

ПОГРЕШНОСТИ КАНАЛОВ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ИНТЕГРИРОВАННЫМ ФЮЗЕЛЯЖНЫМ ПРИЕМНИКОМ ПОТОКА

Е. С. Ефремова, В. В. Солдаткин, В. М. Солдаткин*

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, Казань, Россия

** w-soldatkin@mail.ru*

Аннотация. Отмечена актуальность задачи пополнения арсенала средств измерения воздушных параметров движения летательных аппаратов (ЛА) относительно окружающей воздушной среды. Эти средства должны характеризоваться простотой конструкции, малыми массой и стоимостью, возможностью применения на малоразмерных и сверхлегких самолетах, пилотируемых, беспилотных и дистанционно пилотируемых ЛА самолетной схемы. Указаны достоинства системы измерения воздушных параметров движения ЛА относительно окружающей среды с одним интегрированным невыступающим фюзеляжным приемником набегающего воздушного потока, с встроенными преобразователями первичных информативных параметров в электрические сигналы и встроенным вычислителем, формирующим выходные цифровые сигналы системы. Отмечена актуальность исследования инструментальных и методических погрешностей каналов системы. Разработаны аналитические модели инструментальных погрешностей каналов системы измерения воздушных параметров движения ЛА с интегрированным фюзеляжным приемником потока, позволяющие исследовать влияние погрешностей функциональных элементов на инструментальную погрешность измерительных каналов системы, проводить выбор элементной базы системы. Получены аналитические модели, проведена оценка методических погрешностей каналов системы измерения воздушных параметров движения ЛА с интегрированным фюзеляжным приемником потока, обусловленных искажением набегающего воздушного потока в месте установки приемника потока при движении ЛА и обтекании фюзеляжа, указано направление снижения методических погрешностей каналов системы.

Ключевые слова: воздушные параметры, система измерения, фюзеляжный приемник, инструментальные, методические погрешности

Ссылка для цитирования: Ефремова Е. С., Солдаткин В. В., Солдаткин В. М. Погрешности каналов системы измерения воздушных параметров движения летательных аппаратов с интегрированным фюзеляжным приемником потока // Изв. вузов. Приборостроение. 2024. Т. 67, № 10. С. 822–830. DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-10-822-830.

CHANNEL ERROR OF THE AIR MOTION PARAMETERS MEASUREMENT SYSTEM FOR AIRCRAFT WITH AN INTEGRATED FUSELAGE FLOW RECEIVER

E. S. Efremova, V. V. Soldatkin, V. M. Soldatkin*

A. N. Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan, Russia

** w-soldatkin@mail.ru*

Abstract. The relevance of the task of replenishing the arsenal of means for measuring air parameters of aircraft movement relative to the surrounding air environment is noted. These means should be characterized by a simple design, low weight and cost, the possibility of use on small-sized and ultra-light aircraft, manned, unmanned and remotely piloted aircraft of the aircraft configuration. The advantages of the system for measuring the air parameters of aircraft movement relative to the environment with one integrated non-protruding fuselage receiver of the incident air flow, with built-in converters of primary information parameters into electrical signals and a built-in computer that generates the output digital signals of the system are indicated. The relevance of studying the instrumental and methodological errors of the system channels is noted. Analytical models of instrumental errors of the system channels for measuring airborne parameters

of aircraft movement with an integrated fuselage flow receiver are developed, allowing one to study the influence of errors of functional elements on the instrumental error of the measuring channels of the system and to select the element base of the system. Analytical models are obtained, an assessment is made of the methodological errors of the channels of the system for measuring the air parameters of aircraft movement with an integrated fuselage flow receiver, caused by the distortion of the incoming air flow at the installation site of the flow receiver during aircraft movement and flow around the fuselage, and a direction for reducing the methodological errors of the system channels is indicated.

Keywords: air parameters, measurement system, fuselage receiver, instrumental and methodological errors

For citation: Efremova E. S., Soldatkin V. V., Soldatkin V. M. Channel error of the air motion parameters measurement system for aircraft with an integrated fuselage flow receiver. *Journal of Instrument Engineering*. 2024. Vol. 67, N 10. P. 822–830 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-10-822-830.

