

Построение и алгоритмы обработки информации системы измерения малых воздушных скоростей вертолета на стартовых и взлетно-посадочных режимах

А.В. Никитин, В.В. Солдаткин, В.М. Солдаткин

Аннотация

Рассматриваются принципы построения, конструктивная схема неподвижного комбинированного аэрометрического приемника и алгоритмы обработки первичной информации системы измерения параметров вектора ветра на стоянке, при рулении и маневрировании по земной поверхности, при взлете, посадке и на режиме висения одновинтового вертолета.

Ключевые слова: вертолет; стартовые и взлетно-посадочные режимы; вектор ветра; параметры; измерение; система; принципы построения; неподвижный комбинированный аэрометрический приемник; алгоритмы обработки первичной информации

Введение

Анализ авиационных происшествий одновинтовых вертолетов показывает [1], что значительная их часть связана с опрокидыванием вертолета набок, соударением лопастей рулевого винта с земной поверхностью и другими происшествиями ввиду отсутствия информации о фактических метеоусловиях – скорости и направлении вектора ветра относительно продольной оси вертолета на стоянке и на этапе запуска силовой установки, при рулении и маневрировании по земной поверхности, на режимах взлета, висения, снижения и посадки в условиях плохой визуальной видимости земной поверхности (стартовые режимы), при превышении летных ограничений на параметры вектора ветра, регламентированных Нормами летной годности (НЛГВ) и Руководством по летной эксплуатации вертолетов.

Постановка задачи

Для повышения безопасности эксплуатации одновинтовых вертолетов необходимо на их борту устанавливать стартовую систему измерения параметров вектора ветра, обеспечивающую:

- измерение величины W и направления ψ вектора скорости ветра \mathbf{W} относительно продольной оси вертолета или продольной W_x и боковой W_z составляющих вектора \mathbf{W} , а также абсолютного давления P_{H_0} и температуры наружного воздуха T_{H_0} на стоянке до запуска силовой установки и раскрутки трансмиссии вертолета;
- измерение параметров вектора скорости ветра \mathbf{W} при запуске силовой установки, раскрутке трансмиссии и вращении несущего винта вертолета, в процессе руления и маневрирования по земной поверхности;
- измерение параметров вектора истинной воздушной скорости V_b (величины (модуля) V_b , угла скольжения β и угла атаки α), абсолютной H и относительной $H_{отн}$ высот и вертикальной скорости $V_y = dH / dt$ при взлете и посадке, при снижении и заходе на посадку, определение продольной W_x и боковой W_z составляющих вектора скорости ветра \mathbf{W} на режиме висения при работе силовой установки, вращении несущего винта и работе автомата перекоса (взлетно-посадочные режимы).

Однако, измерение параметров вектора скорости ветра на стоянке при запуске силовой установки, параметров истинной воздушной скорости и других воздушных сигналов на стартовых и взлетно-посадочных режимах бортовыми средствами, когда приемники первичной аэрометрической информации находятся в створе вихревой колонны несущего винта, затрудняется значительными аэродинамическими возмущениями, вносимыми индуктивным потоком несущего винта. При этом способность вертолета совершать движения вперед-назад, вправо-влево и связанный с этим пространственный характер воздушных потоков, воспринимаемых приемниками аэрометрической информации, ограничивает использование на вертолетах традиционных для самолетов систем измерения воздушных сигналов [2].

Одним из направлений расширения границы рабочих скоростей является использование для целей измерения информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта [3]. ОАО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения» создана система воздушных сигналов вертолета СВС-В построенная на основе свободно ориентированного приемника давлений, установленного на фюзеляже в зоне действия вихревой колонны несущего винта, который ориентируется по направлению результирующего набегающего воздушного потока с помощью двухступенного флюгера, вращающегося в кардановом подвесе [4]. Как показывает опыт применения СВС-В на одновинтовых вертолетах нижняя граница рабочих скоростей системы определяется значением 30 км/ч и ограничивается малым флюгерным моментом и трением в опорах

подвижной системы. Кроме того, наличие пневмоколлектора для съема воспринимаемых воздушных давлений и карданового подвеса флюгера ограничивают рабочий диапазон по углу скольжения, снижают надежность работы системы при резких аэродинамических возмущениях, например при пуске ракеты.

