

**А. В. Никитин**, канд. техн. наук, ассистент, nikitin.rf@mail.ru,

**В. В. Солдаткин**, д-р техн. наук, доцент, w-soldatkin@mail.ru,

**В. М. Солдаткин**, д-р техн. наук, зав. кафедрой, w-soldatkin@mail.ru,

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева-КАИ

## Построение и экспериментальные исследования системы измерения параметров вектора ветра на стартовых и взлетно-посадочных режимах вертолета\*

*Рассматривается задача измерения скорости и угла направления ветра при обеспечении безопасности эксплуатации вертолета на стартовых и взлетно-посадочных режимах. Раскрываются особенности построения, алгоритмы обработки информации, результаты трубных испытаний экспериментального образца бортовой системы измерения параметров вектора ветра.*

**Ключевые слова:** вертолет, ветер, параметры, измерение, система, построение, экспериментальный образец, трубные испытания

### Введение

В различных отраслях народного хозяйства и для военных целей широко используются вертолеты различных классов и назначения. Вертолеты составляют значительную долю экспорта авиационной техники России. Повышение безопасности эксплуатации и эффективности применения вертолетов является важной для авиации задачей, имеющей существенное значение для развития страны.

Эксплуатация вертолетов происходит в приземном возмущенном слое атмосферы в условиях воздействия опасных внешних возмущений, влияющих на безопасность и эффективность выполнения полетных задач. При этом на стоянке до запуска силовой установки и при раскрутке несущего винта, при рулении и маневрировании по земной поверхности (стартовый режим), на этапах взлета, снижения, висения и посадки (взлетно-посадочные режимы) для обеспечения требований, регламентируемых Руководством по летной эксплуатации (РЛЭ) вертолета [1], и предотвращения авиационных происшествий, связанных с опрокидыванием вертолета на бок или на хвостовую балку, а также с соударением лопастей несущего винта с землей, рулевым винтом и между собой [2], экипажу необходима достоверная информация о текущих значениях скорости и угла направления вектора ветра относительно продольной оси вертолета при изменении его положения в азимуте в диапазоне  $\pm 180^\circ$ . Это определяет необходимость установки на вертолете бортовых средств измерения параметров вектора ветра на стоянке, стартовых и взлетно-посадочных режимах вертолета.

Известны средства измерения скорости и направления вектора ветра, реализующие флюгерно-тахометрический и аэрометрический методы, в которых

контролируемый воздушный поток вносят установленный на фюзеляже винтокрылый ветроприемник [3], неподвижный или ориентируемый по потоку аэрометрический приемник [4]. По частоте вращения винтокрылого ветроприемника и угловому положению флюгера или по давлениям, воспринимаемым аэрометрическим приемником, определяют скорость и направление вектора ветра в месте расположения приемников.

Известна автоматическая метеостанция с неподвижным ветроприемным устройством, реализующая кинематический метод измерения [5]. Метеостанция представляет собой сферу в виде двух ортогональных трубчатых колец, на которых закреплены восемь ультразвуковых пьезокерамических преобразователей, образующих четыре пары излучателей и приемников ультразвуковых колебаний, которые располагаются в противоположных вершинах куба на одинаковом расстоянии друг от друга. По разности прохождения ультразвуковых акустических сигналов от излучателей до приемников в вычислительном устройстве определяется скорость и угол направления горизонтального вектора ветра, другие метеорологические параметры.

Однако при установке рассмотренных средств измерения параметров вектора ветра на фюзеляже вертолета на их работу оказывают существенное влияние индуктивные потоки вихревой колонны несущего винта, ограничивающие возможность измерения скорости и угла направления ветра на стоянке при вращении несущего винта, на стартовых и взлетно-посадочных режимах вертолета.

Одним из направлений создания бортовой системы измерения параметров вектора ветра на стоянке, стартовых и взлетно-посадочных режимах вертолета является использование для целей измерения информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта и ее восприятие с помощью неподвижного многофункционального аэрометрического приемника [6–8].

\* Работа выполнена в рамках базовой части государственного задания в сфере научной деятельности Минобрнауки РФ № 2014/55 (НИР № 990).

## Особенности формирования и восприятия информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта

В работе [6] в качестве информативного параметра аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта предложено использовать вектор скорости  $V_{\Sigma}$  результирующего воздушного потока вихревой колонны, который предложено представить в виде трех составляющих: стационарной составляющей  $V$ , обусловленной вектором ветра  $W$  и вектором истинной воздушной скорости  $V_B$  поступательного движения вертолета относительно окружающей воздушной среды, стационарной составляющей  $V_i$  индуктивного потока и воздушного потока за счет силы тяги несущего винта и флуктуационной составляющей  $V_{\Phi}$ , обусловленной маховыми движениями лопастей и работой автомата перекося и приводящей к пульсациям скорости и углов скоса вихревой колонны.