Введение. Движение самолетов и широкого класса летательных аппаратов (ЛА) происходит в пределах атмосферы. Для пилотирования, автоматического управления и предупреждения опасных режимов полета необходима достоверная информация об истинной воздушной скорости и аэродинамических углах атаки и скольжения, о приборной скорости и числе Маха, барометрической высоте и вертикальной скорости, плотности и других воздушных параметрах движения ЛА относительно окружающей среды [1–3].

Для измерения воздушных параметров полета ЛА широко применяются системы воздушных сигналов (СВС), построенные на основе аэрометрического и флюгерного методов контроля параметров набегающего воздушного потока. При этом используются распределенные по правому и левому борту фюзеляжа и вынесенные в набегающий воздушный поток приемники статического давления, приемники полного давления или комбинированные приемники воздушных давлений, приемники температуры заторможенного набегающего потока, флюгерные датчики аэродинамических углов атаки и скольжения. Указанные приемники и датчики пневмопроводами и электрическими кабелями связаны с находящимся на борту ЛА вычислителем, определяющим воздушные параметры движения ЛА относительно окружающей среды и формирующим выходные сигналы СВС [4–6]. Однако значительное количество разнесенных по фюзеляжу приемников и датчиков, пневмопроводов и электрических кабелей связи с бортовым вычислителем приводит к увеличению массы и стоимости и усложняет конструктивную схему СВС. Выступающие за обшивку фюзеляжа элементы приемников и датчиков влияют на аэродинамику движения ЛА и увеличивают заметность траектории его движения в атмосфере. Все это ограничивает применение таких традиционных СВС на сверхлегких и малоразмерных самолетах, на пилотируемых, беспилотных и дистанционно пилотируемых ЛА различного класса и назначения.

Разрабатываемые СВС, реализующие вихревой метод контроля параметров набегающего воздушного потока [7], а также ионно-меточный и ультразвуковой методы [8–10] с одним многофункциональным приемником набегающего потока и встроенным вычислителем, также не снимают все ограничения традиционных СВС, что обуславливает перспективность разработки и применения раскрываемой в работе [11] системы измерения воздушных параметров движения ЛА с неподвижным интегрированным невыступающим фюзеляжным приемником потока. В настоящей статье приводятся модели составляющих погрешностей измерительных каналов системы измерения воздушных параметров движения ЛА с интегрированным фюзеляжным приемником потока и выполняется исследование этих моделей.

Как показано в работах [11–13], измеряемые воздушные параметры рассматриваемой системы — местный аэродинамический угол α в плоскости расположения фюзеляжного приемника, истинная воздушная скорость V_b , приборная скорость $V_{пр}$ и число Маха M , абсолютная (барометрическая) высота H , и вертикальная скорость V_y , температура T_H наружного воздуха и плотность ρ_H воздуха на текущей высоте H определяются по разработанным аналитическим моделям вида:

$$\alpha = \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{\eta}{2} \frac{x_1 - x_2}{|x_1 + x_2|} \right) = f(x_1, x_2, \eta); \quad (1)$$

$$V_B = \sqrt{\frac{|x_1 + x_2| P_0 T_H}{\eta^2 \rho_0 P_0 P_H}} = f(x_1, x_2, T_H, P_H, \eta); \quad (2)$$

$$V_{np} = \sqrt{\frac{|x_1 + x_2|}{\eta^2 \rho_0}} = f(x_1, x_2, \eta); \quad (3)$$

$$M = \sqrt{\frac{|x_1 + x_2| P_0}{\eta^2 k g R \rho_0 P_0 P_H}} = f(x_1, x_2, P_H, \eta); \quad (4)$$

$$T_H = \frac{T_\tau}{1 + 0,2\xi M^2} = f(T_\tau, M); \quad (5)$$

$$(-2000 < H \leq 11\,000 \text{ м}) = f(P_H); H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right]; \quad (6)$$

$$(11\,000 < H \leq 20\,000 \text{ м}) = f(P_H); H = H_{11} + P T_{11} \ln \frac{P_{11}}{P_H}; \quad (7)$$

- в диапазоне высот от –2000 до 11 000 м

$$V_y = \frac{dH}{dt} = -\frac{T_0 R}{P_0^{\tau R}} P_H^{\tau R - 1} = f(P_H); \quad (8)$$

