



5. Волынская А.В. Разработка устройств формирования и оптимальной обработки сложных двоичных сигналов для информационных систем железнодорожного транспорта // Информационные технологии : Теор. и прикл. науч.-техн. журнал. – М.: Новые технологии, 2014. – № 2. – С. 65-70.

6. Волынская А.В., Сапожников И.В. Результаты компьютерного моделирования мультипараметрической модуляции // Проблемы управления и моделирования в сложных системах : Труды XVI Международной конф. – Самара: Самарский научный центр РАН, 2014. – С. 540-548.

7. Волынская А.В., Сапожников И.В. Разработка линейного мультипараметрического модема для каналов передачи информации с низким отношением сигнал/помеха // Информационные технологии : Теор. и прикл. науч.-техн. журнал. – М.: Новые технологии, 2015. – Т. 21. – № 8. – С. 590-594.

8. Волынская А.В. Метод повышения энергетической и структурной скрытности радиоканалов // СвязьПром-2004 : Материалы Международной науч.-практ. конф. – Екатеринбург: УГТУ-УПИ, 2004. – С. 417-422.

9. Волынская А.В. Применение адаптивного накопления сигналов для повышения надежности PLC-R канала управления локомотивом // Проблемы управления и моделирования в сложных системах : Труды XVII Международной конф. – Самара: Самарский научный центр РАН, 2015. – С. 583-589.

10. Волынская А.В. Способ защиты данных при передаче ответственной информации по открытым каналам // Фундаментальные исследования : Науч. журнал РАЕ. – М., 2016. – № 8 (часть 1). – С. 19-23.

Д.М. Габитова, Ю.Н. Дементьев, А.В. Никитин

## ПОСТРОЕНИЕ АЛГОРИТМА ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВЕКТОРА ВЕТРА СТАРТОВЫХ И НА ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ РЕЖИМАХ ВЕРТОЛЕТА

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

Для предотвращения авиационных происшествий на стартовых и взлетно-посадочных режимах вертолета, при решении полетных и специальных задач необходима информация о величине и положении вектора ветра относительно продольной оси вертолета [1-3]. Измерение параметров вектора ветра и вектора истинной воздушной скорости на стоянке, при рулении и маневрировании по земной поверхности, при взлете и посадке, на режиме висения и в полете известными средствами [4, 5] ограничивается значительными аэродинамическими возмущениями, вносимыми вихревой колонной несущего винта, что определяет необходимость создания бортовых систем, максимально учитывающих специфику аэродинамики и динамики движения вертолета на всех этапах полета.

Учитывая специфику работы бортовой системы измерения параметров вектора ветра одновинтового вертолета для определения параметров вектора



ветра  $\mathbf{W}$  и вектора истинной воздушной скорости  $\mathbf{V}_B$  вертолета при работе двигательной установки и раскрутки трансмиссии, при рулении и маневрировании по земной поверхности, на взлетно-посадочных режимах, при снижении и на режиме висения, предложено построить ее на основе неподвижного комбинированного аэрометрического приемника с использованием информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта [6].

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  $v_\Sigma$  результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта, относительно неподвижного датчика воздушных сигналов, которое регистрируется ортогонально расположенным приемникам давлений  $P_1$  и  $P_2$ ,  $P_3$  и  $P_4$  на поверхности полусферического приемника.

Величину  $V_\Sigma$  скорости результирующего набегающего воздушного потока 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, используя зависимость [7]:

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

где параметры, входящие в формулу (1) имеют размерности в единицах системы СИ.

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 [7]:

$$V_{ix} = k_{ix}|V_{i0}|; \quad V_{iy} = k_{iy}|V_{i0}|; \quad V_{iz} = k_{iz}|V_{i0}|, \quad (2)$$

где  $k_{ix}$ ,  $k_{iy}$ ,  $k_{iz}$  – безразмерные коэффициенты, зависящие от величины (модуля) вектора скорости  $\mathbf{V}$ , угла атаки  $\alpha$ , угла скольжения  $\beta$  и других параметров полета вертолета, определяемые по результатам летных испытаний системы на вертолете;

$|V_{i0}| = \sqrt{\frac{Gn_y}{2\chi\rho_H F}}$  – модуль вектора скорости  $V_i$  индуктивного потока на режиме висения ( $V = 0$ );  $G$  – текущий вес вертолета;  $n_y$  – нормальная перегрузка;



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

давление и температура на высоте  $H$ ;  $F$  – площадь, ометаемая несущим винтом вертолета;  $\chi$  – коэффициент заполнения несущего винта.

