

**МЕТОДИЧЕСКИЕ ПОГРЕШНОСТИ
ЭЛЕКТРОННОГО ДАТЧИКА ПАРАМЕТРОВ ВЕКТОРА ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

Е. С. ЕФРЕМОВА, Б. И. МИФТАХОВ, В. В. СОЛДАТКИН*, В. М. СОЛДАТКИН

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

E-mail: w-soldatkin@mail.ru

Аннотация. Проанализированы методические погрешности электронного датчика, построенного на основе ультразвукового метода контроля параметров набегающего воздушного потока (НВП). Датчик обеспечивает возрастающие требования по упрощению конструкции, снижению массы и стоимости, по диапазону измерения угла скольжения при одновременном измерении угла атаки. Показано, что методические погрешности электронного датчика параметров вектора воздушной скорости носят аэродинамический характер и связаны с возмущениями НВП при движении летательного аппарата (ЛА) и обтекании фюзеляжа с неподвижным приемником параметров НВП, установленным на фюзеляже. Возмущения НВП, вносимые движением и обтеканием ЛА, увеличивают местную истинную воздушную скорость, воспринимаемую на фюзеляже в месте установки неподвижного приемника с расположенными на нем парами совмещенных излучателей-приемников ультразвуковых колебаний рассматриваемого электронного датчика. Получено выражение, определяющее влияние возмущений НВП на величину измеренной электронным датчиком истинной воздушной скорости в месте расположения неподвижного приемника. Получены аналитические модели и проведен расчет методической погрешности определения истинной воздушной скорости в рабочих диапазонах скоростей и высот эксплуатации малоразмерных ЛА. Показано, что возмущения НВП в месте расположения неподвижного приемника электронного датчика обуславливают и методические погрешности определения приборной скорости и числа Маха, углов атаки и скольжения рассматриваемого электронного датчика. Рассчитаны методические погрешности определения приборной скорости и числа Маха в рабочих диапазонах эксплуатации малоразмерного ЛА по измеренной электронным датчиком местной истинной воздушной скорости. Показано, что методической погрешностью измерения угла скольжения ввиду симметрии ЛА в плоскости изменения угла атаки можно пренебречь. Аэродинамические погрешности рассматриваемого электронного датчика обусловлены увеличением местной истинной воздушной скорости в месте расположения электронного датчика на фюзеляже ЛА, потому основным направлением их снижения является введение аэродинамических поправок в выходные сигналы электронного датчика с использованием полученных расчетных значений аэродинамических погрешностей.

Ключевые слова: летательный аппарат, вектор воздушной скорости, электронный датчик, методические погрешности, модели, расчет

Ссылка для цитирования: 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. DOI: 10.17586/0021-3454-2023-66-6-457-463.

**METHODOLOGICAL ERRORS
OF AN ELECTRONIC SENSOR OF AIRCRAFT AIRSPEED VECTOR PARAMETERS**

E. S. Efremova, B. I. Miftakhov, V. V. Soldatkin*, V. M. Soldatkin

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

E-mail: w-soldatkin@mail.ru

Abstract. Methodological errors of an electronic sensor, built on the basis of the ultrasonic method for monitoring the parameters of the incoming air flow (IAF), are analyzed. The sensor satisfies the increasing requirements for design simplification, weight and cost reduction, for the slip angle measurement range while simultaneously measuring the angle of attack. It is shown that the methodological errors of the electronic sensor of the airspeed vector parameters are of an aerodynamic nature and are associated with disturbances of the IAF during the aircraft movement and the flow around the fuselage with a fixed receiver of the IAF parameters installed on the fuselage. The IAF disturbances introduced by the movement and flow around the aircraft increase the local true airspeed perceived on the fuselage at the installation site of a fixed receiver with pairs of combined emitters-receivers of ultrasonic vibrations of the considered electronic sensor located on it. An expression is obtained that determines the influence of IAF disturbances on the value of the true airspeed measured by an electronic sensor at the location of a fixed receiver. Analytical models are obtained and the calculation of the methodological error in determining the true airspeed in the operating speed and altitude ranges of small aircraft operation are carried out. It is shown that IAF disturbances at the location of the fixed receiver of the electronic sensor also cause methodological errors in determining the indicated speed and Mach number, the angle of attack and the sideslip angle with the considered electronic sensor. Methodological errors in determining the indicated airspeed and Mach number in the actual ranges of small-sized aircraft operation are calculated from the local true airspeed measured by an electronic sensor. It is shown that the methodological error in measuring the sideslip angle due to the symmetry of the aircraft in the plane of change in the angle of attack can be neglected. The aerodynamic errors of the considered electronic sensor are due to an increase in the local true airspeed at the location of the electronic sensor on the aircraft fuselage, therefore the main direction of their reduction is the introduction of aerodynamic corrections into the output signals of the electronic sensor using the calculated values of aerodynamic errors.

