



[Электронный ресурс] / О.К. Головнин, А.С. Привалов // М.К.О. : тезисы докладов. – Москва, 2018. – URL : mce.su/rus/archive/abstracts/mce25/sect101361/doc311466/.

5 Головнин, О.К. Проектирование системы контроля транспортно-эксплуатационного состояния улично-дорожной сети / О.К. Головнин, А.С. Привалов // ИТ & Транспорт : сб. науч. статей. – Самара : Интелтранс, 2017. – Т. 8. – С. 62-67.

М.К. Денеев, Е.В. Рамзаев, А.В. Никитин

ОБЗОР МЕТОДОВ И СРЕДСТВ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВЕКТОРА СКОРОСТИ ВЕТРА НА БОРТУ ВЕРТОЛЕТА

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

Анализ движения вертолета в атмосфере [1] показывает, что его аэродинамические и эксплуатационные характеристики значительно зависят от величины и направления вектора скорости ветра относительно осей связанной с вертолетом системы координат. При этом влияние вектора скорости ветра на безопасность полета вертолета и эффективность выполнения полетных задач наиболее заметно при малых воздушных скоростях вертолета, т.е. на стоянке и взлетно-посадочных режимах вертолета [2].

Значительное количество авиационных происшествий одновинтовых вертолетов гражданской авиации типа Ми-8 и его модификаций за период 2000-2009 гг. связано с опрокидыванием вертолета набок, соударением лопастей несущего винта с земной поверхностью и с хвостовой балкой, соударением лопастей рулевого винта с земной поверхностью, а также с непреднамеренным снижением вертолета с малой высоты со смещением или вращением относительно земной поверхности с последующим столкновением с землей – при превышении летных ограничений по скорости и направлению ветра на стоянке, при маневрировании по земной поверхности, на режимах взлета, снижения, висения и посадки.

В частности, на стартовых и взлетно-посадочных режимах одновинтовых вертолетов класса Ми-8 Нормами летной годности вертолетов (НЛГВ) [3] накладываются следующие ограничения [2]:

1) На стоянке боковая составляющая W_z вектора скорости ветра, действующая под углом 90° к продольной оси вертолета, не должна превышать допустимого значения $W_{z\text{доп}} = 5 \text{ м/с} (18 \text{ км/ч})$, продольная составляющая – $W_{x\text{доп}} = 8 \text{ м/с} (30 \text{ км/ч})$.

2) В процессе руления и маневрирования по земной поверхности боковая W_z и продольная W_x составляющие вектора скорости ветра также не должны превышать стояночных ограничений $W_z \leq 5 \text{ м/с} (18 \text{ км/ч})$, $W_x \leq 8 \text{ м/с} (30 \text{ км/ч})$.



3) При взлете и посадке вертолета дополнительно вводятся ограничения по допустимой взлетной массе $m_{\text{доп}}$, зависящими от величины W и направления ψ вектора скорости ветра (или W_x , W_z) и способа взлета (посадки): по-вертолетному (без разбега) и по-самолетному (с разбегом).

Измерение параметров вектора ветра на стоянке, при рулении и маневрировании по земной поверхности, на режимах взлета, снижения, висения и посадки бортовыми средствами, когда приемники первичной аэрометрической информации находятся в створе вихревой колонны несущего винта, затрудняется значительными аэродинамическими возмущениями, вносимыми индуктивным потоком несущего винта, что обуславливает необходимость разработки бортовой системы измерения параметров вектора ветра, построенной на новых принципах, максимально учитывающих специфику аэродинамики и динамики полета вертолета, удовлетворяющих требованиям по точности и надежности работы в реальных условиях эксплуатации.

Для обоснования предпочтительных вариантов построения бортовой системы измерения параметров ветра на борту вертолета проведен анализ научно-технической литературы, в соответствии с которым систематизированы способы, принципы и схемы построения и разработана классификационная схема, приведенная на рис. 1.

Проведенный анализ методов и средств измерения параметров вектора ветра свидетельствует о том, что более широкими возможностями по расширению рабочих диапазонов измерения при простоте конструктивной схемы и расширении функциональных возможностей при применении на вертолете обладает аэрометрический (аэродинамический) способ измерения.

Для решения задачи расширения нижней границы рабочих скоростей и повышения точности измерения высотно-скоростных параметров вертолета на малых и околонулевых скоростях полета и на режиме висения В.В. Солдаткин предложил и научно обосновал эффективность использования для целей измерения информацию аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта [4], а для восприятия информации на верхнем экранирующем диске неподвижного многоканального проточного аэрометрического приемника предложено установить дополнительный приемник в виде полусферы (рис. 2), на поверхности которого расположены приемные отверстия для восприятия давлений, формируемых вектором скорости результирующего воздушного потока вихревой колонны несущего винта.