Известна система измерения воздушных параметров вертолета СИ ВПВ, разработанная ОАО «Аэроприбор-Восход» совместно с ЦАГИ, в которой два малогабаритных многофункциональных приемника воздушных давлений ПВД-44 установлены на неподвижном аэродинамическом профиле, образуя неподвижный модуль измерения воздушных параметров МИВП, который устанавливается на обоих бортах фюзеляжа или на хвостовой балке вертолета [5]. Система СИ ВПВ обеспечивает устойчивое измерение высотно-скоростных параметров вертолета при нахождении обоих МИВП вне зоны действия вихревой колонны несущей системы, но также в ограниченном диапазоне угла скольжения.

Необходимость панорамного измерения (в плоскости рыскания при изменении угла скольжения в диапазоне $\pm 180^\circ$) при малых скоростях полета и на режиме висения обуславливает необходимость создания стартовой системы измерения параметров вектора ветра и вектора истинной воздушной скорости на стоянке, стартовых и взлетно-посадочных режимах, максимально учитывающей аэродинамику и динамику полета вертолета, удовлетворяющей предъявляемым требованиям по диапазонам рабочих скоростей и угла скольжения, по надежности работы в реальных условиях эксплуатации.

Принципы построения системы измерения параметров вектора ветра на стартовых и взлетно-посадочных режимах одновинтового вертолета

Учитывая специфику работы стартовой системы измерения параметров вектора ветра на стартовых и взлетно-посадочных режимах одновинтового вертолета, предложено построить ее на основе неподвижного многоканального пространственно распределенного (комбинированного) аэрометрического приемника с использованием информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта [6], конструктивная схема которого приведена на рис. 1.

Комбинированный аэрометрический приемник содержит неподвижный многоканальный проточный аэрометрический приемник 1, выполненный в виде двух разнесенных по высоте экранирующих дисков 2 и 3, между внутренними профилированными поверхностями которых в азимутальной плоскости под одинаковыми

углами расположены трубки полного давления 4 для забора давлений P_i , определяющих величину W и горизонтальный угол направления ψ вектора ветра W на стояночном режиме

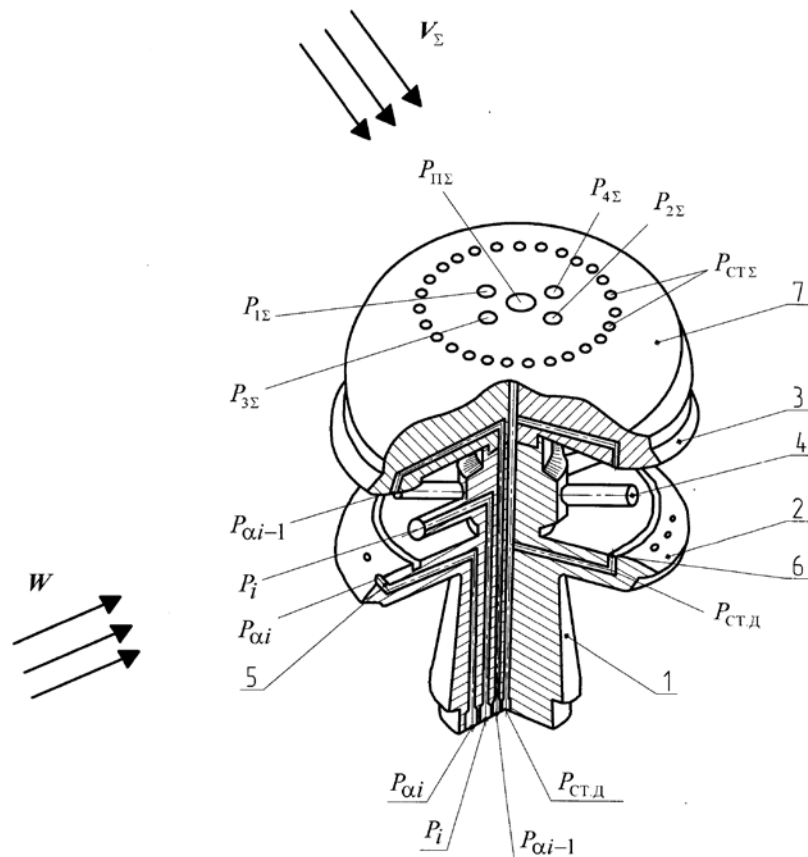


Рис. 1. Конструктивная схема неподвижного комбинированного аэрометрического приемника

до запуска силовой установки несущего винта. На внутренних поверхностях экранирующих дисков 2 и 3 расположены кольцевые каналы 6 для забора дросселированного статического давления $P_{стд}$ при наличии ветра. На внутренних профилированных поверхностях экранирующих дисков 2 и 3 расположены отверстия 5 для забора давлений $P_{\alpha i}$ и $P_{\alpha i-1}$, определяющих угол ветра в вертикальной плоскости. Воспринимаемые неподвижным многоканальным проточным аэрометрическим приемником первичные информативные сигналы в виде давлений P_i , $P_{стд}$, $P_{\alpha i}$, $P_{\alpha i-1}$ позволяют определить величину W и положение ψ вектора скорости ветра W относительно продольной оси вертолета или продольную W_x и боковую W_z составляющие вектора ветра на стоянке до запуска силовой установки и раскрутки трансмиссии.

