

Построение и алгоритмы системы воздушных сигналов вертолета с аэрометрическими и ионно-меточными измерительными каналами

В.В. СОЛДАТКИН,
д-р техн. наук,
А.В. НИКИТИН,
канд. техн. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань)
w-soldatkin@mail.ru

Рассматриваются функциональная схема системы и конструктивная схема датчика воздушных сигналов, особенности формирования и обработки информативных сигналов аэрометрических и ионно-меточных измерительных каналов на стоянке, взлетно-посадочных и полетных режимах эксплуатации вертолета.

Вертолет, воздушные сигналы, измерение, система, аэрометрические и ионно-меточные измерительные каналы, функциональная схема, алгоритмы обработки информации, характерные режимы эксплуатации

В различных отраслях народного хозяйства и в военных целях широкое применение находят вертолеты различных классов. Полеты вертолетов происходят в приземном слое атмосферы, поэтому для обеспечения безопасности полета в ручном и автоматическом режимах пилотирования при решении полетных и специальных задач необходима достоверная информация о барометрической высоте и приборной скорости, величине и составляющих истинной воздушной скорости, о других воздушных сигналах, определяющих аэродинамику и динамику движения вертолета относительно окружающей воздушной среды [1]. Однако измерение воздушных сигналов на борту вертолета затруднено из-за значительных аэродинамических возмущений, вносимых индуктивными потоками вихревой колонны несущего винта. При этом способность вертолета совершать движение вперед-назад, вправо-влево, полеты на режиме висения и в диапазоне малых скоростей при измерении угла скольжения в диапазоне $\pm 180^\circ$ ограничивает использование традиционных средств измерения воздушных сигналов [2, 3].

Возможности по преодолению указанных ограничений открываются при использовании для целей измерения воздушных сигналов информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта. В частности, для одновинтового вертолета используется величина и угловое положение осредненного вектора скорости $\bar{V}_\Sigma$ результирующего воздушного потока вихревой колонны в виде геометрической суммы вектора скорости $\bar{V}$ набегающего воздушного потока, обусловленного движением вертолета относительно окружающей воздушной среды с истинной воздушной скоростью $\bar{V}_в = -\bar{V}$, и вектора скорости $\bar{V}_i$ индуктивного потока несущего винта вертолета [4, 5]. При получении алгоритмов обработки информации в каналах системы воздушных сигналов принимается допущение о плоском характере эпюр скорости и давлений в сечении вихревой колонны и сохранении ее формы при движении вертолета.

Для восприятия информации о параметрах вектора скорости $\bar{V}_\Sigma$ результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта предложено использовать неподвижный многофункциональный аэрометрический приемник (в виде проточного многоканального приемника с трубками полного давления, распределенными в азимутальной плоскости между двумя экранирующими дисками, и полусферического приемника, расположенного на верхнем экранирующем диске) [5]. Восприятие параметров вектора скорости $\bar{V}$ набегающего воздушного потока (с помощью проточного многоканального приемника) и параметров вектора скорости $\bar{V}_\Sigma$ результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта (посредством полусферического приемника) в соответствии с полученными при указанном допущении алгоритмами позволяет определить высотно-скоростные параметры вертолета в широком диапазоне рабочих скоростей и высот полета [6].

Однако выполнение неподвижного многофункционального аэрометрического приемника на основе многоканального проточного аэрометрического приемника требует защиты шести-восьми 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 воздушных сигналов на вертолетах с аэрометрическими измерительными каналами.

Для устранения указанных недостатков системы воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного многофункционального аэрометрического приемника и аэрометрических измерительных каналов предлагается система воздушных сигналов вертолета (рис. 1), которая выполняется по двухканальной схеме и включает ионно-меточный и аэрометрический измерительные каналы.

