

РАЗРАБОТКА АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ОБЛИКА И АЛГОРИТМОВ СИСТЕМ ИЗМЕРЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА

Требования, предъявляемые к современным системам измерения воздушных параметров полета (СИВП) летательных аппаратов (ЛА) различного назначения, непрерывно ужесточаются как в части повышения метрологических свойств, надежности, отказобезопасности, так и в части улучшения эксплуатационных характеристик – снижения массы, энергопотребления, габаритов, вредного аэродинамического сопротивления, номенклатуры компонентов, упрощения обслуживания. Стремление к продвижению в перечисленных направлениях неизбежно приводит к идее повышения функциональности отдельных элементов системы.

Одним из приоритетных направлений развития СИВП является разработка и внедрение в авиационную практику многофункциональных датчиков аэродинамических параметров, то есть первичных датчиков, непосредственно воспринимающих физическое воздействие набегающего воздушного потока. Такие многофункциональные датчики должны обеспечивать определение как кинематических параметров – величины и направления скорости полета, так и параметров воздушной среды – статического и (или) полного давления и температуры. Набор функций, объединенных в одном устройстве, определяется целесообразностью применения на конкретном типе ЛА с учетом требований по отказобезопасности, глубине резервирования, аппаратной независимости каналов СИВП и особенностей аэродинамики.

Для магистральных самолетов в соответствии с АП-25 (FAR-25) требуется наличие не менее трех независимых аэрометрических каналов. ARINC 738 накладывает очень высокие требования к точности, особенно в части барометрической высоты (погрешность на уровне моря не должна превышать 4.5 м). Совместное удовлетворение этих требований приводит к необходимости учета влияния числа Маха, а также углов атаки и скольжения при определении высоты в каждом из независимых каналов.

Для достижения конкурентоспособного уровня СИВП рациональным является использование многофункциональных приемников воздушного давления.

Для применения на магистральных самолетах ФГУП «ЦАГИ» и ОАО «Аэроприбор-Восход» совместно при поддержке фирмы Nord-Micro (Германия) был разработан многофункциональный приемник воздушных давлений ПВД-40, представленный на рисунке 1. Технические решения, реализованные в ПВД-40, защищены патентами РФ 2157980 [1], US 6 588 285 [2], EP 0963556, Японии 3444425, Канады CA 2 279 246, Китая ZL 99 8 06570.6, Грузии P 2731 и Украины 34521.

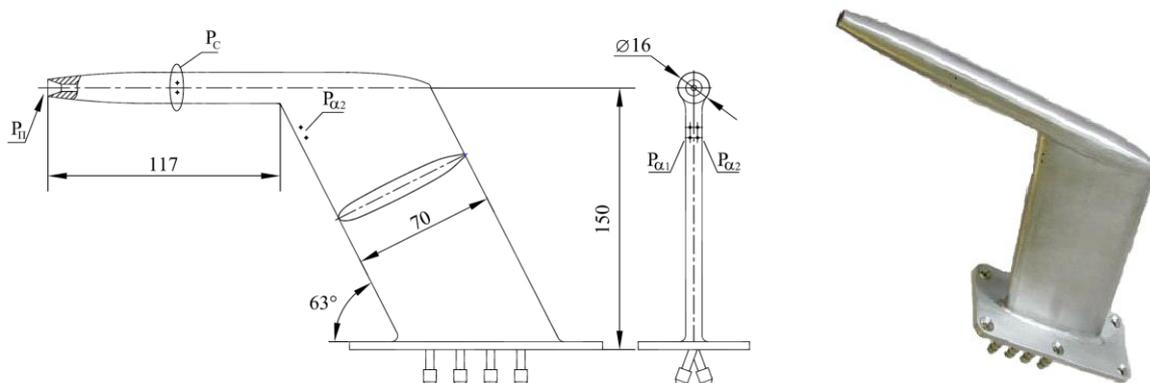


Рисунок 1 – Многофункциональный приемник воздушных давлений ПВД-40 [1, 2]

Этот приемник обеспечивает определение полного и статического давлений и угла атаки. ПВД-40 имеет внешне традиционную форму и состоит из удлиненного осесимметричного тела с оживальной носовой частью и стойки, но при этом его аэродинамический облик существенно отличается от известных аналогов. Принципиальное отличие ПВД-40 заключается в том, что отверстия для измерения угла атаки расположены не на осесимметричном теле (как на приемниках фирмы Goodrich), а на стойке, вблизи от ее