Для восприятия аэрометрической информации при запуске силовой установки и

раскрутке трансмиссии, на режиме руления и маневрирования вертолета по земле и на взлетно-посадочных (полетных) режимах, когда неподвижный комбинированный аэрометрический приемник находится в створе вихревой колонны несущего винта, на наружной поверхности экранирующего диска 3 установлен дополнительный аэрометрический приемник 7 в виде полусферы с диаметром, равным диаметру верхнего экранирующего диска. На поверхности полусферы на оси симметрии расположено отверстие, являющееся приемником полного давления $P_{п\Sigma}$ результирующего воздушного потока вихревой колонны, определяемой вектором скорости V_{Σ} . В плоскости, параллельной плоскости симметрии вертолета, под углом φ_{01} к оси симметрии, симметрично расположены отверстия, являющиеся приемниками давлений P_1 и P_2 . В плоскости, перпендикулярной плоскости симметрии вертолета, под углом φ_{02} к оси симметрии, расположены отверстия, являющиеся приемниками давлений P_3 и P_4 . Перпендикулярно оси симметрии сферического приемника на его поверхности, например по окружности расположены отверстия, являющиеся приемниками статического давления $P_{ст\Sigma}$ результирующего набегающего воздушного потока колонны.

При рулении и маневрировании по земле и на взлетно-посадочных (полетных) режимах, за меру величин составляющих вектора скорости ветра W и вектора истинной воздушной скорости V_b вертолета принимается угловое положение воздушного потока вихревой колонны несущего винта, определяемое углами скоса $\alpha_{вк} = 90^\circ - \varphi_1$ и $\beta_{вк} = 90^\circ - \varphi_2$, которые регистрируются ортогонально расположенными приемниками давлений P_1 и P_2 , P_3 и P_4 .

Давления P_1 и P_2 , P_3 и P_4 , $P_{п\Sigma}$ и $P_{ст\Sigma}$, воспринимаемых дополнительным аэрометрическим приемником 3, подключены ко входам пневмоэлектрических преобразователей 4 (рис. 2), выходы которых через последовательно соединенные мультиплексор 5 и аналого-цифровой преобразователь 6 подключены к микропроцессору 7. На вход мультиплексора 5 через электроизмерительную схему 8 также подключены выходы приемника температуры торможения $T_{т\Sigma}$ результирующего набегающего воздушного потока вихревой колонны несущего винта и выходы пневмоэлектрических преобразователей 4, на входы которых подаются давления P_i , $P_{\alpha i}$, $P_{\alpha i-1}$, $P_{ст.д}$ воспринимаемые неподвижным многоканальным проточным аэрометрическим приемником 1.

Выход микропроцессора является выходом стартовой системы по величине W и

направлению ψ (или продольной W_x и боковой W_z составляющим вектора скорости ветра W); истинной воздушной скорости V_B , углом атаки α и скольжения β , барометрической

