



программный интерфейс на языке *Python*. Разработанная интегрированная программная среда позволит вносить изменения в модель транспортных потоков без промежуточного этапа расчета цепей корреспонденций.

Литература

1. Batty M. Cities and complexity. Cambridge, MA: The MIT Press, 2005. – 589 p.
2. Якимов М.Р. Транспортное планирование: создание транспортных моделей городов: монография / М.Р. Якимов. – М.: Логос, 2013. – 188 с.
3. Saprykin, O. Multilevel Modelling of Urban Transport Infrastructure / O. Saprykin, O. Saprykina // In Proceedings of the 1st International Conference on Vehicle Technology and Intelligent Transport Systems (VEHITS-2015). Portugal, Lisbon: SCITEPRESS, 2015. – pp. 78-82. DOI: 10.5220/0005458300780082
4. SUMO – Simulation of Urban Mobility [электронный ресурс] / www.sumo.dlr.de/
5. Wilson A. G. A statistical theory of spatial distribution models // Transportation Research. 1967. Vol. 1. P. 253-270.
6. Reilly W.J. The law of retail gravitation // New York. — 1931.
7. OpenStreetMap [электронный ресурс] / openstreetmaps.org.
8. Маккинли У. Python и анализ данных/ Пер. с англ. Слинкин А. А. - М.: ДМК Пресс, 2015. - 482 с.
9. GeoPandas [электронный ресурс] <http://geopandas.org>

В.В. Солдаткин

РАЗРАБОТКА И ТРУБНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ОБРАЗЦА БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ ВЕРТОЛЕТА В УСЛОВИЯХ ВОЗМУЩЕНИЙ ВИХРЕВОЙ КОЛОННЫ НЕСУЩЕГО ВИНТА

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

Измерение воздушных сигналов вертолета затрудняется аэродинамическими искажениями, вносимыми индуктивными потоками несущего винта, особенно в области малых скоростей полета, когда фюзеляж и установленные на нем приемники аэротрической информации находятся в створе вихревой колонны несущего винта. При этом пространственный характер потока, воспринимаемого аэротрическими приемниками, а также способностью вертолета совершать движения вперед – назад, вправо – влево, полет на режиме висения ограничивают использование традиционных для самолетов средств измерения воздушных сигналов [1, 2].

Одним из направлений расширения нижней границы рабочих скоростей полета и диапазона измерения угла скольжения является построение системы воздушных сигналов вертолета на основе датчика первичной информации в виде не-



подвижного пространственно-распределенного многофункционального аэрометрического приемника и использования для целей измерения информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта [3].

Для восприятия информативных параметров аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта предложено [3, 4] использовать неподвижный пространственно-распределенный многофункциональный аэрометрический приемник (рис.1).

По давлениям, воспринимаемым многофункциональным приемником, 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 $V_{пр}$ определяются в соответствии с соотношениями вида [3]:

$$\begin{aligned}
 V_x &= V_\Sigma \sin \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9K_1(\varphi_2, V_\Sigma) \sin 2\varphi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{\Pi\Sigma} - P_{CT\Sigma}} \right) \right] \times \\
 &\times \cos \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9K_2(\varphi_1, V_\Sigma) \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\Pi\Sigma} - P_{CT\Sigma}} \right) \right] - K_{ix} |V_{i0}| - (\omega_y z - \omega_x y); \\
 V_y &= V_\Sigma \cos \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9K_1(\varphi_2, V_\Sigma) \sin 2\varphi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{\Pi\Sigma} - P_{CT\Sigma}} \right) \right] \times \\
 &\times \cos \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9K_2(\varphi_1, V_\Sigma) \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\Pi\Sigma} - P_{CT\Sigma}} \right) \right] - K_{iy} |V_{i0}| - (\omega_z x - \omega_x z); \\
 V_z &= V_\Sigma \sin \left[\frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9K_2(\varphi_1, V_\Sigma) \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{\Pi\Sigma} - P_{CT\Sigma}} \right) \right] - K_{iz} |V_{i0}| - (\omega_x y - \omega_y x); \\
 V_B &= \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}; \alpha = \arctg \frac{V_y}{V_x}; \beta = \arcsin \frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}} = \arcsin \frac{V_z}{V_B}; \\
 P_H &= P_{CT\Sigma} - K_P \frac{\rho_\Sigma V_\Sigma^2}{2}; H_{абс} = H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right]; \rho_H = \rho_0 \frac{P_H T_H}{P_0 T_0}; \\
 V_{пр} &= \sqrt{2gRT_0 \frac{k}{k-1} \left[\left(\frac{P_{дин}}{P_0} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right]}; P_{дин} = 0,5\rho_H V_B^2,
 \end{aligned}$$