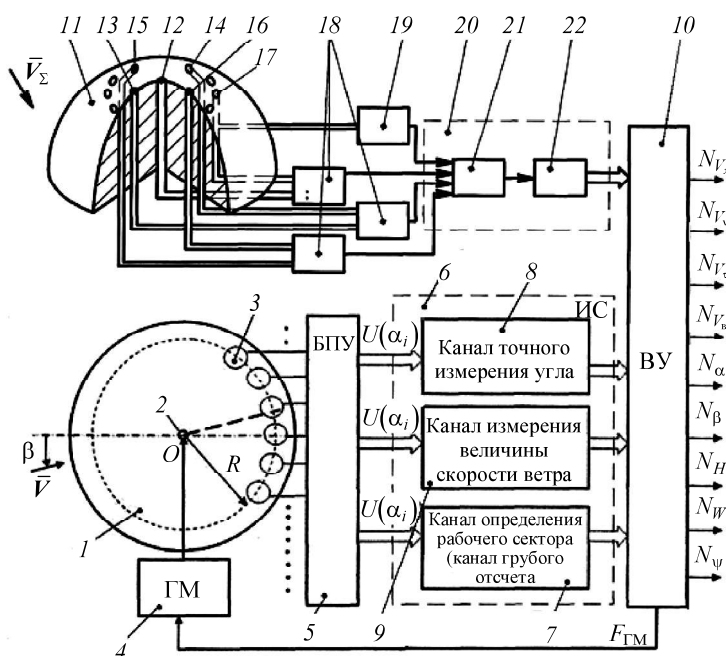


Рис. 1

В качестве ионно-меточного канала используется панорамный ионно-меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости [7, 8], включающий плату 1 с системой приемных электродов 3, в центре O которой установлен искровой разрядник 2, подключенный к генератору меток (ГМ) 4. При подаче на высоковольтный разрядник 2 высоковольтного импульса от ГМ формируется ионная метка с явно выраженным электростатическим зарядом, которая движется совместно с набегающим воздушным потоком, приобретая его скорость V и направление α . Заряженная ионная метка приближается к приемным электродам 3, расположенным на окружности радиусом R . На электродах наводятся электростатические заряды, величина которых зависит от расстояния R от точки генерации ионной метки до приемного электрода и углового положения ψ траектории движения метки.

За счет выбора конструктивных параметров системы приемных электродов [8] на выходах блока предварительных усилителей формируются синусоидальные и косинусоидальные угловые характеристики информативных сигналов $U(\alpha_i)$.

Выходные сигналы блока предварительных усилителей 5 подаются на входы измерительной схемы 6, включающей канал 7 определения рабочего сектора (канал грубого отсчета) измеряемого угла α , канал 8 точного измерения угла в рабочем секторе и канал 9 измерения величины V вектора истинной воздушной скорости $\vec{V}_в$. Выходные сигналы указанных каналов подаются на входы вычислительного устройства (ВУ) 10, который по результатам обработки входной информации выдает цифровые коды N_α и $N_{V_в}$ по аэродинамическому углу α и истинной воздушной скорости $V_в = V$. ВУ также формирует сигнал $F_{ГМ}$ запуска генератора ионных меток и начала цикла измерения.

На стоянке до запуска силовой установки при отсутствии возмущений вихревой колонны несущего винта входными сигналами ионно-меточного измерительного канала являются скорость W_r и угол направления ψ вектора горизонтального ветра $\vec{W}_r$ относительно продольной оси вертолета, которые необходимы для предотвращения опрокидывания вертолета на бок или на хвостовую балку. 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 ($i = \overline{1, 4}$); α_p – значение измеряемого угла в пределах i -го рабочего сектора.

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

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

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

При работе канала измерения W_r скорости вектора горизонтального ветра $\vec{W}_r$ формируется интервал времени τ_W пролета ионной метки расстояния R от точки генерации O ионной метки до окружности с приемными электродами. В соответствии с интервалом времени τ_W в вычислительном устройстве вырабатывается цифровой код N_W , пропорциональный величине 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 канал – аэрометрический, выполненный на основе неподвижного полусферического аэрометрического приемника, жестко установленного над системой приемных электродов ионно-меточного датчика аэродинамического угла и воздушной скорости.

На рис. 2 показана конструктивная схема датчика первичной информации системы воздушных сигналов вертолета на основе ионно-меточных и аэрометрических измерительных каналов.

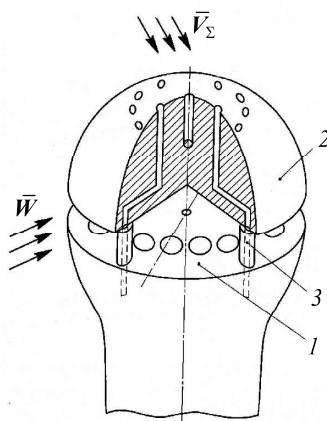


Рис. 2

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 $\vec{V}_\Sigma$ результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта. Воспринимаемые давления по пневмоканалам через стойки 3 передаются ко входам 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. 1) расположены отвер-

ствия 12 для забора полного давления $P_{\text{п}\Sigma}$ 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 $\bar{V}_\Sigma$ 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 $P_{\text{ст}\Sigma}$ результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта.

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

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

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

Обозначения единиц измерения параметров (4) – в системе СИ.

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

$$V_{\Sigma x} = V_\Sigma \sin \varphi_1, \quad V_{\Sigma y} = V_\Sigma \cos \varphi_1 \cos \varphi_2, \quad V_{\Sigma z} = V_\Sigma \sin \varphi_2, \quad (5)$$

где φ_1 и φ_2 – углы, определяющие положение вектора скорости $\bar{V}_\Sigma$ 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 .

