



руб., а из В3 - 2, 4, 1 и 5. Составить оптимальный план перевозок горючего так, чтобы общая сумма транспортных расходов была наименьшей (табл. 1).

Таблица 1

	B1	B2	B3	B4	Всего
A1	6	2	5	5	34
A2	4	7	3	6	30
A3	2	4	1	5	27
Всего	25	19	26	21	

В результате анализа полученных данных был сделан вывод, что в итоге применение различных программных продуктов для решения поставленной задачи был получен одинаковый результат вычислений. Каждое программное средство имеет свои недостатки и преимущества использования по сравнению с другим, к ним относятся, например, алгоритмическая сложность, полнота и системность функций обработки, стоимость и др. Очевидно, что выбор того или иного программного продукта зависит как от возможностей пользователя, так и его целей. Анализ различных программных продуктов предоставляет возможность осуществить правильный выбор при решении транспортной задачи в зависимости от специфики технического задания.

Литература

1. Алгоритмические и программные средства для решения транспортных задач / И.В. Приходькова, И.А. Тарасова, О.А. Авдеюк, В.С. Поляков, В.Ю. Наумов, Е.С. Павлова // Современные наукоёмкие технологии. - 2017. - № 7. - С. 66-71.
2. Решение транспортных задач: учеб. пособие / А. В. Семериков. – Ухта : УГТУ, 2013. – 58 с.
3. Приходькова, И.В. Информатика в транспортной отрасли: лабораторный практикум. Решение транспортных задач: учеб. пособие / И.В. Приходькова, И.Г. Лемешкина, Е.С. Павлова; ВолгГТУ. - Волгоград, 2014. - 80 с.

Е.О. Арискин

МОДЕЛИ ПОГРЕШНОСТЕЙ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВЕКТОРА ВЕТРА ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЕТА НА ОСНОВЕ НЕПОДВИЖНОГО КОМБИНИРОВАННОГО ПРИЕМНИКА С ИОННО-МЕТОЧНЫМИ И АЭРОМЕТРИЧЕСКИМИ КАНАЛАМИ

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

Эксплуатация вертолета происходит в приземном слое атмосферы в условиях значительных ветровых возмущений, поэтому для целей пилотирования и обеспечения безопасности необходима достоверная информация о скорости и



угле направления ветра [1, 2].

Однако на стоянке, стартовых и взлетно-посадочных режимах, при полете на малых скоростях, когда приемники первичной информации находятся в створе вихревой колонны несущего винта измерение параметров ветра ограничивается индуктивными потоками несущего винта вертолета.

Одним из перспективных направлений создания бортовой системы измерения параметров вектора ветра является использование для целей измерения информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта, воспринимаемой неподвижным комбинированным приемником с ионно-меточными и аэрометрическими измерительными каналами [3, 4] (см. рисунок).