- в диапазоне высот от 11 000 до 20 000 м

$$V_y = \frac{dH}{dt} = \frac{R T_{11}}{P_{11} P_H} = f(P_H); \quad (9)$$

$$\rho_H = \rho_0 \frac{P_H T_0}{P_0 T_H} = f(P_H, T_H), \quad (10)$$

где $x_1 = P_1 - P_H$, $x_2 = P_2 - P_H$ — информативные перепады давлений измерительных каналов системы; P_H — статическое давление набегающего воздушного потока, воспринимаемое на скользящей поверхности интегрированного фюзеляжного приемника; P_1, P_2 — давления, воспринимаемые на скользящей поверхности фюзеляжного приемника вблизи аэродинамического компенсатора погрешностей восприятия статического давления P_H , обусловленных искажением невозмущенного статического давления набегающего воздушного потока при движении и обтекании фюзеляжа ЛА; φ_0 — угол установки отверстий для восприятия давлений P_1 и P_2 относительно оси фюзеляжного приемника, параллельной продольной оси ЛА ($\varphi_0 = 45^\circ$);

$\eta = \left(\frac{r_0}{r} \right)^2$ — конструктивный параметр, определяющий r расположение отверстий для восприятия давлений P_1 и P_2 относительно аэродинамического компенсатора; $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$, $P_0 = 101\,325 \text{ Па}$ и $T_0 = 288,15 \text{ К}$ — массовая плотность, статическое давление и абсолютная температура воздуха на абсолютной (барометрической) высоте $H = 0$ стандартной атмосферы; T_H — абсолютная температура на текущей барометрической высоте H ; T_τ — температура торможения набегающего воздушного потока; ξ — коэффициент торможения набегающего воздушного потока, который находится в пределах 0,98–1,02; $k = 1,4$ — показатель адиабаты воздуха; $g = 9,80665 \text{ м/с}^2$ — ускорение свободного падения; $R = 29,27125 \text{ м/К}$ — газовая постоянная; $\tau = 0,0065 \text{ К/м}$ — температурный градиент; $P_{11} = 22\,632 \text{ Па}$ и $T_{11} = 216,65 \text{ К}$ — давление и абсолютная температура воздуха на высоте $H_{11} = 11\,000 \text{ м}$.

Приведенные аналитические модели являются базой для определения инструментальных погрешностей каналов системы измерения воздушных параметров движения с интегрированным фюзеляжным приемником потока.

Как показывает анализ, инструментальные погрешности каналов системы измерения воздушных параметров движения ЛА определяются погрешностями функциональных элементов, используемых для преобразования x_1, x_2, P_H, T_t в электрические сигналы, и вычислителя, формирующего выходные сигналы системы, а также качеством изготовления плиточного приемника с аэродинамическим компенсатором.

В работе [7] приведена методика определения результирующей инструментальной погрешности измерительно-вычислительных каналов при известном уравнении для вычисления заданного выходного сигнала Y и известных входных сигналах $x_1, x_2, \dots, x_n$ измерительно-вычислительного канала, например, вида

$$Y = f(x_1, x_2, \dots, x_n). \quad (11)$$

Используя линейное приближение, для известных систематических составляющих инструментальных погрешностей Δx_i измерения входных сигналов x_i результирующую систематическую погрешность ΔY измерительно-вычислительного канала можно представить как

$$\Delta Y = \frac{\partial f}{\partial x_1} \Delta x_1 + \frac{\partial f}{\partial x_2} \Delta x_2 + \dots + \frac{\partial f}{\partial x_i} \Delta x_i + \Delta_{п.о}, \quad (12)$$

где $\frac{\partial f}{\partial x_i}$ — в общем случае размерные функции, характеризующие влияние соответствующей погрешности Δx_i измерения параметра x_i на результирующую погрешность ΔY измерительно-вычислительного канала; $\Delta_{п.о}$ — систематическая погрешность канала преобразования и обработки входных сигналов.

