

В. М. Солдаткин, д-р техн. наук, проф., w-soldatkin@mail.ru, **Б. И. Мифтахов**, аспирант,
В. В. Солдаткин, д-р техн. наук, проф., **Е. С. Ефремова**, канд. техн. наук, доц.,
А. В. Никитин, канд. техн. наук, доц.,

Казанский национальный исследовательский технический университет им А. Н. Туполева—КАИ

Теоретические основы построения электронной системы пространственного измерения воздушных сигналов летательного аппарата с одним неподвижным приемником набегающего воздушного потока

Отмечается необходимость получения достоверной информации о воздушных сигналах, определяющих пространственное движение летательных аппаратов (ЛА), в том числе малоразмерных, беспилотных и пилотируемых, для обеспечения безопасности полета в приземном возмущенном слое атмосферы.

Показано, что традиционные системы воздушных сигналов ЛА, реализующие аэродинамический и флюгерные методы измерения параметров набегающего воздушного потока с помощью установленных на правом и левом борту и распределенных по фюзеляжу приемников воздушных давлений, температуры торможения и флюгерных датчиков аэродинамических углов атаки и скольжения, имеют сложную конструкцию, значительную массу и стоимость, что ограничивает их применение на малоразмерных, беспилотных и других классах ЛА.

Отмечается, что разрабатываемая система воздушных сигналов с одним неподвижным приемником набегающего воздушного потока, построенная на основе вихревого метода измерения параметров набегающего воздушного потока, позволяет существенно упростить конструкцию и снизить массу системы, однако обеспечивает измерение только в азимутальной или вертикальной плоскостях в ограниченном диапазоне измерения аэродинамического угла. Разрабатываемая система воздушных сигналов, реализующая ионно-меточный метод измерения параметров набегающего воздушного потока, позволяет обеспечить панорамное измерение аэродинамического угла, но также только в одной плоскости при усложнении конструкции и повышении требований к идентичности каналов многоканальной измерительной схемы, что также ограничивает их применение на малоразмерных ЛА.

Известные возможности и достоинства ультразвукового метода измерения параметров газовых потоков и панорамного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с неподвижным приемником набегающего воздушного потока определили предложение использовать ультразвуковой метод для пространственного измерения воздушных сигналов.

Раскрывается функциональная схема электронной системы пространственного измерения воздушных сигналов ЛА с одним (интегрированным) неподвижным приемником набегающего воздушного потока и ультразвуковыми измерительными каналами, подключенными ко входу вычислителя. Для расширения функциональных возможностей на внешней обтекаемой поверхности приемной платы системы установлено отверстие-приемник статического давления, соединенное пневмоканалом со входом датчика абсолютного давления с частотным выходом, который также подключен ко входу вычислителя, на выходе которого формируются цифровые выходные сигналы системы воздушных сигналов ЛА.

Получены аналитические модели информативных сигналов и алгоритмов пространственного определения воздушных сигналов в измерительных каналах электронной системы с одним неподвижным приемником набегающего воздушного потока.

Раскрываются существенные преимущества рассматриваемой электронной системы, повышающие конкурентоспособность и эффективность применения системы на малоразмерных и других классах ЛА для повышения безопасности полета и эффективности решения полетных задач.

Ключевые слова: летательный аппарат, воздушные сигналы, система, пространственное измерение, электронная, неподвижный приемник, функциональная схема, алгоритмы, преимущества, применение

Введение

Полет широкого класса летательных аппаратов (ЛА), в том числе малоразмерных пилотируемых и беспилотных, осуществляется в приземном возмущенном слое атмосферы, и для обеспечения безопасности пилотирования и решения полетных задач необходима достоверная информация о воздушных сигналах, определяющих движение ЛА относительно окружающей воздушной среды [1–3]. Широко используемые

на самолетах и других ЛА системы воздушных сигналов реализуют аэродинамический и флюгерные методы измерения параметров скорости и углов направления набегающего воздушного потока с помощью установленных на правом и левом бортах и распределенных по фюзеляжу приемников воздушных давлений, флюгерных или других датчиков аэродинамических углов атаки и скольжения, а также приемников температуры торможения, выходы которых соединены пневмопроводами или кабелями связи