передней кромки. Стойка ПВД-40 имеет специально разработанный аэродинамический профиль, который, во-первых, характеризуется расширенным диапазоном безотрывного обтекания и высокой чувствительностью давлений на носке профиля к изменению угла атаки и, во-вторых, обладает минимальным волновым сопротивлением при больших дозвуковых скоростях полета. Угол стреловидности стойки выбран так, чтобы ее обтекание оставалось докритическим до числа Маха $M=0.9$, что обеспечивает минимальное волновое сопротивление на крейсерских режимах полета. Высота стойки определена из условия выноса измерительных отверстий за пределы пограничного слоя на фюзеляже самолета на режимах полета с минимальной скоростью $V \approx 180$ км/ч (взлет, посадка) при размещении ПВД на расстоянии до 10 м от носа фюзеляжа. За счет оптимизации формы установленного на стойке осесимметричного тела достигнута возможность прямого измерения полного и статического давлений с минимальными погрешностями в расширенном диапазоне углов атаки. ПВД-40 прошел серию испытаний в аэродинамических трубах Т-105, Т-114, Т-106, Т-108 ЦАГИ в диапазонах числа Маха $M = 0.09 \dots 1.0$ и угла атаки $\alpha = -35 \dots 35^\circ$.

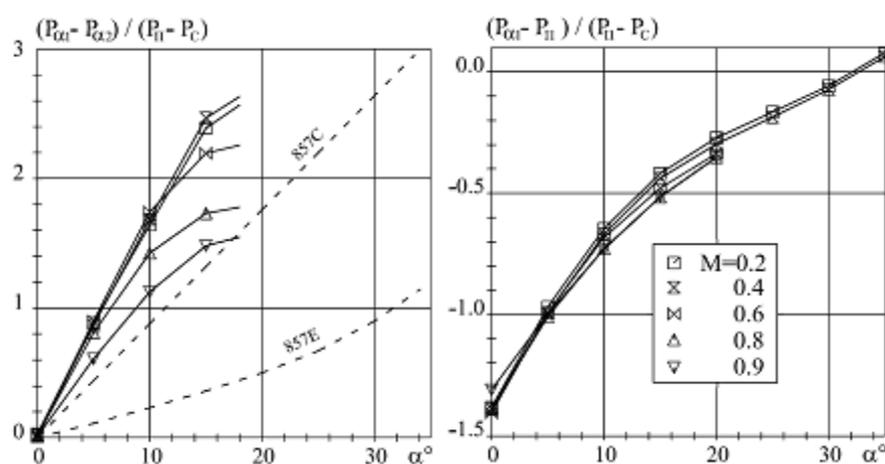


Рисунок 2 - Аэродинамические угловые характеристики ПВД-40

На рисунке 2 слева показаны зависимости от α параметра $(P_{\alpha 1} - P_{\alpha 2}) / (P_{\alpha} - P_{\alpha c})$, который используется для определения угла атаки при относительно небольших его значениях (от -16° до 16°). На этом же рисунке приведены аналогичные зависимости для ПВД фирмы Goodrich (Rosemount) 857С (полусферический носик) и 857Е (отверстия угла атаки на конусе), видно, что чувствительность ПВД-40 при малых числах Маха в 2 раза выше, чем у приемника 857С и в 6.5...8 раз выше, чем у 857Е. Для измерения на больших положительных углах атаки (до 35°) используется параметр $(P_{\alpha 1} - P_{\alpha}) / (P_{\alpha} - P_{\alpha c})$, зависимость которого от α приведена на рисунке 2 справа. Проведенные испытания ПВД-40 при круговой обдувке показали возможность определения воздушных параметров вплоть до 82° .

ПВД-40 был опробован в летных испытаниях на самолете Ил-76МФ (рисунок 3). Предварительно в аэродинамических трубах ЦАГИ были определены характеристики потока в местах установки ПВД на модели самолета. В испытательных полетах был исследован весь спектр возможных режимов полета. Два ПВД-40, установленные на самолете, обеспечили измерение всех воздушных параметров, включая угол скольжения. По данным, полученным в летных испытаниях, определены точностные характеристики перспективной системы измерения воздушных параметров и проведено сопоставление с международными требованиями к подобным системам (ARINC 738). Показано, что ПВД-40 является надежным средством измерения и на его базе может быть построена эффективная, соответствующая международным требованиям, система измерения воздушных параметров полета.



