

В. М. Солдаткин, д-р техн. наук, проф., w-soldatkin@mail.ru, **В. В. Солдаткин**, д-р техн. наук, проф.,
Е. С. Ефремова, канд. техн. наук, ст. преподаватель, **Б. И. Мифтахов**, аспирант,
Казанский национальный исследовательский технический университет им А. Н. Туполева-КАИ

Модели формирования и обработки сигналов панорамного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости

Отмечается важность информации об истинной воздушной скорости и аэродинамических углах летательных аппаратов (ЛА), а также необходимость пополнения арсенала средств их измерения с чисто электронно конструктивной схемой, малой массой и стоимостью, обеспечивающих панорамное измерение угла скольжения.

Показано, что традиционные средства измерения воздушной скорости ЛА, реализующие аэродинамический и флюгерный методы измерения параметров набегающего воздушного потока с помощью распределенных по фюзеляжу приемников и датчиков, имеют сложную конструкцию, значительную массу и стоимость, ограниченные диапазоны измерения аэродинамических углов, что снижает возможность их применения на малоразмерных ЛА.

Рассматривается интегрированный датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, реализующий вихревой метод измерения параметров набегающего воздушного потока. Один неподвижный приемник потока упрощает конструкцию, частотно-временные первичные информативные сигналы позволяют уменьшить погрешности измерительных каналов. Ограниченный диапазон измерения угла скольжения снижает возможность применения датчика на малоразмерных ЛА.

Рассматривается интегрированный датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, реализующий ионно-меточный метод измерения параметров набегающего воздушного потока. Датчик обеспечивает панорамное измерение аэродинамического угла с помощью приемников, распределенных в плоскости измерений. Но многоканальная измерительная схема значительно усложняет конструкцию, увеличивает массу и стоимость датчика, что ограничивает его использование на ЛА.

Раскрывается функциональная схема оригинального панорамного чисто электронного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с одним неподвижным приемником набегающего воздушного потока и ультразвуковыми измерительными каналами. Получены аналитические модели формирования, обработки и определения аэродинамического угла и истинной воздушной скорости при использовании частотных, время-импульсных и фазовых информативных сигналов. Проведенный анализ вариантов используемых информативных сигналов определяет перспективность применения на малоразмерных ЛА панорамного датчика с частотными информативными сигналами, в котором отсутствуют методические погрешности, вызванные влиянием температуры окружающей среды при изменении высоты полета.

Ключевые слова: летательный аппарат, истинная воздушная скорость, аэродинамический угол, датчик, ультразвуковые каналы, построение, сигналы, модели, формирование, обработка

Введение

Полеты самолета, вертолета и других типов летательных аппаратов (ЛА) осуществляются в пределах атмосферы. Основными параметрами, влияющими на безопасность пилотирования ЛА в атмосфере, являются параметры вектора воздушной скорости — истинная воздушная скорость и аэродинамические углы атаки и скольжения, определяющие аэродинамику движения ЛА относительно окружающей воздушной среды [1, 2]. Непрерывное расширение парка ЛА, области применения и круга решаемых ими задач обуславливает необходимость пополнения арсенала средств измерения параметров вектора воздушной скорости с улучшенными техническими и эксплуатационными характеристиками. Широкое применение малоразмерных пилотируемых и беспилотных ЛА различного класса определяет актуальность создания интегрированного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, обладающего

чисто электронной конструктивной схемой, малой массой и стоимостью, обеспечивающего панорамное измерение аэродинамического угла скольжения во всей азимутальной плоскости [3].

