

В. М. Солдаткин, д-р техн. наук, зав. кафедрой, w-soldatkin@mail.ru, **В. В. Солдаткин**, д-р техн. наук, доц.,
А. В. Никитин, канд. техн. наук, ст. преподаватель, **Е. О. Арискин**, аспирант,
Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева — КАИ

Система измерения воздушных параметров вертолета с неподвижным приемником потока, ионно-меточными и аэрометрическими измерительными каналами*

Показано, что известные ограничения на измерение воздушных параметров на борту вертолета обусловлены значительными аэродинамическими возмущениями, вносимыми индуктивными потоками вихревой колонны несущего винта. Это определяет необходимость создания средств измерений, учитывающих особенности аэродинамики и динамики полета вертолета.

Известным направлением преодоления этих ограничений является использование для измерения информации аэродинамического поля вихревой колонки несущего винта и ее восприятия с помощью неподвижного многофункционального аэрометрического приемника. Однако необходимость защиты большого числа трубок полного давления, установленных в проточном канале многофункционального аэрометрического приемника, и жесткие требования к идентичности и стабильности характеристик большого числа аэрометрических каналов усложняют конструкцию, снижают надежность, повышают стоимость, сдерживают использование системы измерения воздушных параметров на вертолетах различных классов и назначения.

Рассмотрены принципы построения, функциональная схема, особенности восприятия первичной информации системы измерения воздушных параметров вертолета с неподвижным приемником потока, ионно-меточными и аэрометрическими измерительными каналами. Приведены алгоритмы обработки первичной информации на различных этапах и режимах полета, в том числе: на стоянке до запуска силовой установки и при вращении несущего винта, при рулении и маневрировании по земной поверхности, на режимах взлета и посадки, при полетах на малых скоростях, а также на скоростях полета, когда неподвижный приемник первичной информации выходит из зоны вихревой колонки несущего винта, с использованием ионно-меточных и аэрометрических измерительных каналов.

Показано, что предложенные подходы к построению моделей и алгоритмов обработки первичной информации системы измерения воздушных параметров вертолета с ионно-меточными и аэрометрическими измерительными каналами позволяют определить скорость и направление ветра, а также высотнo-скоростные параметры движения относительно окружающей среды и параметров атмосферы в широком диапазоне эксплуатации вертолета. Все это определяет конкурентные преимущества предлагаемой системы при решении задач эксплуатации и обеспечения безопасности полетов вертолетов различного класса и назначения.

Ключевые слова: вертолет, воздушные параметры, измерение, система, неподвижный приемник, ионно-меточные и аэрометрические измерительные каналы, функциональная схема, конструктивные особенности, алгоритмы обработки информации

Введение

В авиации и в различных отраслях промышленности, в энергетике и строительстве широкое применение находят вертолеты различных классов и назначения, эксплуатация которых происходит в приземном возмущенном слое атмосферы в условиях значительных ветровых возмущений. При пилотировании и решении задачи обеспечения безопасности полета вертолета необходима достоверная информация о величине и составляющих вектора истинной воздушной скорости, аэродинамических углах атаки и скольжения, барометрической высоте и приборной скорости, скорости и угле направления вектора ветра относительно продольной оси вертолета, атмосферном давлении и плотности,

о других воздушных параметрах, определяющих аэродинамику и динамику движения вертолета относительно окружающей воздушной среды на всех этапах и режимах полета.

При работе силовой установки на стоянке, при рулении и маневрировании по земной поверхности (стартовые режимы), при взлете и наборе высоты, снижении, висении и посадке (взлетно-посадочные режимы), при полете с малыми скоростями на работу бортовых средств измерения воздушных параметров вертолета оказывают существенное влияние индуктивные потоки вихревой колонки несущего винта, ограничивающие использование традиционных средств измерения [1–3]. Это обуславливает необходимость разработки систем измерения воздушных параметров, максимально учитывающих аэродинамику и динамику полета вертолета.

* Работа выполнена по гранту РФФИ № 18-08-00264.

Построение системы измерения воздушных параметров вертолета на основе неподвижного многофункционального аэрометрического приемника

Широкие возможности по преодолению указанных ограничений открываются при использовании для целей измерения воздушных параметров информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта [4], воспринимаемой неподвижным многофункциональным аэрометрическим приемником, выходные сигналы которого регистрируются аэрометрическими измерительными каналами. Обработка выходных сигналов в соответствии с разработанными алгоритмами позволяет определить воздушные параметры вертолета в широком диапазоне рабочих скоростей и высот полета [5].

В работах [6, 7] раскрываются принципы построения и алгоритмы работы бортовой системы измерения воздушных параметров на стоянке, стартовых и взлетно-посадочных режимах, при полете вертолета на малых скоростях, в которой для целей измерения используется информация о параметрах вектора скорости результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта, воспринимаемая неподвижным многофункциональным аэрометрическим приемником [5].

Многофункциональный аэрометрический приемник (рис. 1) содержит неподвижный многоканальный проточный аэрометрический приемник 1, выполненный в виде двух разнесенных по высоте экранирующих дисков 2 и 3, между внутренними профилированными поверхностями которых в азимутальной плоскости под одинаковыми углами расположены трубки полного давления 4 для забора давлений P_i , определяющих модуль W и угол направления ψ вектора ветра $\mathbf{W}$ или параметры вектора $\mathbf{V}_\Sigma$ истинной воздушной скорости в горизонтальной плоскости.

