

СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА В УСЛОВИЯХ ВОЗМУЩЕНИЙ ВИХРЕВОЙ КОЛОННЫ НЕСУЩЕГО ВИНТА

А. В. НИКИТИН, В. В. СОЛДАТКИН, В. М. СОЛДАТКИН

*Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А. Н. Туполева-КАИ, 420111, Казань, Россия
E-mail: w-soldatkin@mail.ru*

Рассматривается проблема измерения высотно-скоростных параметров полета вертолета, скорости и направления ветра, давления и плотности окружающей среды. Измерение бортовыми средствами параметров движения вертолета, состояния и параметров атмосферы на стоянке, при маневрировании по земной поверхности (стартовые режимы), на этапах взлета и посадки, полета, снижения, висения затрудняют значительные аэродинамические возмущения, вносимые индуктивными потоками вихревой колонны несущего винта. Предложена интегрированная система измерения воздушных параметров движения вертолета и состояния атмосферы на основе информации вихревой колонны несущего винта. Представлена функциональная схема интегрированной системы. Приведены алгоритмы обработки информации интегрированной системы, построенной на основе бортового неподвижного многофункционального приемника. Использование одного бортового неподвижного многофункционального аэрометрического приемника выгодно отличает предложенную систему от традиционных распределенных средств измерения и определяет широкие перспективы применения на вертолетах различных классов и назначения.

Ключевые слова: вертолет, воздушные параметры, состояние атмосферы, стоянка, стартовые, взлетно-посадочные и полетные режимы, несущий винт, вихревая колонна, измерение, многофункциональный приемник, конструктивная и функциональная схемы, алгоритмы

Введение. В различных отраслях промышленности, в военных и других сферах широко применяются вертолеты различных классов и назначения. Полеты вертолетов происходят в приземном возмущенном слое атмосферы, и для их обеспечения необходима достоверная информация о барометрической высоте и приборной скорости, составляющих истинной воздушной скорости, о других параметрах, определяющих движение вертолета относительно окружающей воздушной среды [1, 2]. Для выполнения требований, регламентированных Руководством по летной эксплуатации (РЛЭ) вертолета, необходима информация о текущем значении скорости и угла направления (вектора) ветра относительно продольной оси вертолета, давлении, плотности и других параметрах атмосферы [2, 3].

Измерение бортовыми средствами параметров движения вертолета, состояния и параметров атмосферы на стоянке, при маневрировании по земной поверхности (стартовые режимы), на этапах взлета и посадки, полета, снижения, висения и режимов затрудняют значительные аэродинамические возмущения, вносимые индуктивными потоками вихревой колонны несущего винта. Способность вертолета совершать движение вперед-назад, полеты на малых и околонулевых скоростях и пребывать в режиме висения при угле скольжения $\pm 180^\circ$ ограничивает возможность использования традиционных средств измерения [4—7].

Как показывает анализ работ [8—12], принципиальные возможности по преодолению указанных ограничений открываются при использовании информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта.

В качестве информативного параметра аэродинамического поля вихревой колонны не-

сущего винта предложено [13] использовать вектор скорости \mathbf{V}_Σ результирующего воздушного потока этой колонны в виде:

$$\mathbf{V}_\Sigma = \mathbf{V} + \mathbf{V}_j + \mathbf{V}_\phi, \quad (1)$$

где \mathbf{V} — стационарная составляющая, обусловленная поступательным движением вертолета относительно воздушной среды; \mathbf{V}_j — стационарная составляющая скорости индуктивного потока и воздушного потока, возникающих за счет тяги несущего винта; \mathbf{V}_ϕ — флуктуационная составляющая, обусловленная маховыми движениями лопастей и работой автомата перекоса.

Круговая частота флуктуационных составляющих вектора скорости кратна угловой скорости вращения несущего винта, поэтому параметр \mathbf{V}_ϕ может быть выделен и в значительной степени отфильтрован от составляющих \mathbf{V} и \mathbf{V}_j в системе управления вертолета.

