

## ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ РАЗРАБОТКИ И ИССЛЕДОВАНИЯ ЭЛЕКТРОННОГО ДАТЧИКА ПАРАМЕТРОВ ВЕКТОРА ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ МАЛОРАЗМЕРНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Е. С. ЕФРЕМОВА, 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*

Отмечается важность для пилотирования и обеспечения безопасности движения летательных аппаратов (ЛА) в атмосфере информации о модуле вектора воздушной скорости и его положении относительно продольной оси ЛА, определяемом аэродинамическими углами атаки и скольжения. Представлен анализ средств измерения параметров вектора воздушной скорости, реализующих аэродинамический, флюгерный, вихревой и ионно-меточный методы измерения параметров набегающего воздушного потока. Рассматриваются ограничения на их использование на малоразмерных ЛА. Приведена функциональная схема интегрированного электронного датчика параметров вектора воздушной скорости малоразмерного ЛА с ультразвуковыми измерительными каналами. Отличительные особенности датчика — использование двух пар совмещенных излучателей и приемников ультразвуковых колебаний, которые распространяются по направлению набегающего воздушного потока и против потока и регистрируются электронной измерительной схемой с двумя измерительными каналами. Получены аналитические модели формирования и обработки информативных сигналов, определения параметров вектора воздушной скорости малоразмерного ЛА по частотным, время-импульсным и фазовым информативным сигналам ультразвуковых измерительных каналов. Рассмотрены конкурентные преимущества и перспективность применения электронного датчика параметров вектора воздушной скорости на малоразмерных пилотируемых и беспилотных ЛА.

**Ключевые слова:** *малоразмерный летательный аппарат, вектор воздушной скорости, датчик, ультразвуковые сигналы, модели, обработка*

**Введение.** Эксплуатация значительного класса летательных аппаратов (ЛА) осуществляется в пределах атмосферы. Основными параметрами, характеризующими качество пилотирования и безопасность полета ЛА в атмосфере, являются параметры вектора воздушной скорости, определяющие аэродинамику и динамику движения ЛА относительно окружающей воздушной среды [1, 2]. При этом для малоразмерных ЛА существенно возрастают требования к сложности конструкции, массогабаритным и стоимостным характеристикам средств измерения параметров вектора воздушной скорости, что обуславливает необходимость разработки таких средств с использованием новых методов измерения и принципов построения, обеспечивающих измерение угла скольжения во всей азимутальной плоскости.

**Анализ средств измерения параметров вектора воздушной скорости ЛА.** В качестве источников первичной информации при измерении параметров вектора воздушной скорости ЛА используются параметры набегающего воздушного потока. Традиционные средства измерения

параметров вектора воздушной скорости самолета и других ЛА реализуют аэродинамический и флюгерные методы измерения параметров набегающего потока с помощью автономных приемников воздушных давлений и флюгерных датчиков аэродинамических углов атаки и скольжения, распределенных по фюзеляжу ЛА и удаленных от вычислителя, формирующего выходные сигналы по параметрам вектора воздушной скорости [3, 4]. Это усложняет конструкцию, увеличивает массу и стоимость таких традиционных средств, что ограничивает область их применения на малоразмерных ЛА.