со входом устройства обработки информации, расположенного внутри фюзеляжа, в котором по известным аналитическим моделям определяются и формируются выходные сигналы по воздушным сигналам движения ЛА относительно окружающей среды [4–6]. Однако большое число распределенных автономных приемников и датчиков для определения параметров набегающего воздушного потока, а также пневмопроводов и кабелей связи их с устройством обработки информации приводят к значительному усложнению конструкции, увеличению массы и стоимости таких традиционных систем, что ограничивает их применение на малоразмерных и других классах ЛА.

Анализ вариантов систем воздушных сигналов ЛА с неподвижным приемником набегающего воздушного потока

Проводится разработка системы воздушных сигналов ЛА с одним неподвижным приемником набегающего воздушного потока на основе вихревого метода измерения параметров набегающего воздушного потока [7], в котором используется эффект образования и периодического срыва вихрей с поверхности плохобтекаемых тел с частотами, зависящими от скорости и угла направления набегающего потока. По частотам вихреобразования за телами и статическому давлению, воспринимаемому на скользящей поверхности неподвижного приемника, по разработанным аналитическим моделям во встроенном вычислителе определяются воздушные сигналы ЛА. При этом существенно упрощается конструкция и снижается масса системы, однако обеспечивается измерение только в азимутальной или вертикальной плоскостях в диапазоне углов направления набегающего потока, ограниченном значением $+15\dots-25^\circ$.

Проводится разработка системы воздушных сигналов ЛА, реализующая ионно-меточный метод измерения параметров набегающего воздушного потока, в которой в набегающий воздушный поток вносится ионная метка с явно выраженным электростатическим зарядом, и регистрируется траектория ее движения совместно с потоком с помощью приемных электродов, распределенных в плоскости измерения и подключенных к многоканальной измерительной схеме. По выходным сигналам

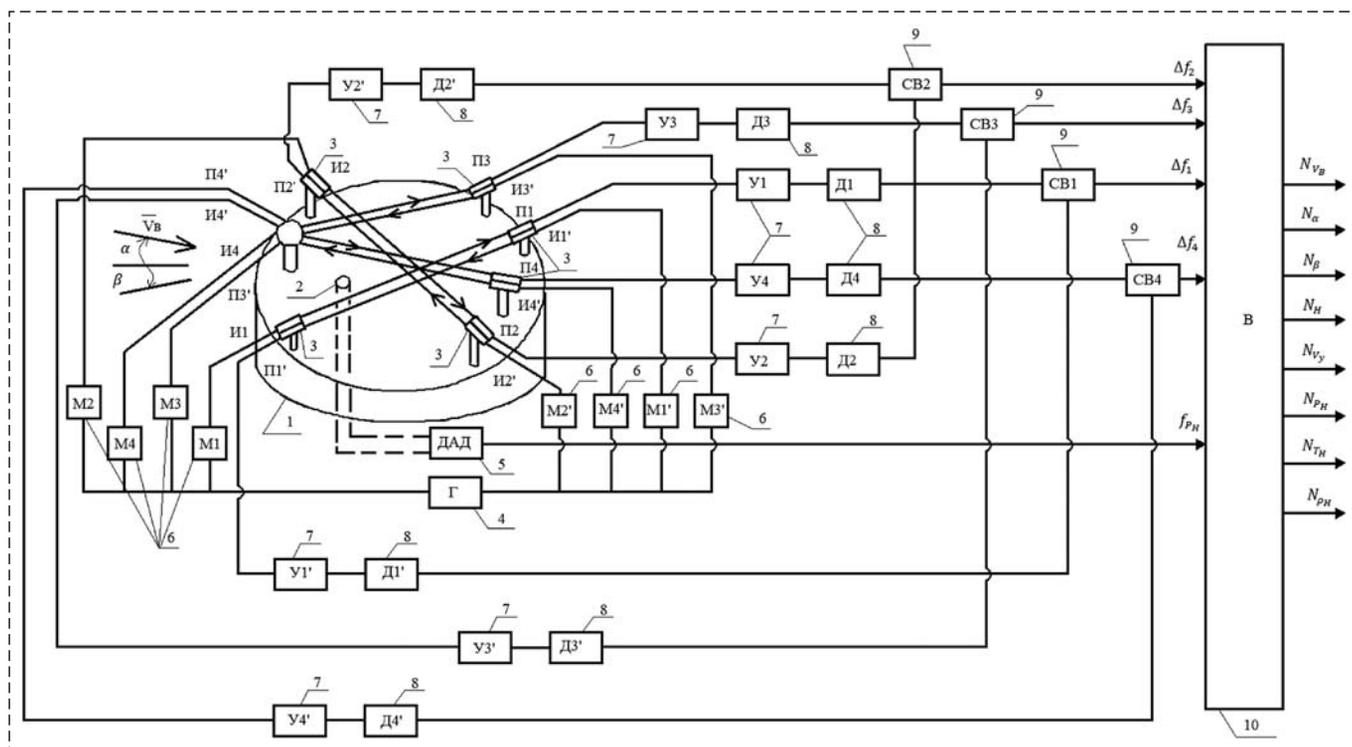
системы во встроенном вычислителе на основе разработанных аналитических моделей определяются воздушные сигналы ЛА, однако также только в азимутальной или вертикальной плоскостях, но в диапазоне изменения угла направления набегающего воздушного потока до $\pm 180^\circ$ [8]. Многоканальная измерительная схема определяет жесткие требования к идентичности измерительных каналов, реализация которых усложняет систему.