Keywords: aircraft, airspeed vector, electronic sensor, methodical errors, models, calculation

For citation: Efremova E. S., Miftakhov B. I., Soldatkin V. V., Soldatkin V. M. Methodological errors of an electronic sensor of aircraft airspeed vector parameters. *Journal of Instrument Engineering*. 2023. Vol. 66, N 6. P. 457—463 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2023-66-6-457-463.

Введение. Различные классы самолетов, другие типы летательных аппаратов (ЛА) движутся вблизи поверхности Земли; для ручного и автоматического управления ими, а также для обеспечения безопасности движения требуется определять текущие значения модуля и углового положения вектора скорости движения ЛА относительно окружающей воздушной среды [1—3]. Широко используемые на самолетах приборы и системы для определения текущих значений параметров вектора воздушной скорости, влияющих на аэродинамические характеристики ЛА и динамику его движения, построены на основе аэрометрического метода контроля параметров набегающего воздушного потока (НВП) с использованием устанавливаемых на фюзеляже приемников статического и полного давления, приемников температуры заторможенного НВП и датчиков аэродинамических углов атаки и скольжения, вынесенных в НВП, которые с помощью пневмопроводов и электрических кабелей соединены с бортовым вычислителем, определяющим и выдающим бортовым потребителям сигналы по модулю и угловому положению вектора скорости движения ЛА [4, 5]. Большое число автономных размещенных приемников и датчиков первичной информации, пневмопроводов и электрических кабелей усложняет конструкцию, приводит к увеличению массы и стоимости таких аэрометрических измерительных систем определения параметров вектора воздушной скорости, что не позволяет использовать их на различных классах малоразмерных ЛА, обуславливает необходимость создания датчиков параметров вектора воздушной скорости ЛА с интегрированным неподвижным приемником первичной информации и встроенным вычислителем.

Как показывает анализ, известные средства измерения параметров вектора воздушной скорости ЛА с одним неподвижным приемником, реализующие вихревой метод контроля параметров НВП [5], имеют более простую конструкцию и меньшую массу, но обеспечивают измерение аэродинамического угла в ограниченном диапазоне, что не позволяет измерять угол скольжения ЛА. Разрабатываемый ионно-меточный датчик параметров вектора воздушной скорости с неподвижным приемником [6] позволяет определять угол скольжения в диапазоне до $\pm 180^\circ$, однако наличие нескольких каналов измерительной схемы усложняет конструкцию, увеличивает массу и стоимость датчика. При этом вихревой и ионно-меточный методы контроля параметров набегающего воздушного потока позволяют измерить с помощью одного датчика аэродинамический

угол только в одной плоскости — азимутальной или вертикальной. Указанные ограничения устраняются в электронном датчике параметров вектора воздушной скорости, построенном на основе ультразвукового метода контроля параметров НВП. Функциональная схема, модели формирования информативных сигналов и алгоритмы их обработки в каналах электронного датчика на основе ультразвукового метода раскрываются в работе [6]. Ниже рассматриваются методические погрешности такого электронного датчика.

Методические погрешности электронного датчика параметров вектора воздушной скорости и их влияние на выходные сигналы датчика. Методические погрешности датчика в основном обусловлены аэродинамическими возмущениями НВП, воспринимаемыми установленным в НВП неподвижным приемником. Такие аэродинамические возмущения набегающего воздушного потока вызываются движением ЛА, а также обтеканием фюзеляжа и интегрированного неподвижного приемника, установленного на фюзеляже ЛА. Основными воздушными параметрами движения ЛА, воспринимаемыми с помощью неподвижного приемника при наличии возмущений НВП, являются измеряемая в месте установки датчика на фюзеляже ЛА истинная воздушная скорость V_b , а также вычисляемые по ней приборная скорость $V_{пр}$ и число Маха M . Возмущения НВП обуславливают методические погрешности определения углов атаки α и скольжения β .