Тогда информативным параметром аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта будет служить отфильтрованный от флуктуационных составляющих вектор скорости \mathbf{V}_Σ результирующего воздушного потока вихревой колонны в виде геометрической суммы

$$\mathbf{V}_\Sigma = \mathbf{V} + \mathbf{V}_j = \mathbf{V}_j - \mathbf{V}_B, \quad (2)$$

где $\mathbf{V}_B = -\mathbf{V}$ — вектор истинной воздушной скорости вертолета.

Для получения информативных параметров аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта предложено использовать неподвижный многофункциональный аэрометрический приемник (рис. 1) [13]. Приемник выполнен на базе многоканального проточного аэрометрического приемника 1 [14] 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 измерения давлений P_i (где i — номер трубки). На внутренних поверхностях экранирующих дисков 2 и 3 расположены кольцевые канавки 6 для определения осредненного дросселированного статического давления $P_{ст.д}$ и отверстия 5 для использования значений $P_{\alpha i}$ и $P_{\alpha i-1}$ при определении угла направления вектора скорости \mathbf{V} в вертикальной плоскости.

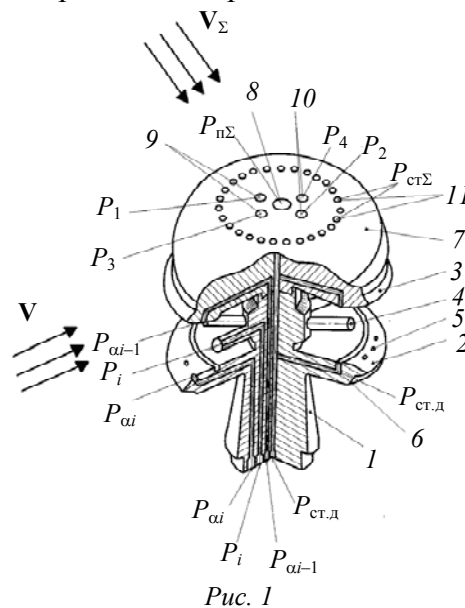
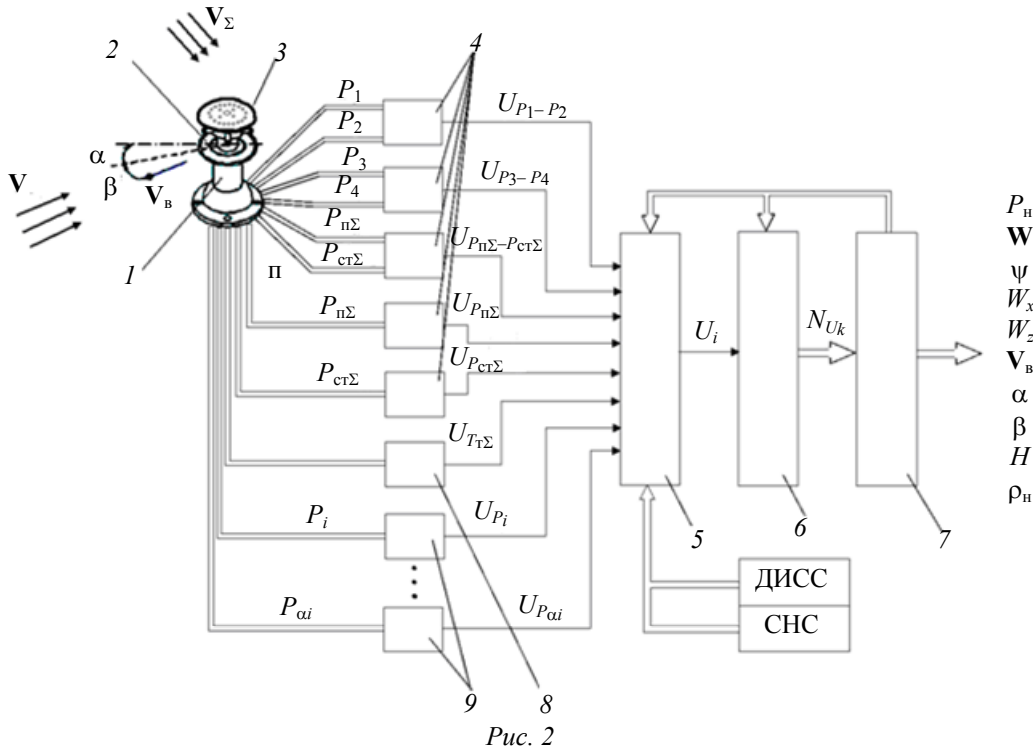


