

УДК 519.876.5

DOI: 10.22213/2410-9304-2021-4-69-75

## Влияние обледенения на показания датчика аэродинамических углов при отказе системы электрообогрева

А. А. Задорожний, аспирант, Ульяновский государственный технический университет, Ульяновск, Россия

Н. Д. Алексанин, аспирант, Ульяновский государственный технический университет, Ульяновск, Россия

*В настоящее время при интенсивной эксплуатации летательных аппаратов в крайне жестких условиях воздушной среды, их всепогодного применения особенно актуальны работы, связанные с повышением безопасности полетов. Одним из направлений работ в данной теме является исследование видов параметрических отказов бортового оборудования, связанных с влиянием внешней среды, с целью оценки их влияния на взаимодействующие системы и выработки рекомендаций по выявлению и парированию обнаруженных отказов. В представленной статье приводятся результаты проведенного натурного эксперимента по определению возможности работы датчика аэродинамических углов в искусственно сформированных условиях обледенения при отказе его системы электрообогрева, а также описание и результаты последующего моделирования процесса обледенения датчика, оценка его влияния на точностные характеристики выходного сигнала датчика. Постановка задачи исследования формулируется следующим образом: необходимо обеспечить проведение испытаний датчика и последующую обработку полученных результатов с целью формирования обобщенной математической модели процесса обледенения датчика, а также решения задачи введения дополнительных погрешностей в сигналы датчиков, позволяющих исследовать поведение систем воздушных сигналов, использующей флюгерные датчики аэродинамических углов при искусственно вводимых отказах. Натурный эксперимент производился в аэрохолодильной трубе на базе предприятия АО «УКБП». Численное моделирование и определение корректирующих коэффициентов проводилось в программных комплексах Ansys FENSAP ICE и MathCAD. Анализ результатов, достигнутых в ходе моделирования, подтвердил сходимость полученной модели с данными реальных экспериментов в аэрохолодильной трубе. Полученные данные позволили подтвердить возможность обнаружения искаженных значений по углу атаки методом параметрического кворум-контроля.*

**Ключевые слова:** датчик аэродинамических углов, численное моделирование, обледенение, математическая модель.

### Введение

Получение точных и достоверных значений аэродинамических углов очень важно для задач управления и ограничения попадания летательного аппарата (ЛА) в опасные режимы [1]. Поэтому системы воздушных сигналов, имеющие в своем составе датчик аэродинамических углов (ДАУ), обязательно содержат в своем составе элементы контроля работы цепей обогрева датчика [2]. Обычно контроль осуществляется по величине тока, протекающего в цепи обогрева. Но достаточен ли такой контроль для полноценного определения достоверности показаний датчика, еще предстоит выяснить. Целью данной работы является создание математической модели процесса обледенения датчика, позволяющей исследовать искажения выходных параметров датчика аэродинамических углов и поведение систем воздушных сигналов в условиях воздействия на нее экстремальной среды.

### Численное моделирование обледенения датчика аэродинамических углов и выработка функциональной зависимости для формирования искажений по значениям угла атаки

На летательный аппарат и его бортовое оборудование в процессе эксплуатации влияет множество внешних воздействующих факторов (ВВФ), их уровни воздействия регламентированы требованиями технического задания. Одним из таких факторов является интенсивное воздействие на ЛА воздушной среды, вызывающее образование на нем льда. Данный процесс также называется обледенением [3].

При проектировании датчиков разработчики закладывают технические решения, позволяющие обеспечить устойчивость оборудования к ВВФ [4]. Данное соответствие проверяется в процессе наземных испытаний. Однако при превышении заданных в ТЗ факторов либо частичном отказе системы обогрева, вследствие деградации его характеристик может наблюдаться аномальная работа датчика, без формирования

признаков отказов элементами контроля обогрева. В этом случае взаимодействующее оборудование будет воспринимать показания датчика как достоверные и использовать для вычислений.

В целях уточнения возможностей использования данных, полученных от датчика аэродинамических углов (ДАУ), при полном либо частичном отказе его обогрева необходимо оценить влияние обледенения датчика на изменение его показаний.

