
ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ И УПРАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ
INFORMATION-MEASURING AND CONTROL SYSTEMS

УДК 629.7.05.067: 629.7.054.44
DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-2-145-152

**ПОСТРОЕНИЕ, МОДЕЛИ ФОРМИРОВАНИЯ И ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ
СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ ПАРАМЕТРОВ
С ИНТЕГРИРОВАННЫМ ФЮЗЕЛЯЖНЫМ ПРИЕМНИКОМ ПОТОКА**

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

*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева-КАИ,
Казань, Россия
w-soldatkin@mail.ru

Аннотация. Отмечена необходимость измерения воздушных параметров движения самолетов и других летательных аппаратов (ЛА) для решения задач управления и обеспечения безопасности движения в пределах атмосферы. Рассмотрены особенности широко используемых систем измерения воздушных параметров с распределенными по фюзеляжу приемниками и датчиками параметров набегающего воздушного потока. Эти приемники и датчики пневмопроводами и электрическими кабелями соединены с бортовым вычислителем, формирующим выходные сигналы системы, что усложняет конструкцию, увеличивает массу и стоимость системы. Выступающие за обшивку фюзеляжа приемники и датчики нарушают аэродинамику ЛА, увеличивают заметность траектории его движения. Разрабатываемые системы измерения воздушных параметров на основе вихревого, ионно-меточного и ультразвукового методов контроля параметров набегающего потока, построенные на базе одного (интегрированного) многофункционального приемника потока, также не устраняют все указанные недостатки. Раскрыты принципы построения системы измерения воздушных параметров движения ЛА с интегрированным фюзеляжным приемником потока с встроенными преобразователями первичной информации и вычислителем системы. Получены аналитические модели первичных информативных сигналов, алгоритмов их обработки и формирования выходных сигналов системы. Рассмотрены конкурентные преимущества и область применения рассматриваемой системы.

Ключевые слова: воздушные параметры, измерение, система, построение, приемник, интегрированный, фюзеляжный, модели, сигналы, обработка, преимущества, применение

Ссылка для цитирования: Солдаткин В. М., Солдаткин В. В., Ефремова Е. С., Никитин А. В. Построение, модели формирования и обработки сигналов системы измерения воздушных параметров с интегрированным фюзеляжным приемником потока // Изв. вузов. Приборостроение. 2024. Т. 67, № 2. С. 145—152. DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-2-145-152.

**CONSTRUCTION, MODELING OF SIGNAL FORMATION AND PROCESSING
FOR AIR PARAMETERS MEASURING SYSTEM
WITH THE INTEGRATED FUSELAGE FLOW RECEIVER**

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

*A. N. Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan, Russia
w-soldatkin@mail.ru

Abstract. It is noted that measuring the air parameters of airplanes and other aircrafts movement is necessary for solving control problems and ensure safety of traffic within the atmosphere. The features of widely used systems for measuring air parameters with receivers and sensors of incoming air flow parameters distributed throughout the fuselage are considered. Pneumatic lines and electrical cables that connect these receivers and sensors to an on-board computer generating system output signals, complicate the design and increase the system weight and cost. Receivers and sensors protruding beyond the fuselage skin disrupt the aerodynamics of the aircraft and increase its trajectory visibility. The sys-

© Солдаткин В. М., Солдаткин В. В., Ефремова Е. С., Никитин А. В., 2024

tems being developed for measuring air parameters using vortex, ion-tag and ultrasonic methods for monitoring the oncoming flow and built on the basis of one (integrated) multifunctional flow receiver, also do not eliminate all of these shortcomings. The principles of constructing a system for measuring the air parameters of an aircraft's movement with an integrated fuselage flow receiver with built-in primary information converters and a system computer are formulated. Analytical models of primary informative signals, algorithms for their processing and generation of system output signals are developed. The competitive advantages and scope of application of the system under consideration are discussed.