Дисперсия $\sigma_{\Delta Y}^2$ результирующей инструментальной погрешности измерительно-вычислительного канала при нормальном законе распределения и известных среднеквадратических погрешностях $\sigma_{\Delta x_i}$ измерения входных сигналов определяется по выражению вида

$$\sigma_{\Delta Y}^2 = \left(\frac{\partial f}{\partial x_1} \right)^2 \sigma_{\Delta x_1}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial x_2} \right)^2 \sigma_{\Delta x_2}^2 + \dots + \left(\frac{\partial f}{\partial x_i} \right)^2 \sigma_{\Delta x_i}^2 + \sigma_{п.о}^2, \quad (13)$$

где $\sigma_{п.о}^2$ — дисперсия погрешности канала преобразования и обработки входных сигналов x_i .

В соответствии с рассмотренной методикой, с использованием выражения (1), для определения местного аэродинамического угла α , инструментальная погрешность $\alpha_{и}$ измерительно-вычислительного канала системы измерения воздушных параметров движения с интегрированным фюзеляжным приемником определяется выражением

$$\Delta \alpha_{и} = \frac{\partial f}{\partial x_1} \Delta x_1 + \frac{\partial f}{\partial x_2} \Delta x_2 + \frac{\partial f}{\partial \eta} \Delta \eta + \Delta_{п.о}, \quad (14)$$

где $\Delta x_1, \Delta x_2$ и $\Delta \eta$ — инструментальные погрешности используемых датчиков перепадов давлений x_1, x_2 и технологический допуск на расположение отверстий для восприятия давлений P_1, P_2 .

После подстановки выражений для частных производных аналитическая модель систематической инструментальной погрешности канала измерения местного аэродинамического угла будет иметь вид

$$\Delta \alpha_{и} = \frac{1}{2} \left[\frac{\eta}{2\sqrt{1 - \alpha_m^2 |x_1 + x_2|}} \left(\frac{x_2}{|x_1 + x_2|} \Delta x_1 - \frac{x_1}{|x_1 + x_2|} \Delta x_2 + \frac{1}{\eta} (x_1 - x_2) |x_1 + x_2| \Delta \eta \right) \right] + \Delta_{п.о}. \quad (15)$$

С использованием аналитической модели (2) для определения истинной воздушной скорости V_v получена аналитическая модель инструментальной погрешности $\Delta V_{в.и}$ канала истинной воздушной скорости системы измерения воздушных параметров движения с интегрированным фюзеляжным приемником потока в виде

$$\Delta V_{в.и} = \frac{P_0}{2\sqrt{V_{в.и}}\rho_0 P_0} \left[\frac{T_H}{\eta^2 P_H} \Delta x_1 + \frac{T_H}{\eta^2 P_H} \Delta x_2 - \frac{|x_1 + x_2|}{\eta^2 P_H} \Delta T_H - \frac{|x_1 + x_2|}{\eta^2 P_H} \Delta P_H - \frac{2|x_1 + x_2|T_H}{\eta^3 P_H} \Delta \eta \right] + \Delta_{п.о}. \quad (16)$$

В соответствии с моделями (3) и (4) определения приборной скорости $V_{пр}$ и числа Маха M получены аналитические модели инструментальных погрешностей каналов приборной скорости $\Delta V_{пр.и}$ и числа Маха $\Delta M_{и}$:

$$\Delta V_{пр.и} = \frac{1}{2\sqrt{V_{пр}}\rho_0 \eta^2} \left[\Delta x_1 + \Delta x_2 - \frac{2|x_1 + x_2|}{\eta} \Delta \eta \right] + \Delta_{п.о}; \quad (17)$$

$$\Delta M_{и} = \frac{P_0}{2\sqrt{M}\rho_0 k g R} \left[\frac{1}{\eta^2 P_H} \Delta x_1 + \frac{1}{\eta^2 P_H} \Delta x_2 - \frac{|x_1 + x_2|}{P_H^2} \Delta P_H - \frac{2|x_1 + x_2|T_H}{\eta^3 P_H} \Delta \eta \right] + \Delta_{п.о}. \quad (18)$$

Аналогично инструментальная погрешность $\Delta H_{и}$ канала барометрической высоты системы измерений воздушных параметров на основе интегрированного фюзеляжного приемника потока в диапазоне высот до 11 000 м будет определяться аналитической моделью вида

$$\Delta H_{и} = -\frac{T_0 R}{P_0} \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R - 1} \Delta P_H = -\frac{T_0 R}{P_0^{\tau R}} \frac{1}{P_H^{1 - \tau R}} \Delta P_H + \Delta_{п.о}. \quad (19)$$