Так как круговые частоты  $\omega_{\Phi}$  флуктуационных составляющих  $V_{\Phi n}$  вектора  $V_{\Phi}$  кратны угловой скорости  $\omega_H$  вращения несущего винта, то для повышения помехоустойчивости каналов измерения параметров вектора ветра по информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта вектор флуктуационной скорости  $V_{\Phi}$  результирующего воздушного потока вихревой колонны может быть выделен и в значительной степени отфильтрован от составляющих  $V$  и  $V_i$  в каналах бортовой системы измерения параметров вектора ветра с помощью соответствующих фильтров.

Тогда вектор скорости  $V_{\Sigma}$  результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта будет являться геометрической суммой вектора скорости  $V$ , формируемого вектором ветра  $W$  и вектором истинной воздушной скорости  $V_B$  движения вертолета относительно окружающей среды, и вектора  $V_i$  индуктивного воздушного потока, создаваемого несущим винтом вертолета:

$$V_{\Sigma} = W - V_B + V_i, \quad (1)$$

так как вектор истинной воздушной скорости  $V_B$  направлен в сторону, противоположную вектору скорости  $V$  набегающего воздушного потока.

Для восприятия информации о векторе скорости результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта предлагается использовать неподвижный пространственно распределенный многофункциональный аэрометрический приемник, конструктивная схема которого приведена на рис. 1 [9, 10].

Многофункциональный аэрометрический приемник 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  $P_i$ ,

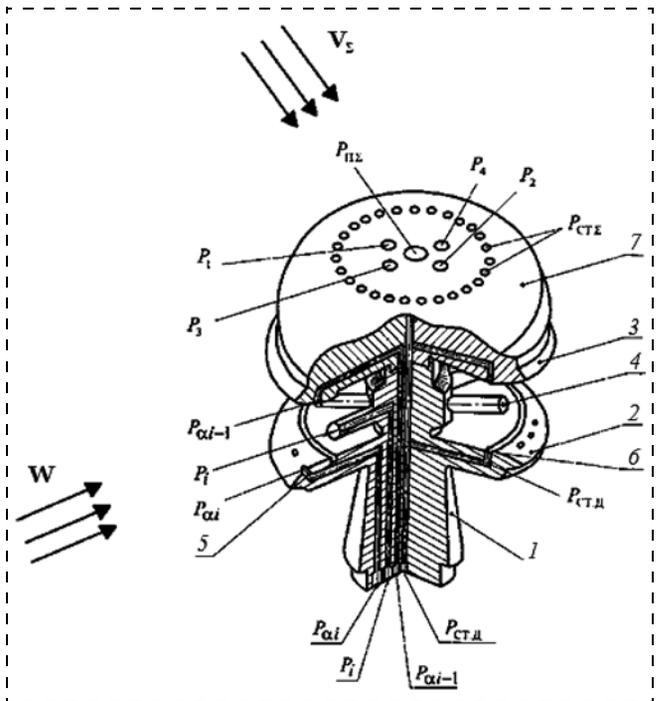


Рис. 1. Конструктивная схема неподвижного многофункционального аэрометрического приемника

определяющих модуль  $W$  и угол направления  $\psi$  вектора ветра  $W$  в азимутальной плоскости на стоянке до запуска силовой установки несущего винта.

На внутренних поверхностях экранирующих дисков 2 и 3 расположены кольцевые каналы 6 для забора дросселированного статического давления  $P_{ст.д}$  при наличии ветра. На внутренних профилированных поверхностях экранирующих дисков 2 и 3 расположены отверстия 5 для забора давлений  $P_{\alpha i}$  и  $P_{\alpha i-1}$ , определяющих угол ветра в вертикальной плоскости.

Для восприятия аэрометрической информации при запуске силовой установки и вращении несущего винта, на режиме руления и маневрирования вертолета по земле и на взлетно-посадочных режимах, когда неподвижный многофункциональный аэрометрический приемник 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 экранирующего диска. На поверхности полусферы на оси симметрии расположено отверстие, являющееся приемником полного давления  $P_{и\Sigma}$  результирующего воздушного потока вихревой колонны. В плоскости, параллельной плоскости симметрии вертолета, под углом  $\phi_{01}$  к оси симметрии симметрично расположены отверстия, являющиеся приемниками давлений  $P_1$  и  $P_2$ . В плоскости, перпендикулярной плоскости симметрии вертолета, под углом  $\phi_{02}$  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, являющиеся приемниками статического давления  $P_{ст\Sigma}$  результирующего воздушного потока вихревой колонны.