Keywords: air parameters, measurement, system, construction, receiver, integrated, fuselage, models, signals, processing, advantages, application

For citation: Soldatkin V. M., Soldatkin V. V., Efremova E. S., Nikitin A. V. Construction, modeling of signal formation and processing for air parameters measuring system with the integrated fuselage flow receiver. *Journal of Instrument Engineering*. 2024. Vol. 67, N 2. P. 145—152 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-2-145-152.

Движение самолетов и других ЛА различного класса и назначения осуществляется в приземном возмущенном слое атмосферы, и для решения задач пилотирования, автоматического управления, предупреждения и предотвращения опасных режимов необходима достоверная информация об истинной воздушной скорости и аэродинамических углах атаки и скольжения, барометрической высоте и вертикальной скорости, приборной скорости и числе Маха, температуре, давлении и плотности воздуха на данной высоте полета [1—3].

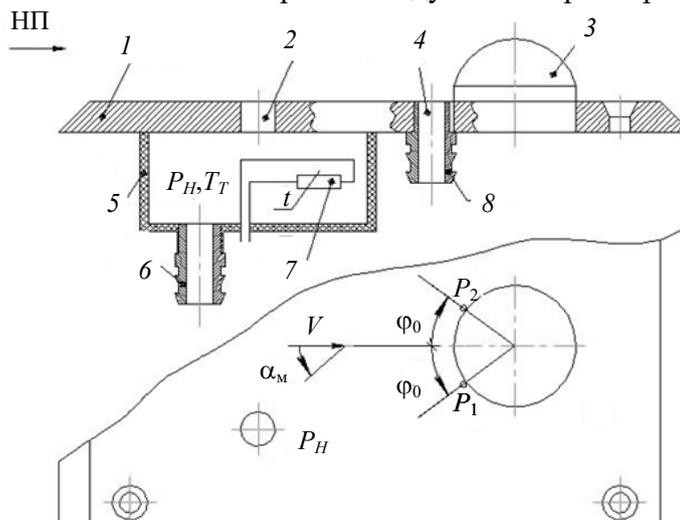
Для измерения указанных воздушных параметров движения ЛА относительно окружающей среды широко применяются измерительные системы, построенные на базе автономных приемников статического и полного воздушного давления, флюгерных или других датчиков аэродинамических углов, приемников температуры набегающего воздушного потока, вынесенных за обшивку фюзеляжа и связанных пневмопроводами и электрическими кабелями с бортовым вычислителем, который по заданным аналитическим моделям определяет и выдает выходные сигналы системы [4—6]. При этом значительное число распределенных по фюзеляжу автономных приемников и датчиков параметров набегающего воздушного потока, пневмопроводов и электрических кабелей является причиной усложнения конструкции, увеличения массы и стоимости таких систем измерения воздушных параметров движения ЛА. Вынесенные за обшивку фюзеляжа приемники и датчики параметров набегающего потока нарушают аэродинамику обтекания ЛА и увеличивают заметность траектории его движения. Все это ограничивает область применения таких традиционных систем измерения воздушных параметров на малоразмерных и сверхлегких самолетах, беспилотных и дистанционно пилотируемых ЛА различного назначения. При этом разрабатываемые системы измерения воздушных параметров движения ЛА, построенные на основе вихревого [7], ионно-меточного [4] и ультразвукового [8, 9] методов контроля параметров набегающего потока с помощью неподвижного многофункционального приемника, полностью не снимают указанные выше ограничения по применению.

Одним из направлений упрощения конструкции, снижения массы и стоимости, обеспечения скрытности траектории движения ЛА является построение системы измерения воздушных параметров движения на базе одного — интегрированного неподвижного невыступающего фюзеляжного потока с встроенными преобразователями и датчиками параметров набегающего приемника, и вычислителем — формирователем выходных сигналов системы.

В основу построения интегрированного фюзеляжного приемника потока положен широко используемый на самолетах плиточный (фюзеляжный) приемник статического давления [10, 11] с аэродинамическим компенсатором аэродинамической методической погрешности, обусловленной искажением контролируемого невозмущенного набегающего воздушного потока в месте расположения плиточного приемника статического давления при движении самолета и обтекании фюзеляжа.