Рис. 1

Для приема информации о параметрах вектора скорости \mathbf{V}_Σ результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта на наружной поверхности верхнего экранирующего диска 3 установлен дополнительный аэрометрический приемник 7 в виде полусферы, диаметр которого равен диаметру этого диска. На верхней поверхности полусферы на оси

симметрии расположено отверстие 8, являющееся приемником полного давления $P_{п\Sigma}$ результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта. В плоскости, параллельной плоскости симметрии вертолета, под углом φ_{01} к оси симметрии полусферического приемника расположены отверстия 9 и 10, являющиеся приемниками давлений P_1 и P_2 . В плоскости, перпендикулярной плоскости симметрии вертолета, под углом φ_{02} к оси симметрии дополнительного приемника расположены отверстия 9 и 10, являющиеся приемниками давлений P_3 и P_4 . На поверхности перпендикулярно оси симметрии сферического приемника по окружности расположены объединенные в общий канал отверстия 11, являющиеся приемниками статического давления $P_{ст\Sigma}$ результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта.

Давления P_1 и P_2 , P_3 и P_4 , $P_{п\Sigma}$ и $P_{ст\Sigma}$ через дополнительный аэрометрический приемник воздействуют на входы пневмоэлектрических преобразователей 4 (рис. 2), выходы которых через последовательно соединенные мультиплексор 5 и аналого-цифровой преобразователь 6 подключены к микропроцессору 7. На вход мультиплексора 5 через электроизмерительную схему 8 также подключены выходы приемника температуры торможения $T_{т\Sigma}$ результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта и выходы пневмоэлектрических преобразователей 9, на входы которых также воздействуют давления P_i , $P_{\alpha i}$, $P_{\alpha i-1}$, $P_{ст.д}$, воспринимаемые неподвижным многоканальным проточным аэрометрическим приемником 1. На вход мультиплексора 5 также поступают выходные сигналы доплеровского измерителя скорости и угла сноса (ДИСС) и спутниковой навигационной системы (СНС).



Выход микропроцессора является выходом системы по величине W и направлению ψ (или продольной W_x и боковой W_z составляющим) вектора скорости ветра \mathbf{W} , по истинной воздушной скорости V_b , углам атаки α и скольжения β , составляющим V_x , V_y , V_z вектора \mathbf{V}_b в связанной системе координат, по барометрической высоте H , статическому давлению P_H , плотности и другим параметрам атмосферы.

На стоянке до запуска силовой установки по значениям P_i и $P_{ст.д}$ с помощью трубок полного давления 4 и кольцевого приемника 6 усредненного дросселированного статического давления многоканального проточного аэрометрического приемника 1 (рис. 1) определяются значения W и ψ , W_x и W_z , а также статическое давление P_{H_0} и плотность ρ_{H_0} на высоте H_0 стоянки.

На первом этапе обработки массива давлений P_i определяется номер трубки полного давления, направление которой совпадает с направлением ветра \mathbf{W} , т.е. трубки, в которой измеренное значение P_i является наибольшим для всех трубок полного давления. При этом принимается, что ось трубки полного давления под номером $i=0$ совпадает с началом исходной системы координат угла направления ψ вектора \mathbf{W} . По номеру i -й трубки определяется первое приближение ψ_{mi} угловой координаты направления вектора скорости ветра W в соответствии с соотношением $\psi_{mi} = \frac{360}{n}i$, где n — количество расположенных под одинаковым углом трубок полного давления.