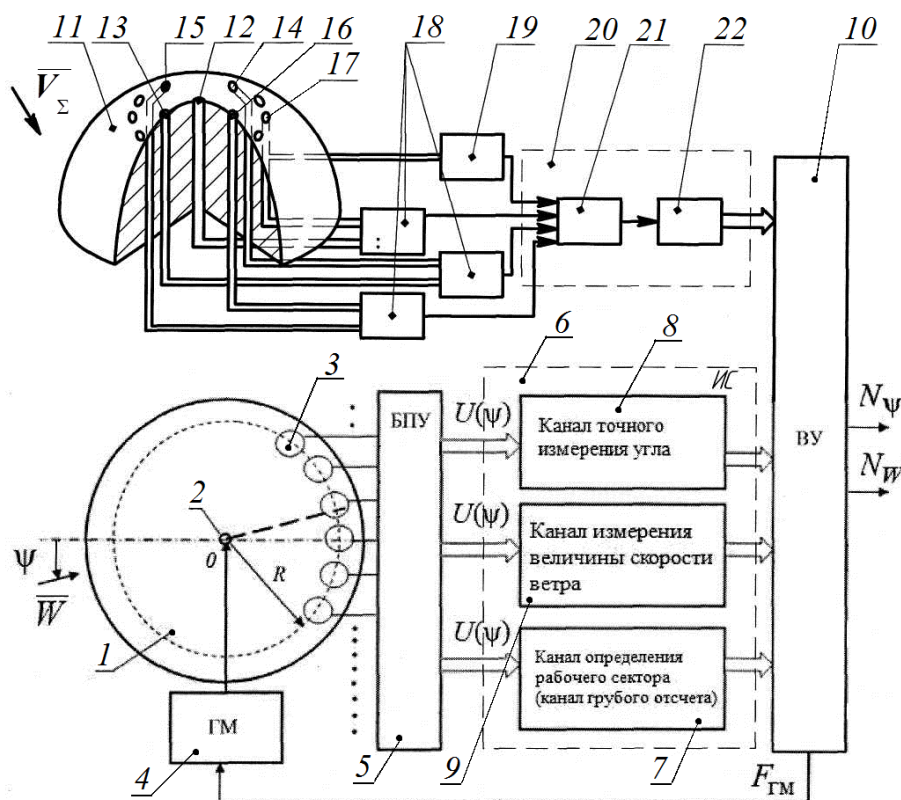


Рисунок 1 – Функциональная схема системы измерения параметров вектора ветра на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости

В качестве ионно-меточного канала используется панорамный ионно-меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости [4].

На стояке до запуска силовой установки текущее значение измеряемого угла ψ определяется как $\psi = i\alpha_0 + \alpha_p$, где α_0 – угол, охватывающий рабочий сектор грубого канала (при $i_{\max} = 4$, $\alpha_0 = 90^\circ$); i – номер сектора ($i = \overline{1,4}$); α_p – значение измеряемого угла в пределах i -го рабочего сектора

и снимаемые с блока предварительных усилителей, в пределах рабочего сектора $\alpha_p = \arctg \frac{A \sin \alpha_i}{A \cos \alpha_i}$, где α_i – текущее значение измеряемого угла в пределах i -го сектора.



При работе канала измерения параметров вектора ветра \bar{W} формируется интервал времени τ_W пролета ионной метки расстояния R от точки O генерации ионной метки до окружности с приемными электродами. В соответствии с которым в вычислительном устройстве вырабатывается цифровой код N_W , скорости ветра $W = \frac{R}{\tau_W}$.

На стоянке при запуске силовой установки и вращении несущего винта

продольная W_x , боковая W_z составляющие и модуль (величина) W_Γ горизонтального ветра \bar{W} на стоянке при запуске силовой установки и вращении несущего винта будут определяться как:

$$W_x = V_\Sigma \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{01}} \frac{\Delta P_1}{\Delta P_\Sigma} - K_{ix} V_{i0}; \quad W_z = V_\Sigma \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{\Delta P_2}{\Delta P_\Sigma} - K_{iz} V_{i0}; \quad (1)$$

$$W_\Gamma = \sqrt{W_x^2 + W_z^2}; \quad \psi = \arctg \frac{W_z}{W_x},$$

где φ_{10} и φ_{20} – углы расположения отверстий для забора давлений P_1, P_2 и P_3, P_4 ; $\Delta P_1 = P_1 - P_2$; $\Delta P_2 = P_3 - P_4$; $\Delta P_\Sigma = P_{\Pi\Sigma} - P_{\Sigma\Sigma}$.

На режиме руления и маневрирования вертолета по земной поверхности продольная W_x и боковая W_z составляющие и величина (модуль) W_Γ горизонтального ветра \bar{W}_Γ

$$W_x = V_\Sigma \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{01}} \frac{\Delta P_1}{\Delta P_\Sigma} - K_{ix} V_{i0} - V_{px}; \quad W_z = V_\Sigma \frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{\Delta P_2}{\Delta P_\Sigma} - K_{iz} V_{i0} - V_{pz}; \quad (7)$$

$$W_\Gamma = \sqrt{W_x^2 + W_z^2}; \quad \psi = \arctg \frac{W_z}{W_x}.$$

где V_{i0} – скорость индуктивного потока на режиме висения; K_{ix}, K_{iz} – коэффициенты, определяемые экспериментально для конкретного типа вертолета.