На внутренних поверхностях экранирующих дисков 2 и 3 расположены кольцевые каналы 6 для забора дросселированного статического давления $P_{ст.д.}$, формируемого в проточном канале приемника 1. На внутренних профилированных поверхностях экранирующих дисков 2 и 3 расположены отверстия 5 для забора давлений P_{ai} и P_{ai-1} , определяющих угол ветра или вектора истинной воздушной скорости $\mathbf{V}_B = -\mathbf{V}$ в вертикальной плоскости.

Таким образом, воспринимаемые неподвижным многоканальным проточным аэрометрическим приемником первичные информативные сигналы в виде давлений P_i , $P_{ст.д.}$, P_{ai} , P_{ai-1} позволяют определить модуль W и угловое положение вектора скорости ветра $\mathbf{W}$ или вектора истинной воздушной скорости $\mathbf{V}_B$ относительно продольной оси вертолета или продольные и боковые составляющие вектора скорости ветра или вектора истинной воздушной скорости на стоянке до запуска силовой установки и раскрутки трансмиссии и на режимах полета, когда неподвижный многоканальный проточный аэрометрический приемник находится вне зоны действия вихревой колонны несущего винта.

Для восприятия аэрометрической информации на стоянке при запуске силовой установки и вращении несущего винта, на режиме руления и маневрирования вертолета по земле и на взлетно-посадочных режимах, при полете на малых скоростях, когда неподвижный многоканальный проточный аэрометрический приемник 1 находится в створе вихревой колонны несущего винта, на наружной поверхности экранирующего диска 3 установлен дополнительный аэрометрический приемник 7 в виде полусферы с диаметром, равным диаметру верхнего экра-

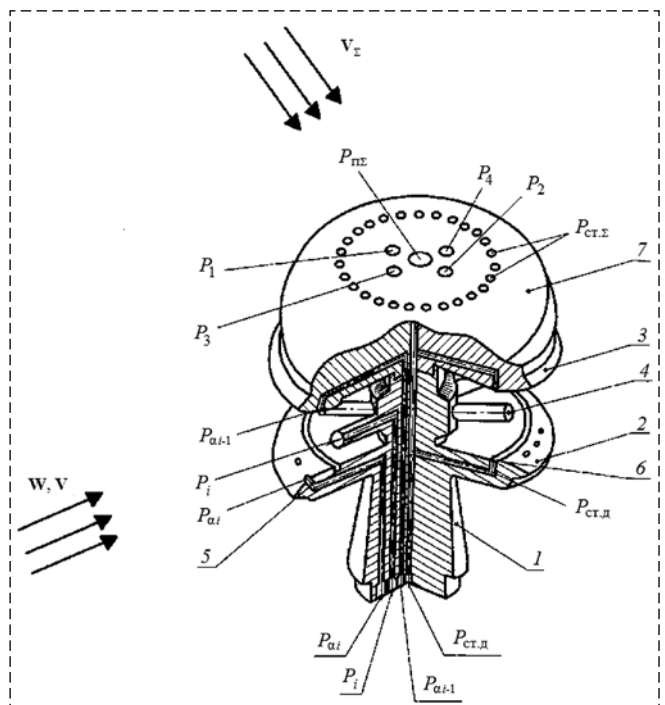


Рис. 1. Конструктивная схема неподвижного многофункционального аэрометрического приемника

Fig. 1. Constructive scheme of motionless multifunctional aerometric receiver

нирующего диска. На поверхности полусферы на оси симметрии расположено отверстие, являющееся приемником полного давления $P_{п\Sigma}$ результирующего воздушного потока вихревой колонны. В плоскости, параллельной плоскости симметрии вертолета, под углом φ_{01} к оси симметрии симметрично расположены отверстия, являющиеся приемниками давлений P_1 и P_2 . В плоскости, перпендикулярной плоскости симметрии вертолета, под углом φ_{01} к оси симметрии расположены отверстия, являющиеся приемниками давлений P_3 и P_4 . Перпендикулярно оси симметрии сферического приемника на его поверхности, например по окружности, расположены отверстия, объединенные в общем канале, являющемся приемником статического давления $P_{ст\Sigma}$ результирующего воздушного потока вихревой колонны.

При рулении и маневрировании по земле и на взлетно-посадочных режимах, при полете с малыми скоростями за меру величин составляющих вектора скорости ветра $\mathbf{W}$ и вектора истинной воздушной скорости $\mathbf{V}_в$ вертолета принимается угловое положение вектора скорости $\mathbf{V}_\Sigma$ результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта, определяемое углами φ_1 и φ_2 , которые регистрируются ортогонально расположенными приемниками давлений P_1 и P_2 , P_3 и P_4 .