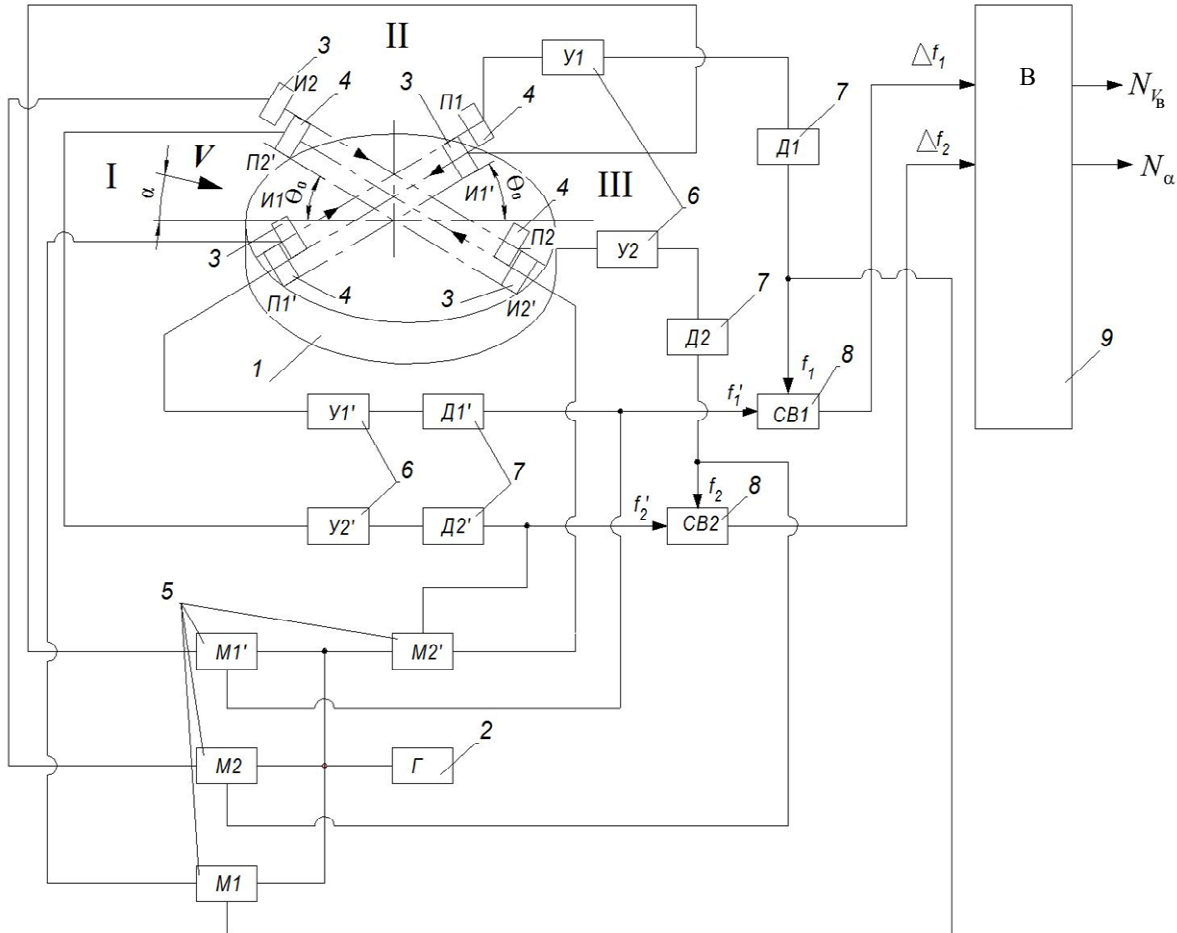
Проводятся разработки датчиков аэродинамического угла и воздушной скорости ЛА, в которых реализуются вихревой [5—7] и ионно-меточный [8—10] методы измерения параметров набегающего потока с помощью одного (интегрированного) неподвижного приемника и встроенного вычислителя.

В основу вихревого метода измерения положен эффект образования и периодического срыва вихрей с поверхности плохообтекаемых тел, установленных в набегающем потоке, и формирования за телами так называемых „вихревых дорожек Кармана“. При этом частота периодического срыва вихрей пропорциональна скорости набегающего воздушного потока и размеру миделевого сечения тела. Для получения зависимости частоты срыва вихрей от угла направления набегающего потока в вихревом датчике используются две клиновидные пирамиды, установленные своими основаниями симметрично под углом  $45^\circ$  к направлению набегающего потока. По частотам вихреобразования за клиновидными пирамидами по разработанным аналитическим моделям во встроенном вычислителе определяются аэродинамический угол и воздушная скорость ЛА в дозвуковом диапазоне скоростей [7]. Отсутствие в набегающем потоке подвижных элементов и использование частотных первичных информативных сигналов, упрощающих их выделение, преобразование и обработку во встроенном вычислителе, определяют достоинства вихревого датчика аэродинамического угла и воздушной скорости по сравнению с традиционными средствами. Однако такой вихревой датчик [7] обеспечивает измерение аэродинамического угла в диапазоне  $\pm 25 \dots 30^\circ$ , что не позволяет использовать его для измерения угла скольжения ЛА.

