



[7] Shotton J., Blake A., Cipolla R., “Contour-based Learning for Object Detection”, Proceedings of the 10th IEEE International Conference on Computer Vision, Vol. 1, 503–510 (2005)

[1] [8] “Интеллектуальные системы видеонаблюдения” [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://video-praktik.ru/st_intellektualnoe_videonabljudenie.html (6.11.2017).

[2] [9] “Как работают Яндекс.Пробки” [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://yandex.ru/company/technologies/yaprobki> (13.11.2017).

[10] Traffic counting methods [Electronic resource]. — Access mode: <http://people.hofstra.edu/geotrans/eng/ch9en/meth9en/ch9m2en.html> (13.11.2017)

[11] A summary of vehicle detection and Surveillance Technologies used in Intelligent Transportation Systems [Electronic resource]. — Access mode: <http://www.fhwa.dot.gov/policyinformation/pubs/vdstits2007/vdstits2007.pdf> (15.11.2017)

[12] Marsh Products, Inc. [Electronic resource]. — Access mode: <http://www.marshproducts.com> (15.11.2017)

[13] RAI Products [Electronic resource]. — Access mode: <http://www.raiproducs.com/vehicle-detection-systems.html> (16.11.2017)

[14] International Road Dynamics Inc. [Electronic resource]. — Access mode: http://www.irdinc.com/products/sensors_accessories/on_road_sensors/ (16.11.2017)

В.В. Солдаткин, И.Ф. Мингазов, А.Р. Мустафин, Д.Н. Нурутдинова

АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ ОДНОВИНТОВОГО ВЕРТОЛЕТА С НЕПОДВИЖНЫМ АЭРОМЕТРИЧЕСКИМ ПРИЕМНИКОМ НА ХАРАКТЕРНЫХ РЕЖИМАХ ЭКСПЛУАТАЦИИ

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

Измерение воздушных сигналов на борту одновинтового вертолета затрудняется значительными аэродинамическими возмущениями, вносимыми индуктивными потоками вихревой колонны несущего винта [1].

Указанные ограничения отсутствуют в оригинальной системе воздушных сигналов, в которой для целей измерения используется информация аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта, которая с помощью неподвижного аэрометрического приемника [2, 3] (см. рисунок).

Восприятие параметров набегающего воздушного потока осуществляется многоканальным проточным аэрометрическим приемником 1 [4]. Для восприятия информации о параметрах результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта на наружной поверхности верхнего экранирующего диска 3 многоканального проточного аэрометрического приемника установлен



дополнительный аэрометрический приемник 7 в виде полусферы с диаметром, равным диаметру верхнего экранирующего диска.

На стоянке до запуска силовой установки, используя методику работы [4] по номеру i -ой трубки полного давления, в которой давление P_i наибольшее, определяется первое приближение ψ_{mi} угла направления вектора ветра W $\psi_{mi} = \frac{360}{n}i$, где n – количество расположенных под одинаковым углом трубок полного давления. Второе приближение угла ψ вектора ветра W будет определяться выражением [4]

$$\psi = \psi_{mi} \pm (\theta_{\max} - \theta_x)t_0, \quad (1)$$

где t_0 – координатный шаг сплайн-функции, аппроксимирующей 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 -ой трубки полного давления и положения трубки, соответствующей давлению $P_{i\max}$.

