

## АНАЛИЗ СТАТИЧЕСКОЙ ТОЧНОСТИ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ САМОЛЕТА С НЕПОДВИЖНЫМ НЕВЫСТУПАЮЩИМ ПРИЕМНИКОМ НАБЕГАЮЩЕГО ВОЗДУШНОГО ПОТОКА

А. В. НИКИТИН, В. В. СОЛДАТКИН, В. М. СОЛДАТКИН

*Казанский национальный исследовательский технический университет  
им. А.Н. Туполева-КАИ, 420111, Казань, Россия  
E-mail: w-soldatkin@mail.ru*

Обоснована необходимость построения системы воздушных сигналов самолета с одним неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока. Раскрываются особенности системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока, построенной на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с отверстием-приемником статического давления на его обтекаемой поверхности. Приведены алгоритмы обработки информации в измерительных каналах системы, выполнена оценка методических статических погрешностей системы измерения воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником воздушного потока и технологии их уменьшения, проанализированы причины возникновения таких погрешностей.

**Ключевые слова:** воздушные сигналы, неподвижный невыступающий приемник потока, ионно-меточный датчик, отверстие-приемник, статическое давление, алгоритмы, методические статические погрешности

Для полета самолета и обеспечения его безопасности необходима достоверная информация о параметрах движения относительно окружающей воздушной среды, определяемых текущими значениями барометрической высоты, приборной скорости, числа Маха, истинной воздушной скорости, аэродинамических углов атаки и скольжения [1, 2]. Установка на правом и левом бортах фюзеляжа с вынесением в набегающий воздушный поток [3, 4] традиционных систем измерения параметров самолета, построенных на основе приемников воздушных давлений, приемников температуры торможения, флюгерных датчиков аэродинамических углов, приводит к нарушению аэродинамики самолета, особенно при маневрировании, усложняет конструкцию системы, является причиной дополнительных погрешностей [4]. Более эффективно построение системы воздушных сигналов с одним неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока.

Построить систему воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником набегающего потока возможно с использованием результатов исследования и разработки ионно-меточных датчиков аэродинамических углов и истинной воздушной скорости [3—7].

Для одновременного получения параметров движения самолета с помощью одного неподвижного приемника первичной информации предложено [8] использовать данные о статическом давлении набегающего воздушного потока. С этой целью на плате с системой приемных электродов ионно-меточного датчика необходимо [9] расположить отверстие-приемник статического давления  $P_H$ , связанное пневмоканалом со входом цифрового датчика абсолютного давления (ДАД). Выход ДАД подключен ко входу вычислительного устройства (ВУ), реализующего алгоритмы определения, в частности аэродинамического угла и истинной воздушной скорости вида:

$$\alpha = i\alpha_0 + \alpha_p; \quad \alpha_p = \arctg \frac{U \sin \alpha_i}{U \cos \alpha_i}; \quad V_B = \frac{R}{\tau}, \quad (1)$$

где  $\alpha_0$  — угол рабочего сектора грубого канала отсчета ( $\alpha_0 = 90^\circ$  при  $i_{\max} = 4$ );  $i$  — номер рабочего сектора ( $i = \overline{1, 4}$ );  $\alpha_i$  — текущее значение аэродинамического угла в пределах  $i$ -го рабочего сектора;  $\tau$  — время пролета ионной меткой расстояния  $R$  от точки генерации до окружности с приемными электродами [8].

Например, по воспринимаемому статическому давлению определяется текущая абсолютная барометрическая высота полета  $H$  [4]:

— при

$$2000 < H < 11\,000 \text{ м} \quad H = \frac{T_0}{\Delta T} \left[ 1 - \left( \frac{P_H}{P_0} \right)^{\Delta TR} \right]; \quad (2)$$

— при

$$11\,000 \leq H < 25\,000 \text{ м} \quad H = H_{11} + RT_{11} \ln \frac{P_{11}}{P_H}, \quad (3)$$

где  $T_0$  — средняя абсолютная температура на уровне  $H=0$ ;  $P_0$  — среднее абсолютное давление на уровне  $H=0$ ;  $\Delta T$  — температурный градиент;  $R$  — газовая постоянная;  $P_H$  — абсолютное давление на текущей высоте  $H$ ;  $T_{11}$  и  $P_{11}$  — абсолютная температура и давление воздуха на высоте 11 000 м.