При использовании разрабатываемого ионно-меточного датчика аэродинамического угла и воздушной скорости [8, 10] в контролируемом набегающем потоке с помощью искрового разрядника периодически формируется ионная метка с явно выраженным электростатическим зарядом, которая движется совместно с потоком, приобретая его скорость и направление. Регистрация параметров набегающего потока обеспечивается с помощью системы приемных электродов, равномерно распределенных по окружности в плоскости измерения. Приемные электроды регистрируют время движения ионной метки от искрового разрядника до окружности и угловое положение приемного электрода, над которым проходит траектория движения ионной метки совместно с потоком. С использованием многоканальной измерительной схемы по разработанным аналитическим моделям во встроенном вычислителе определяются и формируются цифровые выходные сигналы по измеряемому аэродинамическому углу и воздушной скорости ЛА. Ионно-меточный датчик не имеет подвижных элементов и является электронным прибором со встроенным вычислителем. Многоканальная измерительная схема ионно-меточного датчика [10] обеспечивает измерение в диапазоне изменения аэродинамического угла до  $\pm 180^\circ$ . Однако жесткие требования к идентичности и стабильности характеристик большого числа измерительных каналов существенно усложняют конструкцию датчика, что приводит к увеличению его массы и стоимости и соответственно ограничивает применение на малоразмерных ЛА.

**Электронный датчик параметров вектора воздушной скорости с ультразвуковыми измерительными каналами.** Показатели эффективности применения ультразвукового метода измерения параметров потока газа и жидкости в расходомерии и других областях [11, 12] определили направление разработки электронного датчика параметров вектора воздушной скорости малоразмерного ЛА с одним неподвижным приемником и ультразвуковыми измерительными каналами, функциональная схема которого приведена на рисунке.

Электронный датчик реализует кинематический метод измерения скорости и угла направления набегающего потока, при котором точность измерения параметров вектора воздушной скорости не зависит от температуры, давления и других параметров окружающей среды. Работа измерительных каналов электронного датчика основана на регистрации различия времени распространения ультразвуковых колебаний по направлению набегающего воздушного потока и против потока.



В предлагаемом электронном датчике для регистрации параметров набегающего потока используются совмещенные в одной конструкции пары пьезоэлектрических излучателей и приемников ультразвуковых колебаний. Совмещенные пары излучатель—приемник устанавливаются на внешней обтекаемой поверхности 1 датчика под углом  $\theta_0=45^\circ$  к оси, относительно которой отсчитывается измеряемый аэродинамический угол атаки или скольжения вектора воздушной скорости ЛА.

Излучатели 3 И1 и И2 генерируют, а приемники 4 П1 и П2 регистрируют ультразвуковые колебания, которые распространяются по направлению набегающего потока. Излучатели И1' и И2' генерируют, а приемники П1' и П2' регистрируют ультразвуковые колебания, распространяющиеся против потока.