### Функциональная схема и алгоритмы обработки информации бортовой системы измерения параметров вектора ветра

Давления  $P_1$  и  $P_2$ ,  $P_3$  и  $P_4$ ,  $P_{п\Sigma}$  и  $P_{ст\Sigma}$ , воспринимаемые дополнительным аэрометрическим приемником, подключены ко входам 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 подаются 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 бортовой системы по модулю  $W$  и направлению  $\psi$  (или продольной  $W_x$  и боковой  $W_z$  составляющим) вектора скорости ветра  $\mathbf{W}$ , а также по модулю истинной воздушной скорости  $V_B$ , углам атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$ , составляющим  $V_x$ ,  $V_y$ ,  $V_z$  вектора  $\mathbf{V}_B$  истинной воздушной скорости в связанной системе координат.

На стоянке до запуска силовой установки модуль  $W$  и угол направления  $\psi$ , а следовательно,

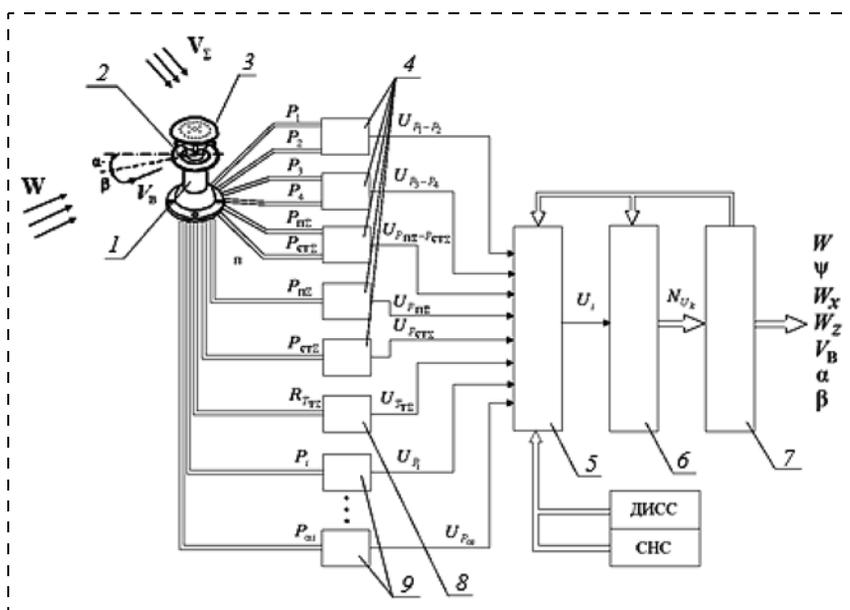


Рис. 2. Функциональная схема бортовой системы измерения параметров вектора ветра

продольная  $W_x$  и боковая  $W_z$  составляющие вектора ветра  $\mathbf{W}$ , а также статическое давление  $P_{H_0}$  на высоте  $H_0$  стоянки определяются по давлениям  $P_i$  и  $P_{ст.д.}$ , воспринимаемым посредством трубок полного давления 4 и кольцевого приемника 6 дросселированного статического давления неподвижного многоканального проточного аэрометрического приемника 1 (см. рис. 1).

Как показано в работе [4], угловые характеристики трубок полного давления симметричны относительно оси трубок. При этом угловые характеристики трубок полного давления с номерами  $i - 1$  и  $i + 1$  имеют точку пересечения, угловая координата которой совпадает с координатой максимума угловой характеристики  $i$ -й трубки полного давления при  $P_i = P_{i \max}$ . Пересекающиеся ветви угловых характеристик  $(i - 1)$ -й и  $(i + 1)$ -й трубок полного давления имеют участки с достаточно большой угловой протяженностью, в пределах которой воспринимаемые давления  $P_{i-1}$ ,  $P_i$  и  $P_{i+1}$  зависят от угла направления  $\psi$  ветра, набегающего на неподвижный многоканальный проточный аэрометрический приемник.

На первом этапе обработки массива давлений  $P_i$  определяется номер  $i$ -й трубки полного давления, в пределах которой локализовано направление вектора ветра  $\mathbf{W}$ . За такую  $i$ -ю трубку полного давления принимается трубка, в которой значение измеренного давления  $P_i$  является наибольшей из всех трубок полного давления (номера трубок полного давления обозначаются  $i = 0, 1, 2, 3, \dots, n$ ). При этом принимается, что ось трубки полного давления под номером  $i = 0$  совпадает с началом исходной системы координат отсчета угла направления  $\psi$  вектора ветра  $\mathbf{W}$ .