Возмущения НВП, обусловленные движением и обтеканием фюзеляжа ЛА, увеличивают значение местной истинной воздушной скорости $V_{бм}$, измеряемой электронным датчиком параметров вектора воздушной скорости с помощью установленных на стойках совмещенных пар излучателей-приемников ультразвуковых колебаний, которые распространяются по направлению НВП и против него. Отличие местной истинной воздушной скорости $V_{бм}$ от скорости V неискаженного НВП является причиной методических погрешностей электронного датчика параметров вектора воздушной скорости движения ЛА.

Отличие скорости $V_{бм}$, измеряемой в месте установки на ЛА неподвижного приемника электронного датчика от скорости V невозмущенного НВП, можно оценить по увеличению местного скоростного напора q_m , который без учета сжимаемости воздуха равен

местному динамическому давлению $P_{дин м} = \frac{\rho_H V_{бм}^2}{2}$, определяемого по формуле

$$P_{дин м} = (1 + K_V) P_{дин}, \quad (1)$$

где $P_{дин} = P_{п} - P_H$ — динамическое давление невозмущенного НВП; $P_{п} = P_H + \frac{\rho_H V_b^2}{2}$ —

полное давление невозмущенного НВП; P_H — статическое давление невозмущенного НВП на текущей высоте H ; K_V — коэффициент, определяющий связь скорости $V_{бм}$, измеренной электронным датчиком, и истинной скоростью V_b , равной скорости V невозмущенного НВП.

Значение коэффициента K_V определяется при летных испытаниях электронного датчика для данного типа ЛА и места установки на нем неподвижного приемника для характерных режимов полета ЛА [7].

Согласно (1), связь местной истинной воздушной скорости $V_{бм}$, измеренной электронным датчиком, и истинной воздушной скорости V_b движения ЛА в невозмущенном НВП без учета сжимаемости воздуха можно представить в виде

$$V_{бм} = \sqrt{2qRT_H \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} (1 + K_V) V_b^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (2)$$

где T_0 , P_0 , ρ_0 — параметры окружающей воздушной среды стандартной атмосферы по

ГОСТ 4401-81* при барометрической высоте $H = 0$; T_H — температура наружного воздуха на текущей высоте H ; g — ускорение силы тяжести; R — газовая постоянная воздуха.

Используя выражение для определения скорости V_B электронного датчика вектора воздушной скорости, построенного на основе ультразвукового метода, при контроле параметров невозмущенного НВП [6], определим методическую аэродинамическую погрешность ΔV_{Ba} измерения скорости V_B по формуле

$$\Delta V_{Ba} = V_{Bm} - V_B = \sqrt{2qRT_H \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(1 + \frac{(1+K_V)\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \sqrt{2qRT_H \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (3)$$

Вычисленные по формуле (3) значения методической аэродинамической погрешности ΔV_{Ba} при $K_V = 0,01; 0,02; 0,05$ для различных значений V_B и высоты H движения ЛА приведены в таблице.

V_B , км/ч	ΔV_{Ba} , м/с											
	$H = 0$ при K_V			$H = 1000$ м при K_V			$H = 3000$ м при K_V			$H = 7000$ м при K_V		
	0,01	0,02	0,05	0,01	0,02	0,05	0,01	0,02	0,05	0,01	0,02	0,05
50	0,07	0,14	0,34	0,07	0,14	0,34	0,07	0,14	0,4	0,07	0,14	0,34
100	0,14	0,28	0,68	0,14	0,28	0,68	0,14	0,28	0,68	0,14	0,28	0,68
200	0,27	0,55	1,36	0,27	0,55	1,36	0,27	0,55	1,36	0,27	0,55	1,36
400	0,53	1,06	2,64	0,53	1,06	2,64	0,53	1,06	2,63	0,53	1,06	2,62
600	0,77	1,53	3,78	0,76	1,52	3,78	0,76	1,52	3,76	0,75	1,50	3,73
800	0,96	1,92	4,76	0,96	1,92	4,75	0,96	1,91	4,72	0,94	1,88	4,66

Как видно из таблицы, в диапазоне параметров эксплуатации ЛА расчетные значения методической аэродинамической погрешности электронного датчика параметров вектора воздушной скорости, построенного на основе ультразвукового метода контроля НВП при изменении коэффициента K_V от 0,01 до 0,05 находятся в диапазоне $\Delta V_{Ba} = 0,25—17,1$ км/ч и соответствуют современным требованиям.