Входы излучателей И1, И2 и И1', И2' подключены к генератору 2, формирующему синусоидальные колебания высокой частоты, через цепи управления, выполненные в виде модуляторов 5 М1, М2 и М1', М2', работающих в ключевом режиме. Выходы приемников ультразвуковых колебаний П1 и П1' через усилители 6 У1 и У1', детекторы 7 Д1 и Д1' подключены ко входам схемы вычитания 8 СВ1, на выходе которой формируется информативный сигнал в виде разности  $\Delta f_1 = f_1 - f_1'$  частот  $f_1$  и  $f_1'$  колебаний, воспринимаемых приемниками П1 и П1' по направлению контролируемого потока. Приемники П2 и П2' через усилители У2 и У2', детекторы Д2 и Д2'

подключены ко входу схемы вычитания СВ2, на выходе которой формируется разность  $\Delta f_2 = f_2 - f_2'$  частот  $f_2$  и  $f_2'$  ультразвуковых колебаний, воспринимаемых приемниками П2 и П2' против направления потока. Выходы схем вычитания СВ1 и СВ2 подключены ко входу вычислителя 9, обеспечивающего обработку информативных сигналов  $\Delta f_1$  и  $\Delta f_2$ , определение и выдачу цифровых сигналов  $N_\alpha$  и  $N_{V_B}$  по аэродинамическому углу и воздушной скорости.

### Модели формирования и обработки информативных сигналов электронного датчика.

Разработаны аналитические модели формирования и обработки частотных информативных сигналов ультразвуковых измерительных каналов электронного датчика аэродинамического угла и воздушной скорости. Показано, что при нахождении измеряемого аэродинамического угла  $\alpha$  в пределах  $\pm 45^\circ$  (см. рисунок, сектор I) интервалы времени  $t_1, t_1'$  и  $t_2, t_2'$  распространения ультразвуковых колебаний от излучателей до приемников по направлению набегающего потока и против потока определяются выражениями

$$\begin{aligned} t_1 &= \frac{L}{a + V \cos(\theta_0 + \alpha)}; & t_1' &= \frac{L}{a - V \cos(\theta_0 + \alpha)}; \\ t_2 &= \frac{L}{a + V \cos(\theta_0 - \alpha)}; & t_2' &= \frac{L}{a - V \cos(\theta_0 - \alpha)}, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $L$  — расстояние между излучателями и приемниками ультразвуковых колебаний;  $a$  — скорость распространения ультразвуковых колебаний в воздухе;  $V$  и  $\alpha$  — скорость и угол направления набегающего потока относительно оси датчика.

Согласно (1), частоты  $f_1, f_1'$  и  $f_2, f_2'$  ультразвуковых колебаний связаны с углом направления набегающего потока, равным измеряемому аэродинамическому углу  $\alpha$ , и со скоростью набегающего воздушного потока  $V$ , равной воздушной скорости  $V_B$ , следующими выражениями:

$$\begin{aligned} f_1 &= \frac{1}{L} [a + V \cos(\theta_0 + \alpha)]; & f_1' &= \frac{1}{L} [a - V \cos(\theta_0 + \alpha)]; \\ f_2 &= \frac{1}{L} [a + V \cos(\theta_0 - \alpha)]; & f_2' &= \frac{1}{L} [a - V \cos(\theta_0 - \alpha)]. \end{aligned} \quad (2)$$

Выражения (2) позволяют определить разности частот  $\Delta f_1 = f_1 - f_1'$  и  $\Delta f_2 = f_2 - f_2'$  на выходе схем вычитания СВ1 и СВ2:

$$\Delta f_1 = \frac{2V}{L} \cos(\theta_0 + \alpha); \quad \Delta f_2 = \frac{2V}{L} \cos(\theta_0 - \alpha). \quad (3)$$

С использованием соотношений (3) получены аналитические модели определения угла  $\alpha$  и скорости  $V_B$  малоразмерного ЛА в ультразвуковых измерительных каналах электронного датчика:

$$\alpha = \arctg \left( \frac{\Delta f_1 - \Delta f_2}{\Delta f_1 + \Delta f_2} \right), \quad V_B = \frac{L}{2} \sqrt{\Delta f_1^2 + \Delta f_2^2}. \quad (4)$$