В работе рассматривается наиболее часто встречаемый тип обледенения, выражаемый в виде образования льда на поверхности флюгера. Характер проявления отказов был установлен по результатам исследований датчиков аэродинамических углов в аэрохолодильной трубе и анализу полетных данных ЛА, летающих в зонах интенсивного обледенения [5].

В ходе выполнения экспериментов задавались следующие условия обледенения [6]:

- температура окружающей среды  $T_n = -14$  °С;
- скорость набегающего потока –  $V_{ref} = 300$  км/ч;
- влажность –  $1$  г/м<sup>3</sup>;
- диаметр каплей  $D = 10$  мкм;
- температура точки росы  $T_p = -10$  °;
- давление  $P = 1013,0$  ГПа;
- угол атаки датчика  $\alpha_m = 0$  градусов.

Результаты натурального эксперимента представлены на рис. 1.



Рис. 1. Обледенение флюгера датчика в ходе натурального эксперимента

Fig. 1. Icing of the sensor vane during a live experiment

Толщина льда на кромке флюгера, измеренная в ходе эксперимента в аэрохолодильной трубе, составила от 6 до 8,5 мм.

Для определения массы и размеров льда, образовавшегося на флюгере, было выполнено моделирование в программном комплексе Ansys FENSAP ICE.

На начальном этапе подготовленная геометрическая модель флюгера датчика ДАУ была помещена в расчетную область в виде контейнера (enclosure). В дальнейшем при помощи булевых

операций объем геометрической модели флюгера был вырезан из объема (контейнера) расчетной области. В целях сокращения расчетного времени подготовленная модель была дополнительно разделена в плоскости симметрии [7].

В сеточном генераторе Ansys Meshing была создана тетраэдральная сетка, состоящая из 252644 конечных элементов со сгущением элементов сетки по контуру флюгера. В представленном расчете применялась модель турбулентности – Спаларт-Аллмарас. Расчет был выполнен в стационарном режиме [8]. Критерий схождения –  $10^{-6}$ . Физическая модель состояния воздуха – идеальный газ.

Для флюгера были заданы граничные условия первого рода – Temperature, К. В расчете принималось только однофазное состояние частиц (водные капли) [9]. Продолжительность обледенения  $T$  была задана величиной 620 с.

Вид расчетной сетки представлен на рис. 2.

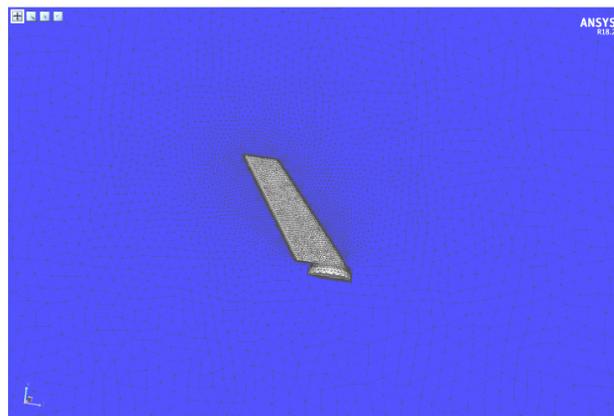


Рис. 2. Расчетная сетка для моделирования обледенения флюгера в программном комплексе Ansys  
Fig. 2. Computational mesh for modeling the icing of vane in the Ansys software

В построенную математическую модель задавались параметры воздушной среды, аналогичные значениям, зафиксированным в ходе натурального эксперимента [10].

В ходе моделирования также были получены сведения о массе выросшего льда и его геометрических размерах – толщине, длине и ширине.

Согласно полученным данным общая масса льда, образовавшаяся на поверхности флюгера за время  $T$ , составила – 0,007787 кг. Установившаяся при этом скорость приращения массы льда по времени составила –  $4,3e-005$  кг/с, а наибольшая толщина ледяной корки на кромке флюгера – 8 мм.

График приращения массы льда и геометрическая форма ледяной корки показаны на рис. 3.

