



## РАЗРАБОТКА И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВЕКТОРА ВЕТРА НА БОРТУ ВЕРТОЛЕТА В УСЛОВИЯХ ВОЗМУЩЕНИЙ ВИХРЕВОЙ КОЛОННЫ НЕСУЩЕГО ВИНТА

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

Измерение параметров вектора ветра на борту вертолета на стоянке, при рулении и маневрировании по земной поверхности, при взлете и посадке, на режиме висения известными средствами [1, 2] ограничивается значительными аэродинамическими возмущениями, вносимыми вихревой колонной несущего винта. На указанных режимах, предложено для определения параметров вектора ветра использовать информацию аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта, а ее восприятие осуществить с помощью неподвижного комбинированного аэрометрического приемника – датчика ветра (рисунок) [3].

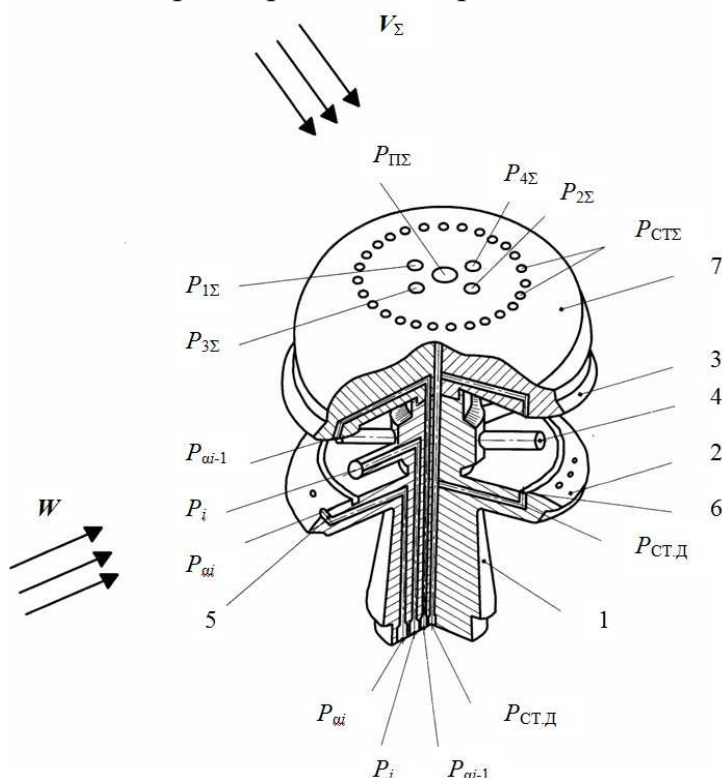


Рисунок – Конструктивная схема датчика ветра на основе неподвижного комбинированного аэрометрического приемника

Датчик содержит неподвижный многоканальный аэрометрический приемник 1, выполненный в виде двух разнесенных по высоте экранирующих дисков 2 и 3, между внутренними профилированными поверхностями которых в азимутальной плоскости под одинаковыми углами расположены трубки полного давления 4 для забора давлений  $P_i$ , определяющих величину  $W$  и горизонтальный угол направления  $\Psi$  вектора ветра  $W$  на стояночном режиме до запуска силовой установки несущего винта. На внутренних поверхностях экранирующих дисков 2 и 3 расположены кольцевые каналы 6 для забора дросселированного статического давления  $P_{СТ,Σ}$  при наличии ветра. На

внутренних профилированных поверхностях экранирующих дисков 2 и 3 расположены отверстия для забора давлений  $P_{αi}$  и  $P_{αi-1}$ , определяющих угол ветра в вертикальной плоскости. Для восприятия аэрометрической информации на режи-



ме маневрирования по земле и на взлетно-посадочных (полетных) режимах при вращении несущего винта вертолета, когда неподвижный датчик ветра 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  $P_{П\Sigma}$  результирующего воздушного потока вихревой колонны, определяемой вектором скорости  $\mathbf{V}_{\Sigma}$ . В плоскости, параллельной плоскости симметрии вертолета, под углом  $\varphi_{01}$  к оси симметрии, симметрично расположены отверстия, являющиеся приемниками давлений  $P_1$  и  $P_2$ . В плоскости, перпендикулярной плоскости симметрии вертолета, под углом  $\varphi_{02}$  к оси симметрии, расположены отверстия, являющиеся приемниками давлений  $P_3$  и  $P_4$ . Перпендикулярно оси симметрии сферического приемника, на его поверхности по окружности расположены отверстия, являющиеся приемниками статического давления  $P_{СТ\Sigma}$  результирующего набегающего воздушного потока колонны.