На рисунке приведена конструктивная схема интегрированного фюзеляжного приемни-

ка потока рассматриваемой системы измерения воздушных параметров движения ЛА.



Интегрированный фюзеляжный приемник потока включает закрепляемую на фюзеляже плиту 1, на которой расположены отверстие 2 для восприятия статического давления P_H набегающего потока (НП) и аэродинамический компенсатор 3. Для получения информации о воздушных параметрах движения ЛА относительно окружающей среды вблизи аэродинамического компенсатора 3 симметрично оси фюзеляжного приемника под углом φ_0 расположены два отверстия 4 для восприятия давлений P_1 и P_2 . Ось фюзеляжного приемника при установке на ЛА располагается параллельно продольной оси ЛА, относительно которой отсчитывается измеряемый местный аэродинамический угол α_m , определяющий направление вектора V скорости набегающего потока в месте установки фюзеляжного приемника. Место расположения отверстия 2 для восприятия статического давления P_H относительно аэродинамического компенсатора 3 определяется из условия максимальной компенсации аэродинамической погрешности восприятия P_H по результатам летных испытаний интегрированного фюзеляжного приемника на конкретном типе ЛА и месте установки приемника на фюзеляже с использованием технологии, разработанной в Летно-исследовательском институте им. М. М. Громова [12].

Для устранения возможных пульсаций давления в месте расположения отверстия 2 на скользящей поверхности плиты 1 фюзеляжного приемника воспринимаемое давление поступает в камеру торможения 5. При сглаживании пульсаций статическое давление P_H через штуцер 6 поступает в канал преобразования и обработки системы. В камере торможения 5 расположен проводниковый терморезистор 7, регистрирующий температуру T_T торможения набегающего воздушного потока на данной высоте H . Сопротивление R_{T_T} терморезистора 7 и давления P_1 и P_2 , воспринимаемые на скользящей поверхности вблизи аэродинамического компенсатора 3, через штуцер 8 также поступают в канал преобразования и обработки.

Следовательно, первичными информативными параметрами системы измерения воздушных параметров движения с интегрированным фюзеляжным приемником являются давления P_H , P_1 и P_2 и температура T_T . По разработанным авторами и известным аналитическим моделям встроенный вычислитель определяет и формирует выходные сигналы системы.

В работе [4] приведены результаты исследования распределения давлений на скользящей поверхности вблизи полусферического и цилиндрического тел обтекания. Как показал анализ полученных результатов, для повышения чувствительности канала измерения местного аэродинамического угла α_m целесообразно аэродинамический компенсатор 3 выполнить в виде полусферы радиуса r_0 , установленной на цилиндрическом основании того же радиуса высотой порядка $(0,25—0,3)r_0$.

Тогда давления P_1 и P_2 , воспринимаемые вблизи такого аэродинамического компенса-

тора, будут определяться выражениями:

$$\begin{aligned} P_1 - P_H &= \eta \frac{\rho_H V^2}{2} \left[4 \cos^2(\varphi_0 - \alpha_M) - \eta - 2 \right] = \eta \frac{\rho_H V^2}{2} \left[4(1 - \sin^2(\varphi_0 - \alpha_M)) - \eta - 2 \right]; \\ P_2 - P_H &= \eta \frac{\rho_H V^2}{2} \left[4 \cos^2(\varphi_0 + \alpha_M) - \eta - 2 \right] = \eta \frac{\rho_H V^2}{2} \left[4(1 - \sin^2(\varphi_0 + \alpha_M)) - \eta - 2 \right]; \end{aligned} \quad (1)$$

где $\eta = \left(\frac{r_0}{r}\right)^2$ — безразмерный конструктивный параметр, определяющий радиус r расположения отверстий для восприятия давлений P_1 и P_2 относительно поверхности аэродинамического компенсатора в виде полусферы с цилиндрическим основанием радиуса r_0 ; $\frac{\rho_H V^2}{2}$ — динамическое давление (скоростной напор) набегающего воздушного потока; $\varphi_0 - \alpha_M = \varphi_1$, $\varphi_0 + \alpha_M = \varphi_2$ — углы, определяющие текущие угловые положения φ_1 и φ_2 отверстий для восприятия давлений P_1 и P_2 относительно направления вектора \mathbf{V} скорости набегающего воздушного потока; ρ_H — плотность воздуха на высоте H .