Инструментальная погрешность $\Delta H_{и}$ канала барометрической высоты рассматриваемой системы в диапазоне $11\,000 \leq H < 20\,000$ м будет определяться по аналитической модели

$$\Delta H_{и} = \frac{RT_{11}}{P_{11}P_H} \Delta P_H + \Delta_{п.о}. \quad (20)$$

Инструментальная погрешность $\Delta T_{H.и}$ канала температуры наружного воздуха рассматриваемой системы будет определяться аналитической моделью вида

$$\Delta T_{H.и} = \frac{1}{1 + 0,2\xi M^2} \Delta T_T - \frac{0,43\xi M}{T_H(1 + 0,2\xi M^2)} \Delta M + \Delta_{п.о}; \quad (21)$$

В соответствии с выражениями (8), (9) аналитическая модель канала вертикальной скорости рассматриваемой системы будет определяться выражением

- в диапазоне высот от –2000 до 11 000 м

$$\Delta V_{y.и} = -\frac{(\tau R - 1)T_0 R}{P_0^{\tau R}} P_H^{\tau R - 1} \Delta P_H + \Delta_{п.о}; \quad (22)$$

- в диапазоне высот от 11 000 до 20 000 м

$$\Delta V_{y.и} = -\frac{RT_{11}}{P_{11}P_H} \Delta P_H + \Delta_{п.о}. \quad (23)$$

В соответствии с моделью (10) инструментальная погрешность $\Delta \rho_{H.и}$ канала измерения плотности рассматриваемой системы будет определяться аналитической моделью

$$\Delta \rho_{H.и} = \frac{\rho_0 T_0}{P_0 P_H} \Delta P_H + \frac{R_H T_0}{P_0 T_H^2} \Delta T_H + \Delta_{п.о}. \quad (24)$$

Расчеты показали, что погрешности при использовании разработанных в рамках импортозамещения отечественных датчиков абсолютного давления, датчиков перепада давлений и температуры наружного воздуха погрешности каналов измерения воздушных параметров с интегрированным фюзеляжным приемником потока соответствуют по точности традиционным СВС, но позволяют уменьшить массу системы. Современные вычислители на базе PIC-контроллеров

со встроенными многоканальными аналого-цифровыми преобразователями и устройством связи с объектом также упрощают схему и снижают стоимость рассматриваемой системы, что свидетельствует о перспективах ее применения на сверхлегких и малоразмерных ЛА.

Основной причиной возникновения методических погрешностей рассматриваемой системы является отклонение статического давления P_M , воспринимаемого на скользящей поверхности фюзеляжного приемника, от статического давления P_H из-за искажения невозмущенного набегающего потока при движении ЛА и обтекания фюзеляжа. Статическое давление P_M в месте расположения отверстия для восприятия статического давления набегающего потока отличается от статического давления P_H невозмущенного потока на величину аэродинамического искажения ΔP_a , пропорциональную скоростному напору $q = \frac{\rho_H V_B^2}{2}$, т. е.

$$P_M = P_H + \Delta P_a = P_H + K_p q, \quad (25)$$

где $K_p = \frac{P_M}{q}$ — безразмерный коэффициент статического давления в месте расположения приемника на скользящей поверхности фюзеляжного приемника. Согласно Нормам летной годности самолетов [4], аэродинамическое искажение ΔP_a восприятия статического давления бортовым приемником не должно превышать 5 % от скоростного напора, т. е. $K_p \leq 0,05$. Для этого на скользящей поверхности фюзеляжного приемника устанавливается аэродинамический компенсатор. Место установки аэродинамического компенсатора на скользящей поверхности фюзеляжного приемника и отверстия для восприятия статического давления P_H определяется по результатам летных испытаний для конкретного типа ЛА из условия обеспечения стабильности коэффициента K_p на характерных этапах и режимах полета с использованием технологии [14].

Остаточные методические аэродинамические погрешности каналов системы измерения воздушных параметров с интегрированным фюзеляжным приемником потока будут определяться по аналитическим моделям, приведенным ниже.