С использованием соотношений для определения давления на поверхности полусферического аэрометрического приемника [9] углы φ_1 и φ_2 , определяющие положение вектора скорости $\bar{V}_\Sigma$ результирующего набегающего воздушного потока вихревой колонны несущего винта, будут определяться по формулам [6]

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

где φ_{01} и φ_{02} – углы расположения отверстий 13, 14 и 15, 16 (см. рис. 1) 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 $\bar{R}$ от центра масс вертолета, то при вращении вертолета относительно центра масс имеет место кинематическое искажение вектора скорости $\bar{V}$ воздушного потока, набегающего на аэрометрический приемник.

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

$$V_{kx} = V_x + (\omega_y z - \omega_x y), \quad V_{ky} = V_y + (\omega_z x - \omega_x z), \quad V_{kz} = V_z + (\omega_x y - \omega_y x), \quad (7)$$

где V_x, V_y, V_z – проекции вектора истинной воздушной скорости $\bar{V}_B$ на оси связанной системы координат; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – 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.

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

$$\begin{aligned} V_x &= V_\Sigma \sin \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{\Sigma} - P_{\Sigma\Gamma}} \right) \right] \times \\ &\times \cos \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\Sigma} - P_{\Sigma\Gamma}} \right) \right] - K_{ix} V_{i0} - (\omega_y z - \omega_x y), \\ V_z &= V_\Sigma \sin \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\Sigma} - P_{\Sigma\Gamma}} \right) \right] - K_{iz} V_{i0} - (\omega_x y - \omega_y x), \\ V_B &= \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}, \quad \alpha = \arctg \frac{V_y}{V_x}, \quad \beta = \arcsin \frac{V_z}{V_B}, \\ P_H &= P_{\Sigma\Gamma} - K_p \frac{\rho_\Sigma V_\Sigma^2}{2}, \quad \rho_\Sigma = \frac{P_{\Sigma\Gamma}}{287,05287 T_{\Sigma\Gamma}} \left(\frac{P_{\Sigma} - P_{\Sigma\Gamma}}{P_{\Sigma\Gamma}} + 1 \right)^{0,2857143}, \\ H &= \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right], \end{aligned} \quad (8)$$

где $P_0 = 101325$ 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 $P_{\Sigma\Gamma}$ и P_H , 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_{ix} и K_{iz} – безразмерные коэффициенты, определяемые аналогично K_p .

С использованием информации о величине V_n и угле сноса ψ_c вектора путевой скорости $\vec{V}_n$ от доплеровского измерителя скорости и угла сноса и о составляющих вектора истинной воздушной скорости $\vec{V}_B$ от аэрометрического канала продольная W_x , боковая W_z составляющие, величина (модуль) W_r и направление ψ горизонтального вектора ветра $\vec{W}_r$ на взлетно-посадочных режимах вертолета будут определяться соотношениями [10]

$$W_x = |V_x| - V_n \cos \psi_c, \quad W_z = |V_z| - V_n \sin \psi_c, \quad W_r = \sqrt{W_x^2 + W_z^2}, \quad \psi = \beta + \psi_c. \quad (9)$$

По информации, воспринимаемой неподвижным датчиком первичной информации, в ВУ, реализующем алгоритмы (1) – (3), (5), (6), (8), (9), определяются параметры вектора скорости ветра и воздушные сигналы вертолета на стоянке при запуске силовой установки и вращении несущего винта, при рулении и маневрировании по земной поверхности, взлете, снижении, висении и посадке вертолета.

При скоростях полета, когда неподвижный датчик первичной информации системы воздушных сигналов вертолета с аэрометрическими и ионно-меточными измерительными каналами выходит из зоны вихревой колонны несущего винта, для определения высотно-скоростных параметров полета также используется информация ионно-меточного измерительного канала.

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

$$V_B = \frac{R}{\tau_V}, \quad \beta = i\alpha_0 + \alpha_p, \quad \alpha_p = \arctg \frac{U_i \sin \alpha}{U_i \cos \alpha} = \alpha_i, \quad (10)$$

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 с приемными электродами (см. рис. 1) ионно-меточного датчика аэрометрического угла и истинной воздушной скорости предполагается отверстие-приемник для забора статического давления P_H набегающего воздушного потока. Тогда барометрическая высота H будет определяться известным соотношением

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

Вертикальная воздушная скорость V_y будет определяться вычислением производной по времени от барометрической высоты

$$V_y = \frac{dH}{dt} = \frac{H(t_i) - H(t_{i-1})}{t_i - t_{i-1}}, \quad (11)$$

где t_i и t_{i-1} – текущий и предшествующие моменты времени, в которых произведены вычисления барометрической высоты.