Давления P_1 и P_2 , P_3 и P_4 , $P_{п\Sigma}$ и $P_{ст\Sigma}$, воспринимаемые дополнительным аэрометрическим приемником 3, подключены ко входам пневмоэлектрических преобразователей, выходы которых через последовательно соединенные мультиплексор и аналогово-цифровой преобразователь подключены к микропроцессору. На вход микропроцессора также подключены выходы приемника температуры торможения результирующего набегающего воздушного потока вихревой колонны несущего винта и выходы пневмоэлектрических преобразователей давлений P_i , P_{ai} , P_{ai-1} , $P_{ст.д.}$, воспринимаемых неподвижным многоканальным проточным аэрометрическим приемником 1. Выход микропроцессора является выходом бортовой системы по модулю и углу направления или продольной и боковой составляющим вектора скорости ветра $\mathbf{W}$ и истинной воздушной скорости $\mathbf{V}_в$ на стоянке, при рулении и маневрировании по земной поверхности, при взлете и посадке, в области малых и околонулевых скоростей полета и на режиме висения, когда неподвижный многофункциональный аэроме-

трический приемник находится в зоне вихревой колонны несущего винта.

Однако построение неподвижного многоканального аэрометрического приемника на основе многофункционального проточного аэрометрического приемника связано с необходимостью защиты большого числа (6 или 8) трубок полного давления, установленных в его проточном канале, от обледенения, попадания пыли и влаги в реальных условиях эксплуатации вертолета. Многоканальная схема преобразования воспринимаемых давлений обуславливает жесткие требования к идентичности и стабильности характеристик аэрометрических измерительных каналов. Все это усложняет конструкцию, снижает надежность, повышает стоимость, сдерживает применение системы измерения воздушных параметров на вертолетах различного класса и назначения.

Построение системы измерения воздушных параметров вертолета с неподвижным приемником потока, ионно-меточными и аэрометрическими измерительными каналами

Для устранения указанных недостатков системы измерения воздушных параметров вертолета на основе неподвижного многофункционального приемника и аэрометрических измерительных каналов предлагается система, функциональная схема которой приведена на рис. 2 [8].

В этом случае система измерения воздушных параметров выполняется по двухканальной схеме и включает ионно-меточный и аэрометрический измерительные каналы.

В качестве ионно-меточного канала используется панорамный ионно-меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости [9], включающий плату 1 с системой приемных электродов 3, в центре которой установлен искровой разрядник 2, подключенный к генератору меток (ГМ) 4. При подаче на высоковольтный разрядник 2 высоковольтного импульса от генератора меток формируется ионная метка с явно выраженным электростатическим зарядом, которая движется совместно с набегающим воздушным потоком, приобретая его скорость V и направление α . При приближении заряженной ионной метки к приемным электродам 3, расположенным