Функциональная схема электронной системы пространственного измерения воздушных сигналов ЛА с одним неподвижным приемником набегающего воздушного потока

Известные возможности и достоинства ультразвукового метода измерения параметров газовых потоков [9] и его использование в панорамном электронном датчике аэродинамического угла и истинной воздушной скорости ЛА с неподвижным приемником [10] определили построение электронной системы пространственного измерения воздушных сигналов ЛА с одним неподвижным приемником набегающего потока.

На рисунке приведена функциональная схема электронной системы пространственного измерения воздушных сигналов ЛА с одним неподвижным приемником набегающего воздушного потока.

Электронная система пространственного измерения воздушных сигналов ЛА содержит расположенную в набегающем воздушном потоке приемную плату 1. На внешней обтекаемой поверхности приемной платы 1 установлено отверстие-приемник 2, воспринимающее статическое давление P_H набегающего воздушного потока. На внешней обтекаемой поверхности приемной платы 1 на стойках установлены четыре пары совмещенных излучателей-приемников 3 ультразвуковых колебаний. Излучатели И1, И2, И3, И4 формируют ультразвуковые колебания по направлению набегающего воздушного потока, которые воспринимаются приемниками П1, П2, П3, П4. Излучатели И1', И2', И3', И4' формируют ультразвуковые колебания, распространяющиеся против направления набегающего воздушного потока, которые воспринимаются приемниками П1', П2', П3', П4'. Излучатели через соответствующие модуляторы М1, М2, М3, М4 и М1', М2', М3', М4'



Электронная система пространственного измерения воздушных сигналов летательного аппарата с одним неподвижным приемником набегающего воздушного потока

подключены к генератору 2 (Г) синусоидальных колебаний высокой частоты.

Совмещенные пары излучателей-приемников И1—П1, И2—П2 и И1'—П1', И2'—П2' расположены по окружности в плоскости изменения угла скольжения ортогонально друг к другу под углом $\Theta_0 = 45^\circ$ к оси приемной платы, параллельной продольной оси ЛА, относительно которой отсчитывается угол скольжения. Совмещенные пары излучателей-приемников И3—И3', И4—И4' установлены на одной оси ортогонально приемной плате 1, а их совмещенные пары И3'—П3 и И4'—П4 установлены в плоскости изменения угла атаки под углом $\varphi_0 = 45^\circ$ к оси приемной платы, относительно которой отсчитываются угол атаки.