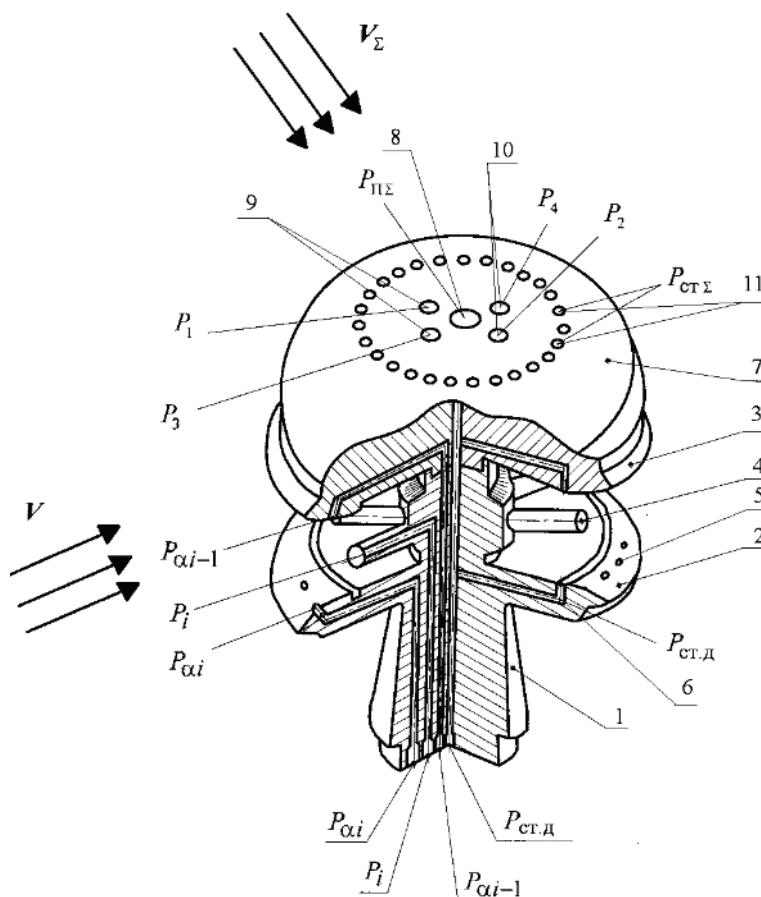


Рисунок 1 – Конструктивная схема неподвижного аэрометрического приемника



Величина W скорости ветра определяется по выражению вида [5]

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

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 стоянки H_0 ; $P_0 = 760$ мм рт.ст. = 101325 Па, $T_0 = 288,15$ К и $\rho_0 = 1,225$ кг/м³ – статическое давление, абсолютная температура и плотность воздуха на высоте $H=0$.

Давление P_{H_0} и температура T_{H_0} на высоте стоянки H_0 вертолета определяются по давлению $P_{\text{ст.д}}$, воспринимаемому неподвижным проточным аэрометрическим приемником, и по показаниям приемника температуры торможения T_T .

На стоянке при запуске силовой установки, при рулении и маневровании по земной поверхности, на взлетно-посадочных и полетных режимах с малыми рабочими скоростями по полному $P_{\text{ПЭ}}$ и статическому $P_{\text{СТЭ}}$ давлениям вычисляется скорость V_Σ результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта [3]:

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

где $\Delta P_\Sigma = P_{\text{ПЭ}} - P_{\text{СТЭ}}$; $T_{\text{ТЭ}}$ – температура торможения результирующего воздушного потока, в градусах Кельвина; V_Σ – в км/ч.

Тогда составляющие V_x, V_y, V_z , величина V_B вектора \mathbf{V}_B истинной воздушной скорости, углы атаки α и скольжения β вертолета, статическое давление P_H , плотность ρ_H , барометрическая высота H и приборная скорость $V_{\text{пр}}$ вертолета определяются в соответствии с соотношениями вида [3]:

$$V_x = V_\Sigma \sin \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9K_1(\varphi_2, V_\Sigma) \sin 2\varphi_{01}} \frac{\Delta P_1}{\Delta P_\Sigma} \right) \right] \times \\ \times \cos \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9K_2(\varphi_1, V_\Sigma) \sin 2\varphi_{02}} \frac{\Delta P_2}{\Delta P_\Sigma} \right) \right] - K_{ix} |V_{i0}| - (\omega_{yz} - \omega_{xy});$$