Для определения точного значения угловой координаты ψ вектора скорости ветра реальная угловая характеристика трубок полного давления переводится в другую систему координат путем введения безразмерной угловой координаты θ , начало которой совпадает с точкой пересечения смежных ветвей угловых характеристик трубок $i-1$ и $i+1$. Тогда второе приближение угловой координаты ψ вектора \mathbf{W} в исходной системе координат будет определяться выражением

$$\psi = \psi_{mi} \pm (\theta_{\max} - \theta_x)t_0, \quad (3)$$

где t_0 — шаг сплайн-функции, реализующей аппроксимирующий полином $P_i = f(\theta)$ в безразмерной системе координат, например при $n=6$, $t_0 = 60^\circ$; θ_x и θ_{\max} — безразмерные координаты углового положения i -й трубки полного значения и положения трубки, соответствующей давлению $P_{i\max}$.

Для определения модуля (величины) W вектора \mathbf{W} по полученному значению θ_{\max} , соответствующему безразмерному угловому положению i -й трубки полного давления, вычисляется значение $P_{i\max}$ в направлениях вектора скорости ветра и оси i -й трубки [4]. По полученному значению $P_{i\max}$ определяется численное значение W скорости ветра с использованием выражения вида [11]:

$$W = \sqrt{\frac{2}{\rho_{H_0}}(P_{i\max} - P_{H_0})} = \sqrt{\frac{2P_{H_0}T_0}{P_0T_{H_0}\rho_0}(P_{i\max} - P_{H_0})}, \quad (4)$$

где $\rho_{H_0} = \rho_0 \frac{P_{H_0}T_0}{T_{H_0}P_0}$ — плотность воздуха на высоте стоянки H_0 ; P_{H_0} и T_{H_0} — статическое давление и абсолютная температура на высоте H_0 ; $P_0 = 760$ мм рт.ст. = 101 325 Па, $T_0 = 288,15$ К и $\rho_0 = 1,225$ кг/м³ — статическое давление, абсолютная температура и плотность воздуха на высоте H_0 .

Значения P_{H_0} и T_{H_0} определяются по статическому давлению $P_{ст.д}$, воспринимаемому неподвижным проточным аэрометрическим приемником 1 (рис. 1), и по показаниям приемника температуры торможения T_T .

На стоянке при запуске силовой установки, при рулении и маневрировании по земной поверхности, на взлетно-посадочных и полетных режимах в диапазоне скоростей полета, при которых неподвижный многофункциональный аэрометрический приемник находится в створе вихревой колонны несущего винта, воздушные параметры движения вертолета и состояния атмосферы определяются по информации, получаемой полусферическим приемником 7 (рис. 1). По значениям $P_{п\Sigma}$ и $P_{ст\Sigma}$ вычисляется скорость V_Σ (км/ч) результирующего

воздушного потока вихревой колонны несущего винта:

$$V_{\Sigma} = \sqrt{\frac{T_{T\Sigma} \left[\left(\frac{\Delta P_{\Sigma}}{P_{ct\Sigma}} + 1 \right)^{0,285714285} - 1 \right]}{3,840034 \cdot 10^{-5} \left(\frac{\Delta P_{\Sigma}}{P_{ct\Sigma}} + 1 \right)^{0,285714285}}}, \quad (5)$$

где $\Delta P_{\Sigma} = P_{п\Sigma} - P_{ct\Sigma}$; $T_{T\Sigma}$ — температура торможения результирующего воздушного потока (К).

Проекция вектора V_{Σ} на оси связанной с вертолетом системы координат определяются с использованием соотношения (5):

$$V_{\Sigma x} = V_{\Sigma} \sin \varphi_1 \cos \varphi_2; \quad V_{\Sigma y} = V_{\Sigma} \cos \varphi_1 \cos \varphi_2; \quad V_{\Sigma z} = V_{\Sigma} \sin \varphi_2, \quad (6)$$

где φ_1 и φ_2 — углы, определяющие положение вектора V_{Σ} относительно осей симметрии приемников давлений P_1, P_2 и P_3, P_4 .

