

В. М. Солдаткин, д-р техн. наук, зав. каф., w-soldatkin@mail.ru, **Е. С. Ефремова**, ассистент, Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева (КАИ)

Особенности построения и анализ статической точности вихревой системы воздушных сигналов дозвукового летательного аппарата¹

Отмечается важность информации и указываются недостатки традиционных систем воздушных сигналов, реализующих аэрометрический, аэродинамический и флюгерный методы с помощью разнесенных по фюзеляжу приемников воздушных давлений, приемников температуры торможения, датчиков аэрометрических углов атаки и скольжения.

Рассматриваются особенности построения и достоинства оригинальной вихревой системы воздушных сигналов с одним неподвижным приемником первичной информации и частотно-временными первичными информативными сигналами, построенной на основе оригинального вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с отверстием-приемником статического давления на его обтекаемой поверхности, связанного с датчиком абсолютного давления с частотным выходом.

Отмечается, что по результатам расчетов инструментальные статические погрешности измерительных каналов вихревой системы воздушных сигналов близки к инструментальным погрешностям традиционных систем воздушных сигналов.

Рассмотрены причины, получены математические модели и расчетные значения методических статических погрешностей измерительных каналов вихревой системы воздушных сигналов, которые свидетельствуют о перспективах применения системы на дозвуковых летательных аппаратах.

Ключевые слова: летательный аппарат, воздушные сигналы, измерение, вихревая система, неподвижный приемник, частотно-временные информативные сигналы, особенности построения, методические статические погрешности, модели, расчет

Введение

Полеты большого класса летательных аппаратов (ЛА), в том числе малоразмерных, беспилотных и дистанционно-пилотируемых, происходят в пределах атмосферы, и для управления ими, обеспечения их безопасности, эффективного решения полетных задач необходима информация о барометрической высоте, приборной и истинной воздушной скорости, аэродинамических углах атаки и скольжения, о других воздушных сигналах, определяющих аэродинамику движения ЛА относительно окружающей воздушной среды [1]. Современные средства измерения воздушных сигналов реализуют аэрометрический, аэродинамический и флюгерный методы и построены на основе приемников воздушных давлений, приемников температуры торможения и датчиков аэродинамических углов атаки и скольжения, распределенных на фюзеляже и вынесенных в набегающий воздушный поток за пределы пограничного слоя летательного аппарата [2, 3]. Это приводит к усложнению и увеличению массы построенной на их основе системы, нарушению аэродинамики ЛА, особенно при маневрировании. При этом восприятие, выделение, передача и преобразование первичных амплитудных информативных сиг-

налов — давлений, перепадов давлений, углов поворота, сопротивлений и напряжений — в измерительных каналах системы связано с аддитивными и мультипликативными погрешностями измерения воздушных сигналов [2, 4].

Особенности вихревой системы воздушных сигналов

Возможности достижения меньших потерь информации при восприятии, выделении, преобразовании, передаче и обработке частотно-временных информативных сигналов, формируемых одним неподвижным многофункциональным приемником, получения выходных сигналов в цифровой форме определяют перспективность работ по разработке системы воздушных сигналов, построенной на основе вихревого метода [5].

Основным конструктивным элементом вихревой системы (см. рисунок) является оригинальный вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости [6, 7], который содержит два клиновидных тела I , расположенных ортогонально друг к другу своими основаниями и встречно набегающему воздушному потоку, вектор скорости $V = -V_v$ которого равен по величине и обратен по знаку вектору V_v истинной воздушной скорости ЛА.

¹ Работа выполнена по гранту РФФИ №18-38-00094.

На тыльных поверхностях клиновидных тел расположены приемники 2 пульсаций давлений, выходы которых подключены к устройствам 3 регистрации частот f_1 и f_2 вихреобразования за клиновидными телами. Выходы устройств 3 регистрации частот вихреобразования подключены ко входу устройства обработки 4.