Анализ средств измерения аэродинамического угла и истинной воздушной скорости

Широко используемые на самолетах и других ЛА средства измерения аэродинамических углов, истинной воздушной скорости и однозначно связанных с ней приборной скорости и числа Маха реализуют аэродинамический и флюгерные методы измерения параметров набегающего воздушного потока с помощью автономных приемников воздушных давлений (ПВД), приемников температуры торможения (ПТТ), флюгерных датчиков аэродинамических углов (ДАУ), распределенных по фюзеляжу ЛА и вынесенных в набегающий воздушный поток [4—6]. Это усложняет конструкцию и увеличи-

валяет массу традиционных средств измерения параметров вектора воздушной скорости, является причиной возможного засорения и обледенения автономных приемников и датчиков, снижающих надежность их работы в условиях реальной эксплуатации. Рабочие диапазоны по аэродинамическому ПВД, ПТТ и ДАУ ограничены значениями $\pm(15...30)^\circ$. Все это ограничивает применение традиционных средств на малоразмерных пилотируемых и беспилотных ЛА.

Проводится разработка интегрированного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с одним неподвижным приемником параметров набегающего воздушного потока, построенного на основе вихревого метода измерения параметров набегающего воздушного потока [7–11]. Использование одного неподвижного приемника и частотно-временных первичных информативных сигналов, обрабатываемых во встроенном вычислителе, упрощает конструкцию и снижает погрешности измерительных каналов вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости [10, 11]. Однако диапазон измерения по аэродинамическому углу вихревого датчика ограничен значениями $-15...+35^\circ$ [10], что не позволяет измерить угол скольжения.

Также проводится разработка интегрированного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с одним неподвижным приемником, построенного с использованием ионно-меточного метода измерения параметров набегающего воздушного потока [12–14]. Ионно-меточный датчик обеспечивает панорамное измерение параметров вектора воздушной скорости с помощью приемных электродов, расположенных в плоскости изменения измеряемого аэродинамического угла [13, 14]. Однако многоканальная измерительная схема обуславливает жесткие требования к идентичности и стабильности характеристик измерительных каналов, усложняет конструкцию, повышает массу и стоимость, ограничивает применение панорамного ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости на малоразмерных пилотируемых и беспилотных ЛА.

Построение панорамного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с ультразвуковыми измерительными каналами

Опыт применения ультразвукового метода измерения параметров потоков газа и жидкости в расходомерии и в других областях [15–18]

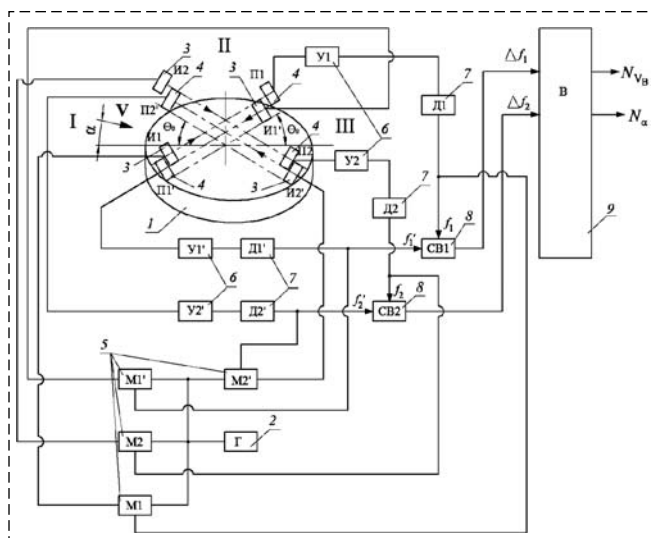
определяет перспективность разработки интегрированного панорамного датчика аэродинамического угла и воздушной скорости с одним неподвижным приемником и ультразвуковыми измерительными каналами.

На рисунке приведена функциональная схема интегрированного панорамного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с ультразвуковыми измерительными каналами [18].

В набегающем воздушном потоке, характеризующем вектор скорости $\mathbf{V}$ и контролируемый аэродинамический угол α , установлена приемная плата 1 панорамного ультразвукового датчика. На обтекаемой поверхности платы 1 расположены две пары совмещенных пьезоэлектрических излучателей 3 и приемников 4 ультразвуковых колебаний, установленных ортогонально друг к другу под углом $\Theta_0 = 45^\circ$ к оси приемной платы 1, относительно которой отсчитывается значение измеряемого угла α .