Методическая аэродинамическая погрешность ΔH_M канала барометрической высоты определяется по аналитическим моделям вида

- в диапазоне высот от –2000 до 11 000 м

$$\Delta H_M = \left(\frac{T_0 K_p \rho_H V_B^2}{\tau} \right)^{\tau R}; \quad (26)$$

- в диапазоне высот от 11 000 до 20 000 м

$$\Delta H_M = -RT_{11} \left(\ln \frac{P_{11}}{P_H + K_p \frac{\rho_H V_B^2}{2}} - \ln \frac{P_{11}}{P_H} \right)^{\tau R}. \quad (27)$$

Аналитическая модель методической аэродинамической погрешности $\Delta V_{B\ M}$ канала истинной воздушной скорости рассматриваемой системы в соответствии с выражением (2) будет иметь вид

$$\Delta V_{B\ M} = \sqrt{\frac{1}{P_H + K_p \frac{\rho_H V_B^2}{2}} - \frac{1}{P_H}}. \quad (28)$$

Аналитическая модель методической аэродинамической погрешности ΔM_M канала числа Маха в соответствии с выражением (4) будет определяться выражением

$$\Delta M_M = \sqrt{\frac{|x_1 + x_2| P_0 T_H}{\eta^2 \rho_0 T_0}} \sqrt{\frac{1}{P_H + K_p \frac{\rho_H V_B^2}{2}} - \frac{1}{P_H}}. \quad (29)$$

В соответствии с выражениями (8), (9) аналитические модели методических аэродинамических погрешностей $\Delta V_{y.m}$ канала измерения вертикальной скорости имеют вид

- в диапазоне высот от -2000 до $11\,000$ м

$$\Delta V_{y.m} = -\frac{T_0 R}{P_0^{\tau_R}} \left[\left(P_H + K_p \frac{\rho_H V_B^2}{2} \right)^{\tau_R-1} - P_H^{\tau_R-1} \right]; \quad (30)$$

- в диапазоне высот от $11\,000$ до $20\,000$ м

$$\Delta V_{y.m} = - \left[\frac{1}{P_H + K_p \frac{\rho_H V_B^2}{2}} - \frac{1}{P_H} \right]. \quad (31)$$

В соответствии с выражением (10) аналитическая модель методической аэродинамической погрешности $\Delta \rho_{H.m}$ канала измерения плотности воздуха на текущей высоте H системы измерения воздушных параметров движения с интегрированным фюзеляжным приемником потока будет определяться выражением

$$\Delta \rho_{H.m} = \frac{\rho_0 T_0}{P_0 T_H} \left(P_H + K_p \frac{\rho_H V_B^2}{2} - P_H \right) = \frac{\rho_0 T_0}{P_0 T_H} K_p \frac{\rho_H V_B^2}{2}. \quad (32)$$

Полученные аналитические модели позволяют исследовать методические погрешности каналов системы измерения воздушных параметров движения ЛА в рабочих диапазонах эксплуатации. Остаточные методические погрешности каналов системы определяются по результатам летных испытаний образцов системы на данном типе ЛА и при конкретном месте установки интегрированного фюзеляжного приемника на характерных этапах и режимах полета с последующим введением поправок в алгоритмы вычисления воздушных параметров, которые обеспечивают уменьшение погрешности каналов системы.

Таким образом, проведенное исследование точности каналов системы измерения воздушных параметров движения с интегрированным фюзеляжным приемником потока позволило обосновать конкурентные преимущества предлагаемой системы, определяющие широкие перспективы ее применения на малоразмерных и сверхлегких самолетах, беспилотных, пилотируемых и дистанционно пилотируемых летательных аппаратах самолетной схемы.

Разработанные аналитические модели инструментальных погрешностей каналов рассматриваемой системы измерения воздушных параметров движения летательных аппаратов позволяют выполнять анализ и синтез измерительных каналов по критерию статической точности. Проведенные расчеты свидетельствуют о том, что точность системы измерения воздушных параметров с интегрированным фюзеляжным приемником потока, при использовании современных отечественных датчиков первичной информации, соответствует точности традиционных систем воздушных сигналов, широко используемых в авиации.

Основные методические погрешности каналов системы измерения воздушных параметров с интегрированным фюзеляжным приемником потока обусловлены изменением статического давления, воспринимаемого фюзеляжным приемником, по сравнению со статическим давлением невозмущенного набегающего воздушного потока при движении ЛА и обтекании его фюзеляжа.