Используя соотношения работы [10], связь перепадов давлений $\Delta P_1 = P_1 - P_2$ и $\Delta P_2 = P_3 - P_4$ с углами φ_1 и φ_2 можно представить в виде

$$\frac{\Delta P_1}{\Delta P_{\Sigma}} = \frac{9}{4} \sin 2\varphi_{01} \sin 2\varphi_1; \quad \frac{\Delta P_2}{\Delta P_{\Sigma}} = \frac{9}{4} \sin 2\varphi_{02} \sin 2\varphi_2. \quad (7)$$

Поскольку неподвижный аэрометрический приемник расположен на фюзеляже в точке с радиусом-вектором $R(x, y, z)$ от центра масс вертолета, при вращении вертолета относительно центра масс возникает кинематическое искажение вектора V скорости воздушного потока, обусловленное движением вертолета относительно окружающей среды:

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

где V_{kx}, V_{ky}, V_{kz} — проекции кинематически искаженного вектора V_k скорости набегающего воздушного потока в месте установки аэрометрического приемника; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — угловые скорости вращения вертолета относительно осей связанной системы координат; x, y, z — координаты места установки аэрометрического приемника в связанной системе координат, с началом в центре масс вертолета.

Тогда составляющие V_x, V_y, V_z , величина V_B вектора истинной воздушной скорости, углы атаки α и скольжения β вертолета, статическое давление P_H , плотность ρ_H , барометрическая высота H и приборная скорость $V_{пр}$ вертолета определяются в соответствии с соотношениями:

$$\begin{aligned} V_x &= V_{\Sigma} \sin \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9K_1(\varphi_2, V_{\Sigma}) \sin 2\varphi_{01}} \frac{\Delta P_1}{\Delta P_{\Sigma}} \right) \right] \times \\ &\times \cos \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9K_2(\varphi_1, V_{\Sigma}) \sin 2\varphi_{02}} \frac{\Delta P_2}{\Delta P_{\Sigma}} \right) \right] - K_{ix} |V_{i0}| - (\omega_y z - \omega_x y); \\ V_y &= V_{\Sigma} \cos \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9K_1(\varphi_2, V_{\Sigma}) \sin 2\varphi_{01}} \frac{\Delta P_1}{\Delta P_{\Sigma}} \right) \right] \times \\ &\times \cos \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9K_2(\varphi_1, V_{\Sigma}) \sin 2\varphi_{02}} \frac{\Delta P_2}{\Delta P_{\Sigma}} \right) \right] - K_{iy} |V_{i0}| - (\omega_z x - \omega_x z); \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
V_z &= V_\Sigma \sin \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9K_2(\varphi_1, V_\Sigma) \sin 2\varphi_{02}} \frac{\Delta P_2}{\Delta P_\Sigma} \right) \right] - K_{iz} |V_{i0}| - (\omega_x y - \omega_y x); \\
V_B &= \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}; \\
\alpha &= \arctg \frac{V_y}{V_x}; \quad \beta = \arcsin \frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}} = \arcsin \frac{V_z}{V_B}; \quad P_H = P_{ст\Sigma} - K_P \frac{\rho_\Sigma V_\Sigma^2}{2}; \\
H_{абс} &= H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right]; \quad \rho_H = \rho_0 \frac{P_H T_0}{P_0 T_H}; \\
V_{пр} &= \sqrt{2gRT_0 \frac{k}{k-1} \left[\left(\frac{P_{дин}}{P_0} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right]}; \quad P_{дин} = 0,5\rho_H V_B^2,
\end{aligned} \tag{9}$$

где P_0 и T_0 — абсолютное давление и температура воздуха на уровне моря; R и k — удельная газовая постоянная и показатель адиабаты для воздуха; V_{i0} — модуль вектора индуктивной скорости несущего винта вертолета в режиме висения; τ — температурный градиент; $K_1(\varphi_2, V_\Sigma)$ и $K_2(\varphi_1, V_\Sigma)$ — коэффициенты, учитывающие взаимное влияние углов φ_1 и φ_2 на распределение давлений P_1, P_2 и P_3, P_4 на поверхности полусферы, которые в общем случае зависят от величины V_Σ и определяются при тарировке приемника I в аэродинамической трубе; K_P — коэффициент, учитывающий искажения статического давления $P_{ст\Sigma}$, воспринимаемого многоканальным проточным аэрометрическим приемником и определяемый при летных испытаниях с учетом места установки приемника на фюзеляже вертолета.