Выходы приемников П1 и П1', П2 и П2', П3 и П3', П4 и П4', воспринимающих ультразвуковые колебания, распространяющиеся по направлению набегающего потока и против потока, через соответствующие усилители 7 и детекторы 8 соединены со входами схем вычитания частот 9 СВ1, СВ2, СВ3, СВ4, на выходах которых формируются разности частот Δf_1 , Δf_2 , Δf_3 , Δf_4 пар приемников, воспринимающих ультразвуковые колебания в противоположных направлениях. Выходы схем вычитания частот соединены со входом вычислителя 10.

Отверстие-приемник 2 статического давления P_H пневмоканалом соединен со входом датчика абсолютного давления 5 (ДАД) с частотным выходом сигналом f_{PH} , который также соединен со входом вычислителя 10, на выходе которого формируются цифровые выходные сигналы системы измерения воздушных сигналов летательного аппарата.

Система устанавливается на ЛА таким образом, чтобы ось приемной платы 1 с элементами регистрации параметров вектора скорости набегающего воздушного потока была параллельна продольной оси ЛА, а обтекаемая поверхность приемной платы находилась в плоскости измерений угла скольжения.

Аналитические модели информативных сигналов и алгоритмов пространственного определения воздушных сигналов в измерительных каналах электронной системы

При работе электронной системы пространственного измерения воздушных сигналов ЛА (см. рисунок) расположенное на плате 1 отверстие-приемник 2 воспринимает статическое давление P_H набегающего воздушного потока,

которое по пневмопроводу поступает на вход датчика абсолютного давления 5. Частотный выходной сигнал f_{PH} датчика 5 подается на вход вычислителя 10, в котором в соответствии со стандартной зависимостью [11] абсолютная высота полета в диапазоне $-200 \text{ м} < H < 11\,000 \text{ м}$ определяется по формуле

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

где $T_0 = 288,15 \text{ К}$ и $P_0 = 101\,325 \text{ Па}$ — абсолютная температура и абсолютное давление на высоте $H = 0$; $\tau = 0,0065 \text{ К/м}$ — температурный градиент, определяющий изменение абсолютной температуры воздуха T при изменении высоты; $R = 29,27125 \text{ м/К}$ — газовая постоянная.

При изменении абсолютной (барометрической) высоты H вертикальная скорость V_y определяется путем вычисления производной по времени от абсолютной высоты H по соотношениям

$$\begin{aligned} V_y &= \frac{dH}{dt} \approx \frac{H(t_i) - H(t_{i-1})}{t_i - t_{i-1}} = \\ &= \frac{1}{4\Delta t} [H(t_i) - H(t_i - 2\Delta t) + \\ &+ H(t_i - \Delta t) - H(t_i - 3\Delta t)], \end{aligned} \quad (2)$$

где Δt — фиксированный интервал времени.

Работа каналов измерения истинной воздушной скорости V_b , угла скольжения β и угла атаки α основана на различии времени прохождения ультразвуковых колебаний от излучателей до приемников по направлению набегающего воздушного потока и против направления потока.

Применительно к совмещенным парам излучатели—приемники И1—П1, И1'—П1' и И2—П2, И2'—П2' интервалы времени t_1, t_1' и t_2, t_2' прохождения ультразвуковых колебаний от излучателей до приемников будут определяться соотношениями

$$\begin{aligned} t_1 &= \frac{L}{a + V \cos(\Theta_0 + \beta)}; t_1' = \frac{L}{a - V \cos(\Theta_0 + \beta)}; \\ t_2 &= \frac{L}{a + V \cos(\Theta_0 - \beta)}; t_2' = \frac{L}{a - V \cos(\Theta_0 - \beta)}, \end{aligned} \quad (3)$$

где L — расстояние между излучателями И1, И1' и приемниками П1, П1' ультразвуковых колебаний; a — скорость распространения звука в воздухе; β — угол скольжения.