Оценку статической точности системы воздушных сигналов самолета проведем по расчетным значениям методических статических погрешностей измерительных каналов, так как инструментальные статические погрешности системы [10] соответствуют точности традиционной системы воздушных сигналов самолета.

Погрешности приемника статического давления невозмущенного воздушного потока зависят от места установки приемника на борту самолета, геометрических параметров самого приемника и параметров вектора скорости набегающего воздушного потока [4].

Основным параметром приемника статического давления является коэффициент давления  $\bar{P}$ , вычисляемый как отношение разности давления  $P_X$ , воспринимаемого приемником, и статического давления  $P_H$  невозмущенного набегающего воздушного потока, к скоростному напору  $q = \frac{\rho_H V^2}{2}$  [4] ( $V$  — скорость невозмущенного набегающего воздушного потока) т.е.

$$\bar{P} = \frac{P_X - P_H}{q}, \quad (4)$$

где  $\rho_H$  — плотность атмосферы на высоте  $H$ ;

В соответствии с нормами летной годности гражданских самолетов (НЛГС) у приемника статического давления, установленного в набегающем воздушном потоке, должно быть  $\bar{P} \leq 0,05$  [4]. При установке приемника статического давления на самолете появляется методическая статическая погрешность за счет искажения набегающего потока.

Отклонение значения  $P_X$  от  $P_H$  является причиной методических статических погрешностей вычисления высотно-скоростных параметров и других воздушных сигналов, определяющих движение самолета относительно окружающей воздушной среды.

Из-за возмущений, вносимых движением самолета, местное статическое давление  $P_m$ , воспринимаемое отверстием-приемником на обтекаемой поверхности ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, отличается от значения  $P_H$  невозмущенного набегающего воздушного потока на величину аэродинамического искажения  $\Delta P_a$ :

$$P_M = P_H + \Delta P_a = P_H + K_p q, \quad (5)$$

$K_p$  — безразмерный коэффициент местного статического давления, в общем случае зависящий от истинной воздушной скорости, углов атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$  и определяемый при летных испытаниях системы на конкретном типе самолета для конкретного места установки ионно-меточного датчика для всех характерных режимов полета.

Поэтому абсолютная барометрическая высота полета  $H_M$ , определяемая в каналах системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником по давлению  $P_M$ , будет определяться в соответствии с выражениями

— в диапазоне высот до 11 000 м

$$H_M = \frac{T_0}{\Delta T} \left[ 1 - \left( \frac{P_M}{P_0} \right)^{\Delta TR} \right] = \frac{T_0}{\Delta T} \left[ 1 - \left( \frac{P_H}{P_0} \right)^{\Delta TR} \right] + \left( \frac{T_0}{\Delta T} \frac{\Delta P_a}{P_0} \right)^{\Delta TR} = H + \Delta H_a, \quad (6)$$

$$\Delta H_a = \left( \frac{T_0}{\Delta T} \frac{\Delta P_a}{P_0} \right)^{\Delta TR} = \left( \frac{T_0}{\Delta T} \frac{K_p \rho_H V_B^2}{2P_0} \right)^{\Delta TR},$$

где  $\Delta H_a = H_M - H$  — методическая статическая погрешность определения абсолютной барометрической высоты из-за искажения статического давления на обтекаемой поверхности ионно-меточного датчика;

— в диапазоне высот от 11 000 до 20 000 м

$$H_M = H_{11} + RT_{11} \ln \frac{P_{11}}{P_H} - RT_{11} \ln \Delta P_a = H + \Delta H_a; \quad (7)$$

$$\Delta H_a = -RT_{11} \ln \Delta P_a = -RT_{11} \ln 0,5 K_p \rho_H V_B^2.$$

Как показали расчеты, при  $K_p = 0,05$ — $0,2$  для  $0$ — $11$  000 м и дозвуковых скоростей полета  $\Delta H_{a \min} = 0,75$ — $2,5$ ,  $\Delta H_{a \max} = 4,0$ — $5,2$  м.

Отклонение значения  $P_M$  от  $P_H$  является также причиной методической статической погрешности канала приборной скорости системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока.