**На стоянке** величина  $W$  и угол направления  $\psi$ , а также статическое давление  $P_{H_0}$  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. рисунок).

Как показано в работе [4], угловая координата  $\psi$  вектора скорости ветра  $\mathbf{W}$  в исходной системе координат будет определяться выражением

$$\psi = \psi_{mi} \pm (\theta_{\max} - \theta_x)t_0; \quad \psi_{mi} = \frac{360}{n}i, \text{ где } t_0 - \text{координатный шаг сплайн-функции,}$$

реализующей аппроксимирующий полином  $P_i = f(\theta)$  в безразмерной системе координат  $\theta$ , например при количестве трубок  $i$  полного давления  $n = 6$ ,  $t_0 = 60^\circ$ .

По значению  $P_{i\max}$ , соответствующему совпадению оси  $i$ -ой трубки полного давления с направлением набегающего воздушного потока ( $\psi = 0$ ), определяется численное значение величины  $W$  скорости ветра

$$W = \sqrt{\frac{2}{\rho_{H_0}}(P_{i\max} - P_{H_0})} = \sqrt{\frac{2T_0 P_{H_0}}{P_{H_0} T_0 \rho_0}(P_{i\max} - P_{H_0})}, \text{ где } \rho_{H_0} - \text{плотность воз-}$$

духа на высоте стоянке  $H_0$ ;  $P_{H_0}$  и  $T_{H_0}$  – статическое давление и абсолютная температура на высоте стоянки  $H_0$ ;  $P_0$  и  $\rho_0$  – статическое давление и плотность воздуха на высоте  $H=0$  стандартной атмосферы.

**При работе двигательной установки** и раскрутки трансмиссии на стоянке, при рулении и маневрировании по земной поверхности, на взлетно-посадочных режимах, при снижении и на режиме висения в качестве информативного параметра аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта вертолета используется вектор скорости  $\mathbf{V}_{\Sigma}$  в виде геометрической суммы стационарных составляющих вектора скорости  $\mathbf{V}$  воздушного потока, формируемого движением



вертолета относительно окружающей среды или вектором скорости ветра  $\mathbf{W}$ , и вектора скорости  $\mathbf{V}_i$  индуктивного воздушного потока, создаваемого несущим винтом вертолета, т.е.  $V_\Sigma = V + V_i$ . За меру величин составляющих вектора скорости ветра  $\mathbf{W}$  и вектора истинной воздушной скорости  $\mathbf{V}_B$  вертолета принимается угловое положение вектора скорости  $\mathbf{V}_\Sigma$  результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта, которое регистрируется ортогонально расположенным приемникам давлений  $P_1$  и  $P_2$ ,  $P_3$  и  $P_4$ .

Величину  $V_\Sigma$  можно определить по полному  $P_{\Pi\Sigma}$  и статическому  $P_{\text{СТ}\Sigma}$  давлениям и температуре  $T_{\text{Т}\Sigma}$  заторможенного результирующего воздушного потока, воспринимаемой приемником температуры торможения [5].

Для конкретного места установки неподвижного датчика воздушных сигналов на фюзеляже вертолета составляющие  $V_{ix}$ ,  $V_{iy}$ ,  $V_{iz}$  вектора индуктивного потока  $\mathbf{V}_i$  в связанной системе координат можно описать уравнениями вида [5]:  $V_{ix} = k_{ix}|V_{i0}|$ ;  $V_{iy} = k_{iy}|V_{i0}|$ ;  $V_{iz} = k_{iz}|V_{i0}|$ , где  $k_{ix}$ ,  $k_{iy}$ ,  $k_{iz}$  – безразмерные коэффициенты, определяемые по результатам летных испытаний системы на вертолете;  $|V_{i0}|$  – модуль вектора скорости  $\mathbf{V}_i$  индуктивного потока на режиме висения ( $V = 0$ ).