При превышении измеряемого значения  $\alpha = +45^\circ$  и выходе из сектора I работа ультразвуковых измерительных каналов осуществляется аналогично в секторе II. В этом случае значение  $\alpha$ , вычисляемое по соотношению (4), алгоритмически увеличивается на  $\pi/2$ . При превышении значения  $\alpha = +90^\circ$  в секторе III вычисленное значение угла должно алгоритмически увеличиваться на  $\pi$ . При отрицательных значениях  $\alpha$  и выходе их за границы  $\alpha = -45^\circ$  и  $\alpha = -90^\circ$  вычисленные значения аэродинамического угла алгоритмически уменьшаются на  $-\pi/2$  и на  $-\pi$  соответственно. При этом электронный датчик обеспечивает панорамное измерение параметров вектора воздушной скорости во всей азимутальной плоскости в диапазоне изменения аэродинамического угла  $\pm 180^\circ$ , используя модели вида

$$\alpha = K_i \frac{\pi}{2} + \arctg\left(\frac{\Delta f_1 - \Delta f_2}{\Delta f_1 + \Delta f_2}\right); \quad V_B = \frac{1}{2} \sqrt{\Delta f_1^2 + \Delta f_2^2}, \quad (5)$$

где  $K_i$  — коэффициент, принимающий следующие значения:  $K_1=0$  для сектора I,  $K_2=\pm 1$  для сектора II,  $K_3=\pm 2$  для сектора III.

При этом панорамное измерение параметров вектора воздушной скорости малоразмерного ЛА обеспечивается без увеличения числа ультразвуковых измерительных каналов, что упрощает схемную и конструктивную реализацию электронного датчика, в том числе его миниатюризацию за счет использования современной интегральной элементной базы, что способствует снижению его массы и стоимости.

Как видно из соотношений (4) и (5), вычисленное значение аэродинамического угла определяется только текущими значениями разностей частот  $\Delta f_1$  и  $\Delta f_2$ , регистрируемых соответствующими совмещенными парами излучатель—приемник по направлению контролируемого воздушного потока и против потока. В выражение (4) для вычисления истинной воздушной скорости входит расстояние  $L$  между излучателями и приемниками, технологический разброс которого является причиной инструментальной погрешности измерения скорости.

Реализацию ультразвукового метода измерения параметров набегающего воздушного потока можно обеспечить, контролируя не изменение частот  $f_1, f_1'$  и  $f_2, f_2'$ , а разности времени прохождения коротких импульсов, с заданной частотой, расстояния  $L$  по направлению набегающего потока и против потока. В этом случае в качестве информативных сигналов используются разности интервалов времени  $\Delta t_1 = t_1 - t_1'$  и  $\Delta t_2 = t_2 - t_2'$ , регистрируемых соответствующими парами излучатель—приемник, установленными под углом  $\theta_0=45^\circ$  симметрично относительно заданной оси датчика. Разности  $\Delta t_1$  и  $\Delta t_2$  определяются соотношениями

$$\Delta t_1 = t_1 - t_1' = \frac{2LV}{a^2} \cos(\theta_0 + \alpha); \quad \Delta t_2 = t_2 - t_2' = \frac{2LV}{a^2} \cos(\theta_0 - \alpha). \quad (6)$$

Учитывая, что  $\cos(\theta_0 + \alpha) = \cos \theta_0 \cos \alpha + \sin \theta_0 \sin \alpha$ ;  $\cos(\theta_0 - \alpha) = \cos \theta_0 \cos \alpha - \sin \theta_0 \sin \alpha$ ,  $\theta_0=45^\circ$ ,  $\cos 45^\circ = \sin 45^\circ = \sqrt{2}/2$ ,

$$\Delta t_1 = \frac{\sqrt{2} \cdot LV}{a^2} (\cos \alpha + \sin \alpha); \quad \Delta t_2 = \frac{\sqrt{2} \cdot LV}{a^2} (\cos \alpha - \sin \alpha). \quad (7)$$