Как только первые электрические колебания, создаваемые на выходах пьезоэлектрических приемников П1, П1' и П2, П2', пройдя через усилители У1, У1' и У2, У2' и детекторы Д1, Д1' и Д2, Д2', поступают на модуляторы М1, М1' и М2, М2', работающие в триггерном режиме, модуляторы закрывают прохождение колебаний от генератора 2 к пьезоэлектрическим элементам излучателей И1, И1' и И2, И2', и посылка ультразвуковых колебаний от излучателей 3 прекращается. Модуляторы М1, М1' и М2, М2' вновь открываются после того, как последние ультразвуковые колебания первых пакетов достигнут пьезоэлектрических приемников П1, П1' и П2, П2'.

На входы схемы вычитания СВ1 и схемы вычитания СВ2 будут поступать процессы с частотами f_1, f_1' и f_2, f_2' , определяемыми соотношениями

$$\begin{aligned} f_1 &= \frac{1}{L} [a + V \cos(\Theta_0 + \beta)]; \\ f_1' &= \frac{1}{L} [a - V \cos(\Theta_0 + \beta)]; \\ f_2 &= \frac{1}{L} [a + V \cos(\Theta_0 - \beta)]; \\ f_2' &= \frac{1}{L} [a - V \cos(\Theta_0 - \beta)]. \end{aligned} \quad (4)$$

На выходах схем вычитания СВ1 и СВ2 формируются информативные сигналы измерительных каналов в виде разности $\Delta f_1 = f_1 - f_1'$ и $\Delta f_2 = f_2 - f_2'$ частот ультразвуковых колебаний, распространяющихся по потоку и против потока, определяемые соотношениями вида

$$\Delta f_1 = \frac{2V}{L} \cos(\Theta_0 + \beta); \Delta f_2 = \frac{2V}{L} \cos(\Theta_0 - \beta). \quad (5)$$

Представляя косинусы суммы и разности в виде

$$\begin{aligned} \cos(\Theta_0 + \beta) &= \cos \Theta_0 \cos \beta + \sin \Theta_0 \sin \beta; \\ \cos(\Theta_0 - \beta) &= \cos \Theta_0 \cos \beta - \sin \Theta_0 \sin \beta \end{aligned}$$

и принимая $\Theta_0 = 45^\circ, \cos 45^\circ = \sin 45^\circ = \frac{\sqrt{2}}{2}$, получим

$$\begin{aligned} \Delta f_1 &= \frac{\sqrt{2}V}{L} (\cos \beta + \sin \beta); \\ \Delta f_2 &= \frac{\sqrt{2}V}{L} (\cos \beta - \sin \beta). \end{aligned} \quad (6)$$

Сумма ($\Delta f_1 + \Delta f_2$) и разность ($\Delta f_1 - \Delta f_2$) будут определяться как

$$\Delta f_1 + \Delta f_2 = \frac{2\sqrt{2}}{L}V \cos \beta; \Delta f_1 - \Delta f_2 = \frac{2\sqrt{2}}{L}V \sin \beta.$$

Тогда аналитическое выражение для определения угла скольжения β будет иметь вид

$$\beta = \arctg \frac{\Delta f_1 - \Delta f_2}{\Delta f_1 + \Delta f_2}. \quad (7)$$

Сумма квадратов $\Delta f_1^2 + \Delta f_2^2$ будет определяться соотношением

$$\begin{aligned} \Delta f_1^2 + \Delta f_2^2 &= \\ &= \frac{2}{L^2}V^2[(\cos \beta + \sin \beta)^2 + (\cos \beta - \sin \beta)^2] = \\ &= \frac{2}{L^2}V^2(\cos^2 \beta + 2 \cos \beta \sin \beta + \sin^2 \beta + \\ &+ \cos^2 \beta - 2 \cos \beta \sin \beta + \sin^2 \beta) = \frac{4}{L^2}V^2. \end{aligned}$$