По номеру  $i$ -й трубки полного давления, в которой давление  $P_i$  наибольшее, определяется первое приближение  $\psi_{mi}$  угловой координаты

направления вектора скорости ветра  $\mathbf{W}$  в соответствии с соотношением  $\psi_{mi} = \frac{360}{n} i$ , где  $n$  — число рас-

положенных под одинаковым углом трубок полного давления (как правило  $n = 6$  или  $n = 8$ ).

Для определения точного значения угловой координаты  $\psi$  вектора скорости ветра осуществляется преобразование реальной угловой характеристики трубок полного давления в другую систему координат путем введения безразмерной угловой координаты  $\theta$ , начало которой совпадает с точкой пересечения смежных ветвей угловых характеристик  $(i - 1)$ -й и  $(i + 1)$ -й трубок полного давления.

Тогда второе приближение угловой координаты  $\psi$  вектора скорости

ветра  $\mathbf{W}$  в исходной системе координат будет определяться выражением

$$\psi = \psi_{mi} \pm (\theta_{\max} - \theta_x)t_0, \quad (2)$$

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

Для определения модуля  $W$  вектора ветра по полученному значению  $\theta_{\max}$  безразмерного углового положения  $i$ -й трубки полного давления вычисляется значение давления  $P_{i\max}$ , соответствующее совпадению направления вектора скорости ветра с осью  $i$ -й трубки полного давления [4].

По полученному значению  $P_{i\max}$  определяется численное значение модуля  $W$  скорости ветра с использованием выражения вида [11]

$$\begin{aligned} W &= \sqrt{\frac{2}{\rho_{H_0}}(P_{i\max} - P_{H_0})} = \\ &= \sqrt{\frac{2P_0 T_0}{P_{H_0} T_{H_0} \rho_{H_0}}(P_{i\max} - P_{H_0})}, \end{aligned} \quad (3)$$

где  $\rho_{H_0} = \rho_0 \frac{P_{H_0} T_{H_0}}{T_0 P_0}$  — плотность воздуха на высоте стоянки  $H_0$ ;  $P_{H_0}$  и  $T_{H_0}$  — статическое давление и абсолютная температура на высоте стоянки  $H_0$ ;  $P_0 = 760$  мм рт. ст. = 101 325 Па,  $T_0 = 288,15$  К и  $\rho_0 = 1,225$  кг/м<sup>3</sup> — статическое давление, абсолютная температура и плотность воздуха на высоте  $H = 0$  стандартной атмосферы.

Статическое давление  $P_{H_0}$  и абсолютная температура  $T_{H_0}$  на высоте стоянки  $H_0$  вертолета определяются по статическому давлению  $P_{\text{ст.д.}}$ , воспринимаемому неподвижным проточным аэрометрическим приемником  $I$  (см. рис. 1), и по показаниям приемника температуры торможения  $T_{\text{т.}}$ .

**При рулении и маневрировании по земной поверхности, на взлетно-посадочных режимах, в том числе на режиме висения,** для определения параметров вектора ветра  $\mathbf{W}$  и вектора истинной воздушной скорости  $\mathbf{V}_B$  вертолета используется информация аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта. За меру составляющих вектора ветра  $\mathbf{W}$  и вектора истинной воздушной скорости  $\mathbf{V}_B$  вертолета принимаются углы  $\varphi_1$  и  $\varphi_2$ , определяющие угловое положение вектора скорости  $\mathbf{V}_\Sigma$  результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта относительно осей неподвижного многофункционального аэрометрического приемника,

которое регистрируется ортогонально расположенным приемником давлений  $P_1$  и  $P_2$ ,  $P_3$  и  $P_4$  на поверхности полусферического приемника.

Для конкретного места установки неподвижного многофункционального аэрометрического приемника на фюзеляже вертолета составляющие  $V_{ix}$ ,  $V_{iy}$ ,  $V_{iz}$  вектора индуктивного потока  $\mathbf{V}_i$  в связанной системе координат можно определить как [6]

$$\begin{aligned} V_{ix} &= k_{ix}|V_{i0}|; \\ V_{iy} &= k_{iy}|V_{i0}|; \\ V_{iz} &= k_{iz}|V_{i0}|, \end{aligned} \quad (4)$$

где  $k_{ix}$ ,  $k_{iy}$ ,  $k_{iz}$  — безразмерные коэффициенты, зависящие от модуля вектора скорости  $\mathbf{V}_B$ , угла атаки  $\alpha$ , угла скольжения  $\beta$  и других параметров полета вертолета, определяемые по результатам летных испытаний системы на вертолете;  $|V_{i0}| = \sqrt{\frac{Gn_y}{2\chi\rho_H F}}$  — модуль вектора скорости  $\mathbf{V}_i$  индуктивного потока на режиме висения ( $V_B = 0$ );  $G$  — текущий вес вертолета;

$n_y$  — нормальная перегрузка;  $\rho_H = \frac{P_H T_H}{T_0 P_0} \rho_0$  — плотность воздуха на высоте полета  $H$ ;  $P_H$  и  $T_H$  — статическое давление и температура на высоте  $H$ ;  $F$  — площадь, ометаемая несущим винтом вертолета;  $\chi$  — коэффициент заполнения несущего винта.