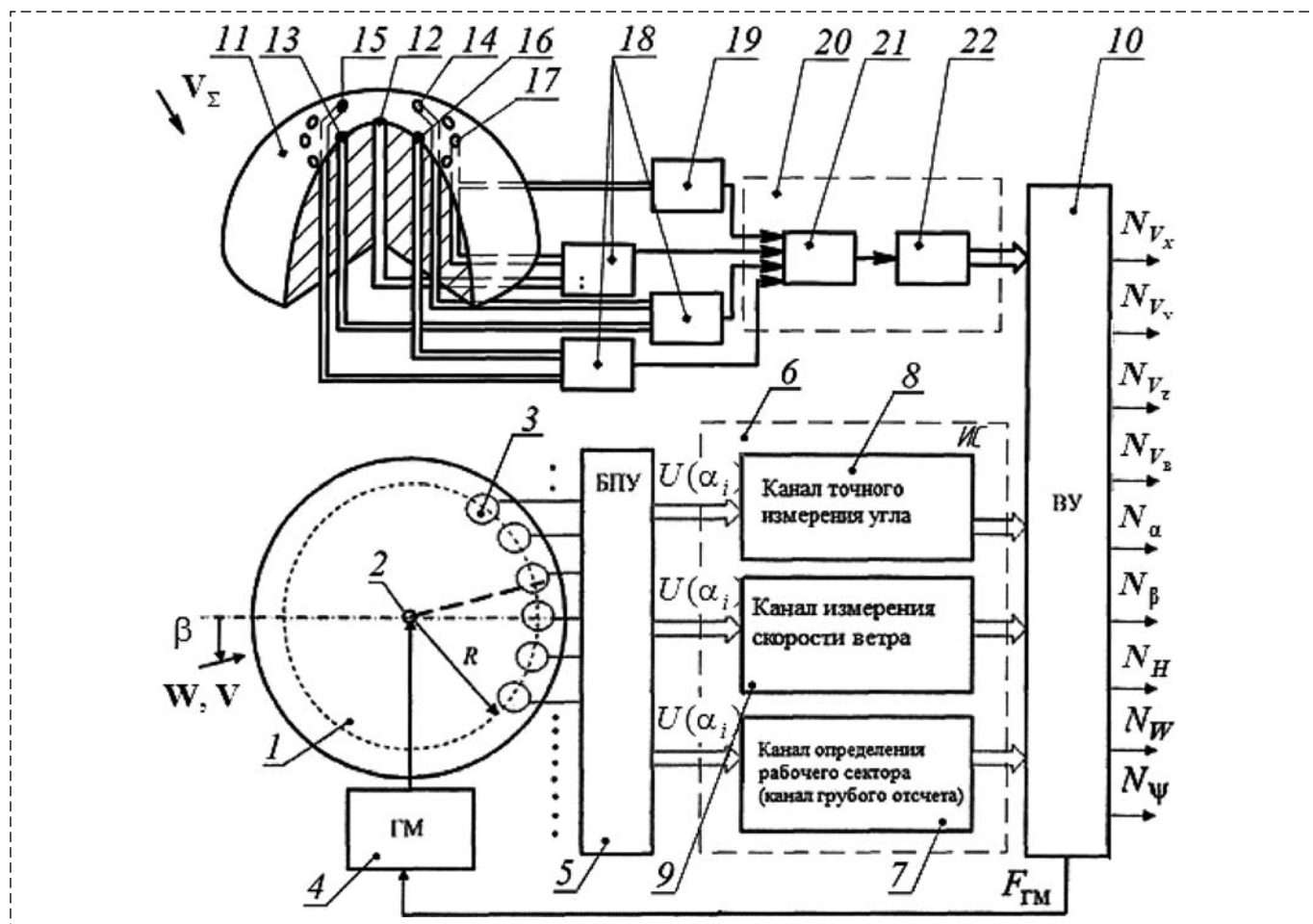


Рис. 2. Функциональная схема системы измерения воздушных параметров вертолета с аэрометрическими и ионно-меточными измерительными каналами

Fig. 2. Functional scheme of measuring system of air parameters of helicopter with aerometric and ion-mark measuring channels

на окружности радиусом R , на них наводятся электростатические заряды, величина которых зависит от расстояния R от точки генерации ионной метки до приемного электрода и углового положения ψ траектории движения метки.

На рис. 3 показана конструктивная схема датчика первичной информации системы измерения воздушных параметров вертолета на основе ионно-меточных и аэрометрических измерительных каналов.

Перпендикулярно системе приемных электродов 1 панорамного ионно-меточного датчика аэродинамического угла и воздушной скорости на стойках 3 установлен неподвижный полусферический аэрометрический приемник 2, на поверхности которого расположены отверстия для восприятия давлений, несущих информацию о векторе скорости V_{Σ} результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта. Воспринимаемые давления по пневмоканалам через стойки 3 передаются ко

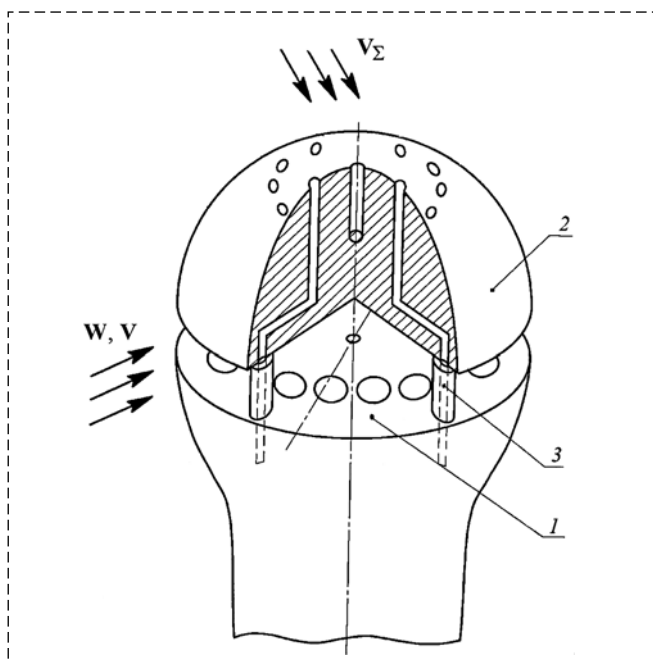


Рис. 3. Конструктивная схема датчика первичной информации

Fig. 3. Constructive scheme of the sensor primary informatio

ходам пневмоэлектрических преобразователей, расположенных внутри панорамного ионно-меточного датчика аэродинамического угла и воздушной скорости.

Для восприятия информации результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта на поверхности полусферического аэрометрического приемника 11 (см. рис. 2) расположены отверстия 12 для забора полного давления $P_{п\Sigma}$ результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта, отверстия 13, 14 и 15, 16 для забора давлений P_1 , P_2 и P_3 , P_4 , определяющих углы φ_1 и φ_2 положения вектора скорости V_Σ относительно оси симметрии полусферического приемника в плоскости, параллельной продольной оси вертолета, и в плоскости, перпендикулярной продольной оси вертолета, а также отверстия 17 для забора статического давления $P_{ст\Sigma}$ результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта.

Воспринимаемые давления $P_{п\Sigma}$, P_1 , P_2 и P_3 , P_4 , $P_{ст\Sigma}$ с помощью пневмоэлектрических преобразователей перепада давлений 18 и преобразователя абсолютного давления 19 преобразуются в электрические сигналы, которые через канал 20 аналогово-цифрового преобразования, включающего мультиплексор 21 и АЦП 22 подаются в вычислительное устройство 10, на выходе которого по разработанным алгоритмам формируются цифровые сигналы по воздушным сигналам вертолета.

Алгоритмы обработки информации измерительных каналов системы измерения воздушных параметров на различных этапах и режимах полета вертолета

На стоянке до запуска силовой установки входными сигналами ионно-меточного измерительного канала являются скорость W_r и угол направления ψ вектора горизонтального ветра W_r относительно продольной оси вертолета, которые необходимы для предотвращения опрокидывания вертолета на бок или на хвостовую балку [10]. При попадании траектории ионной метки в i -й грубый канал текущее значение измеряемого угла ψ направления горизонтального ветра W_r определяется как

$$\psi = i\alpha_0 + \alpha_p, \quad (1)$$

где α_0 — угол, охватывающий рабочий сектор грубого канала отсчета (при $i_{\max} = 4$, $\alpha_0 = 90^\circ$); i — номер рабочего сектора ($i = 1, 4$); α_p — значение измеряемого угла в пределах i -го рабочего сектора.