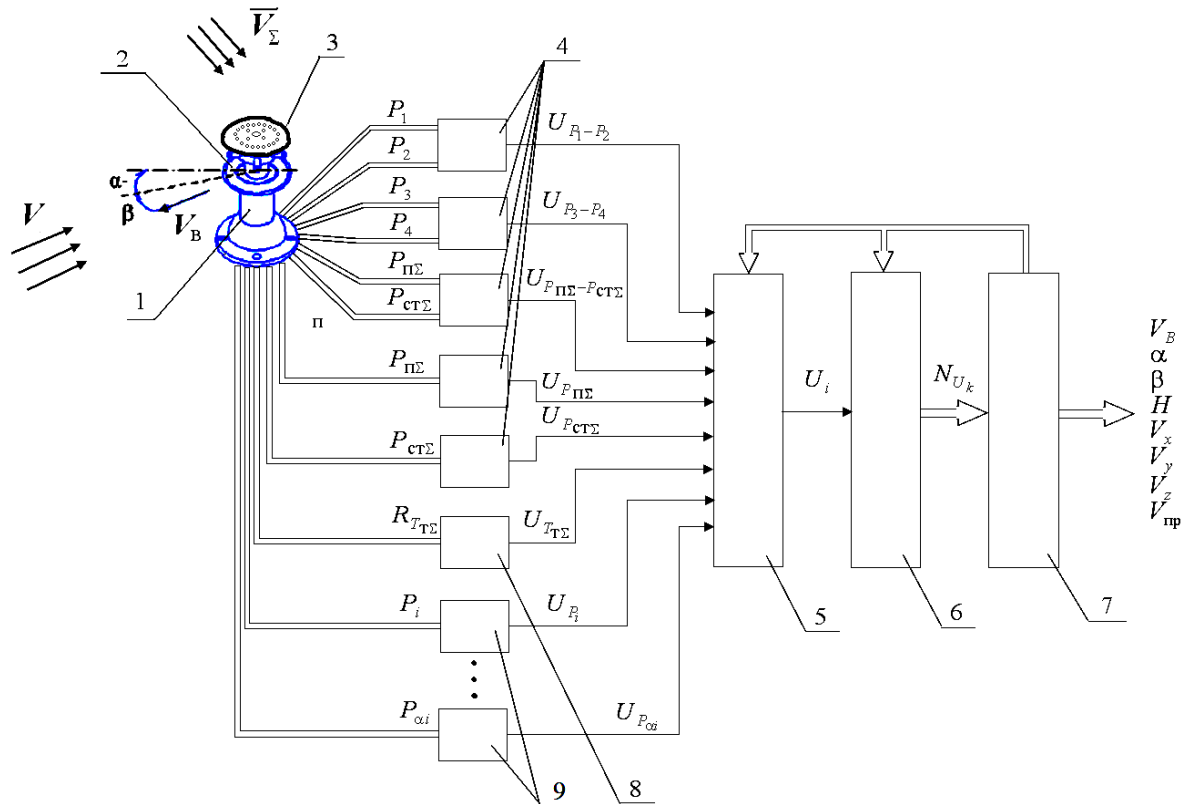


Рис. 2. Функциональная схема стартовой системы измерения параметров вектора ветра и малых воздушных скоростей одновинтового вертолета

высоте H , составляющим V_x , V_y , V_z вектора V_B истинной воздушной скорости в осях связанной системы координат, приборной воздушной скорости $V_{пр}$ – на стоянке, при рулении и маневрировании по земной поверхности, при взлете и посадке, в области малых и околонулевых скоростей полета и на режиме висения, когда неподвижный комбинированный аэрометрический приемник находится в зоне вихревой колонны несущего винта.

Неподвижный комбинированный аэрометрический приемник устанавливается на фюзеляже вертолета в зоне действия вихревой колонны несущего винта. Ось симметрии комбинированного аэрометрического приемника направлена вверх, при этом плоскость, проходящая через отверстия для забора давлений P_1 и P_2 , параллельна плоскости симметрии вертолета, а плоскость, проходящая через отверстия для забора давлений P_3 и P_4 ,

ортогональна плоскости симметрии вертолета.

Алгоритмы обработки первичной информации и определения параметров вектора ветра на стартовых и взлетно-посадочных режимах

На стояночном режиме величина W и угол направления ψ , а следовательно, продольная W_x и боковая W_z составляющие вектора скорости ветра W , а также статическое давление P_{H_0} определяются по давлениям P_i и $P_{ст.д.}$, воспринимаемым посредством трубок полного давления 4 и кольцевого приемника 6 дросселированного статического давления неподвижного многоканального проточного аэрометрического приемника 1 (рис. 1).

Как показано в работе [3], угловые характеристики трубок полного давления (рис. 3) симметричны относительно оси трубок. При этом угловые характеристики трубок полного давления с номерами $i-1$ и $i+1$ имеют точку пересечения, угловая координата которой совпадает с координатой максимума угловой характеристики i -трубки полного давления. Пересекающиеся ветви угловых характеристик $i-1$ и $i+1$ трубок полного давления имеют участки достаточно большой угловой протяженностью, в пределах которой воспринимаемые давления P_{i-1} , P_i и P_{i+1} зависят от угла направления ψ ветра, набегающего на неподвижный многоканальный проточный аэрометрический приемник.