Показано, что

$$\Delta t_1 + \Delta t_2 = \frac{2\sqrt{2} \cdot L}{a^2} V \cos \alpha; \quad \Delta t_1 - \Delta t_2 = \frac{2\sqrt{2} \cdot L}{a^2} V \sin \alpha; \quad \Delta t_1^2 + \Delta t_2^2 = \frac{2\sqrt{2} \cdot L}{a^2} V^2. \quad (8)$$

Тогда, с учетом соотношений (6), аналитические модели для вычисления аэродинамического угла  $\alpha$  и воздушной скорости  $V_B$  при использовании время-импульсных информативных сигналов в секторе I примут следующий вид:

$$\alpha = \arctg\left(\frac{\Delta t_1 - \Delta t_2}{\Delta t_1 + \Delta t_2}\right); \quad V_B = \frac{a^2}{2\sqrt{2} \cdot L} (\Delta t_1^2 + \Delta t_2^2). \quad (9)$$

Как видно из соотношения (9), значение воздушной скорости зависит не только от измеряемых интервалов времени  $\Delta t_1$  и  $\Delta t_2$ , но и от скорости  $a$  распространения звука в воздухе, зависящей от температуры окружающей среды и, следовательно, от высоты полета, а также от расстояния  $L$  между приемниками и излучателями. Изменения скорости звука  $a$  и расстояния  $L$  являются причиной методической и инструментальной погрешностей измерения воздушной скорости.

При реализации электронного датчика параметров вектора воздушной скорости можно использовать фазовые информативные сигналы для регистрации параметров контролируемого потока. Из-за различия времени  $\Delta t$  прохождения ультразвуковых колебаний одного и того же расстояния  $L$  по потоку и против него на пьезоэлементах приемников возникают разности фаз  $\Delta \varphi_1$  и

$\Delta\varphi_2$  между ультразвуковыми колебаниями, распространяющимися по направлению набегающего потока и против.

Применительно к задаче измерения аэродинамического угла и воздушной скорости для пар излучатель—приемник, расположенных под углом  $\theta_0=45^\circ$ , получим

$$\begin{aligned}\Delta\varphi_1 &= \frac{4\pi fLV}{a^2} \cos(\theta_0 + \alpha); & \Delta\varphi_2 &= \frac{4\pi fLV}{a^2} \sin(\theta_0 - \alpha); \\ \Delta\varphi_1 - \Delta\varphi_2 &= \frac{8\pi fLV}{a^2} \sin \alpha; & \Delta\varphi_1 + \Delta\varphi_2 &= \frac{8\pi fLV}{a^2} \cos \alpha,\end{aligned}\quad (10)$$

где  $f$ — частота ультразвуковых колебаний.

Используя выражения, аналогичные (8), получим аналитические модели для вычисления аэродинамического угла и воздушной скорости ультразвукового датчика параметров вектора воздушной скорости:

$$\alpha = \arctg\left(\frac{\Delta\varphi_1 - \Delta\varphi_2}{\Delta\varphi_1 + \Delta\varphi_2}\right); \quad V_{\text{в}} = \frac{a}{2\pi fL}(\Delta\varphi_1^2 + \Delta\varphi_2^2). \quad (11)$$

При использовании фазовых информативных сигналов, как и время-импульсных сигналов, вычисляемая по соотношениям (11) воздушная скорость зависит от расстояния  $L$ , скорости  $a$  звука, а также от частоты  $f$  посылки ультразвуковых колебаний. Их изменение является причиной инструментальных и методических погрешностей измерения, что определяет преимущества электронного датчика параметров вектора воздушной скорости с частотными информативными сигналами.

**Заключение.** Как показывают полученные результаты, предлагаемый электронный датчик параметров вектора воздушной скорости с ультразвуковыми измерительными каналами использует только два измерительных канала, построенные на основе двух совмещенных пар излучателей—приемников ультразвуковых колебаний. Использование встроенного вычислителя для обработки информативных сигналов не требует соединительных кабелей и пневмопроводов. Отсутствие в набегающем воздушном потоке подвижных элементов и отверстий для восприятия первичной информации повышает надежность работы электронного датчика в реальных условиях эксплуатации.