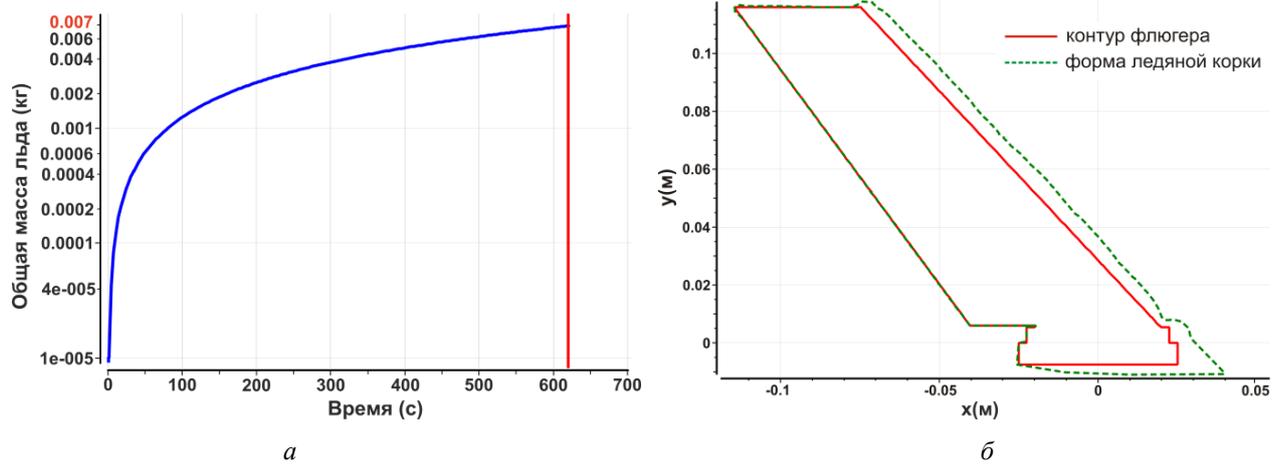


Рис. 3. Процесс приращения массы льда при обледенении (а) и геометрическая форма намерзшего льда в плоскости симметрии датчика (б)

Fig. 3. The process of ice increment during icing and the geometric shape of frozen ice in the plane of the sensor

Для оценки адекватности построенной математической модели произведено визуальное сравнение результатов моделирования и натурального эксперимента, а также сравнение измеренных и вычисленных величин толщины слоя льда, намерзающего на кромку флюгера.

Как видно из рис. 4, а также из результатов измерений толщины льда, установлена достаточная сходимость результатов, что подтверждает адекватность модели для рассмотренного случая.



Рис. 4. Результаты моделирования процесса обледенения в программном комплексе Ansys и их сравнение с реальными экспериментами в аэрохолодильной трубе

Fig 4. The results of modeling the icing process in the Ansys software and their comparison with real experiments in air-cooling tube

Для оценки влияния нарастающего льда на показания датчика было использовано уравнение передаточной функции датчика [11]:

$$W(s) = \frac{\varphi(s)}{\alpha(s)} = \frac{0,5 \cdot C_y^\alpha \cdot l_1 \cdot S \cdot \rho \cdot \vartheta^2}{J \cdot s^2 + C_d \cdot s + 0,5 \cdot C_y^\alpha \cdot l_1 \cdot S \cdot \rho \cdot \vartheta^2}, \quad (1)$$

где  $0,5 \cdot \rho \cdot \vartheta^2 = q$  – скоростной напор;  $J$  – момент инерции датчика;  $l_1$  – длина флюгера;  $S$  –

площадь профиля флюгера;  $C_d$  – коэффициент демпфирования датчика;  $C_y^\alpha$  – коэффициент подъемной силы флюгера.

Используя обратное преобразование Лапласа, представим передаточную функцию датчика (1) в виде дифференциального уравнения второго порядка:

$$J \frac{d^2\varphi}{dt^2} + C_d \frac{d\varphi}{dt} + 0,5 \cdot C_y^\alpha \cdot l_1 \cdot S \cdot \rho \cdot \vartheta^2 \cdot \varphi = 0,5 \cdot C_y^\alpha \cdot l_1 \cdot S \cdot \rho \cdot \vartheta^2 \cdot \alpha. \quad (2)$$

Тогда прямое решение задачи по введению погрешностей от влияния намерзшего льда может быть выполнено путем:

1) пересчета измеренного исходным датчиком значения угла атаки  $\alpha_{\text{изм}}$  в неискаженный угол поворота флюгера;  $\varphi = f(\alpha_{\text{изм}})$ ;

2) расчета уточненного с учетом льда значения момента инерции  $J_1$  по уравнению момента инерции [12]:

$$J_1 = m_{\text{фл}} \cdot R_0^2, \quad (3)$$

где  $R_0$  – расстояние от оси флюгера до центра масс флюгера с намерзшим льдом;  $m_{\text{фл}} = m_{\text{ф}} + m_{\text{л}}$  – масса элемента, состоящая из исходной массы флюгера и добавленной массы намерзающего льда;

3) обратного пересчета угла отклонения флюгера  $\varphi$  в выдаваемый угол атаки  $\alpha_{\text{расч}} = f(\varphi, J_1)$ .

