykh sredstv izmereniia vysotno-skorostnykh parametrov [Analyse of Advanced Onboard Equipment for Measuring the Altitude-velocity Performance]. *Pribory i sistemy: Upravlenie, kontrol, diagnostika* [Instruments and Systems: Monitoring, Control, and Diagnostic], 2000, no. 8, pp. 47–50.