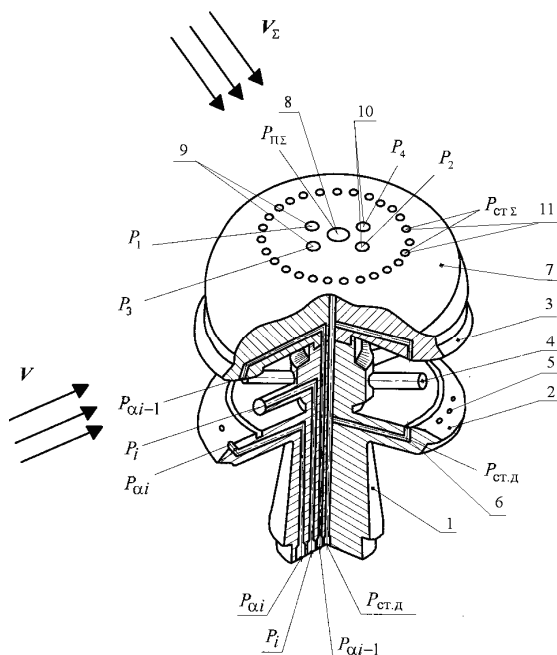


Рисунок 1 – Конструктивная схема неподвижного многофункционального аэрометрического приемника

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; $|V_{i0}|$ – модуль вектора индуктивной скорости несущего винта вертолета на режиме висения; τ – температурный градиент; $K_p, K_{ix}, K_{iy}, K_{iz}$ – безразмерные коэффициенты, зависящие от параметров полета и определяемые по результатам летных испытаний системы на вертолете; $K_1(\varphi_2, V_\Sigma)$ 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 на поверхности полусферы, которые в общем случае зависят от величины V_Σ и определяются при тарировке АМП в аэродинамической трубе.

При выходе неподвижного многофункционального аэрометрического приемника из зоны вихревой колонны несущего винта высотно-скоростные параметры вертолета определяются по давлениям $P_i, P_{\alpha i}, P_{\alpha i-1}, P_{ст.д}$, воспринимаемым многоканальным проточным аэрометрическим приемником 1 (рис.1), в соответствии с алгоритмами, приведенными в работах [5].

На рис. 2 представлен общий вид и комплектация экспериментального промышленного образца системы: 1 – неподвижный аэрометрический приемник; 2 – электроизмерительная схема; 3 – устройство преобразования; 4 – ноутбук.

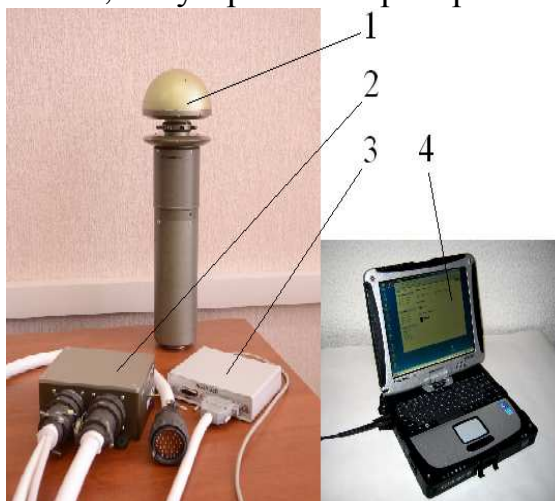


Рисунок 2 – Фотография экспериментального промышленного образца системы воздушных сигналов вертолета



Как показали трубные испытания, на режиме малых и околонулевых скоростей полета вертолета, когда неподвижный аэрометрический приемник находится в зоне вихревой колонны несущего винта, экспериментальный промышленный образец обеспечивает измерение продольной V_x и боковой V_z составляющих вектора истинной воздушной скорости с инструментальной погрешностью, не превышающей значений $\Delta V_x = \Delta V_z = \pm 3,6...4$ км/ч, вертикальной составляющей V_y – с погрешностью не более $\Delta V_y = \pm 3,35...4,4$ км/ч. При выходе датчика первичной информации из зоны вихревой колонны, инструментальная погрешность измерения угла скольжения в диапазоне $\pm 180^\circ$ не превышает значения $\Delta \beta = \pm 0,5...0,7^\circ$, инструментальная погрешность измерения истинной воздушной скорости при изменении угла скольжения в диапазоне $\pm 180^\circ$ – не более $\Delta V_B = \pm 2...3$ км/ч, колебания дросселированного статического давления $P_{ст.д}$, воспринимаемые в проточном канале неподвижного многоканального проточного аэрометрического приемника не превышает значения $\Delta P_{ст.д} = \pm 60...75$ Па, что соответствует погрешности определения барометрической высоты на уровне Земли не более $\Delta H = \pm 4...5$ м.

Применение рассмотренной системы воздушных сигналов на различных классах вертолетов позволит повысить безопасность полета, эффективность пилотирования и боевого применения, обеспечить надежность работы системы в условиях возможных резких возмущений аэродинамического поля вертолета, например, при пуске ракеты.

Литература

- [1] Алексеев Н.В., Кравцов В.Г., Назаров О.И. и др. *Системы измерения воздушных параметров нового поколения* // Авиакосмическое приборостроение, 2003. №8. С. 31–36.
- [2] 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.
- [3] Солдаткин В.В. *Система воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного комбинированного аэрометрического приемника и информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта*: Монография. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2012. 284 с.
- [4] Солдаткин В.В., Солдаткин В.М., Порунов А.А., Никитин А.В., Макаров Н.Н., Кожевников В.И., Белов В.П., Истомина Д.А. *Система воздушных сигналов вертолета*. RU 2427844 С1. Заявл. 09.03.2010. Опубл. 27.08.2011.
- [5] Порунов А.А., Солдаткин В.В., Солдаткин В.М. *Всенаправленная система воздушных сигналов вертолета с неподвижным многоканальным аэрометрическим приемником* // Мехатроника, автоматизация, управление, 2007. №3. С. 8–14.