Для разницы искаженного  $\alpha_{\text{расч}}$  и неискаженного угла атаки  $\alpha_{\text{изм}}$  значение может быть вычислено по формуле

$$\Delta\alpha = \alpha_{\text{расч}} - \alpha_{\text{изм}} = \left[ \sqrt{\frac{m_{\text{л}} \cdot R_0^2}{0,5 \cdot C_y^\alpha \cdot l_1 \cdot S \cdot \rho \cdot \vartheta^2}} \right] \cdot \left( \frac{d\varphi^2}{dt^2} \right), \quad (4)$$

где  $v$ ,  $C_y^\alpha$ ,  $l_1$ ,  $S$ ,  $\rho$ ,  $t$  – параметры для расчетного датчика ДАУ ( $v = 55,5$  м/с;  $C_y^\alpha = 0,04$  1/град;  $l_1 = 0,052$  м;  $S = 24 \cdot 10^{-4}$  м<sup>2</sup>;  $\rho = 0,125$  кг·с<sup>2</sup>/м<sup>4</sup>;  $t = 0,02$  с).

Для исследования влияния обледенения на выходной сигнал датчика с помощью программного комплекса MathCAD была реализована функция формирования тестового сигнала по углу атаки, имитирующего стабилизацию ЛА по параметру угла атаки автопилотом. В результате работы был сформирован смешанный сигнал в виде постоянной составляющей  $3,5^\circ$  (угол

атаки горизонтального полета ЛА) и синусоидального колебания с амплитудой  $0,5^\circ$  и частотой  $2,5$  Гц (колебания ЛА по углу атаки в процессе стабилизации).

Согласно рекомендациям ARINC-706 погрешность датчиков аэродинамических углов должна быть не более  $0,25^\circ$  [13]. Обычно в системах воздушных сигналов используются алгоритмы кворум-контроля, определяющие отказ по расхождению показаний от датчиков углов атаки, используемых разными информационными каналами [14].

Поэтому для оценки допустимости использования параметров в вычислениях вводился следующий критерий: разница показаний эталонного сигнала и искаженного не должна превышать более двух погрешностей измерения [15].

Значения показаний обледеневшего датчика формировались согласно формуле (2) по данным, полученным в результате моделирования в среде Ansys.

Исходный сигнал, а также сформированные показания обледеневшего датчика представлены на рис. 5.

Как видно из графика, при начале обледенения наблюдается незначительное искажение измеряемого угла в моменты времени  $N\_time = 2114,5 \dots 2115,25$  с, которое не превышает  $0,5^\circ$ .

При этом максимальное значение разницы между показаниями истинного угла атаки и значением, сформированным алгоритмом, достигла:

$$\Delta\alpha = 4,7 - 3,5 = 1,2^\circ \text{ через время} \\ T = 2116,0 - 2114,5 = 2,0 \text{ с.}$$

Алгоритм кворум-контроля справился с задачей обнаружения обледенения датчика ДАУ. При этом время срабатывания алгоритма составило не более  $T1 - T2 = |1951,0 - 1953,3| = 2,7$  с, что вполне допустимо для осуществления корректирующих действий экипажем.

Использование параметра в вычислениях приведет к усложнению пилотирования ЛА вследствие потери его стабилизации, при этом возможна последующая раскачка, что недопустимо.