Приборная скорость  $V_{пм}$  вычисляется по местному статическому давлению  $P_M$  в каналах системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с встроенным приемником статического давления [5, 6]:

$$V_{пм} = \sqrt{2gRT_0 \left( \frac{k}{k-1} \right) \left[ \left( \frac{\rho_0 T_0}{2P_0^2 T_H} V_B^2 (P_H + \Delta P_a) + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} =$$

$$= \sqrt{2gRT_0 \left( \frac{k}{k-1} \right) \left[ \left( \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} (1 + K_p) V_B^2 + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (8)$$

а методическая статическая погрешность определяется выражением

$$\Delta V_{\text{пм}} = V_{\text{пм}} - V_{\text{п}} = \sqrt{2gRT_0 \left( \frac{k}{k-1} \right) \left[ \left( \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} (1 + K_p) V_B^2 + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \sqrt{2gRT_0 \left( \frac{k}{k-1} \right) \left[ \left( \frac{\rho_0 T_0}{4P_0^2 T_H} V_B^2 + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (9)$$

Как показали расчеты, значения методической погрешности  $\Delta V_{\text{пм}}$  канала приборной скорости системы воздушных сигналов дозвукового самолета с неподвижным невыступающим приемником потока, обусловленной отличием  $P_M$  от  $P_H$  при регламентируемом НЛГС значении  $K_p=0,05$  в диапазоне высот от 0 до 11 000 м и скорости полета 50—1200 км/ч изменяются от 0,35 м/с (1,26 км/ч) до 9,65 м/с (34 км/ч), т.е. 2,5—2,8 % от величины истинной воздушной скорости. При увеличении (уменьшении)  $K_p$  значения методической статической погрешности  $\Delta V_{\text{пм}}$  пропорционально изменяется.

Для уменьшения методической статической погрешности, вносимой движением самолета, обтекаемая поверхность ионно-меточного датчика выносится из зоны неровности обшивки самолета, а приемник местного статического давления выполняется в виде дренажного отверстия в стенке [10].

Причиной другой группы методических статических погрешностей системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока является отличие истинной воздушной скорости невозмущенного набегающего воздушного потока от истинной воздушной скорости, измеренной ионно-меточным датчиком аэродинамического угла в месте его установки на фюзеляже.

Искажение невозмущенного воздушного потока вблизи фюзеляжа, вносимое движением самолета, приводит к увеличению истинной воздушной скорости  $V_{\text{ВМ}}$  в месте установки ионно-меточного датчика. Увеличение местной истинной воздушной скорости  $V_{\text{ВМ}}$  можно оценить через увеличение скоростного напора  $P_{\text{дм}} = \frac{\rho_H V_{\text{ВМ}}^2}{2}$  в месте расположения датчика, определяемого как  $P_{\text{дм}} = (1 + K_V) P_{\text{д}}$ , где  $P_{\text{д}}$  — расчетное значение скоростного напора невозмущенного набегающего потока.

Тогда формулу для определения местной истинной воздушной скорости  $V_{\text{ВМ}}$  можно представить в виде

$$V_{\text{ВМ}} = \sqrt{2gRT_0 \left( \frac{k}{k-1} \right) \left[ \left( 1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} (1 + K_V) V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (10)$$

где  $K_V$  — коэффициент, отражающий связь измеренной местной воздушной скорости  $V_{\text{ВМ}}$  и истинной воздушной скорости движения самолета относительно окружающей воздушной среды. Значение  $K_V$  определяется при летных испытаниях для характерных режимов полета самолета.

Методическую статическую погрешность  $\Delta V_{\text{Ва}}$  измерения истинной воздушной скорости в месте установки ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости можно оценить выражением

$$\Delta V_{\text{Ba}} = \sqrt{2gRT_H \left(\frac{k}{k-1}\right) \left[ \left(1 + \frac{(1+K_V)\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_B^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \sqrt{2gRT_H \left(\frac{k}{k-1}\right) \left[ \left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_B^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (11)$$

Как показали расчеты,  $K_V=0,05$ ,  $H=0-11\ 000$  м,  $V=50-1200$  км/ч,  $\Delta V_{\text{Ba}}$  изменяется от 0,34 м/с (1,2 км/ч) до 6,25 (22,5). При  $K_V=0,02$  — от 0,14 (0,5) до 2,53 (9,1), при 0,01 — от 0,07 (0,25) до 1,27 (4,6).