Разработанные принципы построения, модели формирования информативных сигналов, их обработки и определения выходных сигналов являются теоретической основой для анализа погрешностей и обеспечения точности измерительных каналов, для разработки, изготовления и исследования экспериментальных образцов вариантов электронного датчика параметров вектора воздушной скорости с ультразвуковыми измерительными каналами. Указанные конкурентные преимущества позволяют упростить конструкцию, снизить массу и стоимость, что расширяет область применения электронного датчика на малоразмерных пилотируемых и беспилотных летательных аппаратах различного класса и назначения. Применение электронного датчика параметров вектора воздушной скорости с ультразвуковыми измерительными каналами на малоразмерных ЛА позволит повысить уровень безопасности полета, улучшить качество пилотирования и обеспечить решение тактико-технических задач полета.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Янкевич Ю. Применение беспилотных авиационных комплексов в гражданских целях // Аэрокосмический курьер. 2006. № 6. С. 55—57.
2. Практическая аэродинамика маневренных самолетов / Под ред. Н. М. Лысенко. М.: Воениздат, 1977. 439 с.
3. Кравцов В. Г., Алексеев Н. В. Аэрометрия высотно-скоростных параметров летательных аппаратов // Приборы и системы: управление, контроль, диагностика. 2000. № 8. С. 47—50.

4. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов / Г. И. Ключев, Н. Н. Макаров, В. М. Солдаткин, И. П. Ефимов; Под ред. В. А. Мишина. Ульяновск: Изд-во Ульяновск. гос. техн. ун-та, 2005. 590 с.
5. *Yamasaki H., Rubin M.* The Vortex Flowmeter. Flow Measurement and Control in Science and Industry. Pittsburg, USA, 1974. P.975—983.
6. *Киясбейли А. Ш., Перельштейн М. Е.* Вихревые измерительные приборы. М.: Машиностроение, 1972. 152 с.
7. *Ефремова Е. С., Солдаткин В. М.* Построение и погрешности системы воздушных сигналов на основе вихревого метода // Изв. вузов. Приборостроение. 2020. Т. 63, № 8. С. 756—762.
8. *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.
9. *Barriol R., Hannyoyer G., Rousseau C.* A new approach for ionic air flow sensors transit time // SAE Techn. Pap. Ser. 1984. № 840138. P.29—39.
10. *Ганеев Ф. А., Солдаткин В. М.* Ионно-меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости с логотрическими информативными сигналами и интерполяционной схемой обработки // Изв. вузов. Авиационная техника. 2010. № 3. С. 46—50.
11. *Кремлевский П. П.* Расходомеры и счетчики количества. Л.: Машиностроение, 1975. 776 с.
12. *Measuring air speed with a low-power mems ultrasonic anemometer via adaptive phase tracking / A. Ghahramani, M. Zhu, R.J. Przybyla, M.P. Andersen, P.J. Galicia, T.E. Peffer, H. Zhang, E. Arens // Sensors Journal IEEE. 2019. Vol. 19, N 18. P. 8136—8145.*

#### **Сведения об авторах**

**Елена Сергеевна Ефремова**

— Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева — КАИ, кафедра электронного приборостроения и менеджмента качества; ст. преподаватель;  
E-mail: soldatkina1991@bk.ru

**Александр Владимирович Никитин**

— канд. техн. наук; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева — КАИ, кафедра электронного приборостроения и менеджмента качества;  
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;  
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;  
E-mail: w-soldatkin@mail.ru

Поступила в редакцию  
26.02.2021 г.