При наличии на вертолете приемника СНС можно определить скорость V_p движения вертолета по земной поверхности, в соответствии с которой вычисляется скорость ветра

$$W = V_B \pm V_p \tag{10}$$

при рулении и маневрировании вертолета по земле. Направление ψ вектора \mathbf{W} будет определяться значением угла скольжения $\beta = \psi$.

Используя информацию о путевой скорости V_n и угле сноса ψ_c вертолета от ДИСС и информацию о составляющих вектора истинной воздушной скорости, можно определить величину W и направление ψ или продольную W_x и боковую W_z составляющие на взлетно-посадочных режимах:

$$\Psi = \beta + \psi_c; \quad W_x = V_x - V_n \cos \psi; \quad W_z = V_z - V_n \sin \psi; \quad W = \sqrt{W_x^2 + W_z^2}. \tag{11}$$

При таких скоростях полета, когда неподвижный многофункциональный аэрометрический приемник выходит из зоны вихревой колонны несущего винта, воздушные параметры движения вертолета и состояния атмосферы определяются по давлениям $P_i, P_{ai}, P_{ai-1}, P_{ст.д}$ в соответствии со следующими алгоритмами:

$$V_B = \sqrt{\frac{2}{\rho_H} (P_{i\max} - P_H)} = \sqrt{\frac{2P_0 T_H}{\rho_0 P_H T_0} (P_{i\max} - P_H)}, \tag{12}$$

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

Угловая координата ψ , определяющая угол скольжения β вектора истинной воздушной скорости \mathbf{V}_B , задается выражением [6]:

$$\psi = \beta = \psi_{mi} \pm (\theta_{\max} - \theta_x)t_0. \quad (13)$$

Статическое давление P_H и абсолютная температура T_H на высоте полета вертолета определяются по статическому давлению $P_{\text{ст.д.}}$, воспринимаемому неподвижным проточным аэрометрическим приемником 1 (рис. 1), и по показаниям бортового приемника температуры торможения $T_{\tau\Sigma}$.

По давлениям $P_{\alpha i}$ и $P_{\alpha i-1}$, поступающим на отверстия на нижнем и верхнем экранирующих дисках неподвижного многоканального проточного аэрометрического приемника, определяется угол атаки α вертолета

$$\alpha = \arcsin \left(\frac{1}{2 \sin 2\varphi_{0\alpha}} \frac{P_{\alpha i} - P_{\alpha i-1}}{P_{i \max} - P_{\text{ст.д.}}} \right), \quad (14)$$

где $\varphi_{0\alpha}$ — угол расположения приемных отверстий канала угла атаки.

По дросселированному статическому давлению $P_{\text{ст.д.}}$, воспринимаемому канавками, установленными в характерном сечении проточного канала аэрометрического приемника, определяется барометрическая высота

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_{\text{ст.д.}}}{K_P P_0} \right)^{\tau R} \right], \quad (15)$$

где $\tau = 0,0065 \text{ К/м}$ — температурный градиент; $R = 29,27 \text{ м/К}$.

Параметры вектора скорости ветра определяются по соотношениям (11).