Рисунок 3 – ПВД-40 на самолете Ил-76МФ

ПВД-40 имеет нагревательные элементы, обеспечивающих защиту от обледенения в соответствии с действующими требованиями. Потребляемая мощность автоматически изменяется в зависимости от температуры приемника (с ростом температуры потребляемая мощность уменьшается) и не превышает 570 ВА. Масса приемника 0.95 кг. Среднее время наработки на отказ не менее 15000 часов.

Приемник воздушных давлений ПВД-40 с положительным результатом прошел все виды испытаний, включая испытания на устойчивость к воздействию условий обледенения. Авиационным регистром МАК выдано свидетельство годности СГКИ-034-122-ПВД-40 от 29 мая 2003 г. для применения на дозвуковых воздушных судах.

Представленные выше многофункциональные приемники воздушных давлений спроектированы таким образом, чтобы обеспечить прямое восприятие полного и статического давлений с минимальным отклонением от истинных значений. Такой подход в значительной степени определяет облик ПВД, который должен иметь удлиненное тело с отверстием в носике для восприятия полного давления и группой отверстий на боковой поверхности для восприятия статического давления. Однако наличие прямых измерений не является обязательным, достаточно измерить некоторый набор давлений $P_1 \dots P_n$ ($n \geq 4$), который обеспечивает возможность решения системы уравнений

$$P_1 = F_1(\alpha, \beta, M, P_{ст}),$$

.....

$$P_n = F_n(\alpha, \beta, M, P_{ст})$$

относительно параметров набегающего потока с достаточной точностью в требуемом диапазоне режимов полета. Создание такого тела – приемника воздушных давлений, которое при установке на летательный аппарат (одного или нескольких) позволяет получить хорошо обусловленную систему уравнений и является задачей аэродинамического проектирования СИВП.

Примером решения этой задачи может служить многофункциональный приемник воздушных давлений ПВД-43 (рисунок 4), разработанный совместно ФГУП «ЦАГИ» и ОАО «Аэроприбор-Восход» [3].



Рисунок 4 – ПВД-43 [3]

Этот МФПВД предназначен для установки на борту носовой части фюзеляжа самолета и служит для определения местных параметров плоского (или близкого к плоскому) набегающего потока – угла атаки, статического давления и полного давления в диапазоне угла атаки $\alpha = \pm 64^\circ$ при скоростях потока от малых дозвуковых до сверхзвуковых. ПВД-43 обладает высокой чувствительностью к изменению угла атаки и числа Маха, включая область $M \approx 1$, независимостью показаний от числа Рейнольдса и предыстории движения летательного аппарата. На рисунке 5 приведены аэродинамические характеристики ПВД-43.