Сигналы $U(\alpha_i)$, пропорциональные синусу $U \sin \alpha_i$ и косинусу $U \cos \alpha_i$ измеряемого угла ψ в i -м рабочем секторе грубого канала и снимаемые с блока предварительных усилителей, обрабатываются в вычислительном устройстве, на выходе которого формируется цифровой код, связанный со значением α_p измеряемого угла в пределах рабочего сектора точного канала соотношением

$$\alpha_p = \arctg \frac{U \sin \alpha_i}{U \cos \alpha_i}, \quad (2)$$

где α_i — текущее значение измеряемого угла в пределах i -го рабочего сектора.

При работе канала измерения скорости вектора горизонтального ветра W_r формируется интервал времени τ_w пролета ионной метки расстояния R от точки генерации 0 ионной метки до окружности с приемными электродами. В соответствии с интервалом времени τ_w в вычислительном устройстве вырабатывается цифровой код N_w , пропорциональный скорости горизонтального ветра

$$W_r = \frac{R}{\tau_w}. \quad (3)$$

На стоянке при запуске силовой установки и вращении несущего винта, при рулении и маневрировании по земной поверхности, на взлетно-посадочных режимах в работу включается второй — аэрометрический — канал, выполненный на основе неподвижного полусферического аэрометрического приемника, жестко установленного над системой приемных электродов ионно-меточного датчика аэродинамического угла и воздушной скорости.

По полному $P_{п\Sigma}$ и статическому $P_{ст\Sigma}$ давлениям и температуре $T_{т\Sigma}$ торможения результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта, воспринимаемой приемником температуры торможения, установленным на фюзеляже в зоне действия вихревой колонны несущего винта, можно определить модуль вектора скорости V_Σ результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта, используя соотношение [6]

$$V_{\Sigma} = 44,826 \sqrt{\frac{T_{\tau\Sigma} \left[\left(\frac{P_{\text{п}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}}{P_{\text{ст}\Sigma}} + 1 \right)^{0,2857143} - 1 \right]}{\left(\frac{P_{\text{п}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}}{P_{\text{ст}\Sigma}} + 1 \right)^{0,2857143}}}, \quad (4)$$

где параметры, входящие в формулу (4), имеют размерности в единицах системы СИ.

Проекции вектора $\mathbf{V}_{\Sigma}$ скорости результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта на оси связанной системы координат определяются как

$$\begin{aligned} V_{\Sigma x} &= V_{\Sigma} \sin \varphi_1; \quad V_{\Sigma y} = V_{\Sigma} \cos \varphi_1 \cos \varphi_2; \\ V_{\Sigma z} &= V_{\Sigma} \sin \varphi_2, \end{aligned} \quad (5)$$

где φ_1 и φ_2 — углы, определяющие положение вектора скорости $\mathbf{V}_{\Sigma}$ результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта относительно осей полусферического аэрометрического приемника, которые определяются по давлениям P_1, P_2 и P_3, P_4 .

Используя соотношения для определения давления на поверхности полусферического аэрометрического приемника, приведенные в работе [11], углы φ_1 и φ_2 , определяющие положение вектора скорости $\mathbf{V}_{\Sigma}$ результирующего набегающего воздушного потока вихревой колонны несущего винта, будут определяться соотношениями

$$\begin{aligned} \varphi_1 &= \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{\text{п}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right); \\ \varphi_2 &= \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\text{п}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right), \end{aligned} \quad (6)$$

где φ_{10} и φ_{20} — углы расположения отверстий для забора давлений P_1, P_2 и P_3, P_4 .

Поскольку неподвижный панорамный ионно-меточный датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с установленным над его системой приемных электродов полусферическим аэрометрическим приемником расположен на фюзеляже на определенном радиус-векторе $\mathbf{R}$ от центра масс вертолета, то при вращении вертолета относительно центра масс имеет место кинематическое искажение вектора скорости $\mathbf{V}$ воздушного потока, набегающего на аэрометрический приемник, которое определяется векторным уравнением вида

$$\mathbf{V}_k = \mathbf{V} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{R}(x, y, z), \quad (7)$$

где $\mathbf{V}_k$ — кинематически искаженный вектор скорости набегающего воздушного потока в месте установки неподвижного комбинированного аэрометрического приемника; $\boldsymbol{\omega}(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ — вектор угловой скорости вращения вертолета относительно центра масс; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — угловые скорости вращения вертолета относительно осей связанной системы координат; x, y, z — координаты места установки неподвижного панорамного меточного датчика аэродинамического угла и воздушной скорости с установленным над его системой приемных электродов полусферическим аэрометрическим приемником в связанной системе координат, центр которой находится в центре масс вертолета.