Излучатели И1 и И2 формируют ультразвуковые колебания по направлению набегающего воздушного потока, которые воспринимаются приемниками П1 и П2, а излучатели И1' и И2' формируют ультразвуковые колебания против направления потока, которые воспринимаются приемниками П1' и П2' соответственно.

Излучатели И1, И2 и И1', И2' через модуляторы М1, М2 и М1', М2', работающие в триггерном режиме, подключены к генератору 2 синусоидальных колебаний высокой частоты. Приемники П1 и П1' через усилители У1 и У1', детекторы Д1 и Д1' подключены к схеме вы-



Функциональная схема панорамного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с ультразвуковыми измерительными каналами

Functional scheme of the panoramic sensor of aerodynamic angle and true airspeed with ultrasonic instrumentation channels

читания СВ1, на выходе которой формируется разность информативных сигналов, например, в виде разности $\Delta f_1 = f_1 - f_1'$ частот f_1 и f_1' ультразвуковых колебаний, воспринимаемых приемниками П1 и П1' по направлению набегающего воздушного потока. Аналогично приемники П2 и П2' через усилители У2 и У2', детекторы Д2 и Д2' подключены к схеме вычитания СВ2, на выходе которой формируется разность информативных сигналов, например, в виде разности $\Delta f_2 = f_2 - f_2'$ частот f_2 и f_2' ультразвуковых колебаний, воспринимаемых приемниками П2 и П2' против направления набегающего воздушного потока. Выходы схем вычитания СВ1 и СВ2 подключены ко входу вычислителя, осуществляющего обработку информативных сигналов, например Δf_1 и Δf_2 , и определение параметров вектора воздушной скорости.

Модели формирования и обработки информативных сигналов измерительных каналов ультразвукового датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости

Принцип действия ультразвуковых измерительных каналов панорамного датчика параметров вектора воздушной скорости основан на различии времени прохождения ультразвуковых колебаний от излучателей до приемников по направлению набегающего воздушного потока и против направления потока.

Например, при нахождении измеряемого аэродинамического угла α в пределах $\pm 45^\circ$ (сектор I на рисунке) интервалы времени t_1 , t_1' и t_2 , t_2' прохождения ультразвуковых колебаний от излучателей до приемников по направлению потока и против него будут определяться выражениями вида

$$t_1 = \frac{L}{a + V \cos(\Theta_0 + \alpha)}; t_1' = \frac{L}{a - V \cos(\Theta_0 + \alpha)};$$

$$t_2 = \frac{L}{a + V \cos(\Theta_0 - \alpha)}; t_2' = \frac{L}{a - V \cos(\Theta_0 - \alpha)},$$

где L — расстояние между соответствующими излучателями и приемниками ультразвуковых колебаний; a — скорость распространения звука в воздухе.

Как только первые ультразвуковые колебания, создаваемые на выходах приемников, пройдя через усилители и детекторы, поступают на модуляторы, работающие в триггерном режиме, модуляторы закрывают проход колебаний

от генератора к пьезоэлектрическим элементам излучателей, и посылка пакетов ультразвуковых колебаний от излучателей прекращается. Модуляторы вновь открываются после того, как последние ультразвуковые колебания первых пакетов достигнут пьезоэлектрических приемников.

В результате на входы схем вычитания СВ1 и СВ2 будут поступать сигналы с частотами f_1 , f_1' и f_2 , f_2' , определяемые соотношениями

$$f_1 = \frac{1}{L}[a + V \cos(\Theta_0 + \alpha)];$$

$$f_1' = \frac{1}{L}[a - V \cos(\Theta_0 + \alpha)];$$

$$f_2 = \frac{1}{L}[a + V \cos(\Theta_0 - \alpha)];$$

$$f_2' = \frac{1}{L}[a - V \cos(\Theta_0 - \alpha)].$$

На выходах схем вычитания СВ1 и СВ2 формируются информативные сигналы ультразвуковых измерительных каналов в виде разностей $\Delta f_1 = f_1 - f_1'$ и $\Delta f_2 = f_2 - f_2'$, определяемые соотношениями вида

$$\Delta f_1 = \frac{2V}{L} \cos(\Theta_0 + \alpha); \Delta f_2 = \frac{2V}{L} \cos(\Theta_0 - \alpha). \quad (1)$$