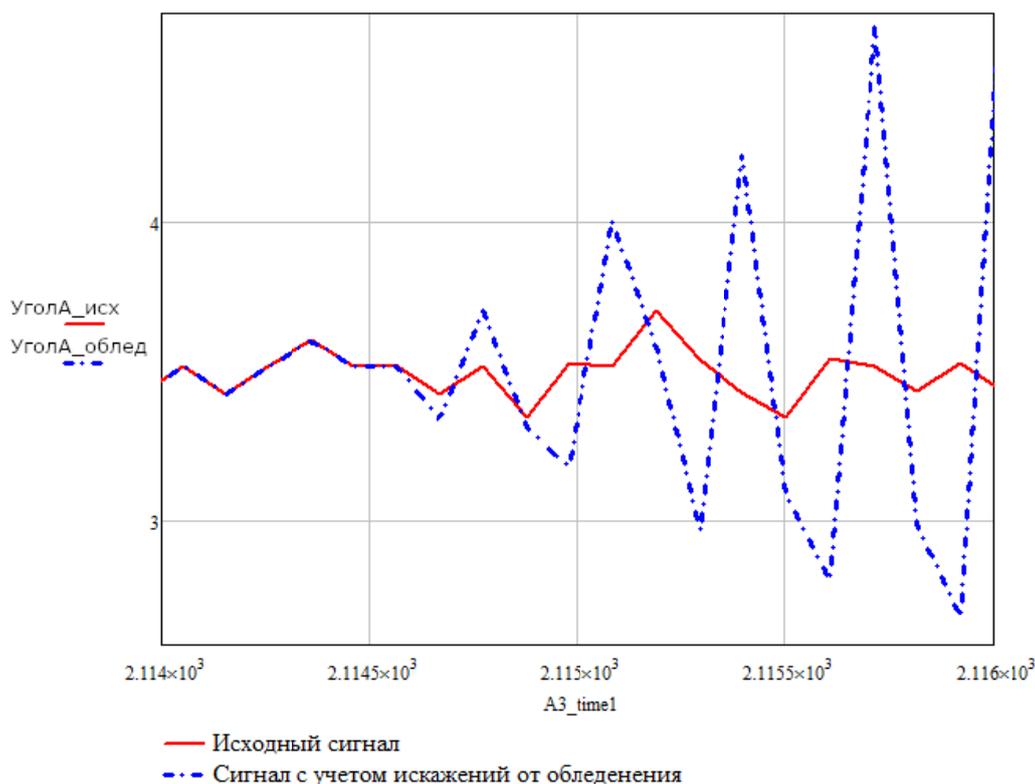


Рис. 5. Результаты сравнения искаженного и неискаженного сигналов датчика в программном комплексе MathCAD

Fig. 5. Results of comparing distorted and undistorted signals in the MathCAD software

### Заключение

В ходе выполнения работы было проведено математическое моделирование процессов обледенения датчика аэродинамических углов. Данные подтверждены результатами натурного эксперимента.

По кинематическим уравнениям сил, воздействующих на датчик, сформирован алгоритм вычисления искаженных значений угла атаки, выдаваемых датчиком при аномальной работе. По данным, полученным в результате работы алгоритма, определено время начала выдачи недостоверных данных с момента отказа цепи обогрева, вид искажения, а также оценена максимальная погрешность неисправного датчика, достигнутая в ходе эксперимента.

Результаты исследования показали, что алгоритмы кворум-контроля, реализованные в типовых системах СВС, надежно позволяют определить достоверность данных до момента превышения погрешности выше допустимой.

Полученные в ходе исследования данные будут полезны при настройке алгоритмов контроля параметров, выборе порогов и времени срабатывания алгоритмов.

Представленный алгоритм следует оценить и уточнить по результатам натурных эксперимен-

тов в аэродинамической трубе либо экспериментальных полетах в зонах обледенения.

### Библиографические ссылки

1. Авиационные приборы, измерительно-вычислительные системы и комплексы: Принципы построения, алгоритмы обработки информации, характеристики и погрешности : учеб. пособие. / В. М. Солдаткин, Ф. А. Ганеев, В. В. Солдаткин, А. В. Никитин ; под ред. д-ра техн. наук, проф. В. М. Солдаткина. Казань : Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2014. 526 с.
2. Олейник А. И. Архитектура перспективного информационного комплекса высотно-скоростных параметров полёта самолёта // Перспективы науки. 2009. № 1. С. 36–38.
3. Добровольский Д. В. Признак недостоверности индикаторной скорости полета // Аэрокосмические технологии. 2017. № 2. С. 44–48.
4. Солдаткин В. М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань : Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
5. Шоманков Д. А. Анализ влияния неисправностей аэрострических приборов и приемников воздушных давлений на безопасность полетов // CredeExperto: 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: 10.02.2021).