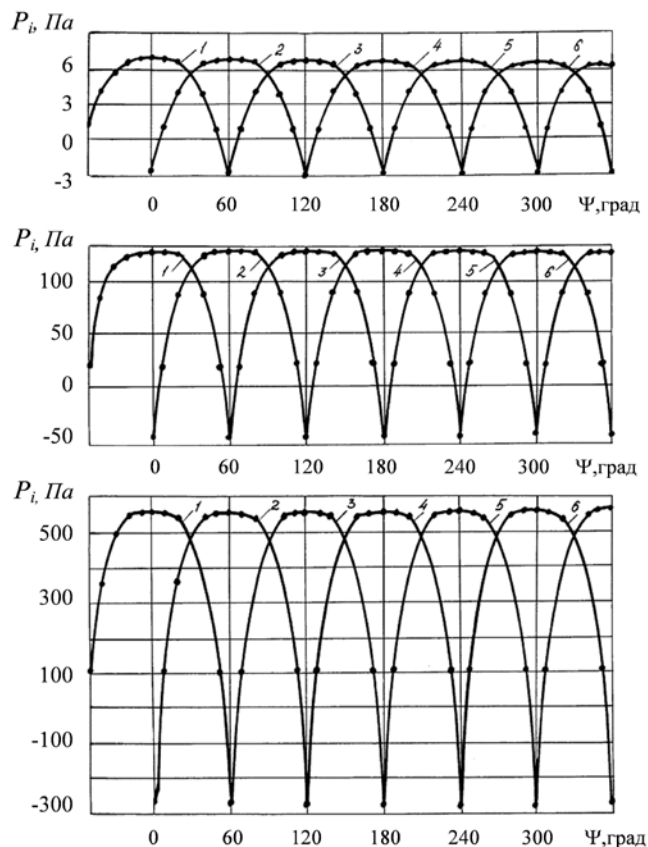


Рис. 3. Угловые характеристики неподвижного многоканального проточного аэрометрического приемника

Указанные особенности угловых характеристик неподвижного многоканального проточного аэрометрического приемника позволяют использовать следующий алгоритм обработки первичных информативных сигналов P_i для определения параметров вектора ветра W на стоянке вертолета [3].

На первом этапе обработки массива давлений P_i определяется номер i -й трубки полного давления, в пределах которой локализовано направление вектора скорости ветра W . За такую i -ю трубку полного давления, как следует из рис. 3, принимается трубка, в которой значение измеренного давления P_i является наибольшей из всех трубок полного давления (номера трубок полного давления обозначаются $i = 0, 1, 2, 3, \dots, n$). При этом принимается, что ось трубки полного давления под номером $i = 0$ совпадает с началом исходной системы координат отсчета угла направления ψ вектора скорости ветра W .

По определенному номеру i -й трубки полного давления, в которой давление P_i наибольшее, определяется первое приближение ψ_{mi} угловой координаты направления вектора скорости ветра W в соответствии с соотношением

$$\psi_{mi} = \frac{360}{n} i, \quad (1)$$

где n – количество расположенных под одинаковым углом трубок полного давления (как правило $n = 6$ или $n = 8$).

На втором этапе обработки массива давлений P_i проводится предварительная оценка положения ψ вектора скорости ветра W . С этой целью сравниваются между собой давления P_{i-1} и P_{i+1} и проверяется какое из неравенств выполняется

$$P_{i-1} > P_{i+1} \text{ или } P_{i-1} < P_{i+1},$$

где P_{i-1} и P_{i+1} – давления, измеренные в трубках полного давления, смежных с i -ой трубкой.

В случае выполнения первого неравенства вектор скорости ветра W находится слева от i -й трубки полного давления, при выполнении второго условия – справа от i -ой трубки. Указанным положениям соответствуют знаки «плюс» или «минус» отклонения $\Delta\psi$ действительного положения ψ вектора скорости ветра от его первого приближения ψ_{mi} .

Для определения точного значения угловой координаты ψ вектора скорости ветра осуществляется преобразование реальной угловой характеристики трубок полного давления в другую систему координат путем введения безразмерной угловой координаты θ , начало которой совпадает с точкой пересечения смежных ветвей угловых характеристик $i-1$ и $i+1$

трубок полного давления, как показано на рис. 4.