Тогда аналитическое выражение для определения истинной воздушной скорости $V_B = V$ будет иметь вид

$$V_B = \frac{L}{2} \sqrt{\Delta f_1^2 + \Delta f_2^2}. \quad (8)$$

Используя рассмотренную выше методику применительно к совмещенным парам излучателей—приемников И3—П3, И4—П4, И3'—П3', И4'—П4', расположенных под углом $\alpha_0 = 45^\circ$ к оси приемной платы I , угол атаки α можно определить по формуле

$$\alpha = \arctg \frac{\Delta f_3 - \Delta f_4}{\Delta f_3 + \Delta f_4}. \quad (9)$$

Абсолютную температуру T_H на высоте полета H можно определить с помощью проводникового или полупроводникового терморезистора, установленного в пневмопроводе статического давления и включенного в плечо мостовой измерительной схемы. При окружающих условиях, близких к стандартной атмосфере, абсолютную температуру T_H можно определить по формуле [12]

$$T_H = T_0 - \tau H. \quad (10)$$

Плотность воздуха ρ_H на высоте H можно представить [13] как

$$\rho_H = \rho_0 \frac{P_H T_0}{P_0 T_H},$$

где $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3 = 0,125 \text{ Н} \cdot \text{с/м}^4$ — массовая плотность воздуха на высоте $H = 0$ стандартной атмосферы по ГОСТ 4401—81 [11].

Приборная скорость $V_{\text{пр}}$ ЛА, т. е. истинная воздушная скорость V_B , приведенная к нормальным условиям ρ_0, P_0, T_0 на уровне $H = 0$ стандартной атмосферы, будет определяться по формуле [12]

$$V_{\text{пр}} = \sqrt{\Delta} V_B = \sqrt{\frac{P_H T_0}{P_0 T_H}} V_B,$$

где $\Delta = \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}}$.

Число Маха M , характеризующее отношение истинной воздушной скорости V_B ЛА к скорости звука a_H на высоте полета H , в диапазоне дозвуковых скоростей определяется по формуле [12]

$$M = \frac{V_B}{a_H} = \frac{V_B}{\sqrt{kgRT_H}},$$

где $g = 9,80665 \text{ м/с}^2$ — ускорение силы тяжести; k — показатель адиабаты для воздуха.

По приведенным аналитическим моделям в вычислителе системы определяются все воздушные сигналы движения ЛА относительно окружающей воздушной среды.

Заключение

Таким образом, предлагаемая система обеспечивает измерение всех воздушных сигналов дозвукового ЛА относительно окружающей воздушной среды. По сравнению с известными системами измерений воздушных сигналов ЛА предлагаемая система имеет ряд существенных преимуществ:

1. Система является электронным устройством с одним интегрированным приемником параметров набегающего воздушного потока и встроенным вычислителем, осуществляющим обработку информации и формирование выходных сигналов без соединительных длинных кабелей и пневмопроводов, что существенно

снижает массу, упрощает конструкцию и снижает стоимость.

2. Использование частотно-временных первичных информативных сигналов позволяет уменьшить погрешности их выделения, преобразования, передачи и обработки, что повышает точность измерения воздушных сигналов ЛА.

3. Получение выходных сигналов по всем воздушным сигналам ЛА непосредственно в цифровой форме упрощает их использование в современных системах цифрового отображения информации, системах управления и других технических системах.

Все это повышает конкурентоспособность и эффективность применения электронной системы пространственного измерения воздушных сигналов на малоразмерных и других классах ЛА, позволяет повысить безопасность полетов и эффективность решения полетных задач.

Список литературы

1. **Практическая** аэродинамика маневренного самолета / Под ред. Н. М. Лысенко. М.: Воениздат, 1977. 439 с.
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 построения бортовых информационно-управляющих систем обеспечения

безопасности полета. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та. 2004. 350 с.

4. **Клюев Г. И., Макаров Н. Н., Солдаткин В. М., Ефимов И. П.** Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов. Ульяновск: Изд-во УлГТУ, 2005. 509 с.

5. **Кравцов В. Г., Алексеев Н. В.** Аэротриетрия высотно-скоростных параметров летательных аппаратов // Приборы и системы: Управление, контроль, диагностика. 2000. № 8. С. 47–50.