Представляя в соотношениях (1) косинусы суммы и разности в виде

$$\cos(\Theta_0 + \alpha) = \cos \Theta_0 \cos \alpha + \sin \Theta_0 \sin \alpha;$$

$$\cos(\Theta_0 - \alpha) = \cos \Theta_0 \cos \alpha - \sin \Theta_0 \sin \alpha, \quad (2)$$

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

$$\Delta f_1 = \frac{\sqrt{2}}{L} V (\cos \alpha + \sin \alpha);$$

$$\Delta f_2 = \frac{\sqrt{2}}{L} V (\cos \alpha - \sin \alpha).$$

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

$$\Delta f_1 + \Delta f_2 = \frac{2\sqrt{2}}{2} V \cos \alpha;$$

$$\Delta f_1 - \Delta f_2 = \frac{2\sqrt{2}}{2} V \sin \alpha. \quad (3)$$

Тогда аналитическое выражение для определения аэродинамического угла α в ультразвуковых измерительных каналах панорамного датчика параметров вектора воздушной скорости будет иметь вид [18]

$$\alpha = \arctg \frac{\Delta f_1 - \Delta f_2}{\Delta f_1 + \Delta f_2}. \quad (4)$$

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

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

Аналитическое выражение для определения истинной воздушной скорости $V_B = V$ в ультразвуковых измерительных каналах панорамного датчика параметров вектора воздушной скорости принимает вид [18]

$$V_B = \frac{L}{2} \sqrt{\Delta f_1^2 + \Delta f_2^2}. \quad (5)$$

Соотношения (4) и (5) определяют аналитические модели обработки информативных сигналов Δf_1 и Δf_2 , формируемых на выходах схем вычитания и подаваемых на вход вычислителя. На выходе вычислителя формируются выходные цифровые (кодовые) выходные сигналы N_{V_B} и N_α панорамного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, которые подаются на средства отображения информации и другим потребителям.

При превышении измеряемым аэродинамическим углом значения $\alpha = +45^\circ$ работа ультразвуковых измерительных каналов происходит аналогично в секторе II. В этом случае значение аэродинамического угла α , вычисляемое по соотношению (4), алгоритмически увеличивается на $\pi/2$. При превышении аэродинамическим углом значения $\alpha = +90^\circ$ в секторе III вычисленное значение угла увеличивается на π . При отрицательных значениях измеряемого аэродинамического угла и выходе за границы $\alpha = -45^\circ$ и $\alpha = -90^\circ$ вычисленные значения аэродинамического угла уменьшаются на $-\pi/2$ и на $-\pi$ соответственно.

Такое панорамное измерение аэродинамического угла во всей азимутальной плоскости в диапазоне $\pm 180^\circ$ алгоритмически обеспечивается с использованием аналитической модели вида

$$\alpha = K_i \frac{\pi}{2} + \arctg \frac{\Delta f_1 - \Delta f_2}{\Delta f_1 + \Delta f_2}, \quad (6)$$

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

Как видно из соотношений (4) и (5), вычисленное значение аэродинамического угла определяется только текущими значениями

разности частот Δf_1 и Δf_2 , регистрируемых соответствующими совмещенными парами излучатель—приемник ультразвуковых колебаний по и против направления контролируемого воздушного потока. В выражение (5) для вычисления истинной воздушной скорости входит расстояние L между излучателями и приемниками, технологический разброс которого является причиной инструментальной погрешности измерения скорости.

Как показывает анализ, реализацию ультразвукового метода измерения параметров контролируемого воздушного потока можно обеспечить, контролируя не только изменение частот f_1, f_1' и f_2, f_2' , регистрируемых ультразвуковыми измерительными каналами, но и разность времени прохождения базового расстояния по и против набегающего потока коротких импульсов с заданной частотой.

В этом случае в качестве информативных сигналов используется разность 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 $2\Theta_0 = 90^\circ$.