$$\begin{aligned}
 V_y &= V_\Sigma \cos \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9K_1(\varphi_2, V_\Sigma) \sin 2\varphi_{01}} \frac{\Delta P_1}{\Delta P_\Sigma} \right) \right] \times \\
 &\times \cos \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9K_2(\varphi_1, V_\Sigma) \sin 2\varphi_{02}} \frac{\Delta P_2}{\Delta P_\Sigma} \right) \right] - K_{iy} |V_{i0}| - (\omega_z x - \omega_x z); \\
 V_z &= V_\Sigma \sin \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9K_2(\varphi_1, V_\Sigma) \sin 2\varphi_{02}} \frac{\Delta P_2}{\Delta P_\Sigma} \right) \right] - K_{iz} |V_{i0}| - (\omega_x y - \omega_y x); \\
 V_B &= \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}; \\
 \alpha &= \operatorname{arctg} \frac{V_y}{V_x}; \quad \beta = \arcsin \frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}} = \arcsin \frac{V_z}{V_B}; \quad P_H = P_{\text{СТ}\Sigma} - K_P \frac{\rho_\Sigma V_\Sigma^2}{2}; \\
 H_{\text{абс}} &= H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right]; \quad \rho_H = \rho_0 \frac{P_H T_0}{P_0 T_H}; \\
 V_{\text{пр}} &= \sqrt{2gRT_0 \frac{k}{k-1} \left[\left(\frac{P_{\text{дин}}}{P_0} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right]}; \quad P_{\text{дин}} = 0,5\rho_H V_B^2,
 \end{aligned} \tag{4}$$

где R и k – удельная газовая постоянная и показатель адиабаты для воздуха; V_{i0} – модуль вектора индуктивной скорости несущего винта вертолета на 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 ; K_P – коэффициент, учитывающий искажения статического давления $P_{\text{СТ}\Sigma}$; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости вращения вертолета относительно осей связанной системы координат; x, y, z – координаты места установки аэрметрического приемника.

Используя информацию о величине путевой скорости $V_{\text{п}}$ и углу сноса ψ_c вертолета от доплеровского измерителя скорости и угла сноса (ДИСС), можно определить величину W и направление ψ вектора ветра \mathbf{W} или продольную W_x и боковую W_z составляющие вектора ветра на взлетно-посадочных режимах [5]:

$$\Psi = \beta + \psi_c; \quad W_x = V_x - V_{\text{п}} \cos \psi; \quad W_z = V_z - V_{\text{п}} \sin \psi; \quad W = \sqrt{W_x^2 + W_z^2}. \tag{5}$$

При скоростях полета когда неподвижный многофункциональный аэрметрический приемник выходит из зоны вихревой колонны несущего винта воздушные параметры движения вертолета и состояния атмосферы определяются в соответствии с алгоритмами

$$V_B = \sqrt{\frac{2}{\rho_H} (P_{i\text{max}} - P_H)} = \sqrt{\frac{2P_0 T_H}{\rho_0 P_H T_0} (P_{i\text{max}} - P_H)}, \tag{6}$$



где $\rho_H = \rho_0 \frac{P_H T_0}{P_0 T_H}$ – плотность воздуха на высоте полета H ;

$$\psi = \beta = \psi_{mi} \pm (\theta_{\max} - \theta_x) t_0. \quad (7)$$

Статическое давление P_H и абсолютная температура T_H на высоте H вертолета определяются по статическому давлению $P_{\text{ст.д}}$ по формуле [5]:

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_{\text{ст.д}}}{K_p P_0} \right)^{\tau R} \right]. \quad (8)$$

По давлениям $P_{\alpha i}$ и $P_{\alpha i-1}$ определяется угол атаки α вертолета [5]

$$\alpha = \arcsin \left(\frac{1}{2 \sin 2\varphi_{0\alpha}} \frac{P_{\alpha i} - P_{\alpha i-1}}{P_{i\max} - P_{\text{ст.д}}} \right), \quad (9)$$

где $\varphi_{0\alpha}$ – угол расположения приемных отверстий по каналу угла атаки.

Параметры вектора ветра W определяются по соотношениям (5).

Таким образом, предлагаемая система обеспечивает интегральное измерение всех воздушных параметров движения вертолета и состояния атмосферы на всех режимах эксплуатации, что выгодно отличает ее от традиционных распределенных средств измерения, определяет перспективы применения системы на вертолетах различных классов и назначения.

Литература

[1] 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.

[2] Патент РФ на изобретение №2427844, 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. Истомин. Заявл. 09.03.2010. Опубл. 27.08.2011. Бюл. №24.

[3] Солдаткин В.В. Система воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного аэрометрического приемника и информации вихревой колонны несущего винта: Монография. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2012. 284с.

[4] 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.

[5] 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.