Для расширения функциональных возможностей вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости и обеспечения измерения барометрической высоты H , температуры T_H наружного воздуха на высоте полета H , плотности воздуха ρ_H на высоте полета H , приборной скорости $V_{пр}$, числа Маха M и других связанных с ними параметров предложено [8] на верхней или нижней поверхности одного струевыпрямителя 5, например верхнего, установить отверстие-приемник 6 статического давления P_H набегающего воздушного потока, который через пневмопровод 7 связан со входом датчика 8 абсолютного давления преимущественно с частотным выходным сигналом [9]. Выход датчика 9 в виде частоты f_{PH} , пропорциональной статическому давлению P_H набегающего воздушного потока, подключен ко входу устройства обработки 4. Устройство обработки 4 выполнено в виде вычислителя, реализующего разработанные алгоритмы определения всех высотно-скорост-

ных параметров движения ЛА относительно окружающей воздушной среды.

По сравнению с традиционными вихревая система воздушных сигналов имеет следующие достоинства:

- одновременно осуществляет измерение всех воздушных сигналов, определяющих движение ЛА относительно окружающей среды;
- воздушные сигналы измеряются с помощью одного неподвижного малогабаритного приемника без искажения аэродинамики ЛА;
- измерение воздушных сигналов обеспечивается без существенного усложнения вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, без заметного повышения себестоимости вихревой системы;
- частотно-временные первичные информативные сигналы позволяют снизить погрешности из-за дрейфа нуля и изменения чувствительности элементов цепи восприятия, преобразования, передачи и обработки информации всех измерительных каналов системы;
- выходная информация по воздушным сигналам ЛА выдается в цифровой форме, что упрощает ее использование в современных бортовых системах.

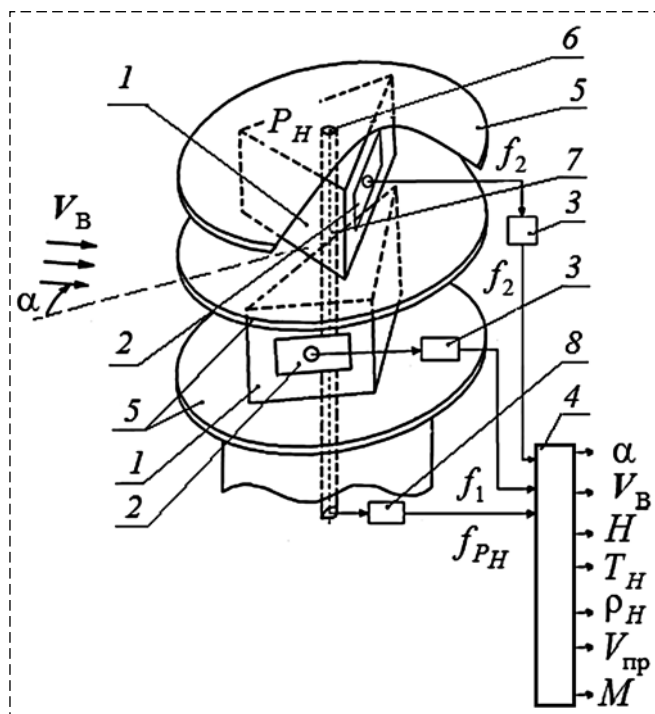
Модели и расчет статических погрешностей измерительных каналов вихревой системы воздушных сигналов

При анализе погрешностей измерения воздушных сигналов системы на основе вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с встроенным приемником статического давления необходимо учитывать методические и инструментальные статические погрешности.

Как показали исследования [10], причины и расчетные значения инструментальных статических погрешностей измерительных каналов вихревой системы воздушных сигналов в диапазоне дозвуковых скоростей практически соответствуют инструментальным погрешностям традиционных систем воздушных сигналов.

При исследовании статической точности вихревой системы воздушных сигналов дозвукового ЛА особый интерес представляют методические статические погрешности, связанные с особенностями восприятия первичной информации вихревым датчиком и новыми алгоритмами вычисления воздушных сигналов.

Одна группа методических погрешностей вихревой системы, как и традиционных си-



Конструктивно-функциональная схема вихревой системы воздушных сигналов летательного аппарата
Structural and functional scheme of the vortex system aircraft air signals

стем [4], обусловлена аэродинамическими искажениями набегающего воздушного потока в месте установки вихревого датчика.

Из-за возмущений, вносимых движением ЛА, давление P_m в месте расположения отверстия-приемника на скользящей поверхности струевыпрямителя вихревого датчика отличается от статического давления P_H невозмущенного набегающего воздушного потока на величину аэродинамического искажения ΔP_a , т. е.

$$P_m = P_H + \Delta P_a = P_H + K_p q, \quad (1)$$

где $K_p = \overline{P_m}$ — безразмерный коэффициент местного статического давления, определяемый при летных испытаниях системы на конкретном типе ЛА для конкретного места установки вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, для всех характерных режимов полета; $q = \rho_H V_B^2 / 2$ — скоростной напор; ρ_H — плотность воздуха на высоте полета H .