Разности Δt_1 и Δt_2 будут определяться выражениями

$$\Delta t_1 = t_1 - t_1' = \frac{2LV}{a^2} \cos(\Theta_0 + \alpha);$$

$$\Delta t_2 = t_2 - t_2' = \frac{2LV}{a^2} \cos(\Theta_0 - \alpha).$$

Используя соотношения (2), получим

$$\Delta t_1 - \Delta t_2 = \frac{2\sqrt{2}L}{a^2} V \sin \alpha;$$

$$\Delta t_1 + \Delta t_2 = \frac{2\sqrt{2}L}{a^2} V \cos \alpha;$$

$$\Delta t_1 + \Delta t_2 = \frac{2\sqrt{2}L}{a^2} V.$$

Аналитические модели для вычисления аэродинамического угла α и истинной воздушной скорости V_B ультразвукового панорамного датчика параметров вектора воздушной скорости при использовании время-импульсных информативных сигналов в секторе I принимают вид

$$\alpha = \arctg \frac{\Delta t_1 - \Delta t_2}{\Delta t_1 + \Delta t_2}; \quad (7)$$

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

Полученные аналитические зависимости (7) для вычисления аэродинамического угла по форме одинаковы с зависимостями (4) и (5), полученными при использовании частотных ин-

формативных сигналов. Как видно из соотношения (7), значение истинной воздушной скорости зависит не только от измеряемых интервалов времени Δt_1 и Δt_2 , но и от скорости a распространения звука в воздухе, зависящей от температуры окружающей среды, а следовательно, и от высоты полета, а также от расстояния L между приемниками и излучателями. Изменение скорости звука a и расстояния L является причиной методической и инструментальной погрешности измерения истинной воздушной скорости.

При реализации ультразвуковых измерительных каналов панорамного датчика параметров вектора воздушной скорости можно использовать фазовые информативные сигналы для регистрации параметров контролируемого воздушного потока [17].

Из-за различия времени Δt , необходимого для прохождения ультразвуковыми колебаниями одного и того же расстояния L по потоку и против него, на пьезоэлементах приемников возникает разность фаз между воспринимаемыми ими ультразвуковыми колебаниями.

Для ультразвуковых измерительных каналов, расположенных под углом Θ к направлению контролируемого потока, разность фаз $\Delta\varphi$ будет определяться выражением

$$\Delta\varphi = \frac{4\pi f L \cos \Theta}{a^2} V,$$

где f — частота ультразвуковых колебаний.

Применительно к задаче измерения аэродинамического угла и истинной воздушной скорости для пары излучатель—приемник, расположенных под углом $2\Theta_0 = 90^\circ$, получим

$$\begin{aligned}\Delta\varphi_1 &= \frac{4\pi f L V}{a^2} \cos(\Theta_0 + \alpha); \\ \Delta\varphi_2 &= \frac{4\pi f L V}{a^2} \sin(\Theta_0 - \alpha); \\ \Delta\varphi_1 - \Delta\varphi_2 &= \frac{8\pi f L V}{a^2} \sin \alpha; \\ \Delta\varphi_1 + \Delta\varphi_2 &= \frac{8\pi f L V}{a^2} \cos \alpha; \\ \alpha &= \arctg \frac{\Delta\varphi_1 - \Delta\varphi_2}{\Delta\varphi_1 + \Delta\varphi_2}.\end{aligned}\quad (8)$$

Используя соотношения (6), получим

$$\begin{aligned}\Delta\varphi_1^2 + \Delta\varphi_2^2 &= \left(\frac{8\pi f L V}{a^2} \right)^2; \\ V_B &= \frac{a}{2\pi f L} (\Delta\varphi_1^2 + \Delta\varphi_2^2).\end{aligned}\quad (9)$$

Следовательно, при использовании фазовых информативных сигналов, как и для время-им-

пульсных информативных сигналов, вычисляемая по соотношениям (9) истинная воздушная скорость зависит от расстояния L между приемниками и излучателями, от скорости a звука, а также от частоты f посылки ультразвуковых колебаний, изменение которых является причиной инструментальных и методических погрешностей измерения, что также определяет преимущества панорамного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с частотными информативными сигналами.