На взлетно-посадочных режимах вертолета и при полете с малыми скоростями продольная V_x и боковая V_z составляющие и величина (модуль) V_B вектора истинной воздушной скорости \bar{V}_B , угол скольжения β вертолета будут определяться соотношениями [3]:

$$V_x = V_\Sigma \sin \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{01}} \frac{\Delta P_1}{\Delta P_\Sigma} \right) \right] \times$$

$$\times \cos \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{\Delta P_2}{\Delta P_\Sigma} \right) \right] - K_{ix} V_{i0} - (\omega_{y,z} - \omega_{x,y}); \quad (3)$$

$$V_z = V_\Sigma \sin \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{\Delta P_2}{\Delta P_\Sigma} \right) \right] - K_{iz} V_{i0} - (\omega_{x,y} - \omega_{y,x});$$

$$V_B = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}; \quad \alpha = \arctg \frac{V_y}{V_x}; \quad \beta = \arccos \frac{V_z}{V_B},$$



где $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости вращения вертолёта относительно осей связанной системы координат; x, y, z – координаты места установки неподвижного комбинированного приемника на фюзеляже вертолета.

Используя информацию о величине V_n и угле сноса ψ_c вектора путевой скорости \bar{V}_n от доплеровского измерителя скорости и угла сноса составляющие, горизонтального ветра \bar{W} определяются соотношениями:

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

Используя методику, предложенную Д.А. Браславским [5], получим соотношения для оценки инструментальных погрешностей измерительных каналов системы на различных этапах и режимах эксплуатации вертолет.

На стоянке до запуска силовой установки $W = f(R, \tau_w)$, тогда инструментальная погрешность измерения скорости ветра будет определяться как

$$\Delta W = \frac{\partial f}{\partial R} \Delta R + \frac{\partial f}{\partial \tau_w} \Delta \tau_w = \frac{1}{\tau_w} \Delta R + \frac{R}{\tau_w} \Delta \tau_w, \quad (5)$$

где $\Delta R, \Delta \tau_w$ – технологический допуск на радиус R установки приемных электродов и погрешность регистрации интервала времени τ_w .

Инструментальная погрешность канала угла направления ветра ψ на стоянке до запуска силовой установки $\Delta \psi = \Delta \alpha_i$.

На стоянке при запуске силовой установки и вращении несущего винта инструментальные погрешности каналов измерения параметров вектора ветра на стоянке при запуске силовой установки можно оценить как

$$\Delta W_r = \frac{\partial W_r}{\partial V_\Sigma} \Delta V_\Sigma + \left(\frac{\partial W_r}{\partial \Delta P_1} + \frac{\partial W_r}{\partial \Delta P_2} + \frac{\partial W_r}{\partial \Delta P_3} \right) \Delta(\Delta P); \quad \Delta \psi = \left(\frac{\partial \psi}{\partial \Delta P_1} + \frac{\partial \psi}{\partial \Delta P_2} \right) \Delta(\Delta P), \quad (7)$$

где $\Delta(\Delta P)$ – инструментальная погрешность датчиков перепадов давлений $\Delta P_1, \Delta P_2, \Delta P_3$.

На режиме руления и маневрирования по земной поверхности, пренебрегая погрешностью измерения скорости руления спутниковой навигационной системы инструментальные погрешности каналов измерения параметров вектора ветра близки к режиму стоянки при запуске силовой установки.