Поэтому барометрическая высота H_m , определяемая в каналах вихревой системы по давлению P_m в соответствии со стандартной зависимостью [2, 4], в диапазоне высот до 11 000 м будет иметь вид

$$\begin{aligned} H_m &= \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_m}{P_0} \right)^{\tau R} \right] = \\ &= \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right] + \left(\frac{T_0}{\tau} \frac{\Delta P_a}{P_0} \right)^{\tau R} = H + \Delta H_a; \quad (2) \\ \Delta H_a &= \left(\frac{T_0}{\tau} \frac{\Delta P_a}{P_0} \right)^{\tau R} = \left(\frac{T_0}{\tau} \frac{K_p \rho_H V_B^2}{2 P_0} \right)^{\tau R}, \end{aligned}$$

где $T_0 = 288,15$ К и $P_0 = 101325$ Па — абсолютные температура и давление воздуха на высоте H , равной нулю; $\tau = 0,0065$ К/м и $R = 29,27$ м/К — температурный градиент и газовая постоянная окружающий воздушной среды; $\Delta H_a = H_m - H$ — методическая аэродинамическая статическая погрешность определения барометрической высоты из-за искажения статического давления, воспринимаемого на скользящей поверхности струевыпрямителя вихревого датчика.

Как показали расчеты, при изменении коэффициента местного статического давления K_p от 0,05 до 0,2 методическая аэродинамическая статическая погрешность ΔH_a канала барометрической высоты в диапазоне высот от 0 до 11 000 м и дозвуковых скоростей полета изменяется от $\Delta H_{a \min} = 0,75 \dots 2,5$ м, до $\Delta H_{a \max} = 4 \dots 5,2$ м.

Отклонение местного статического давления P_m , воспринимаемого на скользящей поверхности струевыпрямителя вихревого датчика, от статического давления P_H невозмущенного набегающего воздушного потока является причиной и методической аэродинамической статической погрешности канала приборной скорости вихревой системы воздушных сигналов.

Приборная скорость, вычисляемая по местному статическому давлению P_m в каналах вихревой системы воздушных сигналов самолета, будет равна

$$\begin{aligned} V_{пр}^{P_m} &= \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \times} \\ &\times \left[\left(\frac{\rho_0 T_0}{2P_0^2 T_H} V_B^2 (P_H + \Delta P_a) + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] = \\ &= \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \times} \\ &\times \left[\left(\frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} (1 + K_p) V_B^2 + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right], \quad (3) \end{aligned}$$

Тогда методическая аэродинамическая статическая погрешность $\Delta V_{пр}^{P_m}$ определения приборной скорости в месте установки вихревого датчика будет определяться выражением

$$\begin{aligned} \Delta V_{пр}^{P_m} &= V_{пр}^{P_m} - V_{пр} = \\ &= \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \times} \\ &\times \left[\left(\frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} (1 + K_p) V_B^2 + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] - \\ &- \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(\frac{\rho_0 T_0}{4P_0^2 T_H} V_B^2 + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}. \quad (4) \end{aligned}$$

Как показали расчеты, значения методической аэродинамической статической погрешности $\Delta V_{пр}^{P_m}$ канала приборной скорости, обусловленной отличием местного статического давления P_m от статического давления P_H невозмущенного набегающего воздушного потока при регламентируемом значении $K_p = 0,05$ в диапазоне высот от 0 до 11 000 м и скорости полета от 50 до 1200 км/ч, изменяются от 0,35 м/с (1,26 км/ч) до 9,65 м/с (34 км/ч), т. е. составляет около 2,5...2,8 % от значения при-

борной воздушной скорости. При увеличении (уменьшении) K_p расчетные значения методической аэродинамической статической погрешности $\Delta V_{пр}^M$ пропорционально увеличиваются (уменьшаются).

Другой причиной методических аэродинамических статических погрешностей вихревой системы воздушных сигналов самолета является отличие истинной воздушной скорости, измеренной вихревым датчиком аэродинамического угла и истинной воздушной скорости в месте его установки на фюзеляже, от скорости набегающего воздушного потока.