Неподвижный комбинированный аэрометрический приемник, включает неподвижный многоканальный проточный аэрометрический приемник 1, выполненный в виде двух разнесенных по высоте экранирующих дисков 2 и 3, между внутренними профилированными поверхностями которого в азимутальной плоскости под одинаковыми углами расположены трубки полного давления 4 для забора давлений P_i , определяющих скорость W и угол направления ψ вектора ветра \bar{W} относительно осей неподвижного многоканального проточного аэрометрического приемника 1 в азимутальной плоскости на стоянке при неработающей силовой установке вертолета.

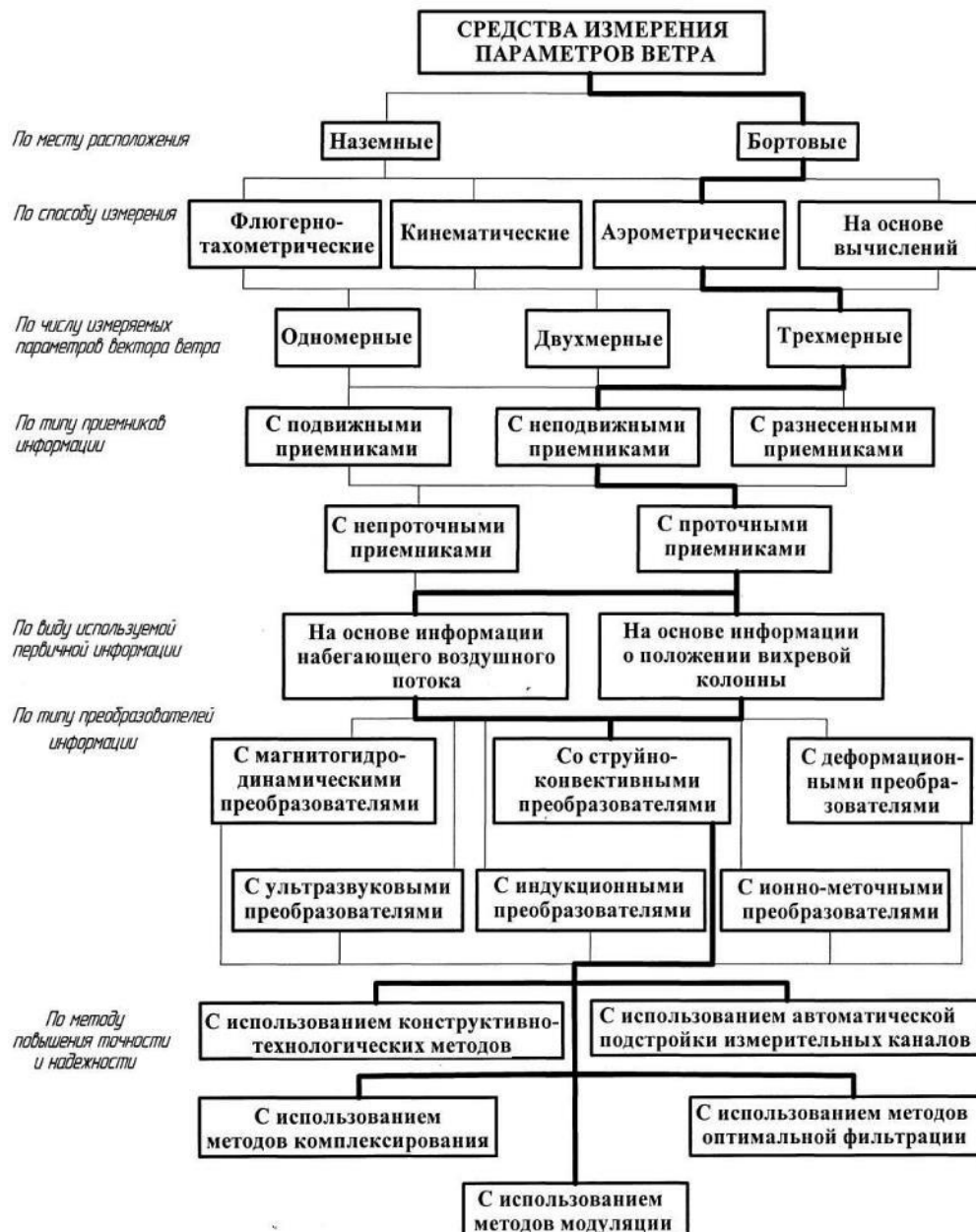


Рисунок 1 – Классификация методов и средств измерения параметров вектора ветра

На передних профилированных поверхностях экранирующих дисков 2 и 3 расположены отверстия 5 для забора давлений $P_{\alpha i}$ и $P_{\alpha i-1}$, определяющих угол α направления вектора скорости ветра \bar{W} в вертикальной плоскости. На внутренних поверхностях экранирующих дисков 2 и 3 расположены кольцевые каналы 6 для забора дросселированного статического давления $P_{ст.д}$ набегающего воздушного потока. Для получения информации о параметрах вектора скорости ветра \bar{W} на стоянке при работающей силовой установке и раскрутки несущего винта, на наружной поверхности экранирующего диска 3 установлен дополнительный аэрометрический приемник 7. На верхней поверхности аэрометрического приемника 7 на оси симметрии расположено отверстие, являющееся приемником полного давления $P_{ПД}$ результирующего набегающего воздушного потока вихревой



