



[5] Браславский Д.Л., Логунов С.С., Пельпор Д.Л. Авиационные приборы и автоматы: Учебник для авиационных вузов. М.: Машиностроение, 1978. 432с.

В.М. Солдаткин, В.В. Солдаткин, А.В. Никитин,
Е.О. Арискин, Р.В. Солдаткин

ПОСТРОЕНИЕ И АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ ПАРАМЕТРОВ ВЕРТОЛЕТА НА ОСНОВЕ НЕПОДВИЖНОГО КОМБИНИРОВАННОГО ПРИЕМНИКА С ИОННО- МЕТОЧНЫМИ И АЭРОМЕТРИЧЕСКИМИ КАНАЛАМИ*

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

На работу бортовых средств измерения воздушных параметров на стоянке, стартовых и взлетно-посадочных режимах, при полете с малыми скоростями оказывают существенное влияние индуктивные потоки вихревой колонны несущего винта, ограничивающие использование традиционных для самолета средств измерения [1].

Широкие возможности по преодолению указанных ограничений открываются при использовании информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта [2]. Однако при использовании неподвижного многофункционального аэрометрического приемника возникает необходимость защиты большого числа трубок полного давления набегающего воздушного потока, установленных в его проточном канале, от обледенения, попадания пыли, влаги, засорения и забивания частицами набегающего потока.

Указанные недостатки устраняются в системе воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного комбинированного приемника с ионно-меточными и аэрометрическими измерительными каналами, функциональная схема которой приведена на рисунке. В основу построения рассматриваемой системы положен оригинальный панорамный ионно-меточный датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости [3, 4], измеряющий скорость V и направление α набегающего воздушного потока.

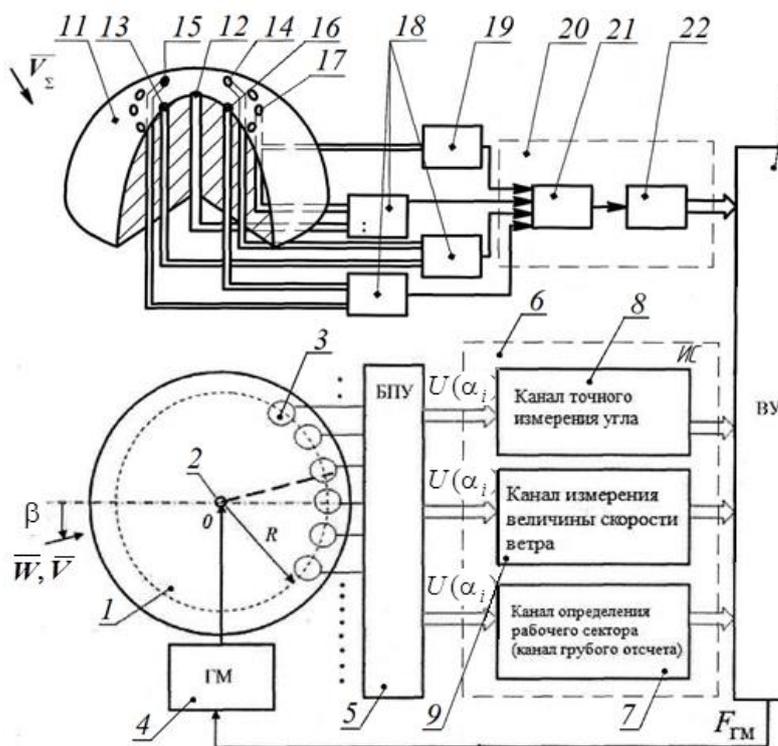
Перпендикулярно системе приемных электродов 1 панорамного ионно-меточного датчика аэродинамического угла и воздушной скорости на стойках 3 установлен неподвижный полусферический аэрометрический приемник 2 .

Для восприятия информации о параметрах вихревой колонны несущего винта на поверхности полусферического аэрометрического приемника 11 расположены отверстия 12 для забора полного давления $P_{\text{пз}}$ 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 φ_1 и φ_2 положения вектора скорости \overline{V}_Σ относительно оси симметрии полусферического приемника

* Работы выполнены по гранту РФФИ №18-08-00264



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.

На стоянке до запуска силовой установки входными сигналами ионно-меточного измерительного канала являются скорость $W_{Г}$ и угол направления ψ вектора горизонтального ветра

Рисунок 1 – Функциональная схема измерения воздушных сигналов вертолета с ионно-меточными и аэрометрическими измерительными каналами

$\overline{W}_{Г}$ относительно продольной оси вертолета, которые определяются по информации ионно-меточного датчика в соответствии с соотношениями

$$W_{Г} = \frac{R_0}{\tau_w}, \quad \psi = i\alpha_0 + \alpha_p, \quad \alpha_p = \arctg \frac{U \sin \alpha_i}{U \cos \alpha_i}, \quad (1)$$

где α_0 – угол, охватывающий рабочий сектор грубого канала отсчета (при $i_{\max} = 4, \alpha_0 = 90^\circ$); i – номер рабочего сектора ($i = \overline{1,4}$); α_p – значение измеряемого угла в пределах i -го рабочего сектора; U – амплитуда сигналов, снимаемых с блока предварительных усилителей БПУ; τ_w – интервал времени пролета ионной метки расстояния R от точки генерации до окружности с приемными электродами 3.

На стоянке при запуске силовой установки и вращении несущего винта, при рулении и маневрировании по земной поверхности, на взлетно-посадочных режимах в работу включается второй – аэрометрический канал.