Сущность такого преобразования координат сводится к замене углового отклонения $\Delta\psi$ угловой характеристики i -ой трубки полного давления от реального направления ψ

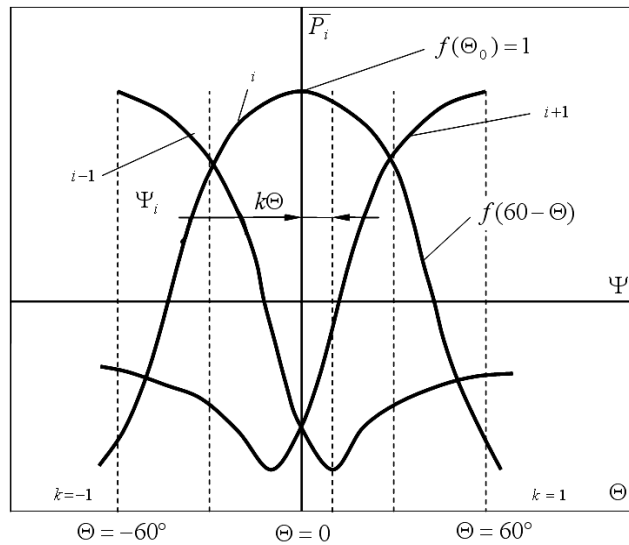


Рис. 4. Графическая интерпретация преобразования угловых координат трубок полного давления

вектора скорости ветра \mathbf{W} на безразмерную координату θ , изменение которой определяется выбором шага t_0 введенной координатной сетки. Угловое положение θ i -й трубки полного давления относительно направления ψ вектора скорости ветра \mathbf{W} в новой системе координат определяется из решения одного из уравнений:

$$\bar{P}_i = \frac{P_{i+1}}{P_i} = \frac{f(\theta)}{f(-\theta)} \quad \text{или} \quad \bar{P}_i = \frac{P_{i-1}}{P_i} = \frac{f(-\theta)}{f(\theta)} \quad (2)$$

где $f(\theta)$ и $f(-\theta)$ – аппроксимирующие полиномы степени k , вычисленные по результатам предварительной градуировки неподвижного многоканального проточного аэрометрического приемника и описывающие соответственно правую и левую части угловой характеристики смежных $i-1$ и $i+1$ трубок полного давления в введенной системе координат.

Тогда второе приближение угловой координаты ψ вектора скорости ветра \mathbf{W} в исходной системе координат будет определяться выражением

$$\psi = \psi_{mi} \pm (\theta_{\max} - \theta_x) t_0, \quad (3)$$

где t_0 – координатный шаг сплайн-функции, реализующей аппроксимирующий полином $P_i = f(\theta)$ в безразмерной системе координат, например при $n = 6$ $t_0 = 60^\circ$.

Для определения модуля (величины) W вектора скорости ветра по полученному

значению θ безразмерного углового положения i -ой трубки полного давления вычисляется значение давления $P_{i \max}$, соответствующее совпадению направления вектора скорости ветра с осью i -ой трубки полного давления. Это вычисление проводится в соответствии со следующими зависимостями:

$$P_{i \max} = \begin{cases} P_i \frac{f(\theta_{\max})}{f(-\theta_x)} & \text{при } P_{i-1} > P_{i+1}; \\ P_i \frac{f(-\theta_{\max})}{f(-\theta_x)} & \text{при } P_{i-1} < P_{i+1}. \end{cases} \quad (4)$$

По полученному значению $P_{i \max}$ определяется численное значение величины W скорости ветра с использованием выражения вида

$$W = \sqrt{\frac{2}{\rho_{H_0}}(P_{i \max} - P_{H_0})} = \sqrt{\frac{2P_{H_0} T_0}{P_0 T_{H_0}}(P_{i \max} - P_{H_0})}, \quad (5)$$

где $\rho_{H_0} = \rho_0 \frac{P_{H_0} T_0}{T_{H_0} P_0}$ – плотность воздуха на высоте стоянке H_0 ; P_{H_0} и T_{H_0} – статическое давление и абсолютная температура на высоте стоянки H_0 ; $P_0 = 760$ мм.рт.ст.=101325 Па и $T_0 = 288,15$ К – статическое давление и абсолютная температура на высоте H_0 стандартной атмосферы.

Статическое давление P_{H_0} и абсолютная температура T_{H_0} на высоте стоянки H_0 вертолета определяются по статическому давлению $P_{\text{ст.д.}}$, воспринимаемому неподвижным проточным аэрометрическим приемником 1 (рис. 1), и по показаниям приемника температуры торможения T_T .