Поскольку неподвижный датчик ветра 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, которое определяется уравнением вида

$$\mathbf{V}_k = \mathbf{V} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{R}(x, y, z), \quad (3)$$

где  $\mathbf{V}_k$  – кинематически искаженный вектор скорости набегающего воздушного потока в месте установки многофункционального аэрометрического приемника;  $\boldsymbol{\omega}(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$  – вектор угловой скорости вращения вертолета относительно центра масс;  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – 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.

Проекции вектора  $\mathbf{V}_k$  на оси связанной системы координат определяются как

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

По давлениям  $P_1, P_2$  и  $P_3, P_4$ , воспринимаемым отверстиями, расположенными на верхней поверхности полусферического приемника, используя известные соотношения, можно вычислить углы  $\varphi_1$  и  $\varphi_2$ , определяющие положение вектора скорости  $\mathbf{V}_\Sigma$  результирующего набегающего воздушного потока вихревой колонны несущего винта вертолета относительно осей приемника:

$$\varphi_1 = \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\Sigma\Gamma\Sigma}} \right); \quad \varphi_2 = \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\Sigma\Gamma\Sigma}} \right). \quad (5)$$

Тогда по давлениям  $P_1$  и  $P_2, P_3$  и  $P_4, P_{\Pi\Sigma}$  и  $P_{\Sigma\Gamma\Sigma}$  и по температуре торможения  $T_{\Sigma}$ , после их преобразования в электрические сигналы с помощью датчиков дифференциального и абсолютного давлений 4 (см. рисунок) и ввода через мультиплексор 5 и аналого-цифровой преобразователь 6 в микропроцессор 7, параметры вектора истинной воздушной скорости вертолета при рулении и маневрировании по земной поверхности и на взлетно-посадочных режимах вычисляются в соответствии с уравнениями вида:

$$V_x = V_\Sigma \cos \left[ 90^\circ - \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\Sigma\Gamma\Sigma}} \right) \right] \times \\ \times \cos \left[ 90^\circ - \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\Sigma\Gamma\Sigma}} \right) \right] - K_{ix} |V_{i0}| - (\omega_y z - \omega_x y);$$



$$\begin{aligned}
 V_y &= V_\Sigma \sin \left[ 90^\circ - \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\text{CT}\Sigma}} \right) \right] \times \\
 &\times \cos \left[ 90^\circ - \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\text{CT}\Sigma}} \right) \right] - K_{iy} |V_{i0}| - (\omega_z x - \omega_x z); \\
 V_z &= V_\Sigma \sin \left[ 90^\circ - \frac{1}{2} \arcsin \left( \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\Pi\Sigma} - P_{\text{CT}\Sigma}} \right) \right] - K_{iz} |V_{i0}| - (\omega_x y - \omega_y x); \\
 V_B &= \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}; \quad \alpha = \arctg \frac{V_y}{V_x}; \quad \beta = \arcsin \frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}} = \arcsin \frac{V_z}{V_B}.
 \end{aligned}
 \tag{6}$$

Используя информацию о величине  $V_\Pi$  и углу сноса  $\psi_c$  вектора путевой скорости  $V_\Pi$  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  $W$  или продольную  $W_x$  и боковую  $W_z$  составляющие вектора ветра на взлетно-посадочных режимах:

$$\Psi = \beta + \psi_c; \quad W_x = V_x - V_\Pi \cos \psi; \quad W_z = V_z - V_\Pi \sin \psi; \quad W = \sqrt{W_x^2 + W_z^2}. \tag{7}$$

Таким образом, рассмотренные алгоритмы обработки первичных информативных сигналов являются основой системотехнического проектирования бортовой системы измерения параметров вектора ветра и вектора истинной воздушной скорости при маневрировании по земной поверхности и на взлетно-посадочных и полетных режимах вертолета.