Искажения невозмущенного воздушного потока вблизи фюзеляжа, вносимое движением ЛА, приводит к увеличению местной истинной воздушной скорости $V_{в.м}$ в месте установки вихревого датчика. Это увеличение можно оценить через увеличение скоростного напора

$P_{дин}^M = \frac{\rho_H V_{в.м}^2}{2}$ в месте расположения вихревого датчика, определяемого как $P_{дин}^M = (1 + K_V) P_{дин}$, где $P_{дин}$ — расчетное значение скоростного напора невозмущенного набегающего потока; K_V — безразмерный коэффициент, который зависит от параметров полета и определяется при летных испытаниях для характерных режимов полета ЛА [1].

Тогда формулу для определения местной истинной воздушной скорости $V_{в.м}$ можно представить в виде

$$V_{в.м} = \sqrt{2gRT_H \left(\frac{k}{k-1} \right) \times \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} (1 + K_V) V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (5)$$

Методическую аэродинамическую статическую погрешность $\Delta V_{в.а}$ измерения истинной воздушной скорости в месте установки вихревого датчика можно оценить выражением

$$\Delta V_{в.а} = \sqrt{2gRT_H \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(1 + \frac{(1 + K_V) \rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \sqrt{2gRT_H \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (6)$$

Как показали расчеты, значения методической аэродинамической статической погреш-

ности $\Delta V_{в.а}$ канала истинной воздушной скорости для значения $K_V = 0,05$ в диапазоне высот от 0 до 11000 м при изменении скорости полета от 50 до 1200 км/ч изменяются от 0,34 м/с (1,2 км/ч) до 6,25 м/с (22,5 км/ч), при значении $K_V = 0,02$ — изменяется от 0,14 м/с (0,5 км/ч) до 2,53 м/с (9,1 км/ч), при значении $K_V = 0,01$ — изменяются от 0,07 м/с (0,25 км/ч) до 1,27 м/с (4,6 км/ч).

Температура наружного воздуха $T_{H.м}$, определяемая по значению истинной воздушной скорости $V_{в.м}$, измеренной вихревым датчиком, равна

$$T_{H.м} = \frac{2gRT_H \left(\frac{k}{k-1} \right) \times \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} (1 + K_V) V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}{2gR \left(\frac{k}{k-1} \right) \times \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} (1 + K_V) V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} = T_H. \quad (7)$$

Следовательно, методическая аэродинамическая статическая погрешность измерения температуры наружного воздуха в каналах вихревой системы воздушных сигналов дозвукового самолета отсутствует.

Аналогично приборная скорость полета и число Маха также вычисляются по истинной воздушной скорости $V_{в.м}$, измеренной вихревым датчиком, с методическими аэродинамическими статическими погрешностями

$$\Delta V_{пр.а} = \sqrt{2gRT_0 \frac{k}{k-1} \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} (1 + K_V) V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \sqrt{2gRT_0 \frac{k}{k-1} \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0 P_H}{2P_0^2 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}; \quad (8)$$

$$\Delta M_a = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} (1 + K_V) V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(1 + \frac{\rho_0 T_0}{2P_0 T_H} V_B^2 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (9)$$

где $\Delta V_{\text{пр.а}} = V_{\text{пр.м}} - V_{\text{пр}}$ и $\Delta M_a = M_m - M$ — методические аэродинамические погрешности определения приборной скорости и числа Маха по информации вихревого датчика, установленного на фюзеляже самолета.

Как показывают расчеты, методическая аэродинамическая статическая погрешность $\Delta V_{\text{пр.а}}$ канала приборной скорости зависит от высоты и скорости полета. При $K_V = 0,01$, $H = 0$ и $V_B = 50$ км/ч $\Delta V_{\text{пр.а}} = 0,07$ м/с (0,252 км/ч), при $V_B = 1200$ км/ч $\Delta V_{\text{пр.а}} = 1,27$ м/с (4,6 км/ч). При $K_V = 0,01$, $H = 11000$ м и $V_B = 50$ км/ч $\Delta V_{\text{пр.а}} = 0,1$ м/с (0,36 км/ч), при $V_B = 1200$ км/ч $\Delta V_{\text{пр.а}} = 1,41$ м/с (5,1 км/ч). При $K_V = 0,02$ и $K_V = 0,05$ в исследуемом диапазоне высот и скоростей погрешности $\Delta V_{\text{пр.а}}$ пропорционально увеличиваются.