По полному $P_{ПΣ}$ и статическому $P_{СТΣ}$ давлениям и температуре $T_{ТΣ}$ торможения, воспринимаемой приемником температуры торможения, установленным на фюзеляже в зоне действия вихревой колонны несущего винта можно определить величину (модуль) вектора скорости $\overline{V}_{Σ}$ результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта [2]:



$$V_{\Sigma} = 44,826 \sqrt{\frac{T_{T\Sigma} \left[\left(\frac{P_{\Pi\Sigma} - P_{CT\Sigma}}{P_{CT\Sigma}} + 1 \right)^{0,2857143} - 1 \right]}{\left(\frac{P_{\Pi\Sigma} - P_{CT\Sigma}}{P_{CT\Sigma}} + 1 \right)^{0,2857143}}}, \quad (2)$$

где параметры, входящие в формулу (2) имеют размерности в единицах системы СИ.

Продольная и боковая составляющие V_x , V_z и величина (модуль) V_B вектора истинной воздушной скорости \bar{V}_B , углы атаки α и скольжения β вертолета, статическое давление P_H и барометрическая высота H будут определяться соотношениями [2]:

$$\begin{aligned} V_x &= V_{\Sigma} \sin \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{\Pi\Sigma} - P_{CT\Sigma}} \right) \right] \times \\ &\times \cos \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\Pi\Sigma} - P_{CT\Sigma}} \right) \right] - K_{ix} V_{i0} - (\omega_y z - \omega_x y); \\ V_z &= V_{\Sigma} \sin \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\Pi\Sigma} - P_{CT\Sigma}} \right) \right] - K_{iz} V_{i0} - (\omega_x y - \omega_y x); \\ V_B &= \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}; \quad \alpha = \arctg \frac{V_y}{V_x}; \quad \beta = \arcsin \frac{V_z}{V_B}; \\ P_H &= P_{CT\Sigma} - K_p \frac{\rho_{\Sigma} V_{\Sigma}^2}{2}; \quad \rho_{\Sigma} = \frac{P_{CT\Sigma}}{287,05287 T_{T\Sigma}} \left(\frac{P_{\Pi\Sigma} - P_{CT\Sigma}}{P_{CT\Sigma}} + 1 \right)^{0,2857143}; \\ H &= \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right], \end{aligned} \quad (3)$$

где $P_0=101325$ Па и $T_0=288,15$ К – абсолютное давление и абсолютная температура воздуха на высоте $H = 0$ стандартной атмосферы; R_B – удельная газовая постоянная воздуха ($R = 287,05287$ Дж/кг·К); τ – температурный градиент ($\tau = 0,0065$ К/м); K_p – безразмерный коэффициент, определяющий связь $P_{CT\Sigma}$ и P_H , который определяется при летных испытаниях для конкретного типа вертолета и места установки на фюзеляже неподвижного панорамного ионно-меточного датчика аэродинамического угла и воздушной скорости; K_{ix} , K_{iy} и K_{iz} – безразмерные коэффициенты, определяемый аналогично K_p ; ω_x , ω_y , ω_z – угловые скорости вращения вертолета относительно осей связанной системы координат; x , y , z – координаты места установки датчика.

Используя информацию о величине V_{Π} и угле сноса ψ_c вектора путевой скорости \bar{V}_{Π} от доплеровского измерителя скорости и угла сноса (ДИСС) и о составляющих вектора \bar{V}_B от аэрметрического канала параметры горизонталь-



ного вектора ветра \overline{W}_r на взлетно-посадочных режимах вертолета будет определять соотношениями:

$$W_x = |V_x| - V_{\Pi} \cos \psi_c; \quad W_z = |V_z| - V_{\Pi} \sin \psi_c; \quad \psi = \beta + \psi_c; \quad W_r = \sqrt{W_x^2 + W_z^2}. \quad (4)$$

При скоростях полета, когда неподвижный датчик первичной информации системы измерения воздушных параметров вертолета выходит из зоны вихревой колонны несущего винта по информации ионно-меточного измерительного канала по соотношениям, аналогичным (1) определяются параметры вектора V_B

$$V_B = \frac{R_0}{\tau_W}, \quad \beta = i\alpha_0 + \alpha_p, \quad \alpha_p = \arctg \frac{U \sin \alpha_i}{U \cos \alpha_i}. \quad (4)$$

Для определения барометрической высоты H на наружной поверхности платы 1 с приемными электродами (рисунок) ионно-меточного датчика располагается отверстие-приемник для забора статического давления P_H . Тогда барометрическая высота H будет определяться соотношением [1]

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right]. \quad (5)$$

Вертикальная воздушная скорость V_y будет определяться путем вычисления производной по времени от барометрической высоты

$$V_y = \frac{dH}{dt} = \frac{H(t_i) - H(t_{i-1})}{t_i - t_{i-1}}, \quad (6)$$

где t_i и t_{i-1} – текущий и предшествующие моменты времени, в которых произведены вычисления барометрической высоты.

Тогда угол атаки вертолета можно определить, используя соотношение

$$\alpha = \arctg \frac{V_y}{V_x} = \frac{V_y}{V_B \cos \beta}. \quad (7)$$

Применение рассмотренной системы измерения воздушных параметров на различных классах вертолетов позволяет повысить безопасность эксплуатации и эффективность решения полетных задач.

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] 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.
- [3] Патент РФ на изобретение №2445634, МКИ G01P5/14. Меточный датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости / Ф.А. Ганеев, В.М. Солдаткин, И.Р. Уразбахтин, Н.Н. Макаров, В.И. Кожевников. Заявл. 05.05.2010. № 2010118253/28. Опубликовано. 20.03.2012. – Бюл. №8.