6. Ледяев В. В., Соболев В. И. Математические аспекты теории аэрометрии ВСП // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2000. № 8. С. 50–54.

7. Wagdi G. Habashi, François Morency and Héloïse Beaugendre. FENSAP-ICE: a comprehensive 3D Simulation Tool for In-flight Icing. Computational Fluid Dynamics Laboratory, McGill University. December 2001.

8. Алексанин Н. Д., Ефременков И. В. Моделирование обледенения приемника воздушных давлений с помощью программного комплекса FENSAP-ICE // Ученые записки УлГУ. Сер. Математика и информационные технологии. УлГУ. 2020. № 1. С. 1–5.

9. ГОСТ 4401–81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Изд-во стандартов, 1982. 182 с.

10. Алмазов В. В., Макаров Н. Н., Сорокин М. Ю. Оценка характеристик аэрометрических систем // Информатика, вычислительная техника, управление. Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2017. Т. 19. № 1 (2). С. 385–390.

11. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов: учебное пособие / Г. И. Клюев, Н. Н. Макаров, В. М. Солдаткин, И. П. Ефимов [под ред. В. А. Мишина]. Ульяновск : УлГТУ, 2005. 509 с.

12. Клюев Г. И., Солдаткин В. М. Авиационные приборы и системы : учеб. пособие / [под ред. В. А. Мишина]. Ульяновск : УлГТУ, 2000. 343 с.

13. Авиационный справочник АС.1.1.706-4-2006. Дозвуковая система воздушных сигналов (Характеристика ARINC-706-4). М. : ФГУП «НИИСУ», 2006. 72 с.

14. Иванов Ю. П., Сinyaков А. Н., Филатов И. В. Комплексирование информационно-измерительных устройств летательных аппаратов : учеб. пособие / [под ред. В. А. Боднер]. Ленинград : Машиностроение, 1984. 207 с.

15. Корсун О. Н., Лысюк О. П. Комплексная оценка погрешностей бортовых измерений в целях обеспечения задач безопасности полетов // Проблемы безопасности полетов. 2007. № 2. С. 31–41.

## References

1. Soldatkin V.M., Ganeev F.A., Soldatkin V.V., Nikitin A.V. *Aviacionnye pribory, izmeritel'no-vychislitel'nye sistemy i komplekсы: Principy postroeniya, algoritmy obrabotki informacii, harakteristiki i pogreshnosti* [Aviation devices, measuring and computing systems and complexes: principles of construction, algorithms for information processing, characteristics and errors]. Kazan': Izd-vo Kazan. gos. tehn. un-ta, 2014. 526 p. (in Russ.).

2. Olejnik A.I. [Architecture of a perspective air data system of aircraft flight]. *Perspektivy nauki*. 2009. № 1. Pp. 36-38 (in Russ.).

3. Dobrovolskii D.V. [Sign of unreliability of the indicated flight speed]. *Aerokosmicheskie tekhnologii*. 2017. No. 2. Pp. 44–48 (in Russ.).

4. Soldatkin V.M. *Metody i sredstva izmereniya ajerodinamicheskikh uglov letatel'nykh apparatov* [Methods and tools for measuring aerodynamic angles of an aircraft]. Kazan': Izd-vo Kazan. gos. tehn. un-ta, 2001. 448 p. (in Russ.).

5. Shomankov D.A. *Analiz vliyaniya neispravnosti aerometricheskikh priborov i priemnikov vozdushnykh davlenii na bezopasnost' poletov* [Analysis of the impact of malfunctions of aerometric devices and aircraft pitot tubes on flight safety] (in Russ.). Available at: <http://ce.if-mstuca.ru/wp-content/uploads/2018/04/shomankov.pdf> (accessed: 10.02.2021).

6. Ledjaev V.V., Sobolev V.I. [Mathematical aspects of the theory of aerometry]. *Devices and systems. Management, control, diagnostics*. 2000. No. 8. Pp. 50-54 (in Russ.).