С учетом тригонометрических соотношений

$$\sin^2(\varphi_0 \mp \alpha_M) = \frac{1}{2} [1 - \cos 2(\varphi_0 \mp \alpha_M)],$$

$$\cos(2\varphi_0 \mp 2\alpha_M) = \cos 2\varphi_0 \cos 2\alpha_M \pm \sin 2\varphi_0 \sin 2\alpha_M$$

полученные выражения (1) принимают вид:

$$\begin{aligned} \Delta P_1 = P_1 - P_H &= 2\eta \frac{\rho_H V^2}{2} \left(\cos 2\varphi_0 \cos 2\alpha_M + \sin 2\varphi_0 \sin 2\alpha_M - \frac{\eta}{2} \right); \\ \Delta P_2 = P_2 - P_H &= 2\eta \frac{\rho_H V^2}{2} \left(\cos 2\varphi_0 \cos 2\alpha_M - \sin 2\varphi_0 \sin 2\alpha_M - \frac{\eta}{2} \right); \end{aligned} \quad (2)$$

где ΔP_1 и ΔP_2 — информативные перепады давлений, воспринимаемых интегрированным фюзеляжным приемником потока.

Выражения (2) позволяют построить аналитические модели для определения местного угла атаки α_M и истинной воздушной скорости $V_{и} = V$. С этой целью получим выражения для разности $\Delta P_1 - \Delta P_2$ и суммы $\Delta P_1 + \Delta P_2$:

$$\Delta P_1 - \Delta P_2 = 4\eta \frac{\rho_H V^2}{2} \sin 2\varphi_0 \sin 2\alpha_M; \quad (3)$$

$$\Delta P_1 + \Delta P_2 = 4\eta \frac{\rho_H V^2}{2} \left(\cos 2\varphi_0 \cos 2\alpha_M - \frac{\eta}{2} \right). \quad (4)$$

При выборе значения $\varphi_0 = 45^\circ$ угла расположения отверстий для восприятия давлений P_1 и P_2 найдем

$$\Delta P_1 - \Delta P_2 = 4\eta \frac{\rho_H V^2}{2} \sin 2\alpha_M; \quad (5)$$

$$|\Delta P_1 + \Delta P_2| = 2\eta^2 \frac{\rho_H V^2}{2}. \quad (6)$$

С учетом (5) и (6) получим отношение вида

$$\frac{\Delta P_1 - \Delta P_2}{|\Delta P_1 + \Delta P_2|} = \frac{2}{\eta} \sin 2\alpha_M. \quad (7)$$

Тогда аналитическая модель для определения местного аэродинамического угла α_M в

измерительном канале системы измерения воздушных параметров движения ЛА с интегрированным фюзеляжным приемником будет иметь вид:

$$\alpha_M = \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{\eta \Delta P_1 - \Delta P_2}{2 |\Delta P_1 + \Delta P_2|} \right). \quad (8)$$

С учетом выражения для определения плотности ρ_H воздуха на высоте H вида [13]:

$$\rho_H = \rho_0 \frac{P_H T_0}{P_0 T_H} \quad (9)$$

аналитическая модель для определения истинной воздушной скорости V_B в измерительном канале рассматриваемой системы измерения воздушных параметров движения ЛА с использованием выражения (3) будет иметь вид:

$$V_B = \sqrt{\frac{|\Delta P_1 + \Delta P_2| P_0 T_H}{\eta^2 \rho_0 T_0 P_H}}, \quad (10)$$

где $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$, $T_0 = 288,15 \text{ К}$, $P_0 = 101\,325 \text{ Па}$ — плотность, абсолютная температура и давление воздушной среды на высоте $H = 0$ стандартной атмосферы*.