Поскольку неподвижный многофункциональный аэрометрический приемник 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  $\mathbf{V}$  невозмущенного воздушного потока, набегающего на приемник, и проекции кинематически искаженного вектора  $\mathbf{V}_K$ , на оси связанной системы координат определяются как

$$\begin{aligned} V_{Kx} &= V_x + (\omega_y z - \omega_x y); \\ V_{Ky} &= V_y + (\omega_z x - \omega_x z); \\ V_{Kz} &= V_z + (\omega_x y - \omega_y x), \end{aligned} \quad (5)$$

где  $x$ ,  $y$ ,  $z$  — координаты места установки приемника;  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  — угловые скорости вращения вертолета относительно связанной системы координат.

Тогда по давлениям  $P_1$  и  $P_2$ ,  $P_3$  и  $P_4$ ,  $P_{\text{п}\Sigma}$  и  $P_{\text{ст}\Sigma}$  и по температуре торможения  $T_{\text{т}\Sigma}$  после их преобразования в электрические сигналы с помощью пневмоэлектрических преобразователей 4 и 8 и ввода через мультиплексор 5 и аналого-цифровой преобразователь 6 в микропроцессор 7 (см. рис. 2) параметры вектора истинной воздушной скорости  $\mathbf{V}_B$  вертолета при рулении и маневрировании по земной

поверхности и на взлетно-посадочных режимах вычисляются в соответствии с уравнениями вида [8]

$$V_x = V_{\Sigma} \cos \left[ 90^{\circ} - \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{\text{п}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right) \right] \times \cos \left[ 90^{\circ} - \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\text{п}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right) \right] - K_{ix} |V_{i0}| - (\omega_{yz} - \omega_{xy});$$

$$V_y = V_{\Sigma} \sin \left[ 90^{\circ} - \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{\text{п}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right) \right] \times \cos \left[ 90^{\circ} - \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\text{п}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right) \right] - K_{iy} |V_{i0}| - (\omega_{zx} - \omega_{xz});$$

$$V_z = V_{\Sigma} \sin \left[ 90^{\circ} - \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\text{п}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right) \right] - K_{iz} |V_{i0}| - (\omega_{xy} - \omega_{yx});$$

$$V_B = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}; \alpha = \arctg \frac{V_y}{V_x};$$

$$\beta = \arcsin \frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}} = \arcsin \frac{V_z}{V_B}.$$

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

$$W = V_B \pm V_p \quad (7)$$

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

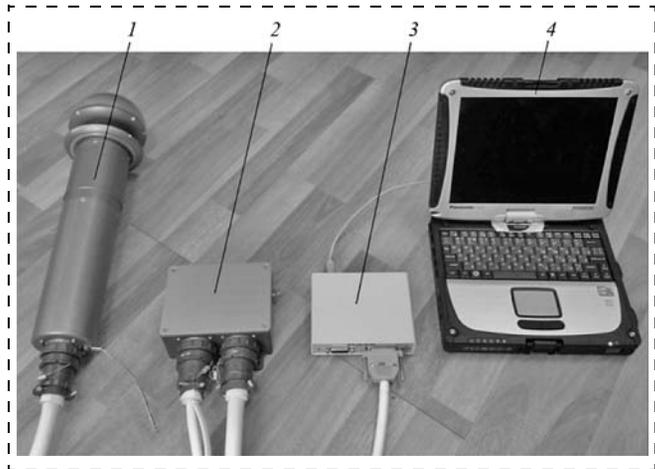
Используя информацию о модуле путевой скорости  $V_{\text{п}}$  и углу сноса  $\psi_c$  вертолета от ДИСС и информацию о составляющих вектора истинной воздушной скорости, можно определить модуль  $W$  и направление  $\psi$  вектора ветра  $W$  или продольную  $W_x$  и боковую  $W_z$  составляющие вектора ветра на взлетно-посадочных режимах:

$$\psi = \beta + \psi_c; W_x = V_x - V_{\text{п}} \cos \psi;$$

$$W_z = V_z - V_{\text{п}} \sin \psi; W = \sqrt{W_x^2 + W_z^2}. \quad (8)$$

**Разработка и трубные испытания экспериментального образца системы измерения параметров вектора ветра**

В соответствии с выработанными рекомендациями по выполнению неподвижного многофункционального аэрометрического приемника и рассмотренными алгоритмами обработки первичной аэрометрической информации разработан и изгото-



**Рис. 3. Общий вид и состав экспериментального образца системы измерения параметров вектора ветра:**  
1 — датчик воздушных сигналов; 2 — электронный блок; 3 — устройство аналого-цифрового преобразования и передачи цифровых сигналов; 4 — промышленный ноутбук

товлен экспериментальный образец системы измерения параметров вектора ветра на стоянке, стартовых и взлетно-посадочных режимах вертолета, общий вид которого приведен на рис. 3.