Заключение

Полученные результаты показывают, что в сравнении с панорамным ионно-меточным и вихревым интегрированными датчиками предлагаемый панорамный датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с ультразвуковыми измерительными каналами обладает следующими конкурентными преимуществами:

- для регистрации параметров набегающего воздушного потока используются только два ультразвуковых измерительных канала, построенных на основе совмещенных пар излучателей-приемников ультразвуковых колебаний;
- использование частотных информативных сигналов упрощает их выделение, преобразование и обработку в измерительной схеме датчика, что упрощает практическую реализацию и формирование цифровых выходных сигналов по аэродинамическому углу и истинной воздушной скорости;
- отсутствие методических погрешностей ультразвуковых измерительных каналов с частотными информативными сигналами повышает точность измерения.

Разработанные принципы построения, модели формирования информативных сигналов, их обработки и вычисления выходных сигналов являются теоретической основой для разработки, анализа погрешностей и обеспечения точности измерительных каналов панорамного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с ультразвуковыми измерительными каналами.

Указанные конкурентные преимущества упрощают конструкцию, снижают массу и стоимость, что расширяет область применения панорамного ультразвукового датчика на малоразмерных летательных аппаратах различного класса и назначения и позволяет повысить уровень безопасности полета, улучшить качество пилотирования и обеспечить решение тактико-технических задач полета.

Список литературы

1. **Практическая** аэродинамика маневренных самолетов / Под ред. Н. М. Лысенко. М.: Воениздат, 1977. 439 с.
2. **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.
3. **Моисеев В. С., Гушина Д. С., Моисеев Г. В.** Основы теории создания и применения информационных беспилотных авиационных комплексов. Казань: Изд-во Минобрнауки РТ, 2010. 196 с.
4. **Клюев Г. И., Макаров Н. Н., Солдаткин В. М., Ефимов И. П.** Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов: Учебное пособие. Ульяновск: Изд-во Ульяновск. гос. техн. ун-та, 2005. 590 с.
5. **Кравцов В. Г., Алексеев Н. В.** Аэрометрия высотно-скоростных параметров летательных аппаратов // Приборы и системы: Управление, контроль, диагностика. 2000. № 8. С. 47–50.
6. **Kaletka J.** Evaluation of the Helicopter Low Airspeed System Lasse // Journal of American Helicopter Society. 1983. N. 4. P. 35–43.
7. **Yamasaki H., Rubin M.** The Vortex Flowmeter // Flow Measurement and Control in Science and Industry. USA, 1974. P. 975–983.
8. **Киясбейли А. Ш., Перельштейн М. Е.** Вихревые измерительные приборы. М.: Машиностроение, 1972. 152 с.
9. **Pankanin G. L.** The Vortex Flowmeter: Various Methods of Investigating Phenomena // Measurement science and technology, 2005. N. 16. P. 1–16.
10. **Soldatkin V. M., Soldatkina E. S.** Vortex sensor of aerodynamic angle and airspeed // Russian Aeronautics. 2012. Vol. 55, N. 4. P. 402–407.
11. **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.
12. **Barriol R., Hannoyer G., Rousseau C.** A new approach for ionic air flow sensors transit time // SAE Techn. Pap. Ser. 1984. № 840138. P. 29–39.
13. **Ганеев Ф. А., Солдаткин В. М.** Ионно-меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости с логометрическими информативными сигналами и интерполяционной схемой обработки // Известия вузов. Авиационная техника. 2010. № 3. С. 46–50.
14. **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.
15. **Кремлевский П. П.** Расходомеры и счетчики количества. Изд. 3-е, пераб. и доп. Л.: Машиностроение, 1975. 776 с.
16. **Электрические** измерения неэлектрических величин / Под ред. П. В. Новицкого. Л.: Энергия. 1975. 576 с.
17. **Ghahramani A., Zhu M., Przybyla R. J., Andersen M. P., Galicia P. J., Pfeffer T. E., Zhang H., Arens E.** Measuring Air Speed With a Low-Power MEMS Ultrasonic Anemometer via Adaptive Phase Tracking // Sensors Journal IEEE, 2019. Vol. 19, N. 18. P. 8136–8145.
18. **Патент РФ** на изобретение № 2737518 С1, МПК G01P 5/18, G01H 11/18. Кинематический датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости / В. М. Солдаткин, В. В. Солдаткин, А. В. Никитин, Е. С. Ефремова, Е. О. Арикин. Заявл. 2019115017 от 15.05.2019 Огубл. 01.12.2020. Бюл. № 34.