Температура T_H наружного воздуха на высоте H определяется по регистрируемой температуре T_T торможения набегающего воздушного потока по известной аналитической модели вида [5, 6]:

$$T_H = \frac{T_T}{1 + 0,2\xi M^2}, \quad (11)$$

где $\xi = 0,98—1,02$ — коэффициент торможения набегающего воздушного потока.

Аналогично, используя связь числа Маха M и истинной воздушной скорости V_B вида [14]:

$$M = \frac{V_B}{a_H} = \frac{V_B}{\sqrt{kgRT_H}}, \quad (12)$$

где a_H — скорость звука в воздухе на высоте H ; $k = 1,4$ — показатель адиабаты воздуха; $g = 9,80665 \text{ м/с}^2$ — ускорение свободного падения; $R = 29,27125 \text{ м/К}$ — газовая постоянная, получим аналитическую модель для определения числа Маха в измерительных каналах системы измерения воздушных параметров движения ЛА с интегрированным фюзеляжным приемником:

$$M = \sqrt{\frac{|\Delta P_1 + \Delta P_2| P_0}{\eta^2 kgR\rho_0 T_0 P_H}}. \quad (13)$$

Аналитическая модель для определения приборной скорости $V_{пр}$ в измерительных каналах системы измерения воздушных параметров движения ЛА с учетом связи истинной приборной скорости V_B и приборной скорости $V_{пр}$ вида [14]:

$$V_{пр} = \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}} V_B = \sqrt{\frac{P_H T_0}{P_0 T_H}} V_B \quad (14)$$

будет иметь вид

$$V_{пр} = \sqrt{\frac{|\Delta P_1 + \Delta P_2|}{\eta^2 \rho_0}}. \quad (15)$$

По воспринимаемому на скользящей поверхности с аэродинамическим компенсатором статическому давлению P_H по известным аналитическим моделям [6] определяется барометрическая (абсолютная) высота H :

* ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Изд-во Стандартов. 1981. 179 с.

— при $2000 < H \leq 11\,000$ м

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right]; \quad (16)$$

— при $11\,000 \leq H < 15\,000$ м

$$H = H_{11} + RT_{11} \ln \frac{P_{11}}{P_H}; \quad (17)$$

$$V_y = \frac{dH}{dt} \approx \frac{1}{4\tau_0} [H(t_i) - H(t_i - 2\tau_0) + H(t_i - \tau_0) - H(t_i - 3\tau_0)], \quad (18)$$

где $\tau = 0,0065$ К/м — температурный градиент; $T_{11} = 216,65$ К; $P_{11} = 22632$ Па; t_i — текущие моменты вычисления V_y ; τ_0 — фиксированный интервал времени между вычислениями.

При необходимости в каналах системы измерения воздушных параметров можно определить скорость звука $a = \sqrt{kgRT_H}$ на высоте H .