Полученные аналитические модели позволяют определить значения методических аэродинамических погрешностей каналов системы в рабочем диапазоне скоростей и высот и при превышении регламентируемых значений, выявленном по результатам летных испытаний на конкретном типе ЛА и при заданном местоположении фюзеляжного приемника — ввести поправки в разработанные аналитические модели вычисления воздушных параметров, обеспечивая высокую точность измерения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Макаров Н. Н. Системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса: Теория, проектирование, применение / Под ред. В. М. Солдаткина. М.: Машиностроение, 2009. 760 с.
2. Акимов А. Н., Воробьев В. В., Демченко О. Ф. и др. Особенности проектирования легких боевых и учебно-тренировочных самолетов / Под ред. Н. Н. Долженкова и В. А. Подобедова. М.: Машиностроение, 2005. 496 с.
3. Кравцов В. Г., Алексеев Н. К. Аэрометрия высотно-скоростных параметров летательных аппаратов // Приборы и системы управления: Управление, контроль, диагностика, 2000. № 8. С. 47–50.
4. Клюев Г. И., Макаров Н. Н., Солдаткин В. М., Ефимов И. П. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов / Под ред. В. А. Мишина. Ульяновск: Изд-во УлГТУ, 2005. 509 с.
5. Авиационные приборы, измерительно-вычислительные системы и комплексы: Принципы построения, алгоритмы обработки информации, характеристики и погрешности / Под ред. В. М. Солдаткина. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2014. 526 с.
6. Солдаткин В. М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
7. Ефремова Е. С., Солдаткин В. М. Построение и погрешности системы воздушных сигналов на основе вихревого метода // Изв. вузов. Приборостроение. 2020. Т. 63, № 8. С. 749–755.
8. Крылов Д. Л., Солдаткина Е. С. Система воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока // Изв. вузов. Авиационная техника, 2015. № 4. С. 48–54.
9. Ефремова Е. С., Никитин А. В., Солдаткин В. В., Солдаткин В. М. Теоретические основы разработки и исследования электронного датчика параметров вектора ветра воздушной скорости малоразмерного летательного аппарата // Изв. вузов. Приборостроение. 2021. Т. 64, № 9. С. 774–781.
10. Ефремова Е. С., Мифтахов Б. И., Солдаткин В. В., Солдаткин В. М. Методические погрешности электронного датчика параметров вектора воздушной скорости летательного аппарата // Изв. вузов. Приборостроение. 2023. Т. 66, № 6. С. 457–463.
11. Солдаткин В. М., Солдаткин В. В., Ефремова Е. С., Никитин А. В. Построение модели формирования и обработки сигналов системы измерения воздушных параметров движения с интегрированным фюзеляжным приемником потока // Изв. вузов. Приборостроение. 2024. Т. 67, № 2. С. 145–152.
12. Солдаткин В. М., Солдаткин В. В., Козловский Р. В., Козловский Г. В. Особенности построения, формирования и обработки информации системы воздушных сигналов самолета с фюзеляжными приемниками параметров набегающего потока // Вестн. КГТУ им. А.Н. Туполева. 2023. Т. 66, № 3. С. 91–96.
13. Солдаткин В. М., Солдаткин В. В., Ефремова Е. С., Никитин А. В. Теоретические основы построения системы воздушных сигналов с неподвижным невыступающим приемником // Изв. вузов. Авиационная техника, 2023. № 4. С. 153–158.
14. Харин Е. Г., Копылов И. А. Технологии летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений. М.: МАИ-ПРИНТ, 2012. 360 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Елена Сергеевна Ефремова

— канд. техн. наук; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, кафедра электронного приборостроения и менеджмента качества; доцент;
E-mail: soldatkina1991@bk.ru

Вячеслав Владимирович Солдаткин

— д-р техн. наук, доцент; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, кафедра электронного приборостроения и менеджмента качества; профессор;
E-mail: w-soldatkin@mail.ru

Владимир Михайлович Солдаткин

— д-р техн. наук, профессор; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, кафедра электронного приборостроения и менеджмента качества; профессор;
E-mail: w-soldatkin@mail.ru

Поступила в редакцию 08.04.24; одобрена после рецензирования 06.05.24; принята к публикации 23.08.24.