Значения методической аэродинамической статической погрешности ΔM_a канала числа Маха, обусловленной отличием местной истинной воздушной скорости $V_{B.m}$ в месте расположения вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости от истинной воздушной скорости V_B невозмущенного набегающего потока не зависит от высоты полета и при $K_V = 0,01$ изменяется от $\Delta M_a = 0$ при $V_B = 50$ км/ч до $\Delta M_a = 0,004$ при $V_B = 1200$ км/ч. При $K_V = 0,02$ методическая аэродинамическая погрешность ΔM_a в исследуемом диапазоне скоростей изменяется от 0 до 0,008.

Таким образом, искажение невозмущенного воздушного потока вблизи фюзеляжа в месте установки вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости приводит к дополнительным методическим аэродинамическим статическим погрешностям измерительных каналов вихревой системы воздушных сигналов самолета, которые необходимо учитывать при тарировке.

Как показывают расчеты, методические статические погрешности измерительных каналов вихревой системы воздушных сигналов дозвукового ЛА практически соответствуют статической точности современных традиционных систем воздушных сигналов [4].

Рассмотренная методика позволяет оценить методические статические погрешности измерительных каналов системы воздушных сигналов дозвукового ЛА на основе вихревого датчика аэродинамических углов и истинной воздушной скорости со встроенным приемни-

ком статического давления и при других исходных данных.

Заключение

Таким образом, вихревая система воздушных сигналов дозвукового ЛА обеспечивает помехоустойчивое выделение, преобразование и обработку первичных частотно-временных информативных сигналов, воспринимаемых одним неподвижным многофункциональным приемником, выдачу выходной информации с требуемой статической точностью в цифровой (кодовой) форме, удобной для использования в современных системах управления и электронной индикации. Это определяет конкурентные преимущества и перспективы применения вихревой системы воздушных сигналов на самолетах малой авиации, на малоразмерных, беспилотных и дистанционно-пилотируемых ЛА различного класса и назначения.

Список литературы

1. Харин Е. Г., Копылов И. А. Технология летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2012. 360 с.
2. Боднер В. А. Приборы первичной информации. М.: Машиностроение, 1981. 344 с.
3. Солдаткин В. М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
4. Клюев Г. И., Макаров Н. Н., Солдаткин В. М., Ефимов И. П. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов: Учеб. пособие / Под ред. В. А. Мишина. Ульяновск: Ул ГТУ, 2005. 509 с.
5. Киясбейли А. Ш., Перельштейн М. Е. Вихревые измерительные приборы. М.: Машиностроение, 1972. 152 с.
6. Патент РФ на изобретение № 2506596, МПК G01P 5/00. Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости / В. М. Солдаткин, Е. С. Солдаткина. Заяв. 16.07.2012, заявка № 2012130111/28. Оpubл. 10.02.2014. Бюл. № 4.
7. Солдаткин В. М., Солдаткина Е. С. Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости // Известия вузов. Авиационная техника. 2012. № 4. С. 56—59.
8. Патент РФ на изобретение № 2556760, МПК G01P 5/00. Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости / В. М. Солдаткин, Е. С. Солдаткина. Заяв. 21.04.2014, заявка № 201411035/28. Оpubл. 20.07.2015. Бюл. № 20.
9. Солдаткина Е. С., Солдаткин В. М. Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с расширенными функциональными возможностями // Известия вузов. Авиационная техника. 2014. № 4. С. 54—56.
10. Ефремова Е. С. Теоретические основы построения вихревой системы измерения высотно-скоростных параметров дозвукового летательного аппарата // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2017. № 9—2. С. 166—176.