Поскольку неподвижный датчик воздушных сигналов расположен на фюзеляже на определенном радиусе-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. Проекция кинематически искаженного вектора  $\mathbf{V}_k$  на оси связанной системы координат определяются как  $V_{kx} = V_x + (\omega_y z - \omega_x y)$ ;  $V_{ky} = V_y + (\omega_z x - \omega_x z)$ ;  $V_{kz} = V_z + (\omega_x y - \omega_y x)$ , где  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  – угловые скорости вращения вертолета относительно осей связанной системы координат;  $x$ ,  $y$ ,  $z$  – координаты места установки многофункционального аэрометрического приемника в связанной системе координат, центр которой находится в центре масс вертолета.

Тогда по давлениям  $P_1$  и  $P_2$ ,  $P_3$  и  $P_4$ ,  $P_{\Pi\Sigma}$  и  $P_{\text{СТ}\Sigma}$  и по температуре торможения  $T_{\text{Т}\Sigma}$ , параметры вектора истинной воздушной скорости вертолета при рулении и маневрировании по земной поверхности и на взлетно-посадочных режимах вычисляются в соответствии с уравнениями вида:

$$\begin{aligned}
 V_x &= V_\Sigma \cos \left[ 90^\circ - \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\text{СТ}\Sigma}} \right) \right] \times \\
 &\times \cos \left[ 90^\circ - \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\text{СТ}\Sigma}} \right) \right] - K_{ix} |V_{i0}| - (\omega_y x - \omega_x z); \\
 V_y &= V_\Sigma \sin \left[ 90^\circ - \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\text{СТ}\Sigma}} \right) \right] \times \\
 &\times \cos \left[ 90^\circ - \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\text{СТ}\Sigma}} \right) \right] - K_{iy} |V_{i0}| - (\omega_z x - \omega_x z);
 \end{aligned}$$



$$V_z = V_\Sigma \sin \left[ 90^\circ - \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\Sigma\Gamma}} \right) \right] - K_{iz} |V_{i0}| - (\omega_x y - \omega_y x);$$
$$V_B = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}; \quad \alpha = \arctg \frac{V_y}{V_x}; \quad \beta = \arcsin \frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}} = \arcsin \frac{V_z}{V_B}.$$

При наличии на вертолете приемника спутниковой навигационной системы (СНС) можно определить скорость  $V_p$  движения вертолета по земной поверхности, в соответствии с которой вычисляется скорость ветра  $W = V_B \pm V_p$  при рулении и маневрировании вертолета по земле. Направление  $\psi$  вектора ветра  $\mathbf{W}$  будет определяться значением угла скольжения  $\beta = \psi$ .

Используя информацию о величине  $V_{\Pi}$  и углу сноса  $\psi_c$  вектора путевой скорости  $\mathbf{V}_{\Pi}$  вертолета от доплеровского измерителя скорости и угла сноса (ДИСС) и информацию о составляющих вектора истинной воздушной скорости, можно определить величину  $W$  и направление  $\psi$  вектора скорости ветра  $\mathbf{W}$  или продольную  $W_x$  и боковую  $W_z$  составляющие вектора ветра на взлетно-посадочных режимах:  $\Psi = \beta + \psi_c$ ;  $W_x = V_x - V_{\Pi} \cos \psi$ ;  $W_z = V_z - V_{\Pi} \sin \psi$ ;  $W = \sqrt{W_x^2 + W_z^2}$ .

Таким образом, предлагаемая бортовая система измерения параметров вектора ветра решает задачу информационного обеспечения экипажа вертолета на стоянке, при рулении и маневрировании по земной поверхности (стартовые режимы), на взлетно-посадочных режимах.

### Литература

- [1] Тихомиров А.А. *Ультразвуковые анемометры и термометры для измерения пульсаций скорости и температуры воздушных потоков*. Обзор // Оптика атмосферы и океана. 2011. Т.23. №7. С. 585 – 600.
- [2] Азбукин А.А., Богусевич Л.Я., Кобров 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.
- [3] 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. Истомина. Заявл. 23.11.2009. Опубл. 20.08.2011. Бюл. №23.
- [4] Солдаткин В.М. *Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов*. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
- [5] 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. 284 с.