



## ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ НА ТРАНСПОРТЕ

---

Е.О. Арискин, М.Р. Миннебаев

### ПОСТРОЕНИЕ И АЛГОРИТМЫ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВЕКТОРА ВЕТРА НА БОРТУ ВЕРТОЛЕТА С ИОННО-МЕТОЧНЫМИ И АЭРОМЕТРИЧЕСКИМИ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫМИ КАНАЛАМИ\*

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

На стоянке до запуска силовой установки и при раскрутке несущего винта, при рулении и маневрировании по земной поверхности, на этапах взлета, снижения, висения и посадки для предотвращения авиационных происшествий, связанных с опрокидыванием вертолета на бок или хвостовую балку, соударением лопастей несущего винта с землей, рулевым винтом и между собой экипажу необходима достоверная информация о текущем значении скорости и угла направления вектора ветра относительно продольной оси вертолета при изменении его положения в азимуте в диапазоне  $\pm 180^\circ$  [1].

На рисунке приведена структурно-функциональная схема системы измерения параметров вектора ветра на борту вертолета, построенная на основе комбинации ионно-меточных и аэрометрических измерительных каналов.

В качестве ионно-меточных каналов используется панорамный ионно-меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости [2], включающий плату 1 с системой приемных электродов 3, в центре 0 которой установлен искровой разрядник 2, подключенный к генератору меток (ГМ) 4. При подаче на искровой разрядник 2 высоковольтного импульса от генератора меток (ГМ) 4 формируется ионная метка с явно выраженным электростатическим зарядом, которая движется совместно с воздушным потоком вектора ветра  $\vec{W}$ , приобретая его скорость  $W$  и направление  $\psi$ . При приближении заряженной ионной метки к приемным электродам 3, расположенным на окружности радиусом  $R$ , на них наводятся электростатические заряды, величина которых зависит от расстояния ионной метки до приемного электрода и углового положения  $\psi$  траектории движения метки. За счет выбора конструктивных параметров системы приемных электродов [2] формируются положительные и отрицательные полуволны синусоидальных угловых характеристик информативных сигналов  $U(\psi)$ , на выходе блока предварительных усилителей (БПУ) 5, с помощью которых в каналах измерительной схемы 6 определяются угол направления  $\psi$  и скорость  $W$  ветра **на стоянке до запуска силовой установки**.

---

\* Работа выполнена по гранту РФФИ №18-38-00187

\* Работа выполнена по гранту РФФИ №18-38-00187

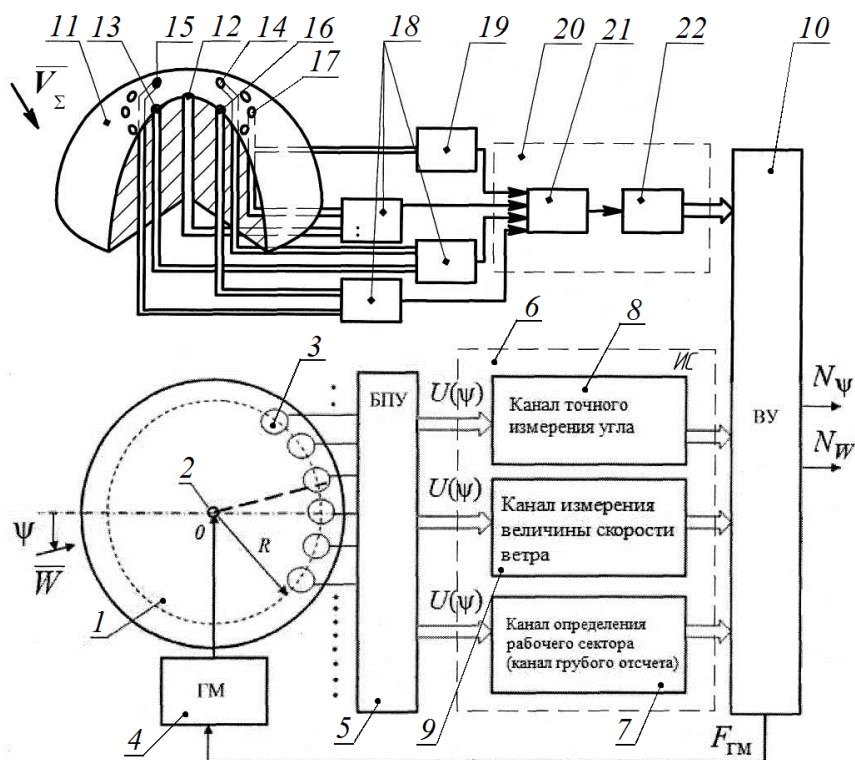


Рис. 1. Структурно-функциональная схема системы измерения параметров вектора ветра на основе ионно-меточных и аэрометрических измерительных каналов

Для восприятия информации результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта на поверхности полусферического аэрометрического приемника 11 (рисунок) расположены отверстия 12 для забора полного давления  $P_{ПΣ}$  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  $\varphi_1$  и  $\varphi_2$  положения вектора скорости  $\bar{V}_Σ$  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  $P_{СТΣ}$  результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта.

Воспринимаемые давления  $P_{ПΣ}, P_1, P_2$  и  $P_3, P_4, P_{СТΣ}$  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 АЦП 22 подаются в вычислительное устройство 10, на выходе которого формируются цифровые сигналы по скорости  $W$  и углу направления  $\psi$  вектора ветра.