В целях определения основных характеристик проведены испытания экспериментального образца системы в аэродинамической трубе ТЗ-К кафедры аэродинамики Казанского национального исследовательского технического университета им. А. Н. Туполева-КАИ, зарегистрированной в Государственном реестре средств измерений (№ 22835-02). Программа испытаний предусматривала два режима: режим, соответствующий режиму стоянки до запуска силовой установки вертолета, и режим, соответствующий стартовым и взлетно-посадочным режимам. При варьировании скорости воздушного потока в рабочем поле аэродинамической трубы от  $V_{\text{min}} = 10$  км/ч (2,8 м/с) до  $V_{\text{max}} = 90$  км/ч (25 м/с) с интервалом 10 км/ч, изменяя положение неподвижного многофункционального аэрометрического приемника в диапазоне изменения азимутального угла направления ветра, равного  $\pm 180^{\circ}$ , определяли скоростные и угловые характеристики экспериментального образца системы.

На рис. 4 (см. третью сторону обложки) иллюстрируется установка датчика воздушных сигналов экспериментального образца бортовой системы измерения параметров вектора ветра в рабочем поле аэродинамической трубы на режиме, соответствующем режиму стоянки до запуска силовой установки.

На рис. 5 приведены экспериментальная угловая характеристика канала угла направления вектора ветра (угла скольжения  $\beta$ ) и ее отклонение  $\Delta\beta = \Delta\psi$  от расчетной (задаваемой углом поворота приемника) при скорости  $V = 50$  км/ч (13,9 м/с).

Как показали результаты испытаний экспериментального образца системы в аэродинамической трубе, инструментальная погрешность канала изме-

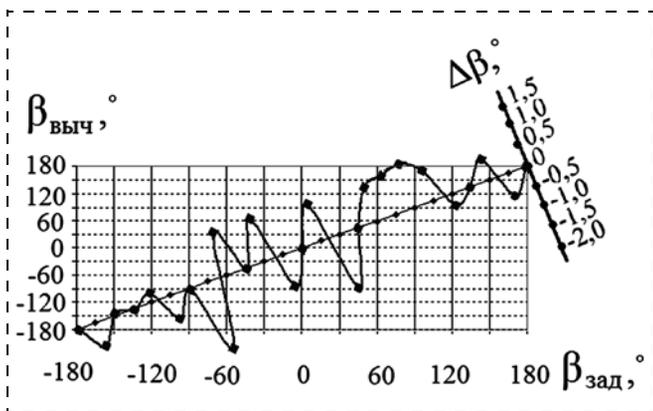


Рис. 5. Угловая характеристика канала угла направления вектора ветра и отклонение экспериментальной характеристики от расчетной при скорости  $V = 50$  км/ч

рения скорости ветра на стоянке до запуска силовой установки с вероятностью 0,95 не превышает  $\Delta W = \pm 0,55 \dots 0,83$  м/с, угла направления вектора ветра —  $\Delta \psi = \pm 1,5 \dots 2^\circ$ .

На рис. 6 (см. третью сторону обложки) показано положение датчика воздушных сигналов экспериментального образца бортовой системы измерения параметров вектора ветра в рабочем поле аэродинамической трубы на режиме, соответствующем взлетно-посадочным режимам вертолета, когда в качестве источника информации используется результирующий воздушный поток вихревой колонны несущего винта.

При проведении испытаний в аэродинамической трубе на режиме, имитирующем взлетно-посадочные режимы вертолета, определяются угловые характеристики датчика воздушных сигналов, определяющих положение неподвижного полусферического приемника относительно направления набегающего воздушного потока аэродинамической трубы, в вертикальной плоскости изменения угла  $\varphi_1$  и в азимутальной плоскости изменения угла  $\varphi_2$ , при раздельном их изменении и при одновременном изменении обоих углов (имитирующем изменение углов крена и тангажа вертолета).