Проекции вектора скорости $\mathbf{V}_k$ на оси связанной системы координат будут определяться системой уравнений вида

$$\begin{aligned} V_{kx} &= V_x + (\omega_y z - \omega_x y); \quad V_{ky} = V_y + (\omega_z x - \omega_x z); \\ V_{kz} &= V_z + (\omega_x y - \omega_y x), \end{aligned} \quad (8)$$

где V_x, V_y, V_z — проекции вектора истинной воздушной скорости $\mathbf{V}_B$ на оси связанной системы координат.

Продольная и боковая составляющие V_x, V_z и модуль V_B вектора истинной воздушной скорости $\mathbf{V}_B$, углы атаки α и скольжения β вертолета, статическое давление P_H и барометрическая высота H будут определяться следующими соотношениями [6]:

$$\begin{aligned} V_x &= V_{\Sigma} \sin \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{\text{п}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right) \right] \times \\ &\times \cos \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\text{п}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right) \right] - \\ &- K_{ix} V_{i0} - (\omega_y z - \omega_x y); \\ V_z &= V_{\Sigma} \sin \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\text{п}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right) \right] - \\ &- K_{iz} V_{i0} - (\omega_x y - \omega_y x); \\ V_B &= \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}; \end{aligned} \quad (9)$$

$$\alpha = \arctg \frac{V_y}{V_x}; \quad \beta = \arcsin \frac{V_z}{V_B};$$

$$P_H = P_{\text{ст}\Sigma} - K_p \frac{\rho_{\Sigma} V_{\Sigma}^2}{2};$$

$$\rho_{\Sigma} = \frac{P_{\text{ст}\Sigma}}{287,05287 T_{\tau\Sigma}} \left(\frac{P_{\text{п}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}}{P_{\text{ст}\Sigma}} + 1 \right)^{0,2857143};$$

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

где $P_0 = 101\,325$ Па и $T_0 = 288,15$ К — абсолютное давление и абсолютная температура воздуха на высоте $H = 0$ стандартной атмосферы; R — удельная газовая постоянная воздуха ($R = 287,05287$ Дж/кг·К); τ — температурный градиент ($\tau = 0,0065$ К/м); K_p — безразмерный коэффициент, определяющий связь $P_{ст}$ и P_H , который определяется при летных испытаниях для конкретного типа вертолета и места установки на фюзеляже неподвижного панорамного ионно-меточного датчика аэродинамического угла и воздушной скорости с установленным на нем осесимметричным полусферическим аэрометрическим приемником; K_{iy} — безразмерный коэффициент, определяемый аналогично K_{ix} и K_{iz} .

Используя информацию о модуле V_n и угле сноса ψ_c вектора путевой скорости V_n от доплеровского измерителя скорости и угла сноса (ДИСС) и о составляющих вектора истинной воздушной скорости V_b от аэрометрического канала, продольную W_x , боковую W_z составляющие, модуль W_r и направление ψ горизонтального вектора ветра W_r на взлетно-посадочных режимах вертолета будем определять соотношениями [6]:

$$\begin{aligned} W_x &= |V_x| - V_n \cos \psi_c; \quad W_z = |V_z| - V_n \sin \psi_c; \\ \psi &= \beta + \psi_c; \quad W_r = \sqrt{W_x^2 + W_z^2}. \end{aligned} \quad (10)$$

Таким образом, на основе информации, воспринимаемой неподвижным датчиком первичной информации, выполненным в виде неподвижного панорамного ионно-меточного датчика аэродинамического угла и воздушной скорости с установленным над его системой приемных электродов полусферическим аэрометрическим приемником, в вычислительном устройстве, выполненном в виде вычислителя, реализующего алгоритмы (1)–(3), (5), (6), (9), (10), определяются параметры вектора скорости ветра и другие воздушные параметры вертолета, на стоянке при запуске силовой установки и вращении несущего винта, при рулении и маневрировании по земной поверхности, при взлете и наборе высоты, при полете на малых скоростях и на режимах снижения, на режимах висения и посадки вертолета.

При скоростях полета, когда неподвижный датчик первичной информации системы измерения воздушных параметров вертолета с аэрометрическими и ионно-меточными измерительными каналами выходит из зоны вихре-

вой колонны несущего винта, для определения воздушных параметров вертолета используется информация аэрометрического и ионно-меточного измерительных каналов.

По информации ионно-меточного измерительного канала по соотношениям, аналогичным выражениям (1)–(3), определяются истинная воздушная скорость V_b и угол скольжения β :

$$V_b = \frac{R}{\tau_V}; \quad \beta = i\alpha_0 + \alpha_p; \quad \alpha_p = \arctg \frac{U \sin \alpha}{U \cos \alpha}, \quad (11)$$

где τ_V — время пролета ионной метки от разрядника до окружности с приемными электродами при данной истинной воздушной скорости V_b .