На стоянке при запуске силовой установки и вращении несущего винта вектор скорости  $\bar{V}_Σ$  результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта можно представить в виде геометрической суммы  $\bar{V}_Σ = \bar{W} + \bar{V}_{i0}$  вектора скорости ветра  $\bar{W}$  и стационарной составляющей  $\bar{V}_{i0}$  век-



тора скорости воздушного потока, создаваемого несущим винтом.

Величину (модуль) вектора скорости  $\bar{V}_\Sigma$  результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта можно определить по полному  $P_{\Pi\Sigma}$  и статическому  $P_{\text{CT}\Sigma}$  давлениям и температуре  $T_{\text{T}\Sigma}$  торможения результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта, воспринимаемой приемником температуры торможения, установленного на фюзеляже в зоне действия вихревой колонны несущего винта, используя соотношение [3]:

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

Продольная  $W_x$ , боковая  $W_z$  составляющие и модуль (величина)  $W_\Gamma$  горизонтального ветра  $\bar{W}$  на стоянке при запуске силовой установки и вращении несущего винта будут определяться, используя соотношения [4]:

$$W_x = V_\Sigma \frac{4}{9 \sin 2\phi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\text{CT}\Sigma}} - K_{ix} V_{i0}; \quad W_z = V_\Sigma \frac{4}{9 \sin 2\phi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\text{CT}\Sigma}} - K_{iz} V_{i0}; \quad (2)$$

$$W_\Gamma = \sqrt{W_x^2 + W_z^2}; \quad \psi = \arctg \frac{W_z}{W_x}.$$

**На режиме руления и маневрирования вертолета по земной поверхности** в качестве исходного уравнения для определения параметров вектора скорости ветра вместо выражения (1) необходимо использовать соотношение  $\bar{V}_\Sigma = \bar{W} + \bar{V}_{i0} + \bar{V}_p$ , где  $\bar{V}_p$  – вектор скорости руления и маневрирования вертолета по земной поверхности, продольная  $V_{px}$  и боковая  $V_{pz}$  составляющие которого можно определить, используя информацию от спутниковой навигационной системы, установленной на вертолете.

Выражения для определения продольной  $W_x$  и боковой  $W_z$  составляющих и величина (модуль)  $W_\Gamma$  горизонтального ветра  $\bar{W}_\Gamma$  при рулении и маневрировании по земной поверхности будут иметь вид, аналогичный (2).

**На взлетно-посадочных режимах** вертолета продольная  $V_x$  и боковая  $V_z$  составляющие и величина (модуль)  $V_B$  вектора истинной воздушной скорости  $\bar{V}_B$ , углы атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$  вертолета будут определяться соотношениями [3]:

$$V_x = V_\Sigma \sin \left[ \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\phi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\text{CT}\Sigma}} \right) \right] \times$$



$$V_x = V_\Sigma \sin \left[ \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\phi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\Sigma\Gamma\Sigma}} \right) \right] \times \\ \times \cos \left[ \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\phi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\Sigma\Gamma\Sigma}} \right) \right] - K_{ix} V_{i0} - (\omega_y z - \omega_x y);$$
$$V_z = V_\Sigma \sin \left[ \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\phi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\Sigma\Gamma\Sigma}} \right) \right] - K_{iz} V_{i0} - (\omega_x y - \omega_y x);$$
$$V_B = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}; \quad \alpha = \arctg \frac{V_y}{V_x}; \quad \beta = \arcsin \frac{V_z}{V_B}.$$

Используя информацию о величине  $V_\Pi$  и угле сноса  $\psi_c$  вектора путевой скорости  $\bar{V}_\Pi$  от доплеровского измерителя скорости и угла сноса и составляющих вектора истинной воздушной скорости  $\bar{V}_B$ , продольная  $W_x$ , боковая  $W_z$  составляющие, величина  $W$  и направление  $\psi$  горизонтального ветра  $\bar{W}$  на взлетно-посадочных режимах вертолета определяются соотношениями:

$$W_x = |V_x| - V_\Pi \cos \psi_c; \quad W_z = |V_z| - V_\Pi \sin \psi_c; \quad \psi = \beta + \psi_c; \quad W_\Gamma = \sqrt{W_x^2 + W_z^2}.$$

Применение бортовой системы измерения параметров вектора ветра на вертолетах различного класса и назначения позволяет повысить безопасность их эксплуатации на стоянке, стартовых и взлетно-посадочных режимах, что имеет существенное значение для гражданской и военной авиации.

### Литература

1. Руководство по летной эксплуатации вертолета Ми-8 (издание 4). М.: Авторитет, 1996. 554 с.
2. Ганеев Ф.А., Солдаткин В.М. Ионно-меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости с логотрическими информативными сигналами и интегрированной схемой обработки // Известия вузов. Авиационная техника. 2010. №3. С. 46 – 50.
3. Солдаткин В.В. Система воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного аэрометрического приемника и информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта: Монография. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та. 2012. 284с.
4. Патент РФ на изобретение №2587389, МПК G01P5/14. Бортовая система измерения параметров вектора скорости ветра на стоянке, стартовых и взлетно-посадочных режимах / В.М. Солдаткин, В.В. Солдаткин, Ф.А. Ганеев, Е.О. Арискин, Н.Н. Макаров, В.П. Деревянкин, О.И. Кузнецов, Д.А. Истомин. Заявл. 10.12.2014. Оpubл. 20.06.2016. Бюл. №17.