Как показали трубные испытания, на взлетно-посадочных режимах и при полете на малых скоростях, когда датчик воздушных сигналов находится в створе вихревой колонны несущего винта, инструментальные погрешности измерения продольной  $V_x$  и боковой  $V_z$  составляющих вектора истинной воздушной скорости не превышают  $\Delta V_x = \Delta V_z = \pm 2 \dots 4$  км/ч и в значительной степени определяют погрешности определения параметров вектора ветра с учетом высокой точности измерения скорости руления  $V_p$  и путевой скорости ДИСС и СНС.

### Заключение

Использование информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта, ее восприя-

тие с помощью неподвижного многофункционального аэрометрического приемника и разработанные алгоритмы позволяют обеспечить помехоустойчивое измерение скорости и угла направления ветра относительно продольной оси вертолета на стоянке, при рулении и маневрировании по земной поверхности, при взлете, на режимах снижения, висения и посадки.

Как показали трубные испытания экспериментального образца системы измерения параметров ветра, инструментальные погрешности по каналу скорости ветра с вероятностью  $P = 0,95$  не превышает  $\Delta W = \pm 0,83$  м/с, по каналу угла скольжения в диапазоне  $\pm 180^\circ$  —  $\Delta \psi = \pm 2^\circ$ , что удовлетворяет требованиям РЛЭ и позволяет экипажу обеспечить безопасность эксплуатации вертолета на стоянке, стартовых и взлетно-посадочных режимах.

### Список литературы

1. **Руководство** по летной эксплуатации вертолета Ми-8 (издание 4-е). М.: Авторитет, 1996. 554 с.
2. **Ерусалимский М. А., Егоров В. Н.** Экипажам вертолетов информационную поддержку // Авиасоюз. 2011. № 2. С. 24—26.
3. **Приборы** и установки для метеорологических измерений на аэродромах / Под ред. Л. П. Афиногенова и Е. В. Романова. Л.: Гидрометеоиздат, 1981. 448 с.
4. **Солдаткин В. М.** Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
5. **Азбукин А. А., Ботушевич А. Я., Кобзов А. А., Корольков В. А., Тихомиров А. А., Шелевой В. Д.** Автоматические метеостанции АМК-03 и их модификации // Датчики и системы. 2012. № 3. С. 42—52.
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. **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.
8. **Никитин А. В., Солдаткин В. М.** Система измерения параметров вектора ветра истинной воздушной скорости на борту вертолета // Датчики и системы. 2015. № 4. С. 48—54.
9. **Патент РФ** на изобретение № 2426995, МПК G 01 P 5/00. Система измерения малых воздушных скоростей вертолета / В. В. Солдаткин, В. М. Солдаткин, Н. А. Порунов, Н. Н. Макаров, В. П. Белов, Д. А. Истомин. Заявл. 23.11.2009. Опубл. 20.08.2011. Бюл. № 23.
10. **Патент РФ** на изобретение № 2427844, МПК G 01 P 5/14. Система воздушных сигналов вертолета / Солдаткин В. В., Солдаткин В. М., Порунов А. А., Никитин А. В., Макаров Н. Н., Кожевников В. И., Белов В. П., Истомин Д. А. Заявл. 09.06.2010. № 20102427844. Опубл. 27.08.2011. Бюл. № 24.
11. **Порунов А. А., Солдаткин В. В., Солдаткин В. М.** Методология построения и модели информативных сигналов неподвижного многоканального проточного аэрометрического приемника системы воздушных сигналов вертолета // Известия вузов. Авиационная техника. 2010. № 4. С. 58—63.

# Construction and Experimental Research of the System for Measurement of the Wind Vector Parameters in the Starting, Take-off and Landing Modes of a Helicopter

A. V. Nikitin, nikitin.rf@mail.ru,

V. V. Soldatkin, w-soldatkin@mail.ru, V. M. Soldatkin, w-soldatkin@mail.ru ✉,  
Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev-KAI

Corresponding author: Soldatkin Vyacheslav M., D. Sc., Professor,  
Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev — KAI,  
Department of Instruments and Information-measuring Systems, e-mail: w-soldatkin@mail.ru

Received on March 17, 2015

Accepted on March 27, 2016

In order to ensure safe operation of a helicopter in a parking lot before the start of its power plant and promotion of the main rotor when taxiing and maneuvering on the earth's surface (the starting mode), at the stages of take-off, lowering, hovering and landing (take-off and landing modes), the crew needs reliable information about the current velocity and direction angle of the wind vector in relation to the longitudinal axis of the helicopter. However, if we set the known measurement of the wind vector on board of a helicopter, the inductive flows have a significant impact on the work of the vortex column of the main rotor, which limits the ability to measure. The authors consider the potential of the use for the purposes of measurement of the information aerodynamic field of the vortex column of the main rotor and its perception using the stationary multifunctional receiver. They also consider the theoretical basis for the formation and perception of the velocity of the resulting air flow of the vortex column of the main rotor by using a multifunctional aerometric receiver, functional diagram of the system and the algorithms for determination of the parameters of the wind vector in the take-off and landing modes of a helicopter. The methodology and the results of development and testing of the experimental model of the system for measurement of the wind vector in a wind tunnel are presented.