**Ссылка для цитирования:** *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.

#### **THEORETICAL BASES OF DEVELOPMENT AND RESEARCH OF ELECTRONIC SENSOR OF SMALL-SIZED AIRCRAFT SPEED VECTOR PARAMETERS**

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

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

Information on aircraft speed vector module and direction relative to the aircraft's longitudinal axis, determined by the aerodynamic angles of attack and slip, is noted to be of importance for the aircraft piloting and ensuring safety of its movement in the atmosphere. An analysis of available means for determining the

airspeed vector, which include the aerodynamic, vane, vortex and ion-beacon methods for measuring the incoming air flow parameters, is carried out. Restrictions on the methods application in the case of a small aircraft are considered. A functional diagram of an integrated electronic sensor of air velocity vector parameters of a small aircraft with ultrasonic measuring channels is presented. Distinctive feature of the sensor is the use of two pairs of combined emitters and receivers of ultrasonic vibrations propagating in the directions of the incoming air flow and against the flow and registered by an electronic measuring circuit with two measuring channels. Analytical models are developed for formation and processing of informative signals, for determining the air speed vector parameters of a small aircraft by frequency, time-pulse and phase informative signals of ultrasonic measuring channels. The competitive advantages and prospects of using the electronic sensor of airspeed vector parameters on small manned and unmanned aircraft are described.

**Keywords:** small-sized aircraft, airspeed vector, sensor, ultrasonic signals, models, processing

#### REFERENCES

1. Yankevich Yu. *Aerokosmicheskii kur'yer*, 2006, no. 6, pp. 55–57. (in Russ.)
2. Lysenko N.M., ed., *Prakticheskaya aerodinamika manevrennykh samoletov* (Practical Aerodynamics of Maneuverable Aircraft), Moscow, 1997, 439 p. (in Russ.)
3. Kravtsov V.G., Alekseev N.V. *Instruments and Systems: Monitoring, Control, and Diagnostics*, 2000, no. 8, pp. 47–50. (in Russ.)
4. 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.)
5. Yamasaki H., Rubin M. *Flow Measurement and Control in Science and Industry*, USA, 1974, pp. 975–983.
6. Kiyasbeyli A.Sh., Perelshtein M.E. *Vikhrevyye izmeritel'nyye pribory* (Vortex Measuring Devices), Moscow, 1972, 152 p. (in Russ.)
7. Efremova E.S., Soldatkin V.V. *Journal of Instrument Engineering*, 2020, no. 8(63), pp. 756–762. (in Russ.)
8. Nikitin A.V., Soldatkin V.V., Soldatkin V.M. *Journal of Instrument Engineering*, 2019, no. 8(62), pp. 693–701. (in Russ.)
9. Barriol R., Hannover G., Rousseau C. *SAE Techn. Pap. Ser.*, 1984, no. 840138, pp. 29–39.
10. Ganeev F.A., Soldatkin V.M. *Russian Aeronautics*, 2010, no. 3(53), pp. 312–319. DOI: 10.3103/S1068799810030116.
11. Kremlevskiy P.P. *Raskhodometry i schetchiki kolichestva* (Flow Meters and Quantity Counters), Leningrad, 1975, 776 p. (in Russ.)
12. Ghahramani A., Zhu M., Przybyla R.J., Andersen M.P., Galicia P.J., Peffer T.E., Zhang H., Arens E. *Sensors Journal IEEE*, 2019, no. 18(19), pp. 8136–8145.

#### Data on authors

- Elena S. Efremova** — A. N. Tupolev Kazan National Research Technical University, Department of Electronic Instrument Making and Quality Management; Senior Lecturer; E-mail: soldatkina1991@bk.ru
- Aleksander V. Nikitin** — PhD; 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; 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; E-mail: w-soldatkin@mail.ru

**For citation:** Efremova E. S., Nikitin A. V., Soldatkin V. V., Soldatkin V. M. Theoretical bases of development and research of electronic sensor of small-sized aircraft speed vector parameters. *Journal of Instrument Engineering*. 2021. Vol. 64, N 9. P. 774–781 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2021-64-9-774-781