Models for Generating and Processing of Signals of the Panoramic Sensor of Aerodynamic Angle and True Airspeed

V. M. Soldatkin, w-soldatkin@mail.ru, **V. V. Soldatkin**, w-soldatkin@mail.ru,

E. S. Efremova, soldatkina1991@bk.ru, **B. I. Miftachov**, bulatmiftakhov@mail.ru,

Kazan National Research Technical University Named after A. N. Tupolev-KAI, Kazan, 420111, Russian Federation

Corresponding author: Soldatkin V. M., D. Tech. Sc., Professor, Head of Chair, Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev-KAI, Kazan, 420111, Russian Federation, e-mail: w-soldatkin@mail.ru

Accepted on April 12, 2021

Abstract

The importance of information about the true airspeed and aerodynamic angles of aircraft and replenishment of arsenal of their measuring means with only electronic design scheme, low weight and cost, providing a panoramic measurement of the gliding angle is noted. It is shown that traditional measuring means of true airspeed of AP, which implement the aerodynamic and vane measuring methods of parameters of incoming air flow, using receivers and sensors distributed over the fuselage, have a complex design, significant weight and cost, and limited ranges of measuring aerodynamic angles, which limits their use on small-sized aircraft plane. The integrated sensor of aerodynamic angle and true airspeed, which implements a vortex method for measuring the parameters of incoming air flow, is considered. A single fixed flow receiver simplifies the design, and the time-frequency primary informative signals reduce the errors of instrumentation channel. The limited range of measurement of the gliding angle limits the use of the sensor on small AP. The integrated sensor of aerodynamic angle and true airspeed, which implements the ion-mark method for measuring the parameters of incoming air flow, is considered. The sensor provides a panoramic measurement of aerodynamic angle using receivers distributed in the measurement plane. But the multichannel measuring circuit significantly complicates the design, increases the weight and cost of the sensor, which limits its use on small-sized aircraft plane. The functional scheme of the original panoramic purely electronic sensor of the aerodynamic angle and true airspeed with one fixed receiver of the incoming air flow and ultrasonic instrumentation channels is revealed. Analytical models of the formation, processing and determination of the aerodynamic angle and true airspeed using frequency, time-pulse and phase informative signals are obtained. The analysis of the variants of used informative signals determines the prospects of using of the panoramic sensor with frequency informative signals on small-sized aircraft plane, in which there are no methodological errors from the influence of the ambient temperature when changing the flight altitude.

Keywords: aircraft, true airspeed, aerodynamic angle, sensor, ultrasonic channels, construction, signals, models, formation, processing

For citation:

Soldatkin V. M., Soldatkin V. V., Efremova E. S., Miftachov B. I. Models for Generating and Processing of Signals of the Panoramic Sensor of Aerodynamic Angle and True Airspeed, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2021, vol. 22, no. 8, pp. 442–448.