С учетом связи приборной $V_{пр}$ и истинной воздушной скорости V_B при измерении невозмущенного НВП [6] методическая аэродинамическая погрешность $\Delta V_{пра}$ определения приборной скорости по измеренной электронным датчиком местной приборной скорости $V_{прм}$ будет определяться выражением

$$\Delta V_{пра} = V_{прм} - V_{пр} = \sqrt{2qRT_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} (1+K_V) V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \sqrt{2qRT_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (4)$$

Полученные в соответствии с выражением (4) расчетные значения погрешности электронного датчика параметров вектора воздушной скорости, построенного на основе ультразвукового метода контроля параметров НВП, в исследуемом диапазоне скорости V_B и высоты H

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

при изменении коэффициента K_V от 0,01 до 0,05 находятся в интервале $\Delta V_{\text{пра}} = 0,07\text{—}6,3$ км/ч.

С учетом связи истинной воздушной скорости и числа Маха [6] методическая аэродинамическая погрешность ΔM_a определения числа Маха по измеренной электронным датчиком местной истинной воздушной скорости $\Delta V_{\text{вм}}$ будет определяться выражением

$$\Delta M_a = M_{\text{м}} - M = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2 P_0 T_H} (1 + K_V) V_{\text{в}}^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2 P_0 T_H} V_{\text{в}}^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (5)$$

Полученные в соответствии с выражением (5) расчетные значения погрешности ΔM_a электронного датчика параметров вектора воздушной скорости в исследуемом диапазоне скорости $\Delta V_{\text{в}}$ и высоты H при изменении K_V от 0,01 до 0,05 находятся в интервале $\Delta M_a = (1,1\text{—}5,6) \cdot 10^{-3}$ и также удовлетворяют современным требованиям.

Как показано выше, вследствие симметрии аэродинамической формы фюзеляжа самолета и других ЛА относительно плоскости изменения угла атаки методическая аэродинамическая погрешность измерения угла скольжения из-за наличия возмущений НВП для электронного датчика параметров вектора воздушной скорости значительно меньше методической аэродинамической погрешности измерения угла атаки, и ее можно не учитывать [8—10].

Воспринимаемый в месте расположения электронного датчика местный угол атаки $\alpha_{\text{м}}$ связан с истинным углом атаки α ЛА зависимостью вида [8]

$$\alpha = \alpha_{\text{м}} \cdot K_1(M, \beta) + K_0(M, \beta), \quad (6)$$

где $K_1(M, \beta)$ и $K_0(M, \beta)$ — коэффициенты, в общем случае зависящие от места установки электронного датчика и изменяющиеся при изменении числа Маха M и угла скольжения β . При правильном выборе места установки электронного датчика коэффициенты $K_1(M, \beta)$ и $K_0(M, \beta)$ в исследуемом диапазоне эксплуатации остаются практически постоянными [7]. Тогда методическая аэродинамическая погрешность $\Delta \alpha_a$ измерения истинного угла атаки ЛА, характеризующая различие местного $\alpha_{\text{м}}$ и истинного угла атаки α , будет определяться выражением

$$\Delta \alpha_a = \alpha_{\text{м}} - \alpha = 1 - (K_1 + K_0). \quad (7)$$

При необходимости снижения случайных составляющих методических аэродинамических погрешностей электронного датчика параметров вектора воздушной скорости движения ЛА могут быть использованы принципы комплексирования и оптимальной фильтрации [11, 12].

Заключение. Таким образом, возмущения набегающего воздушного потока при движении ЛА и обтекании его фюзеляжа обуславливают появление методических аэродинамических погрешностей измерения истинной воздушной скорости, приборной скорости, числа Маха и угла атаки. Полученные аналитические модели указанных методических аэродинамических погрешностей и результаты расчетов позволяют проводить их анализ на этапе проектирования рассматриваемого электронного датчика.

Так как основной причиной методических аэродинамических погрешностей рассматриваемого электронного датчика являются аэродинамические возмущения НВП, то для уменьшения составляющих методических аэродинамических погрешностей, близких к систематическим, в полученные аналитические модели определения параметров вектора воздушной скорости вводят аэродинамические поправки, равные по величине и обратные по знаку полученным расчетным значениям аэродинамических погрешностей. Более точно аэродинамические поправки определяются при летных испытаниях электронного датчика параметров вектора воздушной скорости с использованием технологий, разработанных в Летно-исследовательском институте им.

М. М. Громова. Случайные составляющие методических аэродинамических погрешностей уменьшаются с использованием принципов комплексирования и оптимальной фильтрации.