На взлетно-посадочных режимах и при полете вертолета с малыми скоростями, пренебрегая погрешностями измерения угловых скоростей вращения вертолета относительно осей связанной системы координат, инструментальные погрешности каналов измерения параметров ветра можно оценить как

$$\Delta W_x \leq \Delta V_x + \Delta V_n \cos \psi_c + V_n \sin \psi_c \Delta \psi_c; \quad \Delta W_z \leq \Delta V_z + \Delta V_n \sin \psi_c + V_n \cos \psi_c \Delta \psi_c; \\ \Delta W_r \leq \frac{(W_x \Delta W_x + W_z \Delta W_z)}{W_r}; \quad \Delta \psi \leq \Delta \beta + \Delta \psi_c, \quad (8)$$

где ΔV_n и $\Delta \psi_c$ – инструментальные погрешности измерения путевой скорости и угла сноса доплеровского измерителя скорости и угла сноса ДИСС; $\Delta V_x, \Delta V_z$ и $\Delta \beta$ – инструментальные погрешности определения продольной V_x и боковой V_z составляющих вектора истинной воздушной скорости и угла скольжения в каналах системы, которые согласно (3) можно оценить как



$$\begin{aligned}\Delta V_x &\leq \frac{\partial V_x}{\partial V_\Sigma} \Delta V_\Sigma + \frac{\partial V_x}{\partial \Delta P_1} \Delta(\Delta P) + \frac{\partial V_x}{\partial \Delta P_2} \Delta(\Delta P) + \frac{\partial V_x}{\partial \Delta P_\Sigma} \Delta(\Delta P); \\ \Delta V_z &\leq \frac{\partial V_z}{\partial V_\Sigma} \Delta V_\Sigma + \frac{\partial V_z}{\partial \Delta P_2} \Delta(\Delta P) + \frac{\partial V_z}{\partial \Delta P_\Sigma} \Delta(\Delta P).\end{aligned}\tag{9}$$

Полученные соотношения позволяют обоснованно решать задачи анализа и синтеза системы измерения параметров вектора ветра на основе неподвижного комбинированного приемника с ионно-меточными и аэрометрическими измерительными каналами.

Литература

[1] Руководство полетной эксплуатации вертолета Ми8 (издание 4-е). М.: Авторитет, 1996. 554 с.

[2] Ерусалимский М.А., Егоров В.Н. Экипажам вертолетов информационную поддержку // Авиасоюз. – 2011. – №2. – С. 24-26.

[3] Патент РФ на изобретение №2587389 С1, МПК В64D 43/00. Бортовая система измерения параметров вектора скорости ветра на стоянке, стартовых и взлетно-посадочных режимах вертолета / В.М. Солдаткин, В.В. Солдаткин, Ф.А. Ганеев, Е.О. Арискин, Н.Н., Макаров, В.П. Деревянкин, О.И. Кузнецов, Д.А. Истомин. Заявл. 12.12.2014. №2014150161/11. Оpubл. 20.08.2016. Бюл. №14.

[4] Арискин Е.О., Кузнецов О.И., Никитин А.В., Солдаткин В.В., Солдаткин В.М. Система измерения параметров вектора ветра на вертолете на основе ионно-меточных и аэрометрических измерительных каналов // Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии. 2015. №1 (309). С. 122-132.

[5] Браславский Д.А., Петров В.В. Точность измерительных устройств. М.: Машиностроение, 1976. 320 с.

А.Е. Артемьев

ДИСТАНЦИОННОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ИНЫХ ОБЪЕКТОВ ПО ИЗОБРАЖЕНИЮ КОНТУРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДИСКРЕТНОГО ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ФУРЬЕ

(Уфимский государственный авиационный технический университет)

В докладе предлагаются способы дистанционного определения углов ориентации и расположения беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) или иных объектов в трехмерном пространстве с использованием наземной системы машинного зрения. Основой предлагаемых методов является вычисление дескриптора дискретного преобразования Фурье (ДПФ) контура наблюдаемого объекта с последующим его сравнением с эталонной моделью объекта. В качестве эталона используются данные ДПФ или двумерного ДПФ. Показывается