7. Wagdi G. Habashi, François Morency and Héloïse Beaugendre. FENSAP-ICE: a comprehensive 3D Simulation Tool for In-flight Icing. Computational Fluid Dynamics Laboratory, McGill University. December 2001.

8. Aleksanin N.D., Efremkov I.V. [Modeling of icing of pitot tube using FENSAP-ICE software package]. *Uchenye zapiski UIGU. Ser. Matematika i informacionnye tekhnologii*. 2000. No. 1. Pp. 1-5 (in Russ.).

9. GOST 4401-81. *Atmosfera standartnaja. Parametry*. [Standard atmosphere. Parameters] Moscow: Izd-vostandartov, 1982. P. 182 (in Russ.).

10. Almazov V.V., Makarov N.N., Sorokin M. Ju. [Evaluation of the characteristics of aerometric systems]. *Informatika, vychislitel'naja tehnika, upravlenie. Izvestija Samarskogo nauchnogo centra Rossijskoj akademii nauk*. 2017. Vol. 19, no. 1. Pp. 385-390 (in Russ.).

11. Klyuev G.I., Makarov N.N., Soldatkin V.M., Efimov I.P. *Izmeriteli aerodinamicheskikh parametrov letatel'nykh apparatov* [Meters of aerodynamic parameters of aircraft]. Ulyanovsk: Ulyanovsk State Technical University, 2005. 509 p. (in Russ.).

12. Kljuev G.I., Soldatkin V.M. *Aviacionnye pribory i sistemy* [Aviation instruments and systems]. Ulyanovsk: UIGTU, 2000. p. 343 (in Russ.).

13. Aviation reference book AS.1.1.706-4-2006. Subsonic Air Data System (Feature ARINC-706-4). Moscow: FSUE "NIISU", 2006, 72 p. (in Russ.).

14. Ivanov Yu.P., Sinyaakov A.N., Filatov I.V. *Kompleksirovanie informatsionno-izmeritel'nykh ustroystv letatel'nykh apparatov* [Integration of information-measuring devices of aircraft]. Leningrad: Mashinostroenie Publ., 1984. 207 p. (in Russ.).

15. Korsun O.N., Lysjuk O.P. [Comprehensive assessment of on-board measurement errors in order to ensure flight safety tasks]. *Problemy bezopasnosti poletoy*. 2007. No. 2. Pp. 31-41. (in Russ.).

\* \* \*

**The Effect of Icing on the Output Parameters of the Airflow-Angle Sensor in Case of Failure of the Electric Heating System**

*A. A. Zadorozhniy*, Post-graduate, Ulyanovsk State Technical University, Ulyanovsk, Russia

*N. D. Aleksanin*, Post-graduate, Ulyanovsk State Technical University, Ulyanovsk, Russia

*At present, with the intensive operation of aircrafts in extremely harsh air conditions, their all-weather use, the work related to improving the flight safety is especially relevant. One of the directions of work in this topic is the study of the types of parametric failures of onboard equipment associated with the influence of the external environment in order to assess their impact on interacting systems and develop recommendations for identifying and countering detected failures. The presented paper considers the results of a full-scale experiment to determine the possibility of operation of the aerodynamic angle sensor in artificially formed icing conditions in case of failure of its electric heating system, as well as a description and results of subsequent modeling of the sensor icing process, and an assessment of its effect on the accuracy characteristics of the sensor output signal. The statement of the research problem is formulated as follows: it is necessary to ensure the testing of the sensor and the subsequent processing of the results obtained in order to form a generalized mathematical model of the sensor icing process, as well as to solve the problem of introducing additional errors into the sensor signals, which makes it possible to study the behavior of air signal systems using vane sensors of aerodynamic angles with artificially introduced failures. A full-scale experiment was carried out in an air-cooling tube on the basis of the enterprise JSC "UKBP". Numerical modeling and determination of correction factors were carried out in the software packages Ansys FENSAP ICE and MathCAD. Analysis of the results achieved in the course of modeling confirmed the convergence of the model obtained with the data of real experiments in an air-cooling tube. The data obtained made it possible to confirm the possibility of detecting distorted values for the angle of attack by the parametric quorum control method.*

**Keywords:** airflow-angle sensor, numerical simulation, icing, mathematical model.

Получено: 10.11.2021