**Keywords:** helicopter, wind, parameters, measurement, system, construction, experimental model, pipe test

**Acknowledgements:** The work was implemented as a part of the basic tasks in the field of the scientific activities of the Ministry of Education of the Russian Federation № 2014/55 (NCI number 990).

For citation:

Nikitin A. V., Soldatkin V. V., Soldatkin V. M. Construction and Experimental Research of the System for Measurement of the Wind Vector Parameters in the Starting, Take-off and Landing Modes of a Helicopter, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2016, vol. 17, no. 8, pp. 560—565.

DOI: 10.17587/mau.17.560-565

## References

1. **Rukovodstvo po letnoi ekspluatatsii vertoleta Mi-8** (The aircraft flight manual of the Mi-8 (edition 4th)), Moscow, The Authority, 1996, 554 p. (in Russian).
2. **Erusalimsky A. M., Egorov V. N. Ekipazham vertoletov informatsionnyu podderzhku** (To the crews of helicopter information support), *Aviasoyuz*, 2011, no. 2, pp. 24—26.
3. **Afinogenov L. P., Romanov E. V. ed. Pribory i ustanovki dlya meteorologicheskikh izmerenii na aerodromakh** (Instruments and systems for meteorological measurements at aerodromes), Leningrad, Gidrometeoizdat, 1981, 448 p. (in Russian).
4. **Soldatkin V. M. Metody i sredstva izmereniya aerodinamicheskikh uglov letatel'nykh apparatov** (Methods and means for measurement of aerodynamic angles of the aircraft), Kazan, Publishing house of Kazan state technical university press, 2001, 448 p. (in Russian).
5. **Azbukin A. A., Matusevich A. Y., Kobzov A. A., Korol'kov V. A., Tikhomirov A. A., Shelevoi V. D. Avtomaticheskie meteostantsii AMK-03 i ikh modifikatsii** (Automatic weather station AMK-03 and their modifications), *Sensors and Systems*, 2012, no. 3, pp. 42—52 (in Russian).
6. **Soldatkin V. V. Sistema vozdukhnykh signalov vertoleta na osnove nepodvizhnogo aerometricheskogo priemnika i informatsii aerodinamicheskogo polya vikhrevoi kolonny nesushchego vinta** (System air signals helicopter's on the basis stationary aerometric receiver and information aerodynamic field of vortex column of main rotor), Kazan, Publishing house of Kazan State Technical University, 2012, 284 p. (in Russian).
7. **Nikitin A. V., Soldatkin V. V., Soldatkin V. M. Sistema izmereniya parametrov vektora vetra na startovykh i vzletno-posadochnykh rezhimakh vertoleta** (System for measuring of parameters of the vector wind on the take-off and landing modes of helicopter), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2013, no. 6, pp. 64—70 (in Russian).
8. **Nikitin A. V., Soldatkin V. M. Sistema izmereniya parametrov vektora vetra na startovykh i vzletno-posadochnykh rezhimakh vertoleta** (System for measuring wind vector and true air speed of helicopter), *Sensors and Systems*, 2015, no. 4, pp. 48—54 (in Russian).
9. **RF patent** for invention № 2426995, IPC G 01 P 5/00. Measurement of low airspeeds of helicopter, V. V. Soldatkin, V. M. Soldatkin, N. A. Porunov, N. N. Makarov, V. P. Belov, D. A. Istomin. Statement 23.11.2009. Publ. 20.08.2011. Bull. No. 23 (in Russian).
10. **RF patent** for invention № 2427844, IPC G 01 P 5/14. System air signals of helicopter, V. V. Soldatkin, V. M. Soldatkin, Porunov A. A., Nikitin A. V., Makarov N. N., Kozhevnikov V. I., Belov V. P., Istomin D. A. Statement 09.06.2010. No. 20102427844. Publ. 27.08.2011. Bull. No. 24 (in Russian).
11. **Porunov A. A., Soldatkin V. V., Soldatkin V. M. Metodologiya postroeniya i modeli informativnykh signalov nepodvizhnogo mnogokanal'nogo protochnogo aerometricheskogo priemnika sistemy vozdukhnykh signalov vertoleta** (Methodology of construction and models of informative signals of stationary multichannel flowing aerometric receiver of system air signals helicopter), *Izvestiya Vuzov. Aviation equipment*, 2010, no. 4, pp. 58—63 (in Russian).