Для определения барометрической высоты H на наружной поверхности платы 1 с приемными электродами (см. рис. 2) ионно-меточного датчика аэрометрического угла и истинной воздушной скорости располагается отверстие-приемник для забора статического давления P_H набегающего воздушного потока. Тогда барометрическая высота H будет определяться известным соотношением [5]

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

Вертикальная воздушная скорость V_y будет определяться путем вычисления производной по времени от барометрической высоты:

$$V_y = \frac{dH}{dt} = \frac{H(t_i) - H(t_{i-1})}{t_i - t_{i-1}}, \quad (12)$$

где t_i и t_{i-1} — текущий и предшествующие моменты времени, в которых проведены вычисления барометрической высоты. Возможно использование алгоритма вычисления вертикальной воздушной скорости по большому числу значений барометрической высоты, полученных через фиксированный интервал времени τ , например, вида

$$\begin{aligned} V_y &= \frac{1}{4\tau} [H(t_i) - H(t_i + 2\tau) + \\ &+ H(t_i + \tau) - H(t_i + 3\tau)]. \end{aligned} \quad (13)$$

Тогда угол атаки вертолета можно определить, используя соотношение

$$\alpha = \arctg \frac{V_y}{V_x} = \frac{V_y}{V_b \cos \beta}. \quad (14)$$

Таким образом, установка на наружной поверхности платы приемных электродов ионно-

меточного датчика аэродинамического угла отверстия-приемника статического давления набегающего воздушного потока позволяет вычислить воздушные параметры вертолета при выходе датчика первичной информации из зоны вихревой колонны несущего винта.

Заключение

Предложенные подходы к построению, модели и алгоритмы обработки первичной информации системы измерения воздушных параметров вертолета с аэрометрическими и ионно-меточными измерительными каналами позволяют определить параметры вектора ветра и высотно-скоростные параметры вертолета в широком диапазоне эксплуатации, в том числе на стоянке, стартовых и взлетно-посадочных режимах, при полете в диапазоне малых и полетных скоростях.

Применение рассмотренной системы измерения воздушных параметров на различных классах вертолетов позволяет повысить безопасность эксплуатации и эффективность решения полетных задач.

Список литературы

1. **Руководство** по летной эксплуатации вертолета Ми-8 (издание 4). М.: Авторитет, 1996. 554 с.

2. **Козицин В. К., Макаров Н. Н., Порунов А. А., Солдаткин В. М.** Анализ принципов построения систем измерения воздушных сигналов вертолета // *Авиакосмическое приборостроение*. 2003. № 10. С. 2–13.

3. **Солдаткин В. М.** Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.

4. **Солдаткин В. В.** Аэрометрическая система измерения малых воздушных скоростей вертолета на основе информации о положении вихревой колонны несущего винта // *Известия вузов. Авиационная техника*. 2009. № 4. С. 52–56.

5. **Солдаткин В. В.** Система воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного аэрометрического приемника и информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2012. 284 с.

6. **Никитин А. В., Солдаткин В. В., Солдаткин В. М.** Система измерения параметров вектора ветра на стартовых и взлетно-посадочных режимах вертолета // *Мехатроника, автоматизация, управление*. 2013. № 6. С. 64–70.

7. **Никитин А. В., Солдаткин В. М.** Система измерения параметров вектора ветра и истинной воздушной скорости на борту вертолета // *Датчики и системы*. 2015. № 4. С. 48–54.

8. **Никитин А. В., Арискин Е. О., Солдаткин В. В., Солдаткин В. М.** Бортовая система измерения параметров вектора ветра на стоянке, стартовых и взлетно-посадочных режимах вертолета с аэрометрическими и ионно-меточными измерительными каналами // *Известия вузов. Авиационная техника*. 2015. № 4. С. 87–93.

9. **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.

10. **Ерусалимский М. А., Егоров В. Н.** Экипажам вертолета информационную поддержку // *Авиасоюз*. № 2. С. 24–26.

11. **Петунин А. Н.** Методы и техника измерения параметров газового потока (приемники давления и скоростного напора). М.: Машиностроение, 1972. 332 с.

Measuring System of Air Parameters of the Helicopter with a Stationary Receiver a Flow, Ion-Label and Aerometric Measurement Channels

V. M. Soldatkin, w-soldatkin@mail.ru, **V. V. Soldatkin**, w-soldatkin@mail.ru,
A. V. Nikitin, nikitin.rf@mail.ru, **E. O. Ariskin**, ariskineo@mail.ru,

Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev — KAI, Kazan, 420111, Russian Federation

Corresponding author: Soldatkin Vladimir M., D. 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 June 18, 2018

Abstract

It is shown that the known limitations on the measurement of air parameters on board the helicopter due to significant aerodynamic disturbances introduced by inductive flows of vortex column of main rotor. This determines the need to create the means of measurement, taking into account the aerodynamics and dynamics of the helicopter flight. The known direction of overcoming these limitations is the use for measuring the information of aerodynamic field of vortex column of main rotor and its perception by means of the stationary multi-functional aerometric receiver. However, the need to protect a large number of full-pressure tubes installed in the flow channel of the multifunctional aerometric receiver, strict requirements for the identity and stability of the characteristics of the large number aerometric channels, complicate the design, reduce reliability, increase cost, inhibit the use of the air parameters measurement system on helicopters of various classes and purposes. Principles of construction, functional scheme, features of perception of primary information of measuring system of air parameters of the helicopter with the stationary receiver of a stream, ion-label and aerometric measuring channels are showed. Algorithms for processing primary information at various stages and flight modes, including: in the

parking lot before the launch of the power plant and when rotating the rotor, when taxiing and maneuvering on the earth's surface, on takeoff and landing modes and when flying at low speeds, at flight speeds, when the stationary receiver of primary information leaves the zone of the vortex column of the rotor using ion-label and aerometric measuring channels, are presented. It is shown that the proposed approaches to the construction, models and algorithms for processing the primary information of the measuring system air parameters of helicopter with ion-label and aerometric measurement channels allow to determine the speed and direction of the wind vector, altitude-velocity parameters of motion relative to the environment and atmospheric parameters in a wide range of helicopter operation, which determines its competitive advantages in solving problems of piloting and provide the flight safety of helicopters of different classes and purposes.