колонны несущего винта вертолета. Симметрично, относительно оси симметрии на верхней поверхности осесимметричного аэрометрического приемника 7 в плоскости, параллельной плоскости симметрии вертолета, расположены отверстия, являющиеся приемниками для забора давлений $P_{1\Sigma}$ и $P_{2\Sigma}$, определяющих угловое положение φ_1 вектора \bar{V}_Σ результирующей скорости набегающего воздушного потока вихревой колонны несущего винта в плоскости, параллельной плоскости симметрии вертолета. В плоскости, перпендикулярной плоскости симметрии вертолета, на верхней поверхности осесимметричного аэрометрического приемника 7 расположены отверстия, являющиеся приемниками для забора давлений $P_{3\Sigma}$ и $P_{4\Sigma}$, определяющих угловое положение φ_2 вектора \bar{V}_Σ результирующей скорости набегающего воздушного потока вихревой колонны несущего винта в плоскости, перпендикулярной плоскости симметрии вертолета. Перпендикулярно оси симметрии осесимметричного приемника 7 на его верхней поверхности по окружности расположены отверстия, являющиеся приемниками статического давления $P_{СТ\Sigma}$ результирующего набегающего воздушного потока вихревой колонны.

Таким образом, проблема повышения уровня безопасности эксплуатации вертолетов различного класса и назначения на стоянке, стартовых и взлетно-посадочных режимах определяет актуальность задачи измерения величины и угла направления вектора скорости ветра относительно продольной оси вертолета на различных режимах эксплуатации вертолета с допустимой погрешностью по каналу скорости $\pm 0,8...2$ м/с, по каналам углов направления $\pm 3...5$ угл.град.

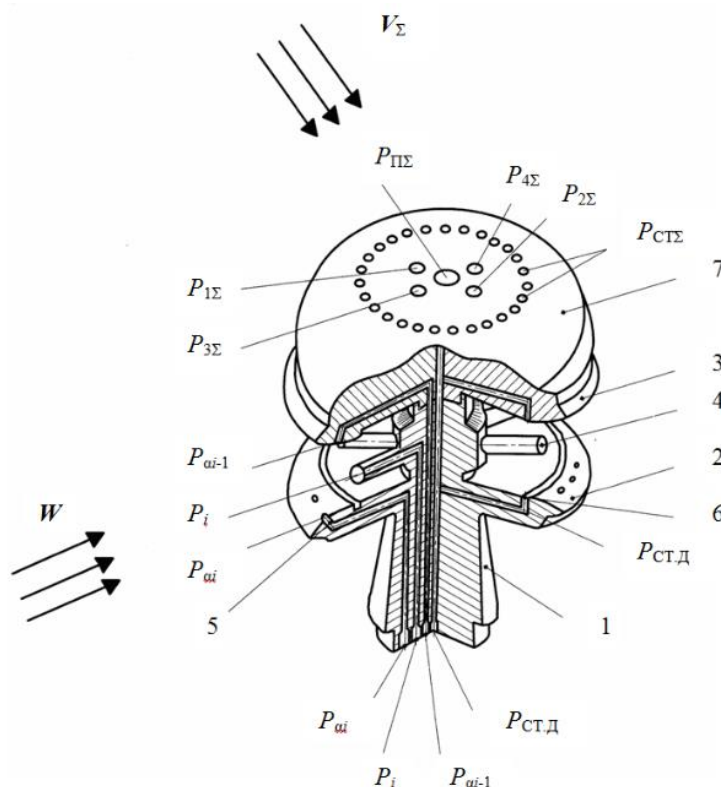


Рисунок 2 – Конструктивная схема неподвижного комбинированного аэрометрического приемника



Литература

- [1] Браверман А.С., Вайнтриуб А.П. Динамика вертолета. Предельные режимы полета. М.: Машиностроение, 1988. 280 с.
- [2] Володко А.М. Безопасность полетов вертолетов. М.: Транспорт, 1981. 223 с.
- [3] Нормы летной годности гражданских вертолетов. М.: Изд-во ЦАГИ, 1987. 350 с.
- [4] Никитин А.В., Солдаткин В.М. Система измерения параметров вектора ветра и вектора истинной воздушной скорости на борту вертолета // Датчики и системы. – 2015. - №4(191). – С. 48-54.

Д.А. Егоров, А.С. Пеньков, Н.В. Глушкова, А.В. Никитин

АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВЕКТОРА ВЕТРА НА СТАРТОВЫХ И ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ РЕЖИМАХ ОДНОВИНТОВОГО 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 W и вектора истинной воздушной скорости 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 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