Заключение. Таким образом, предлагаемая система, построенная на основе многофункционального аэрометрического приемника, обеспечивает интегральное измерение всех воздушных параметров движения вертолета и состояния атмосферы на всех режимах эксплуатации, в том числе на стоянке, при рулении и маневрировании по земной поверхности, на взлетно-посадочных и полетных режимах в условиях значительных возмущений, вносимых вихревой колонной несущего винта, с помощью одного бортового неподвижного многофункционального аэрометрического приемника, что выгодно отличает ее от традиционных распределенных средств измерения, определяет широкие перспективы применения интегрированной системы на вертолетах различных классов и назначения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Володко А. М. Безопасность полетов вертолетов. М.: Транспорт, 1981. 233 с.
2. Руководство по летной эксплуатации вертолета Ми-8 (изд. 4-е). М.: Авторитет, 1996. 554 с.
3. Ерусалимский М. А., Егоров В. Н. Экипажам вертолета — информационную поддержку // Авиасоюз. 2014. № 2(35). С. 24—25.
4. Деревянкин В. П., Кузнецов О. И., Солдаткин В. М. Особенности системы предупреждения критических режимов полета вертолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2012. № 3. С. 51—55.
5. 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.
6. Солдаткин В. В. Анализ комплексной системы измерения малых воздушных скоростей вертолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2004. № 3. С. 52—57.
7. Азбукин А. А., Богушевич А. Я., Кобзов А. А. и др. Автоматические метеостанции АМК-03 и их модификации // Датчики и системы. 2012. № 3. С. 42—52.
8. Козицин В. К. Алгоритмическое обеспечение системы воздушных сигналов вертолета на основе свободно ориентированного приемника давлений // Изв. вузов. Авиационная техника. 2006. № 4. С. 52—57.

9. *Порунов А. А., Солдаткин В. В., Солдаткин В. М.* Всенаправленная система воздушных сигналов вертолета с неподвижным многоканальным аэрометрическим приемником // Мехатроника, автоматизация, управление. 2007. № 3. С. 8—14.
10. *Солдаткин В. В.* Аэрометрическая система измерения малых воздушных скоростей вертолета на основе информации о положении вихревой колонны несущего винта // Изв. вузов. Авиационная техника. 2009. № 4. С. 52—56.
11. *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.
12. *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.
13. Пат. 2427844 РФ, МПК G01P 5/14. Система воздушных сигналов вертолета / *В. В. Солдаткин, В. М. Солдаткин, А. А. Порунов, А. В. Никитин, Н. Н. Макаров, В. И. Кожевников, В. П. Белов, Д. А. Истомина.* Заявл. 09.03.2010. Опубл. 27.08.2011. Бюл. № 24.
14. *Порунов А. А., Солдаткин В. В., Солдаткин В. М.* Методология построения и модели информативных сигналов неподвижного многоканального проточного аэрометрического приемника системы воздушных сигналов вертолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2010. № 4. С. 58—63.

Сведения об авторах

- Александр Владимирович Никитин** — канд. техн. наук; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева-КАИ, кафедра приборов и информационно-измерительных систем; старший преподаватель; E-mail: nikitin.rf@mail.ru
- Вячеслав Владимирович Солдаткин** — д-р техн. наук, доцент; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, кафедра приборов и информационно-измерительных систем; доцент; E-mail: w-soldatkin@mail.ru
- Владимир Михайлович Солдаткин** — д-р техн. наук, профессор; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ, кафедра приборов и информационно-измерительных систем; заведующий кафедрой; E-mail: w-soldatkin@mail.ru

Поступила в редакцию
23.01.17 г.

Ссылка для цитирования: *Никитин А. В., Солдаткин В. В., Солдаткин В. М.* Система измерения параметров движения вертолета в условиях возмущений вихревой колонны несущего винта // Изв. вузов. Приборостроение. 2018. Т. 61, № 10. С. 864—872.

**SYSTEM FOR MEASURING HELICOPTER MOVEMENT PARAMETERS
UNDER DISTURBANCES OF THE VORTEX COLUMN OF THE ROTOR**

A. V. Nikitin, V. V. Soldatkin, V. M. Soldatkin

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

The problem of measuring a helicopter altitude and flight speed, wind speed and direction, atmospheric pressure and density is considered. Measuring of helicopter movement parameters and environmental characteristics in the parking, starting, take-off and landing, and flight modes, using on-board means involves difficulties due to considerable air-dynamical disturbances caused by inductive flows in the vortex column of the rotor. An integrated system for measuring helicopter movement parameters and the state of the atmosphere relying on the information on the rotor vortex column is proposed. Functional diagram and algorithms of information processing in the integrated measuring system built on the base of stationary multifunctional on-board receiver are presented. It is noted that the use of single fixed on-board multifunctional aerometric receiver distinguishes the proposed system from traditionally employed measuring instruments and determines the broad prospects for the system application in helicopters of various classes and purposes.