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. Моисеев В. С., Гуцина Д. С., Моисеев Г. В. Основы теории создания и применения информационных беспилотных авиационных комплексов. Казань: Изд-во МОиН РТ, 2010. 196 с.
3. Акимов А. Н., Воробьев В. В., Демченко О. Ф. и др. Особенности проектирования легких боевых и учебно-тренировочных самолетов / Под ред. Н. Н. Домкенова и В. А. Победова. М.: Машиностроение, 2005. 496 с.
4. Кравцов В. Г., Алексеев Н. В. Аэрометрия высотно-скоростных параметров летательных аппаратов // Приборы и системы: Управление, контроль, диагностика. 2000. № 8. С. 47—50.
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. Ефремова Е. С., Никитин А. В., Солдаткин В. В., Солдаткин В. М. Теоретические основы разработки и исследования электронного датчика параметров вектора воздушной скорости малоразмерного летательного аппарата // Изв. вузов. Приборостроение. 2021. Т. 64, № 9. С. 774—781.
7. 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.
8. Солдаткин В. М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
9. Пушков С. Г., Малажова И. В., Глушкова О. Ю. Исследование задачи определения аэродинамических погрешностей ПВД на режимах взлета, посадки самолета в условиях летного эксперимента с применением спутниковых технологий // ВИНТИ. Информационный сборник „Проблемы безопасности полетов“. 2006. Вып. 9. С. 24—38.
10. Пушков С. Г., Харин Е. Г., Кожурин В. Р., Захаров В. Г. Технология определения аэродинамических погрешностей ПВД и воздушных параметров взлетных испытаниях ЛА с использованием спутниковых средств измерений // ВИНТИ. Информационный сборник „Проблемы безопасности полетов“. 2016. Вып. 7. С. 16—28.
11. Браславский Д. А., Петров В. В. Точность измерительных. М.: Машиностроение, 1972. 312 с.
12. Иванов Ю. П., Синяков А. Н., Филатов И. В. Комплексирование информационно-измерительных устройств летательных аппаратов. Л.: Машиностроение, 1984. 208 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 |
| Булат Ильгизарович Мифтахов | — аспирант; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева-КАИ, кафедра электронного приборостроения и менеджмента качества;
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 |
| 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 25.01.2023; одобрена после рецензирования 14.04.2023; принята к публикации 27.04.2023.

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. Moiseev V.S., Gushchina D.S., Moiseev G.V. *Osnovy teorii sozdaniya i primeneniya informatsionnykh bespilotnykh aviatsionnykh kompleksov* (Fundamentals of the Theory of Creation and Application of Information Unmanned Aerial Systems), Kazan, 2010, 196 p. (in Russ.)
3. Akimov A.N., Vorob'yev V.V., Demchenko O.F. et al. *Osobennosti proyektirovaniya legkikh boyevykh i uchebno-trenirovochnykh samoletov* (Features of the Design of Light Combat and Training Aircraft), Moscow, 2005, 496 p. (in Russ.)
4. Kravtsov V.G., Alekseev N.V. *Instruments and Systems: Monitoring, Control, and Diagnostics*, 2000, no. 8, pp. 47–50. (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. 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.)
7. Kharin E.G., Kopylov V.A. *Tekhnologii letnykh ispytaniy bortovogo oborudovaniya letatel'nykh apparatov s primeneniye 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.)
8. 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.)
9. Pushkov S.G., Malazhova I.V., Glushkova O.Yu. *Problemy bezopasnosti poletov* (Problems of Flight Safety), All-Russian Institute for Scientific and Technical Information, Information collection, 2006, no. 9, pp. 24–38. (in Russ.)
10. Pushkov S.G., Kharin E.G., Kozhurin V.R., Zakharov V.G. *Problemy bezopasnosti poletov* (Problems of Flight Safety), All-Russian Institute for Scientific and Technical Information, Information collection, 2016, no. 7, pp. 16–28. (in Russ.)
11. Braslavsky D.A., Petrov V.V. *Tochnost' izmeritel'nykh ustroystv* (Accuracy of Measuring Devices), Moscow, 1972, 312 p. (in Russ.)
12. Ivanov Yu.P., Sinyakov A.N., Filatov I.V. *Kompleksirovaniye informatsionno-izmeritel'nykh ustroystv letatel'nykh apparatov* (Integration of Information-Measuring Devices of Aircraft), Leningrad, 1984, 208 p. (in Russ.)

Data on authors

- 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
- Bylat I. Miftakhov** — Post-Graduate Student; A. N. Tupolev Kazan National Research Technical University, Department of Electronic Instrument Making and Quality Management; 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
- 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

Received 25.01.2023; approved after reviewing 14.04.2023; accepted for publication 27.04.2023.