При работе двигательной установки и раскрутки трансмиссии, при рулении и маневрировании по земной поверхности, на взлетно-посадочных режимах, при снижении и на режиме висения для определения параметров вектора ветра W и вектора истинной воздушной скорости V_B вертолета предлагается использовать информацию аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта. В качестве информативного параметра аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта вертолета используется вектор скорости V_Σ в виде геометрической суммы стационарных составляющих вектора скорости V воздушного потока, формируемого движением вертолета относительно окружающей среды или вектором скорости ветра W , и вектора скорости V_i индуктивного воздушного потока, создаваемого несущим винтом вертолета, т.е. $V_\Sigma = V + V_i$. За меру величин составляющих вектора скорости ветра W и вектора истинной воздушной скорости V_B вертолета принимается угловое положение вектора скорости V_Σ

результатирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта, относительно неподвижного комбинированного аэрометрического приемника, которое регистрируется ортогонально расположенным приемникам давлений P_1 и P_2 , P_3 и P_4 на поверхности полусферического приемника.

Величину V_Σ скорости результирующего набегающего воздушного потока можно определить по полному $P_{п\Sigma}$ и статическому $P_{ст\Sigma}$ давлениям и температуре $T_{т\Sigma}$ заторможенного результирующего воздушного потока, воспринимаемой приемником температуры торможения, используя стандартную зависимость:

$$V_\Sigma = 44,826 \sqrt{\frac{T_{т\Sigma} \left[\left(\frac{P_{п\Sigma}}{P_{ст\Sigma}} \right)^{0,2857143} - 1 \right]}{\left(\frac{P_{п\Sigma}}{P_{ст\Sigma}} \right)^{0,2857143}}}, \quad (6)$$

где параметры, входящие в формулу (6) имеют размерности в единицах системы СИ.

Для конкретного места установки неподвижного комбинированного аэрометрического приемника на фюзеляже вертолета составляющие V_{ix} , V_{iy} , V_{iz} вектора индуктивного потока V_i в связанной системе координат можно описать уравнениями вида [4]:

$$V_{ix} = k_{ix}|V_{i0}|; V_{iy} = k_{iy}|V_{i0}|; V_{iz} = k_{iz}|V_{i0}|, \quad (7)$$

где k_{ix} , k_{iy} , k_{iz} – безразмерные коэффициенты, зависящие от величины (модуля) вектора скорости V , угла атаки α , угла скольжения β 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; $\rho_H = \frac{P_H T_0}{T_H P_0}$ – плотность воздуха на

высоте полета H ; P_H и T_H – статическое давление и температура на высоте H ; F – площадь, ометаемая несущим винтом вертолета; χ – коэффициент заполнения несущего винта.

Поскольку неподвижный комбинированный аэрометрический приемник расположен на фюзеляже на определенном радиусе-векторе R от центра масс вертолета, то при вращении вертолета относительно центра масс имеет место кинематическое искажение вектора скорости V невозмущенного воздушного потока, набегающего на приемник, которое определяется уравнением вида

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

где \mathbf{V}_k – кинематически искаженный вектор скорости набегающего воздушного потока в месте установки 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 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

$$V_{kx} = V_x + (\omega_y z - \omega_x y); V_{ky} = V_y + (\omega_z x - \omega_x z); V_{kz} = V_z + (\omega_x y - \omega_y x). \quad (9)$$

По давлениям P_1, P_2 и P_3, P_4 , воспринимаемым отверстиями, расположенными на верхней поверхности полусферического приемника (рис. 1), используя известные соотношения [5], можно вычислить углы φ_1 и φ_2 , определяющие положение вектора скорости \mathbf{V}_Σ результирующего набегающего воздушного потока вихревой колонны несущего винта вертолета относительно осей приемника:

$$\varphi_1 = \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{н\Sigma} - P_{ст\Sigma}} \right); \varphi_2 = \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{н\Sigma} - P_{ст\Sigma}} \right). \quad (10)$$

Тогда по давлениям P_1 и P_2, P_3 и $P_4, P_{н\Sigma}$ и $P_{ст\Sigma}$ и по температуре торможения $T_{т\Sigma}$, после их преобразования в электрические сигналы с помощью пневмоэлектрических преобразователей 4 и 8 и ввода через мультиплексор 5 и аналого-цифровой преобразователь 6 в микропроцессор 7 (рис. 2), параметры вектора истинной воздушной скорости вертолета при рулении и маневрировании по земной поверхности и на взлетно-посадочных режимах вычисляются в соответствии с уравнениями вида:

$$\begin{aligned} V_x &= V_\Sigma \cos \left[90^\circ - \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{н\Sigma} - P_{ст\Sigma}} \right) \right] \times \\ &\times \cos \left[90^\circ - \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{н\Sigma} - P_{ст\Sigma}} \right) \right] - K_{ix} |V_{i0}| - (\omega_y z - \omega_x y); \\ V_y &= V_\Sigma \sin \left[90^\circ - \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{01}} \frac{P_1 - P_2}{P_{н\Sigma} - P_{ст\Sigma}} \right) \right] \times \\ &\times \cos \left[90^\circ - \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{н\Sigma} - P_{ст\Sigma}} \right) \right] - K_{iy} |V_{i0}| - (\omega_z x - \omega_x z); \end{aligned} \quad (11)$$

$$V_z = V_\Sigma \sin \left[90^\circ - \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{4}{9 \sin 2\varphi_{02}} \frac{P_3 - P_4}{P_{n\Sigma} - P_{ct\Sigma}} \right) \right] - K_{iz} |V_{i0}| - (\omega_x y - \omega_y x);$$

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

При наличии на вертолете приемника спутниковой навигационной системы можно определить скорость V_p движения вертолета по земной поверхности, в соответствии с которой вычисляется скорость ветра $W = V_B \pm V_p$ при рулении и маневрировании вертолета по земле. Направление ψ вектора ветра W будет определяться значение угла скольжения $\beta = \psi$.

Используя информацию о величине V_n и углу сноса ψ_c вектора путевой скорости V_n вертолета от доплеровского измерителя скорости и угла сноса и информацию о составляющих вектора истинной воздушной скорости, можно определить величину W и направление ψ вектора скорости ветра W или продольную W_x и боковую W_z составляющие вектора ветра на взлетно-посадочных режимах:

$$\psi = \beta + \psi_c; \quad W_x = V_x - V_n \cos \psi; \quad W_z = V_z - V_n \sin \psi; \quad W = \sqrt{W_x^2 + W_z^2}. \quad (12)$$

Таким образом, рассмотренные принципы построения, конструктивная и функциональные схемы и алгоритмы обработки первичных информативных сигналов являются реальной основой для разработки системы измерения параметров вектора ветра на стартовых и взлетно-посадочных режимах одновинтового вертолета.

Заключение

Предлагаемая стартовая система измерения параметров вектора ветра решает задачу информационного обеспечения экипажа вертолета на стоянке, при рулении и маневрировании по земной поверхности, на взлетно-посадочных режимах. Использование стартовой системы позволит повысить эффективность применения и безопасность эксплуатации одновинтовых вертолетов различного класса и назначения.

Библиографический список

1. **Ерусалимский М.А., Егоров В.Н.** Экипажам вертолетов – информационную поддержку // Авиасоюз. 2011. №2 (35). С. 24 – 25.
2. **Алексеев Н.В., Вожаев Е.С., Кравцов В.Г. и др.** Системы измерения воздушных сигналов нового поколения // Авиакосмическое приборостроение. 2003. №8. С. 31 – 36.
3. **Козицин В.К., Макаров Н.Н., Поронов А.А., Солдаткин В.М.** Анализ

принципов построения систем измерения воздушных сигналов вертолета // Авиакосмическое приборостроение. 2003. №10. С. 2 – 13.

4. **Козицин В.К.** Алгоритмическое обеспечение системы воздушных сигналов вертолета // Авиакосмическое приборостроение. 2006. №4. С. 52 – 57.

5. Система измерения воздушных параметров СИ ВПВ-52. ОАО «Аэроприбор-Восход», <http://www.aeropribor.ru>.

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.М.** Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.

8. **Петунин А.Н.** Методы и техника измерения параметров газового потока. М.: Машиностроение. 1972. 332 с.

Сведения об авторах

Никитин Александр Владимирович, аспирант Казанского национального исследовательского технического университета имени А.Н. Туполева – КАИ (КНИТУ-КАИ);

420111, г. Казань, ул. К. Маркса, д. 10,

тел./факс: +7 (843) 236-51-21; e-mail: xli@piis.kstu-kai.ru

Солдаткин Вячеслав Владимирович, докторант Казанского национального исследовательского технического университета имени А.Н. Туполева – КАИ (КНИТУ-КАИ);

к.т.н.;

420111, г. Казань, ул. К. Маркса, д. 10,

тел/факс: +7 (843) 236-51-21; e-mail: xli@piis.kstu-kai.ru

Солдаткин Владимир Михайлович, профессор Казанского национального исследовательского технического университета имени А.Н. Туполева – КАИ (КНИТУ-КАИ),

д.т.н.;

420111, г. Казань, ул. К. Маркса, д. 10,

тел/факс: +7 (843) 236-51-21; e-mail: xli@piis.kstu-kai.ru