Keywords: helicopter, air parameters, state of atmosphere, parking, starting, take-off and landing and flight modes, main rotor, vortex column, measurement, system, multifunctional receiver, constructive and functional diagrams, algorithms

REFERENCES

1. Volodko A.M. *Bezopasnost' poletov vertoletov* (Safety of Helicopters Flights), Moscow, 1981, 233 p. (in Russ.)
2. *Rukovodstvo po letnoy ekspluatatsii vertoleta Mi-8* (The Flight Manual of the Mi-8 Helicopter), Moscow, 1996, 554 p. (in Russ.)
3. Erusalimskiy M.A., Egorov V.N. *Aviasoyuz*, 2014, no. 2(35), pp. 24–25. (in Russ.)
4. Derevyankin V.P., Kuznetsov O.I., Soldatkin V.M. *Russian Aeronautics*, 2012, no. 3, pp. 51–55. (in Russ.)
5. Kozitsin V.K., Makarov N.N., Porunov A.A., Soldatkin V.M. *Aerospace Instrument-Making*, 2003, no. 10, pp. 2–13. (in Russ.)
6. Soldatkin V.V. *Russian Aeronautics*, 2004, no. 3, pp. 52–57. (in Russ.)
7. Azbukin A.A., Bogushevich A.Ya., Kobzov A.A. et al. *Datchiki & Systemi* (Sensors & Systems), 2012, no. 3, pp. 42–52. (in Russ.)
8. Kozitsin V.K. *Russian Aeronautics*, 2006, no. 4, pp. 52–57. (in Russ.)
9. Porunov A.A., Soldatkin V.M., Soldatkin V.V. *Mehatronika, Avtomatizacia, Upravlenie* (Mechatronics, Automation, Control), 2007, no. 3, pp. 8–14. (in Russ.)
10. Soldatkin V.V. *Russian Aeronautics*, 2009, no. 4, pp. 52–56. (in Russ.)
11. Nikitin A.V., Soldatkin V.V., Soldatkin V.M. *Mehatronika, Avtomatizacia, Upravlenie* (Mechatronics, Automation, Control), 2013, no. 6, pp. 64–70. (in Russ.)
12. Nikitin A.V., Soldatkin V.M. *Datchiki & Systemi* (Sensors & Systems), 2015, no. 4, pp. 48–54. (in Russ.)
13. Patent 2427844 RU, G01P 5/14, *Sistema vozduzhnykh signalov vertoleta* (System of Air Signals of the Helicopter), V.V. Soldatkin, V.M. Soldatkin, A.A. Porunov, A.V. Nikitin, N.N. Makarov, V.I. Kozhevnikov, V.P. Belov, D.A. Istomin, Priority 09.03.2010, Published 27.08.2011, Bulletin 24. (in Russ.)
14. Porunov A.A., Soldatkin V.V., Soldatkin V.M. *Russian Aeronautics*, 2010, no. 4, pp. 58–63. (in Russ.)

Data on authors

- | | |
|--------------------------------|--|
| Alexander V. Nikitin | — PhD; A. N. Tupolev Kazan National Research Technical University, Department of Devices and Information-Measuring Systems; Senior Lecturer; E-mail: nikitin.rf@mail.ru |
| Vyacheslav V. Soldatkin | — Dr. Sci., Associate Professor; A. N. Tupolev Kazan National Research Technical University, Department of Devices and Information-Measuring Systems; E-mail: w-soldatkin@mail.ru |
| Vladimir M. Soldatkin | — Dr. Sci., Professor; A. N. Tupolev Kazan National Research Technical University, Department of Devices and Information-Measuring Systems; Head of the Department; E-mail: w-soldatkin@mail.ru |

For citation: Nikitin A. V., Soldatkin V. V., Soldatkin V. M. System for measuring helicopter movement parameters under disturbances of the vortex column of the rotor. *Journal of Instrument Engineering*. 2018. Vol. 61, N 10. P. 864—872 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2018-61-10-864-872