DOI: 10.17587/mau.22.442-448

References

1. **Lysenko N. M.** ed. Practical aerodynamics of maneuverable aircraft, Moscow, Voenizdat, 1977, 439 p. (in Russian).
2. **Soldatkin V. M.** Methods and tools for constructing on-board information and control systems for ensuring flight safety, Kazan, Publishing house of Kazan. gos. tekhn. un-t, 2004, 350 p. (in Russian).
3. **Moiseev V. S., Gushchina D. S., Moiseev G. V.** Fundamentals of the theory of creation and application of information unmanned aerial systems, Kazan, Publishing house of Mino-brnauki RT, 2010, 196 p. (in Russian).
4. **Kljuev G. I., Makarov N. N., Soldatkin V. M., Efimov I. P.** Meters of aerodynamic parameters of aircraft: Training manual. Ul'janovsk Publishing house of Ul'janovsk. gos. tehn. un-t, 2005, 590 p. (in Russian).
5. **Kravcov V. G., Alekseev N. V.** Aerometry of high-altitude-speed parameters of aircraft, *Pribory i sistemy: Upravlenie, Kontrol', Diagnostika*, 2000, no. 8, pp. 47–50 (in Russian).
6. **Kaletka J.** Evaluation of the Helicopter Low Airspeed System Lassie, *Journal of American Helicopter Society*, 1983, no. 4, pp. 35–43.
7. **Yamasaki H., Rubin M.** The Vortex Flowmeter, *Flow Measurement and Control in Science and Industry*, USA, 1974, pp. 975–983.
8. **Kiyasbejli A. Sh., Perelshtej M. E.** Vortex measuring device, Moscow, Mashinostroenie, 1972, 152 p. (in Russian).
9. **Pankanin G. L.** The Vortex Flowmeter: Various Methods of Investigating Phenomena, *Measurement Science and Technology*, 2005, no. 16, pp. 1–16.
10. **Soldatkin V. M., Soldatkina E. S.** Vortex sensor of aerodynamic angel and airspeed, *Izvestiya vuzov. Aviacionnaya Tekhnika*, 2012, no. 4, pp. 402–407 (in Russian).
11. **Soldatkin V. M., Soldatkina E. S.** Features of the construction and analysis of the static accuracy of the vortex system of air signals of a subsonic aircraft, *Mekhatronika, Avtomatizaciya, Upravlenie*, 2019, vol. 20, no.7, pp. 443–448 (in Russian).
12. **Barriol R., Hannover G., Rousseau C.** A new approach for ionic air flow sensors transit tim, *SAE Techn. Pap. Ser.*, 1984. № 840138, pp. 29–39.
13. **Ganeev F. A., Soldatkin V. M.** Ion-marking sensor of aerodynamic angle and airspeed with ratiometric informative signals and interpolation processing scheme, *Izvestija Vuzov. Aviacionnaja Tehnika*, 2010, no. 3, pp. 46–50 (in Russian).
14. **Soldatkin V. M., Soldatkin V. V., Krylov D. L.** Theoretical foundations for constructing a system of air signals of an aircraft with a fixed non-protruding flow receiver, *Mekhatronika, Avtomatizacija, Upravlenie*, 2017, vol. 1, no. 7, pp. 495–502 (in Russian).
15. **Kremlevskij P. P.** Flow meters and counters of quantity, Leningrad, Mashinostroenie, 1975, 776 p. (in Russian).
16. **Novickii P. V.** ed. Electrical measurements of non-electrical quantities, Leningrad, Energiya, 1975, 576 p. (in Russian).
17. **Ghahramani A., Zhu M., Przybyla R. J., Andersen M. P., Galicia P. J., Peffer T. E., Zhang H., Arens E.** Measuring Air Speed With a Low-Power MEMS Ultrasonic Anemometer via Adaptive Phase Tracking, *Sensors Journal IEEE*, 2019, vol. 19, no. 18, pp. 8136–8145.
18. **Patent** RF na izobretenie № 2737518 S1, MPK G01R5/18, G01N11/18. Kinematic sensor of aerodynamic angle and true airspeed / V. M. Soldatkin, V. V. Soldatkin, A. V. Nikitin, E. S. Efremova, E. O. Ariskin. Zayavl. 2019115017 ot 15.05.2019. Opublic. 01.12.2020. Byul. № 34 (in Russian).

Издательство "НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ"

107076, Москва, Стромынский пер., 4

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

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

Сдано в набор 31.05.2021. Подписано в печать 12.07.2021. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная.
Усл. печ. л. 8,86. Заказ МН821. 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