Таким образом, только по первичным информативным параметрам P_H , P_1 и P_2 и T_T , воспринимаемым интегрированным фюзеляжным приемником потока, во встроенном вычислителе по полученным аналитическим моделям определяются и формируются все воздушные параметры движения ЛА относительно окружающей воздушной среды. Отсутствие вынесенных в набегающий воздушный поток приемников и датчиков первичной информации, использование встроенного вычислителя упрощает конструкцию, снижает массу и стоимость, не нарушает аэродинамику обтекания фюзеляжа, не увеличивает заметность траектории движения ЛА. Все это определяет конкурентные преимущества и расширяет возможные области применения рассматриваемой системы воздушных параметров движения относительно окружающей воздушной среды на малоразмерных и сверхлегких самолетах, на беспилотных и дистанционно пилотируемых летательных аппаратах различного класса и назначения. Полученные результаты являются научной основой для системотехнического и схемотехнического проектирования, исследования методических и инструментальных погрешностей измерительных каналов разрабатываемых вариантов системы измерения воздушных параметров с интегрированным фюзеляжным приемником.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Филатов Г. А., Пуминова Г. С., Сильвестров П. В. Безопасность полетов в возмущенной атмосфере. М.: Транспорт, 1992. 272 с.
2. Макаров Н. Н. Системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса: Теория, проектирование, применение / Под ред. д.т.н. В. М. Солдаткина. М.: Машиностроение, 2009. 760 с.
3. Кравцов В. Г., Алексеев Н. В. Аэрометрия высотно-скоростных параметров летательных аппаратов // Приборы и системы: Управление, контроль, диагностика. 2000. № 8. С. 47—50.
4. Солдаткин В. М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
5. Клюев Г. И., Макаров Н. Н., Солдаткин В. М., Ефимов И. П. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов. Ульяновск: Изд-во УлГТУ, 2005. 509 с.
6. 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. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2014. 526 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. 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.
9. 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.
10. Пат. СССР 271140, МКИ G01P 5/12. Фюзеляжный приемник статического давления с аэродинамическим компенсатором / Б. И. Абрамов, В. А. Смольцов, М. И. Петрова. 1970. БИ № 17.
11. Пат. СССР 339815, МКИ G01P 5/12. Фюзеляжный приемник статического давления / Б. И. Абрамов. 1972. БИ № 17.
12. Харин Е. Г., Копылов И. А. Технология летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений. М.: МАИ-ПРИНТ, 2012. 360 с.
13. Залманзон Л. А. Проточные элементы пневматических приборов контроля и управления. М.: Изд-во АН СССР, 1961. 247 с.
14. Браславский Д. А., Логунов С. С., Пельпор Д. С. Авиационные приборы и автоматы. М.: Машиностроение, 1970. 432 с.

Сведения об авторах

- 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
- Вячеслав Владимирович 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
- 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
- Александр Владимирович Никитин** — канд. техн. наук; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева-КАИ, кафедра электронного приборостроения и менеджмента качества; доцент; E-mail: nikitin.rf@mail.ru

Поступила в редакцию 12.09.2023; одобрена после рецензирования 16.10.2023; принята к публикации 17.12.2023.

REFERENCES

1. Filatov G.A., Puminova G.S., Silvestrov P.V. *Bezopasnost' poletov v vozmushchennoy atmosfere* (Flight Safety in a Disturbed Atmosphere), Moscow, 1992, 272 p. (in Russ.)
2. 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.)
3. Kravtsov V.G., Alekseev N.V. *Instruments and Systems: Monitoring, Control, and Diagnostics*, 2000, no. 8, pp. 47–50. (in Russ.)
4. 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.)
5. 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.)
6. 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.)
7. Efremova E.S., Soldatkin V.V. *Journal of Instrument Engineering*, 2020, no. 8(63), pp. 749–755. (in Russ.)
8. 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.)
9. 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.)

10. Patent SU 271140, G01P 5/12, *Fyuzelyazhnyy priyemnik staticheskogo davleniya s aerodinamicheskim kompensatorom* (Fuselage Static Pressure Receiver with an Aerodynamic Compensator), B.I. Abramov, V.A. Smoltsov, M.I. Petrova, Published 1970, Bulletin 17. (in Russ.)
11. Patent SU 339815, G01P 5/12, *Fyuzelyazhnyy priyemnik staticheskogo davleniya* (Fuselage Static Pressure Receiver), B.I. Abramov, Published 1972, Bulletin 17. (in Russ.)
12. 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.)
13. Zalmanzon L.A. *Protochnyye elementy pnevmaticheskikh priborov kontrolya i upravleniya* (Flow Elements of Pneumatic Monitoring and Control Devices), Moscow, 1961, 247 p. (in Russ.)
14. Braslavsky D.A., Logunov S.S., Pelpor D.S. *Aviatsionnyye pribory i avtomaty* (Aviation Instruments and Machines), Moscow, 1970, 432 p. (in Russ.)

Data on authors

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

Received 12.09.2023; approved after reviewing 16.10.2023; accepted for publication 17.12.2023.