6. **Макаров Н. Н.** Системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса: Теория, проектирование, применение. М.: Машиностроение / Машиностроение—Полет, 2009. 760 с.

7. **Солдаткин В. М., Ефремова Е. С.** Особенности построения и анализ статической точности вихревой системы воздушных сигналов дозвукового летательного аппарата // Мехатроника, автоматизация, управление. 2019. Т. 20, № 7. С. 443–448.

8. **Солдаткин В. М., Солдаткин В. В., Крылов Д. Л.** Теоретические основы построения системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока // Мехатроника, автоматизация, управление. 2017. Т. 18, № 7. С. 495–502.

9. **Кремлевский П. П.** Расходомеры и счетчики количества. Л.: Машиностроение, 1973. 776 с.

10. **Солдаткин В. М., Солдаткин В. В., Ефремова Е. С., Мифтахов Б. И.** Модели формирования и обработки сигналов панорамного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости // Мехатроника, автоматизация, управление. 2021. Т. 22, № 7. С. 442–448.

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

12. **Браславский Д. А., Логунов С. С., Пельпо Д. С.** Авиационные приборы и автоматы. М.: Машиностроение, 1970. 432 с.

13. **Залманзон Л. А.** Проточные элементы пневматических приборов контроля и управления. М.: Изд-во АН СССР, 1961. 249 с.

Theoretical Foundations of Construction of the Electronic System for Spatial Measuring of Air Signals Aircraft Plane's with One Fixed Receiver of Incoming Air Flow

V. M. Soldatkin, w-soldatkin@mail.ru, **B. I. Miftakhov**, bulatmiftakhov@mail.ru,
V. V. Soldatkin, w-soldatkin@mail.ru, **E. S. Efremova**, soldatkina1991@bk.ru, **A. V. Nikitin**, nikitin.rf@mail.ru,
Kazan National Research Technical University Named after A. N. Tupolev—KAI,
Kazan, 420111, Russian Federation

Corresponding author: Soldatkin V. M., Dr. Tech. Sc., Professor, Kazan National Research Technical University Named after A. N. Tupolev—KAI, Kazan, 420111, Kazan, Russian Federation.

Accepted on January 30, 2022

Abstract

It is noted that it is necessary to obtain reliable information about air signals that determine the spatial movement of aircraft plane (AP), including small-sized, unmanned and manned, to ensure flight safety in the surface disturbed layer of the atmosphere. It is shown that traditional air data systems of AP implementing aerodynamic and wind cock methods for measuring the parameters of incoming air flow using air pressure receivers installed on the right and left side and distributed over the fuselage, braking temperature receiver and wind cock sensors of aerodynamic angles of incidence and gliding have a complex design, considerable weight and cost, which limits their use on small-sized, unmanned and other aircraft classes. It is noted that the developed air data system with one fixed receiver of incoming air flow, built on the basis of the vortex method for measuring the parameters of incoming air flow, can significantly simplify the design and reduce the mass of system, but provides measurement only in the azimuthal or vertical plane in a limited range of measurement of the aerodynamic angle. The air data system being developed, which implements an ion-mark method for measuring the parameters of incoming air flow, allows for panoramic measurement of the aerodynamic angle, but also only in one plane

with increasing complexity of the design and increasing requirements for the identity of the channels of the multichannel measuring circuit, which also limits their use on small-sized aircraft. The known capabilities and advantages of the ultrasonic method for measuring the parameters of gas flows and a panoramic sensor of the aerodynamic angle and true airspeed with a fixed receiver of the incoming air flow have determined the possibility of using the ultrasonic method for spatial measurement of air signals. The functional scheme of the electronic system for spatial measuring air signals of aircraft plane with one (integrated) fixed receiver of incoming air flow and ultrasonic instrumentation channels connected to the input of the computer is revealed. To expand the functionality, a static pressure receiver-hole is installed on the external streamlined surface of the system's receiving board, connected by a pneumatic channel to the input of an absolute pressure sensor with a frequency output, which is also connected to the input of a computer, at the output of which digital output signals of the air data system of aircraft plane are generated. Analytical models of informative signals and algorithms for spatial determination of air signals in instrumentation channels of the electronic system with one fixed receiver of incoming air flow are obtained. The essential advantages of the considered electronic system are revealed, which increase the competitiveness and efficiency of the system application on small-sized and other classes of aircraft planes to improve flight safety and the efficiency of solving flight tasks.