Keywords: helicopter, air parameters, measurement, system, stationary receiver, ion-label and aerometric measurement channels, functional diagram, design features, algorithms of information processing

Acknowledgements: Work performed under grant of the Russian Foundation for Basic Research № 18-08-00264.

For citation:

Soldatkin V. M., Soldatkin V. V., Nikitin A. V., Ariskin E. O. Measuring System of Air Parameters of the Helicopter with a Stationary Receiver a Flow, Ion-Label And Aerometric Measurement Channels, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2018, vol. 19, no. 11, pp. 744—752.

DOI: 10.17587/mau.19.744-752

References

1. **Rukovodstvo po letnoj jekspluatatsii vertoleta Mi-8 (izdanie 4)**, Moscow, Avtoritet, 1996, 554 p. (in Russian).
2. **Kozic V. K., Makarov N. N., Porunov A. A., Soldatkin V. M.** *Analiz principov postroeniya sistem izmereniya vozdukhnykh signalov vertoleta* (Analysis of the principles of construction of measuring air data systems of the helicopter), *Aviakosmicheskoe priborostroenie*, 2003, vol. 10, pp. 2—13 (in Russian).
3. **Soldatkin V. M.** *Metody i sredstva izmereniya ajerodinamicheskikh uglov letatel'nykh apparatov* (Methods and means of measurement of aerodynamic angles of the aircraft), Kazan, Publishing house of Kazan. gos. tehn. un-t, 2001, 448 p. (in Russian).
4. **Soldatkin V. V.** *Ajerometricheskaya sistema izmereniya mal'kh vozdukhnykh skorostej vertoleta na osnove informatsii o polozenii vi-hrevoj kolonny nesushhego vinta* (Aerometric system of measurement of low air speeds of the helicopter based on information about the position of the vortex column of the main rotor), *Izvestiya vuzov. Aviacionnaya tekhnika*, 2009, no. 4, pp. 52—56 (in Russian).
5. **Soldatkin V. V.** *Sistema vozdukhnykh signalov vertoleta na osnove nepodvizhnogo ajerometricheskogo priemnika i informatsii ajerodinamicheskogo pol'ya vi-hrevoj kolonny nesushhego vinta* (Air data system of helicopter on the based stationary aerometric receiver and information aerodynamic field of vortex column of the main rotor), Kazan Publishing house of Kazan. gos. tehn. un-ta, 2012, 284 p. (in Russian).
6. **Nikitin A. V., Soldatkin V. V., Soldatkin V. M.** *Sistema izmereniya parametrov vektora vetra na startovykh i vzletno-posadochnykh rezhimakh vertoleta* (The measuring system of wind vector parameters at the starting and takeoff and landing modes of the helicopter), *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie*, 2013, no. 6, pp. 64—70 (in Russian).
7. **Nikitin A. V., Soldatkin V. M.** *Sistema izmereniya parametrov vektora vetra i istinnoy vozdukhnoy skorosti na bortu vertoleta* (The measuring system of wind vector parameters and true air-speed the helicopter), *Datchiki i Sistemy*, 2015, no. 4, pp. 48—54 (in Russian).
8. **Nikitin A. V., Ariskin E. O., Soldatkin V. V., Soldatkin V. M.** *Bortovaya sistema izmereniya parametrov vektora vetra na stojanke, startovykh i vzletno-posadochnykh rezhimakh vertoleta s ajerometricheskimi i ionno-metochnymi izmeritel'nymi kanalami* (On-board measuring system of wind vector parameters in the parking, starting and takeoff and landing modes of the helicopter with aerometric and ion-mark measuring channels), *Izvestiya vuzov. Aviacionnaya tekhnika*, 2015, no. 4, pp. 87—93 (in Russian).
9. **Ganeev F. A., Soldatkin V. M.** *Ionno-metochnyy datchik ajerodinamicheskogo ugla i vozdukhnoy skorosti s logometricheskimi informativnymi signalami i interpolacionnoj shemoy obrabotki* (Ion-mark sensor of aerodynamic angle and air velocity with logometric informative signals and interpolation processing scheme), *Izvestiya vuzov. Aviacionnaya tekhnika*, 2010, no. 3, pp. 46—50 (in Russian).
10. **Erusalimskij M. A., Egorov V. N.** *Jekipazham vertoleta informacionnuju podderzhku* (The crew of the helicopter information support), *Aviasojuz*, no. 2, pp. 24—26 (in Russian).
11. **Petunin A. N.** *Metody i tekhnika izmereniya parametrov gazovogo potoka (priemniki davleniya i skorostnogo napora)* (Methods and technique of measuring parameters of a gas (pressure receivers and dynamic head)), Moscow, Mashinostroenie, 1972, 332 p. (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 Е. В. Комиссарова.

Сдано в набор 23.08.2018. Подписано в печать 15.10.2018. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная.
Усл. печ. л. 8,86. Заказ МН1118. 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.