Температура наружного воздуха  $T_{HМ}$ , определяемая по значению истинной воздушной скорости  $V_{\text{BМ}}$ , измеренной датчиком, равна

$$T_{HМ} = \frac{2gRT_H \left(\frac{k}{k-1}\right) \left[ \left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} (1+K_V) V_B^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}{2gR \left(\frac{k}{k-1}\right) \left[ \left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} (1+K_V) V_B^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} = T_H. \quad (12)$$

Следовательно, использование ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости позволяет избежать методической статической погрешности измерения температуры наружного воздуха самолета с неподвижными невыступающими приемниками потока.

Аналогично приборная скорость полета и число Маха [6]:

$$V_{\text{п}} = \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1}\right) \left[ \left(1 + \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} V_B^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}; \quad (13)$$

$$M = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[ \left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_B^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}$$

вычисляются по истинной воздушной скорости  $V_{\text{BМ}}$ , измеренной ионно-меточным датчиком, с методическими статическими погрешностями

$$V_{\text{пМ}} = \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1}\right) \left[ \left(1 + \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} (1+K_V) V_B^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} = V_{\text{п}} + \Delta V_{\text{пa}},$$

где

$$\begin{aligned} \Delta V_{\text{п а}} &= \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1}\right) \left[ \left(1 + \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} (1 + K_V) V_B^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \\ &\quad - \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1}\right) \left[ \left(1 + \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} V_B^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}; \\ M_M &= \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[ \left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} (1 + K_V) V_B^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} = M + \Delta M_a, \end{aligned} \quad (14)$$

где

$$\Delta M_a = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[ \left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} (1 + K_V) V_B^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[ \left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_B^2\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (15)$$

$\Delta V_{\text{п а}} = V_{\text{п м}} - V_{\text{п}}$  и  $\Delta M_a = M_M - M$  — методические статические погрешности определения приборной скорости и числа Маха по информации ионно-меточного датчика, установленного на фюзеляже самолета.

Как показывают расчеты, значения погрешности  $\Delta V_{\text{п а}}$  канала приборной скорости, обусловленной отличием  $V_{\text{Вм}}$  от  $V_{\text{В}}$ , зависит от высоты и скорости полета. При  $K_V=0,01$ ,  $H=0$  и  $V_{\text{В}}=50$  км/ч  $\Delta V_{\text{п а}} = 0,07$  м/с (0,252 км/ч), при  $V_{\text{В}}=1200$  км/ч  $\Delta V_{\text{п а}} = 1,27$  м/с (4,6 км/ч). При  $K_V=0,01$ ,  $H=11\,000$  м и  $V_{\text{В}}=50$  км/ч —  $\Delta V_{\text{п а}} = 0,1$  м/с (0,36 км/ч), при  $V_{\text{В}}=1200$  км/ч —  $\Delta V_{\text{п а}} = 1,41$  м/с (5,1 км/ч). При  $K_V=0,02$  и  $0,05$  в исследуемом диапазоне высот и скоростей погрешности  $\Delta V_{\text{п а}}$  пропорционально увеличиваются.

Как показывают расчеты, значение методической статической погрешности  $\Delta M_a$  канала измерения, обусловленной отличием  $V_{\text{Вм}}$  от  $V_{\text{В}}$ , также не зависит от высоты полета и при  $K_V=0,01$  изменяется от  $\Delta M_a = 0$  при  $V_{\text{В}}=50$  км/ч до  $0,004$  при  $1200$  км/ч. При  $K_V=0,02$   $\Delta M_a$  в исследуемом диапазоне скоростей изменяется от  $0$  до  $0,008$ .

В процессе разработки и изготовления опытных образцов системы воздушных сигналов самолета с неподвижными невыступающими приемниками потока и встроенным приемником статического давления с учетом конкретного места установки ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости на конкретном самолете проводятся определение и учет систематических составляющих методической статической погрешности измерительных каналов системы.

В Летно-исследовательском институте им. М. М. Громова разработаны технологии летных испытаний бортового оборудования самолетов, вертолетов и других аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений [11], в том числе технология определения методических статических погрешностей приемников воздушных давлений и систем воздушных сигналов самолетов при летных испытаниях. Использование указанных технологий позволяет с приемлемой точностью определить систематические составляющие методических статических погрешностей измерительных каналов системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока и встроенным приемником статического давления на всех характерных режимах полета.

По результатам летных испытаний системы определяются значения статических поправок, которые заносятся в постоянное запоминающее устройство вычислителя системы воздушных сигналов и на основании которых производится коррекция систематических методических статических погрешностей измерительных каналов системы.