Возможно использование алгоритма вычисления вертикальной воздушной скорости по большему числу значений барометрической высоты, полученных через фиксированный интервал времени τ , например, вида [11]

$$V_y = \frac{1}{4\tau} [H(t_i) - H(t_i + 2\tau) + H(t_i + \tau) - H(t_i + 3\tau)]. \quad (12)$$

Тогда угол атаки вертолета можно определить, используя соотношение

$$\alpha = \arctg \frac{V_y}{V_x} = \frac{V_y}{V_B \cos \beta}. \quad (13)$$

Таким образом, установка на наружной поверхности платы приемных электродов ионно-меточного датчика аэродинамического угла отверстия-приемника статического давления набегающего воздушного потока позволяет вычислить воздушные сигналы вертолета при выходе датчика первичной информации из зоны вихревой колонны несущего винта.

Следует отметить, что алгоритмы, полученные на данном этапе разработки системы воздушных сигналов, базируются на допущении о плоском характере эпюр скоростей и давлений в сечении вихревой колонны и сохранении ее формы на различных этапах полета вертолета. В реальности при движении вертолета это допущение нарушается и является причиной методических погрешностей измерения высотно-скоростных параметров вертолета. В связи с этим необходимо уточнение полученных на данном этапе алгоритмов обработки информации. Как показывает опыт разработки системы воздушных сигналов на основе свободно-ориентированного приемника давлений [4], такое уточнение расчетных алгоритмов обработки информации аэродинамического поля вихревой колонны проводится на этапе опытно-конструкторских работ при летных испытаниях образцов на конкретном типе вертолета, для конкретного места установки датчика первичной информации на фюзеляже на всех характерных режимах полета вертолета с использованием современных технологий и испытательного оборудования [12]. Такой подход будет использоваться и для уточнения алгоритмов предлагаемой системы воздушных сигналов вертолета с аэрометрическими и ионно-меточными измерительными каналами. Данная система позволяет 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 скоростей, что позволяет повысить безопасность эксплуатации и эффективность применения одновинтовых вертолетов различного класса и назначения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Володко А.М. Безопасность полетов вертолетов. М.: Транспорт, 1981. 223 с.

2. Макаров Н.Н. Состояние и перспективы развития автономной авионики воздушных транспортных средств // Изв. вузов. Авиационная техника. 2001. № 2. С. 3–5.
3. Козицин В.К. и др. Анализ принципов построения систем воздушных сигналов вертолета // Авиакосмическое приборостроение. 2003. № 10. С. 2–13.
4. Козицин В.К. Алгоритмическое обеспечение системы воздушных сигналов вертолета на основе свободно ориентированного приемника давлений // Изв. вузов. Авиационная техника. 2004. № 4. С. 52–57.
5. Солдаткин В.В. Аэрометрическая система измерения малых воздушных скоростей вертолета на основе информации о положении вихревой колонны // Изв. вузов. Авиационная техника. 2009. № 4. С. 52–56.
6. 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.
7. Солдаткин В.М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
8. Ганеев Ф.А., Солдаткин В.М. Ионно-меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости с логометрическими информативными сигналами и интерполяционной схемой обработки // Изв. вузов. Авиационная техника. 2010. № 3. С. 46–50.
9. Петунин А.Н. Методы и техника измерения параметров газового потока. М.: Машиностроение, 1972. 332 с.
10. Никитин А.В., Солдаткин В.В., Солдаткин В.М. Построение и экспериментальные исследования системы измерения параметров вектора ветра на стартовых и взлетно-посадочных режимах вертолета // Мехатроника, автоматизация, управление. 2016. Т. 17. № 8. С. 560–566.
11. Системотехническое проектирование измерительно-вычислительных систем / Под ред. В.М. Солдаткина. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2011. 150 с.
12. Харин Е.Г., Копылов И.А. Технологии летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений. М.: МАИ-Принт, 2012. 360 с.

Поступила в редакцию 10.01.17

Construction and Algorithms of a Helicopter Air Data System with Aerometric and Ion-Tagging Measurement Channels

V.V. SOLDATKIN AND A.V. NIKITIN

A functional diagram of the air data system and a structural scheme of the air data sensor are described. The special features of generating and processing the air data of aerometric and ion-tagging measurement channels at parking, takeoff and landing modes of the helicopter operation are examined.

Helicopter, air data, measurement, system, aerometric and ion-tagging measurement channels, functional diagram, data processing algorithms, typical operating regimes