Features of Construction and Analysis of Static Accuracy of the Vortex Air Data System of Subsonic Aircraft

V. M. Soldatkin, w-soldatkin@mail.ru, E. S. Efremova, soldatkina1991@bk.ru

Kazan national research technical university named after A. N. Tupolev-KAI, Kazan, 420111, Russian Federation

Corresponding author: Soldatkin Vyacheslav M., Dr. Sci., Professor, Kazan national research technical university named after A. N. Tupolev-KAI, Kazan, 420111, Russian Federation, e-mail: w-soldatkin@mail.ru

Accepted on March 05, 2019

Abstract

The importance of information is noted and the defects of traditional air data systems are described, implementing aerometric, aerodynamic and directional methods using straddled in the fuselage of the air pressure receiver, temperature braking receivers, sensors aerodynamic angles of attack and slip. The features of construction and advantages of the original vortex air data system with one stationary receiver of primary information and frequency-time primary informative signals based on the original vortex sensor of aerodynamic angle and true air velocity with a hole-receiver of static pressure on its streamlined surface associated with the absolute pressure sensor with frequency output are considered. It is noted that according to the results of calculations, the instrumental static errors of the measuring channels of the vortex air data system are close in magnitude to the instrumental errors of traditional air data systems. The reasons are considered, mathematical models and calculated values of methodical static errors of measuring channels of vortex air data system which testify to prospects of application of system on subsonic aircraft are received.

Keywords: aircraft, air signals, measurement, vortex system, stationary receiver, frequency-time informative signals, features of construction, methodic static errors, models, calculation

Acknowledgements: Work performed under grant of the Russian Foundation for Basic Research № 18-38-00094.

For citation:

Soldatkin V. M., Efremova E. S. Features of Construction and Analysis of Static Accuracy of the Vortex Air Data System of Subsonic Aircraft, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2019, vol. 20, no. 7, pp. 443–448.

DOI: 10.17587/mau.20.443-448

References

1. Harin E. G., Kopylov I. A. Technology of flight tests of onboard equipment of aircraft using a complex of onboard trajectory measurements, Moscow, Publishing house of MAI-PRINT, 2012, 360 p. (in Russian).
2. Bodner V. A. Devices of primary information, Moscow, Mashinostroenie, 1981, 344 p. (in Russian).
3. Soldatkin V. M. Methods and means of measuring the aerodynamic angles of aircraft, Kazan, Publishing house of Kazan. gos. tekhn. un-t, 2001, 448 p. (in Russian).
4. Klyuev G. I., Makarov N. N., Soldatkin V. M., Efimov I. P. Measuring instruments of aerodynamic parameters of aircraft, Ulyanovsk, UIGTU, 2005, 509 p. (in Russian).
5. Kiyasbejli A. Sh., Perelshtejn M. E. Vortex Measuring Instruments, Moscow, Mashinostroenie, 1972, 152 p. (in Russian).
6. Patent of the Russian Federation for invention № 2506596, IPC G01P 5/00. Vortex sensor of aerodynamic angle and true airspeed / Soldatkin V. M., Soldatkina E. S. Claim 07/16/2012, Application No. 2012130111/28. Publ. 02/10/2014. Bul № 4 (in Russian).
7. Soldatkin V. M., Soldatkina E. S. *Izvestiya Vuzov. Aviacionnaya Tekhnika*. 2012, no. 4, pp. 56–59 (in Russian).
8. RF patent for the invention № 2556760, IPC G01P 5/00. Vortex sensor of aerodynamic angle and true airspeed / Soldatkin V. M., Soldatkina E. S. Claim 04/21/2014, Application No. 201011035/28. Publ. 07/20/2015. Bul № 20 (in Russian).
9. Soldatkina E. S., Soldatkin V. M. *Izvestiya Vuzov. Aviacionnaya Tekhnika*. 2014, no. 4, pp. 54–56 (in Russian).
10. Efremova E. S. *Izvestiya Tul'skogo Gosudarstvennogo Universiteta. Tekhnicheskie Nauki*, 2017, no. 9–2, pp. 166–176 (in Russian).

Издательство "НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ"

107076, Москва, Стромьинский пер., 4

Телефон редакции журнала: (499) 269-5510, (499) 269-5397

Технический редактор Е. В. Конова. Корректор Н. В. Яшина.

Сдано в набор 23.04.2019. Подписано в печать 11.06.2019. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная. Усл. печ. л. 8,86. Заказ МН719. Цена договорная.

Журнал зарегистрирован в Комитете Российской Федерации по делам печати, телерадиовещания и средств массовых коммуникаций
Свидетельство о регистрации ПИ № 77-11648 от 21.01.02

Учредитель: Издательство "Новые технологии"

Оригинал-макет ООО "Авансд солюшнз". Отпечатано в ООО "Авансд солюшнз".
119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1. Сайт: www.aov.ru