Таким образом, искажение невозмущенного воздушного потока вблизи фюзеляжа в месте установки ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости приводит к дополнительным методическим статическим погрешностям измерительных каналов системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока, которые необходимо учитывать при тарировке системы.

Указанные достоинства рассматриваемой системы измерения воздушных сигналов определяют перспективы разработки и применения ее вариантов системы на самолетах различного класса и назначения.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Никитин А. В., Солдаткин В. В., Солдаткин В. М. Построение и экспериментальные исследования системы измерения параметров вектора ветра на стартовых и взлетно-посадочных режимах вертолета // Мехатроника, автоматизация, управление. 2016. Т. 17, № 8. С. 560—566. DOI:10.17587/mau.17.560-566.
2. Деревянкин В. П. Обнаружение нештатных ситуаций и предотвращение критических режимов полета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2004. № 3. С. 54—57.
3. Солдаткин В. М. Методы и средства измерения аэродинамических углов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
4. Клюев Т. И., Макаров Н. Н., Солдаткин В. М., Ефимов И. П. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов: Учебное пособие / Под ред. В. А. Мишина. Ульяновск: УлГТУ, 2005. 509 с.
5. Практическая аэродинамика маневренных самолетов / Под ред. Н. М. Лысенко. М.: Воениздат, 1997. 439 с.
6. Солдаткин В. М., Солдаткин В. В., Никитин А. В., Аришкин Е. О. Система измерения воздушных параметров вертолета с неподвижным приемником потока, ионно-меточными и аэрометрическими измерительными каналами // Мехатроника, автоматизация, управление. 2018. Т. 19, № 11. С. 744—752. DOI:10.17587/mau19.744-752.
7. Пат. 2445634 РФ, МКИ G01P 5/14. Меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости / Ф. А. Ганеев, В. М. Солдаткин, И. Р. Уразбахтин, Н. Н. Макаров, В. И. Кожевников. Заявл. 05.06.2010. № 2010118253/28. Оpubл. 20.03.2012. Бюл. № 8.
8. Ganeev F. A., Soldatkin V. M. Ion-marking aerodynamic angle and airspeed sensor with logometric informative signals and interpolation processing scheme // Russian Aeronautics. 2010. Vol. 53, N 3. P. 312—319. DOI: 10.3103/S1068799810030116.
9. Soldatkin V. M., Soldatkina E. S. Vortex sensor of aerodynamic angle and true airspeed // Russian Aeronautics. 2012. Vol. 55, N 4. P. 402—407. DOI: 10.3103/S1068799812040149.
10. Пат. 2580208 РФ, МКИ G01P 5/00, G01C 1/12. Меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости / В. М. Солдаткин, Ф. А. Ганеев, Е. С. Солдаткина, Н. Н. Макаров, В. П. Деревянкин, Д. Л. Крылов. Заявл. 10.12.2014. № 2014150131/28. Оpubл. 10.04.2016. Бюл. № 10.
11. Харин Е. Г., Копылов В. А. Технологии летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений. М.: МАИ-Принт, 2012. 360 с.

#### Сведения об авторах

- Александр Владимирович Никитин** — канд. техн. наук, доцент; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, кафедра приборов и информационно-измерительных систем; E-mail: nikitin.rf@mail.ru
- Вячеслав Владимирович Солдаткин** — д-р техн. наук, доцент; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, кафедра приборов и информационно-измерительных систем; заведующий кафедрой; E-mail: w-soldatkin@mail.ru

Владимир Михайлович Солдаткин

— д-р техн. наук, доцент; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, кафедра приборов и информационно-измерительных систем; профессор;  
E-mail: w-soldatkin@mail.ruПоступила в редакцию  
17.05.19 г.

**Ссылка для цитирования:** Никитин А. В., Солдаткин В. В., Солдаткин В. М. Анализ статической точности системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока // Изв. вузов. Приборостроение. 2019. Т. 62, № 8. С. 693—701.

### STATIC ACCURACY ANALYSIS OF AIR SIGNAL SYSTEM OF AIRCRAFT WITH A FIXED NON-PROTRUDING RECEIVER OF INCOMING AIR FLOW

A. V. Nikitin, V. V. Soldatkin, V. M. Soldatkin

Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI, 420111, Kazan, Russia  
E-mail: w-soldatkin@mail.ru

The necessity of creating a system of air signals of an airplane with one fixed non-protruding receiver of incoming air flow is substantiated. Features of the airborne signal system of an airplane with a fixed non-protruding receiver of the incoming air flow, which are based on an ion-tagged aerodynamic angle sensor and true airspeed with a static pressure receiver hole on its streamlined surface, are revealed. Algorithms for processing information in the measuring channels of the system are presented, methodical static errors of the system for measuring air signals of an aircraft with a fixed non-protruding receiver of the air flow and technologies for their reduction are evaluated, the causes of such errors are analyzed.