Keywords: aircraft plane, air signals, system, spatial measurement, electronic, fixed receiver, functional scheme, algorithms, advantages, application

For citation:

Soldatkin V. M., Miftakhov B. I., Soldatkin V. V., Efremova E. S., Nikitin A. V. Theoretical Foundations of Construction of the Electronic System for Spatial Measuring of Air Signals Aircraft Plane's with One Fixed Receiver of Incoming Air Flow, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2022, vol. 23, no. 7, pp. 384–390.

DOI: 10.17587/mau.23.384-390

References

1. **Lysenko N. M. ed.** Practical aerodynamics of a maneuverable aircraft, Moscow, Voenizdat, 1977, 439 p. (in Russian).
2. **Derevyankin V. P.** Detection of emergency situations and prevention of critical flight modes, *Izvestiya Vuzov. Aviatcionnaya Tekhnika*, 2004, no. 3, pp. 54–57 (in Russian).
3. **Soldatkin V. M.** Methods and means of building on-board information-controlling systems for ensure flight safety, Kazan, Publishing house of Kazan State Technical University, 2004, 350 p. (in Russian).
4. **Klyuev G. I., Makarov N. N., Soldatkin V. M., Efimov I. P.** Meters of aerodynamic parameters of aircraft, Ulyanovsk, Publishing house of UISTU, 2005, 509 p. (in Russian).
5. **Kravtsov V. G., Alekseev N. V.** Aerometry of altitude-speed parameters of aircraft, *Pribory i Sistemy: Upravleniye. Kontrol. Diagnostika*, 2000, no. 8, pp. 47–50 (in Russian).
6. **Makarov N. N.** Systems for ensuring the safety of the functioning of the onboard ergatic complex: Theory, design, application, Moscow, Mashinostroenie, Mashinostroenie-Polet, 2009, 760 p. (in Russian).
7. **Soldatkin V. M., Efremova E. S.** Features of construction and analysis of static accuracy of the vortex system of air signals of a subsonic aircraft, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2019, vol. 20, no. 7, pp. 443–448. (in Russian).
8. **Soldatkin V. M., Soldatkin V. V., Krylov D. L.** Theoretical foundations of construction of the air data system aircraft's with the fixed flush-mounted flow receiver, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2017, vol. 18, no. 7, pp. 495–502 (in Russian).
9. **Kremlevsky P. P.** Flowmeters and quantity counters, Leningrad, Mechanical Engineering, 1973, 776 p. (in Russian).
10. **Soldatkin V. M., Soldatkin V. V., Efremova E. S., Miftakhov B. I.** Models of formation and signal processing of panoramic sensor of aerodynamic angle and true airspeed, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, vol. 22, 2021, no. 7, pp. 442–448 (in Russian).
11. **GOST 4401–81.** The atmosphere of standards. Parameters, Moscow, Publishing House of Standards, 1981, 179 p. (in Russian).
12. **Braslavsky D. A., Logunov S. S., Pelpo D. S.** Aviation devices and automata, Moscow, Mechanical Engineering, 1970, 432 p. (in Russian).
13. **Zalmanzon L. A.** Flow elements of pneumatic control and control devices, Moscow, Publishing House of the USSR Academy of Sciences, 1961, 249 p. (in Russian).

Издательство "НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ"

107076, Москва, Матросская тишина, 23с2

Телефон редакции журнала: **+7(499) 270 16 52**

Технический редактор *Е. В. Конова*. Корректор *М. Ю. Безменова*.

Сдано в набор 25.04.2022. Подписано в печать 14.06.2022. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная. Заказ МН722. 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 "Авансед солюшнз". Отпечатано в ООО "Авансед солюшнз". 119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1. Сайт: www.aov.ru