REFERENCES

1. Makarov N.N. *Sistemy obespecheniya bezopasnosti funktsionirovaniya bortovogo ergaticheskogo kompleksa: Teoriya, proyektirovaniye, primeneniye* (Systems for Ensuring the Safety of the Functioning of the Onboard Ergatic Complex: Theory, Design, Application), Moscow, 2009, 760 p. (in Russ.)
2. Akimov A.N., Vorob'yev V.V., Demchenko O.F. et al. *Osobennosti proyektirovaniya legkikh boyevykh i uchebnotrenirovochnykh samoletov* (Features of the Design of Light Combat and Training Aircraft), Moscow, 2005, 496 p. (in Russ.)
3. Kravtsov V.G., Alekseev N.V. *Instruments and Systems: Monitoring, Control, and Diagnostics*, 2000, no. 8, pp. 47–50. (in Russ.)
4. 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, 2005, 509 p. (in Russ.)
5. Soldatkin V.M., Ganeev F.A., Soldatkin V.V., Nikitin A.V. *Aviatsionnyye pribory, izmeritel'no-vychislitel'nyye sistemy i komplekсы: Printsipy postroyeniya, algoritmy obrabotki informatsii, kharakteristiki i pogreshnosti* (Aviation Instruments, Measuring and Computing Systems and Complexes: Design Principles, Information Processing Algorithms, Characteristics and Errors), Kazan, 2014, 526 p. (in Russ.)
6. Soldatkin V.M. *Metody i sredstva izmereniya aerodinamicheskikh uglov letatel'nykh apparatov* (Methods and Means for Measuring the Aerodynamic Angles of Aircraft), Kazan, 2001, 448 p. (in Russ.)
7. Efremova E.S., Soldatkin V.V. *Journal of Instrument Engineering*, 2020, no. 8(63), pp. 749–755. (in Russ.)
8. Krylov D.L., Soldatkina E.S. *Russian Aeronautics*, 2015, no. 4, pp. 466–471.
9. Efremova E.S., Nikitin A.V., Soldatkin V.V., Soldatkin V.M. *Journal of Instrument Engineering*, 2021, no. 9(64), pp. 774–781. (in Russ.)
10. Efremova E.S., Miftakhov B.I., Soldatkin V.V., Soldatkin V.M. *Journal of Instrument Engineering*, 2023, no. 6(66), pp. 457–463. (in Russ.)
11. Soldatkin V.M., Soldatkin V.V., Efremova E.S., Nikitin A.V. *Journal of Instrument Engineering*, 2024, no. 2(67), pp. 145–152. (in Russ.)
12. Soldatkin V.M., Soldatkin V.V., Kozlovskii R.V., Kozlovskii G.V. *Vestnik KGTU im. A.N. Tupoleva*, 2023, no. 3(66), pp. 91–96. (in Russ.)
13. Soldatkin V.M., Soldatkin V.V., Efremova E.S., Nikitin A.V. *Russian Aeronautics*, 2023, no. 4, pp. 822–828.
14. Kharin E.G., Kopylov V.A. *Tekhnologii letnykh ispytaniy bortovogo oborudovaniya letatel'nykh apparatov s primeneniym kompleksa bortovykh trayektornykh izmereniy* (Technologies for Flight Tests of Onboard Equipment of Aircraft Using a Complex of On-Board Path Measurements), Moscow, 2012, 360 p. (in Russ.)

DATA ON AUTHORS

Elena S. Efremova	—	PhD; A. N. Tupolev Kazan National Research Technical University, Department of Electronic Instrumentation and Quality Management; Associate Professor; E-mail: soldatkina1991@bk.ru
Vyacheslav V. Soldatkin	—	Dr. Sci., Associate Professor; A. N. Tupolev Kazan National Research Technical University, Department of Electronic Instrumentation and Quality Management; Professor; E-mail: w-soldatkin@mail.ru
Vladimir M. Soldatkin	—	Dr. Sci., Professor; A. N. Tupolev Kazan National Research Technical University, Department of Electronic Instrumentation and Quality Management; Professor; E-mail: w-soldatkin@mail.ru

Received 08.04.24; approved after reviewing 06.05.24; accepted for publication 23.08.24.