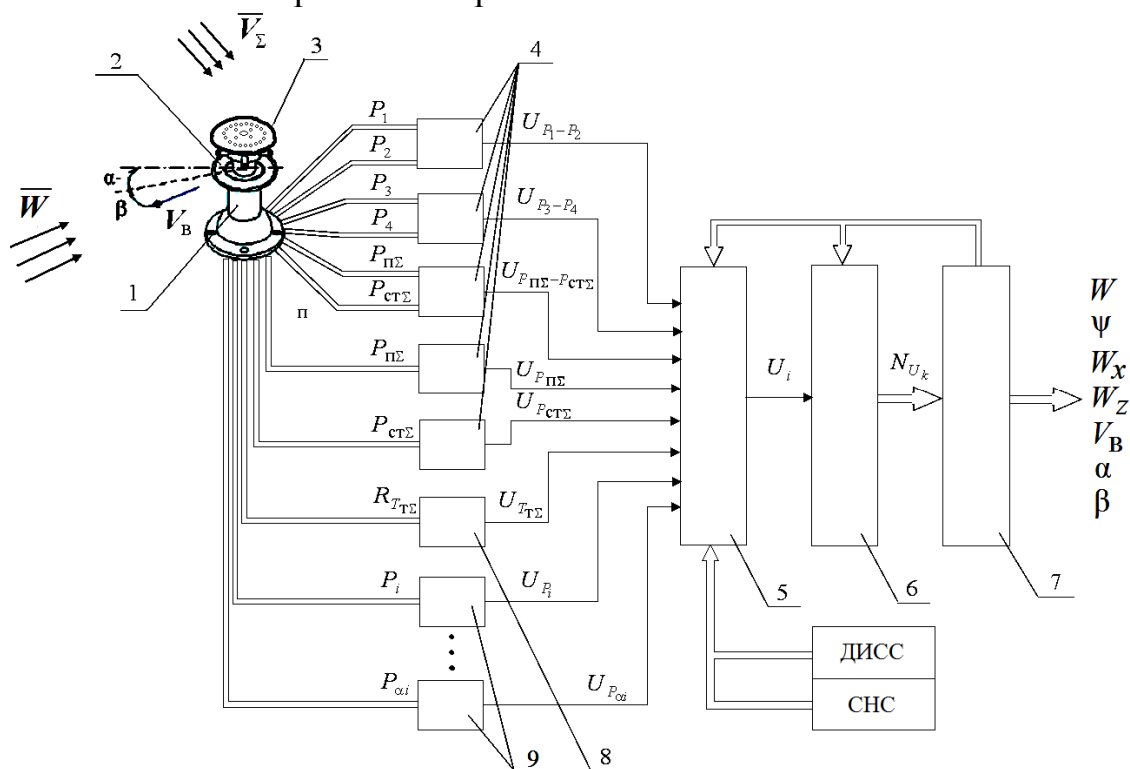


Рисунок 1 – Функциональная схема системы измерения параметров вектора ветра и истинной воздушной скорости



### Литература

- [1] Соколов Ю.Г. *Применение вертолетов с авианесущих кораблей*. М.: Воениздат, 1989. 180 с.
- [2] Ерусалимский М.А., Егоров В.Н. *Экипажам вертолетов – информационную поддержку* // Авиасоюз. 2011. №2 (35). С. 24–25.
- [3] *Нормы летной годности гражданских вертолетов*, НЛГВ. М.: ЦАГИ, 1987. 350 с.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 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. Истомин. Заявл. 23.11.2009. Опубл. 20.08.2011. Бюл. №23.
- [7] 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.

Д.М. Габитова, А.В. Никитин

## ПОСТРОЕНИЕ АЛГОРИТМА ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВЕКТОРА ВЕТРА НА СТОЯНКЕ ОДНОВИНТОВОГО ВЕРТОЛЕТА

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

Анализ авиационных происшествий одновинтовых вертолетов показывает [1], что значительная часть из них связана с отсутствием у экипажа информации о состоянии окружающей воздушной среды. Для удовлетворения требований, регламентируемых Руководством по летной эксплуатации вертолета [2], необходимо использовать бортовые средства измерения параметров вектора ветра на стоянке, стартовых и взлетно-посадочных режимах вертолета. Однако при расположении средств измерения параметров вектора ветра на фюзеляже вертолета на их работу оказывают существенное влияние индуктивные потоки вихревой колонны несущего винта, ограничивающие возможность измерения скорости и угла направления ветра при вращении несущего винта.

Все это определяет актуальность создания бортовой системы измерения параметров вектора скорости ветра вертолета, обеспечивающей:

- измерение величины  $W$  и направления  $\psi$  вектора скорости ветра  $w$  от-