



Р.В. Солдаткин, И.Д. Сазонов, В.В. Солдаткин

ПОСТРОЕНИЕ И АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ ВЕРТОЛЕТА НА ОСНОВЕ НЕПОДВИЖНОГО МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО АЭРОМЕТРИЧЕСКОГО ПРИЕМНИКА

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

Измерение воздушных сигналов вертолета, особенно на малых скоростях полета, когда приемники первичной аэрометрической информации находятся в створе вихревой колонны несущего винта, затрудняется значительными аэродинамическими искажениями, вносимыми индуктивным потоком несущего винта. Одним из направлений расширения нижней границы рабочих скоростей полета является построение систем воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного многофункционального аэрометрического приемника и использования для целей измерения информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта [1].

В качестве информативного параметра аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта вертолета предложено [1] использовать вектор скорости V_{Σ} результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта в виде трех составляющих:

$$V_{\Sigma} = V + V_i + V_{\phi} \quad (1)$$

стационарной составляющей V , обусловленной поступательным движением вертолета относительно воздушной среды; стационарной составляющей индуктивного потока V_i и воздушного потока за счет силы тяги несущего винта; флуктуационной составляющей V_{ϕ} , обусловленной маховыми движениями лопастей и работой автомата перекоса, которая может быть выделена и в значительной степени отфильтрована от составляющих V и V_i в каналах системы воздушных сигналов вертолета.

Для восприятия параметров вектора скорости V_{Σ} предложено [2] использовать неподвижный многофункциональный аэрометрический приемник (рисунок 1).

Для конкретного места установки многофункционального аэрометрического приемника на фюзеляже вертолета составляющие V_{ix}, V_{iy}, V_{iz} вектора V_i в связанной системе координат можно описать уравнениями приведенными в работе [3]:

$$V_{ix} = K_{ix} \sqrt{\frac{Gn_y}{2\chi\rho_H F}}; \quad V_{iy} = K_{iy} \sqrt{\frac{Gn_y}{2\chi\rho_H F}}; \quad V_{iz} = K_{iz} \sqrt{\frac{Gn_y}{2\chi\rho_H F}}; \quad (2)$$

где K_{ix}, K_{iy}, K_{iz} – безразмерные коэффициенты, зависящие от величины (модуля) вектора скорости V невозмущенного воздушного потока, равного по ве-



личине $V = V_b$, а также от углов атаки α и скольжения β и других параметров полета вертолета, которые определяются при летных испытаниях системы на конкретном вертолете; $\sqrt{\frac{Gn_y}{2\chi\rho_H F}} = V_{i0}$ – модуль вектора v_i скорости индуктивного потока на режиме висения ($V=0$); G – текущий вес вертолета; $n_y = \frac{1}{g} \frac{d^2 H}{dt^2} - 1$ – нормальная перегрузка; ρ_H – плотность невозмущенного воздушного потока на данной высоте H ; F – площадь, ометаемая несущим винтом вертолета; χ – коэффициент заполнения диска несущего винта; g – ускорение свободного падения.

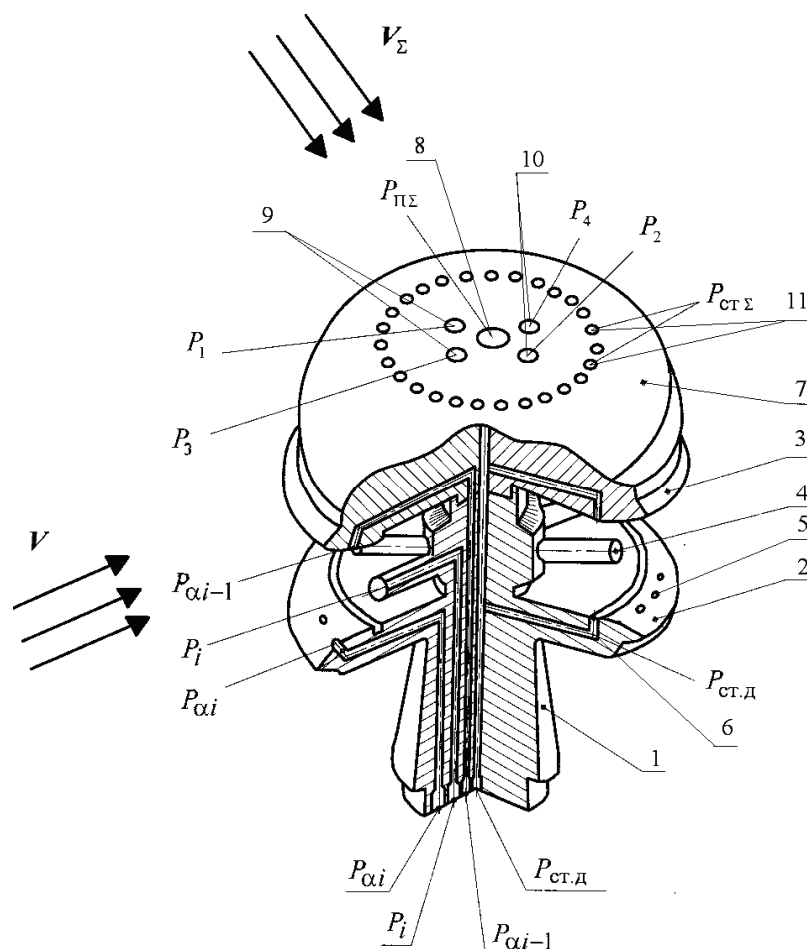


Рисунок 1 – Конструктивная схема неподвижного многофункционального аэрометрического приемника