**Keywords:** air signals, fixed non-protruding flow receiver, ion-tagged sensor, receiver hole, static pressure, algorithms, methodical static errors

#### REFERENCES

1. Nikitin A.V., Soldatkin V.V., Soldatkin V.M. *Mehatronika, Avtomatizacia, Upravlenie* (Mechatronics, Automation, Control), 2016, no. 8(17), pp. 560–566. DOI:10.17587/mau.17.560-566 (in Russ.)
2. Derevyankin V.P. *Russian Aeronautics*, 2004, no. 3, pp. 54–57. (in Russ.)
3. Soldatkin V.M. *Metody i sredstva izmereniya aerodinamicheskikh uglov* (Methods and Means of Measuring Aerodynamic Angles), Kazan', 2001, 448 p. (in Russ.)
4. Kluyev T.I., Makarov N.N., Soldatkin V.M., Efimov I.P. *Izmeriteli aerodinamicheskikh parametrov letatel'nykh apparatov* (Meters of Aerodynamic Parameters of Aircraft), Ul'yanovsk, 2005, 509 p. (in Russ.)
5. Lysenko N.M., ed., *Prakticheskaya aerodinamika manevrennykh samoletov* (Practical Aerodynamics of Maneuverable Aircraft), Moscow, 1997, 439 p. (in Russ.)
6. Nikitin A.V., Soldatkin V.V., Soldatkin V.M., Ariskin E.O. *Mehatronika, Avtomatizacia, Upravlenie* (Mechatronics, Automation, Control), 2018, no. 11(19), pp. 744–752. DOI:10.17587/mau19.744-752 (in Russ.)
7. Patent 2445634 RU, G01P 5/14, *Metochnyy datchik aerodinamicheskogo ugla i vozduшной скорости* (Accurate Aerodynamic Angle and Airspeed Sensor), F.A. Ganeyev, V.M. Soldatkin, I.R. Urazbakhtin, N.N. Makarov, V.I. Kozhevnikov, Priority 05.06.2010, № 2010118253/28, Published 20.03.2012, Bulletin 8. (in Russ.)
8. Ganeev F.A., Soldatkin V.M. *Russian Aeronautics*, 2010, no. 3(53), pp. 312–319. DOI: 10.3103/S1068799810030116
9. Soldatkin V.M., Soldatkina E.S. *Russian Aeronautics*, 2012, no. 4(55), pp. 402–407. DOI: 10.3103/S1068799812040149
10. Patent 2580208 RU, G01P 5/00, G01C 1/12, *Metochnyy datchik aerodinamicheskogo ugla i vozduшной скорости* (Accurate Aerodynamic Angle and Airspeed Sensor), V.M. Soldatkin, F.A. Ganeyev, E.S. Soldatkina, N.N. Makarov, V.P. Derevyankin, D.L. Krylov, Priority 10.12.2014, № 2014150131/28, Published 10.04.2016, Bulletin 10. (in Russ.)
11. Kharin E.G., Kopylov V.A. *Tekhnologii letnykh ispytaniy bortovogo oborudovaniya letatel'nykh apparatov s primeneniem 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

Alexander V. Nikitin

— PhD, Associate Professor; Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Department of Devices and Information-Measuring Systems;  
E-mail: nikitin.rf@mail.ru

- Vyacheslav V. Soldatkin** — Dr. Sci., Associate Professor; Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Department of Devices and Information-Measuring Systems; Head of the Department;  
E-mail: w-soldatkin@mail.ru
- Vladimir M. Soldatkin** — Dr. Sci., Professor; Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev-KAI, Department of Devices and Information-Measuring Systems; Professor;  
E-mail: w-soldatkin@mail.ru

**For citation:** Nikitin A. V., Soldatkin V. V., Soldatkin V. M. Static accuracy analysis of air signal system of aircraft with a fixed non-protruding receiver of incoming air flow. *Journal of Instrument Engineering*. 2019. Vol. 62, N 8. P. 693—701 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2019-62-8-693-701