Модуль V_Σ скорости и плотность ρ_Σ результирующего набегающего воздушного потока можно определить по полному $P_{\Pi\Sigma}$ и статическому $P_{ст\Sigma}$ давлениям и температуре $T_{т\Sigma}$ заторможенного результирующего воздушного потока, воспринимаемой приемником температуры торможения, используя зависимости [3]:



$$V_{\Sigma} = 44,826 \sqrt{\frac{T_{T\Sigma} \left[\left(\frac{P_{\text{п}\Sigma}}{P_{\text{ст}\Sigma}} \right)^{0,2857143} - 1 \right]}{\left(\frac{P_{\text{п}\Sigma}}{P_{\text{ст}\Sigma}} \right)^{0,2857143}}}; \rho_{\Sigma} = \frac{P_{\text{ст}\Sigma}}{287,05287 T_{T\Sigma}} \left(\frac{P_{\text{п}\Sigma}}{P_{\text{ст}\Sigma}} \right)^{0,2857143} \quad (3)$$

где параметры, входящие в формулу (3), имеют размерности в единицах системы СИ.

По давлениям P_1, P_2 и P_3, P_4 , воспринимаемым на верхней поверхности полусферического приемника 7 (см. рисунок 1) определяются углы φ_1 и φ_2 , определяющие положение вектора V_{Σ} результирующего набегающего воздушного потока вихревой колонны несущего винта вертолета.

Поскольку неподвижный аэрометрический приемник расположен на фюзеляже на определенном радиус-векторе $R(x, y, z)$ от центра масс вертолета, то при вращении вертолета относительно центра масс имеет место кинематическое искажение вектора скорости V воздушного потока, обусловленное движением вертолета относительно окружающей среды, которое определяется уравнениями:

$$V_{\text{кx}} = V_x + (\omega_y z - \omega_x y); V_{\text{ky}} = V_y + (\omega_z x - \omega_x z); V_{\text{kz}} = V_z + (\omega_x y - \omega_y x), \quad (4)$$

где $V_{\text{кx}}, V_{\text{ky}}, V_{\text{kz}}$ – проекции кинематически искаженного вектора $V_{\text{к}}$ скорости набегающего воздушного потока в месте установки аэрометрического приемника; $\omega(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ – вектор угловой скорости вращения вертолета относительно центра масс; x, y, z – координаты места установки аэрометрического приемника в связанной системе координат.

Алгоритмы вычисления высотно-скоростных параметров вертолета по информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта, принимают вид [1, 2]:

$$V_x = V_{\Sigma} \sin \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9} \sin 2\varphi_{01} \frac{P_1 - P_2}{P_{\text{п}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right) \right] \times \\ \times \cos \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9} \sin 2\varphi_{02} \frac{P_3 - P_4}{P_{\text{п}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right) \right] - K_{ix} |V_{i0}| - (\omega_y z - \omega_x y); \\ V_y = V_{\Sigma} \cos \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9} \sin 2\varphi_{01} \frac{P_1 - P_2}{P_{\text{п}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right) \right] \times \\ \times \cos \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9} \sin 2\varphi_{02} \frac{P_3 - P_4}{P_{\text{п}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right) \right] - K_{iy} |V_{i0}| - (\omega_z x - \omega_x z); \\ V_z = V_{\Sigma} \sin \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9} \sin 2\varphi_{02} \frac{P_3 - P_4}{P_{\text{п}\Sigma} - P_{\text{ст}\Sigma}} \right) \right] - K_{iz} |V_{i0}| - (\omega_x y - \omega_y x);$$



$$V_B = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}; \alpha = \arctg \frac{V_y}{V_x}; \beta = \arctg \frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}} = \arcsin \frac{V_z}{V_B};$$
$$P_H = P_{ст\sigma} - K_P \frac{\rho_{\Sigma} V_{\Sigma}^2}{2}; P_{дин} = 0,5 \rho_H V_B^2; H_{абс} = H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right]; \quad (5)$$
$$\rho_H = \frac{P_H}{RT_H}; T_H = T_0 - \tau H; V_{пр} = \sqrt{2gRT_0 \frac{k}{k-1} \left[\left(\frac{P_{дин}}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]};$$

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; τ – температурный градиент; P_H , T_H и ρ_H – абсолютное давление, температура и плотность воздуха на высоте полета H ; $V_{пр}$ – приборная скорость.

При выходе неподвижного многофункционального аэрметрического приемника из зоны вихревой колонны высотно-скоростные параметры вертолета определяются по давлениям P_i , P_{ai} , P_{ai-1} , $P_{ст.д}$, воспринимаемым неподвижным многоканальным проточным аэрметрическим приемником, в соответствии с уравнениями и приведенными в работе [4].

Таким образом, предложенные подходы, математические модели и алгоритмы обработки информации системы воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного многофункционального аэрметрического приемника и информации вихревой колонны несущего винта позволяют определить высотно-скоростные параметры вертолета в области малых и околонулевых скоростей полета.

Литература

[1] Патент №2427844 РФ, МПК G01 P 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 г. Оpubл. 27.08.2011 г. Бюл. №24.

[2] Солдаткин В.В. Методологические основы измерения высотно-скоростных параметров вертолета по аэрметрической информации вихревой колонны несущего винта // Известия вузов. Авиационная техника. 2010. № 3, С. 51-56.

[3] Козицин В.К. Алгоритмическое обеспечение системы воздушных сигналов вертолета на основе свободно ориентированного приемника давлений // Известия вузов. Авиационная техника. 2006. № 4. С. 52-57.

[4] Порунов А.А., Солдаткин В.В., Солдаткин В.М. Всенаправленная система воздушных сигналов вертолета с неподвижным многоканальным аэрметрическим приемником // Мехатроника, автоматизация, управление: Управление и информатика в аэрокосмических системах. 2007. №3. С. 8-14.