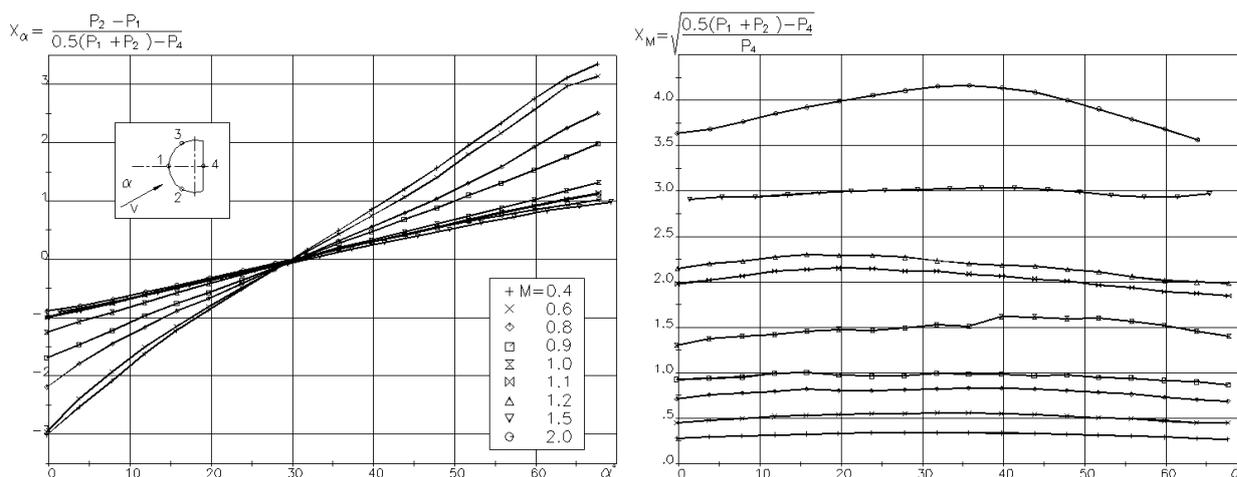


Рисунок 5 – Аэродинамические характеристики ПВД-43

Высокие метрологические характеристики ПВД-43 обеспечиваются специальной аэродинамической формой – наличием приемного отверстия на донном срезе, ограниченном острыми кромками. Приемник воспринимает четыре давления P_j , ($j=1, \dots, 4$), функционально зависящих от значений параметров набегающего потока. Значения этих параметров вычисляются по специальным алгоритмам, построенным по результатам испытаний в аэродинамических трубах.

ПВД-43 имеет нагревательные элементы, обеспечивающие защиту от обледенения. Потребляемая мощность не превышает 150 ВА. Масса приемника не превышает 0.5 кг. Среднее время наработки на отказ не менее 15000 часов.

ПВД-43 прошел цикл летных испытаний на летающей лаборатории на базе самолета Су-27, по результатам которых рекомендован к применению на самолетах Су-35 и Т-50 в составе системы измерения высотно-скоростных параметров СИВСП-35 проходящих в настоящее время летные испытания (рисунок 6).



Рисунок 6 – ПВД-43 на самолете Су-35

Другим примером применения многофункциональных ПВД является система измерения воздушных параметров вертолета СИВПВ-52 [4, 5], разработанная ФГУП «ЦАГИ» и ОАО «Аэроприбор-Восход» при творческом участии ОАО «Камов» для вертолета Ка-52. Эта система обеспечивает высокоточное определение воздушных параметров во всем диапазоне эксплуатационных режимов полета вертолета Ка-52, включая малые скорости (вплоть до висения) при движении вертолета в произвольном направлении (вперед-назад, влево-вправо, вверх-вниз).

Используемые до настоящего времени средства измерения воздушных параметров полета вертолета обеспечивают формирование достоверных данных при скоростях полета более ≈ 50 км/час в ограниченном диапазоне углов атаки и скольжения. Необходимость повышения безопасности и эффективности эксплуатации и боевого применения современных вертолетов потребовала разработки высокоточной всеракурсной системы, обеспечивающей измерение трех составляющих вектора воздушной скорости и высоты полета во всем диапазоне эксплуатационных режимов полета вертолета, включая малые скорости. Сложность измерения воздушных параметров на вертолете обусловлена влиянием нестационарного вихревого потока, создаваемого несущим винтом, на параметры потока вблизи от конструктивных элементов корпуса, где, как правило, устанавливаются датчики. Причем влияние этого потока тем больше, чем меньше скорость полета вертолета.

Отличительной особенностью системы является то, что она состоит из двух функционально законченных модулей измерения воздушных параметров (МИВП), размещенных на концах крыльев вертолета (рисунки 7, 8). Благодаря такому расположению обеспечивается независимость характеристик системы от качества поверхности носовой части, от наличия на ней выступающих элементов и даже от достаточно серьезных изменений формы носовой части фюзеляжа. Место установки МИВП соответствует $\approx 1/2$ радиуса несущих винтов, что на режимах околонулевых скоростей обеспечивает минимальную динамическую составляющую скорости, индуцируемой концевыми и комлевыми вихрями, сходящими с лопастей несущих винтов. Корпус МИВП, с аэродинамической точки зрения, служит для формирования потока, близкого к плоскопараллельному, в окрестности приемников воздушных давлений. При этом безотрывное обтекание хотя бы одного ПВД из двух, установленных на МИВП, обеспечивается в диапазоне местных скосов потока, покрывающем более чем полусферу. Два МИВП, установленные на левом и правом полукрыльях, перекрывают всю сферу возможных направлений полета вертолета.



Рисунок 7 – СИВПВ-52 на вертолете Ка-52 [4, 5]



Рисунок 8 – МИВП на концевом контейнере крыла

Корпус МИВП выполнен в виде эллипсоида вращения, на котором установлены два шестиканальных многофункциональных приемника воздушных давлений ПВД-44. Внутри МИВП расположены пневмопроводы с влагоотстойником, датчики давления и вычислитель. В оконечной части каждого МИВП имеются дренированные полости, в которых размещаются датчики температуры.

Для измерения давлений использованы новейшие миниатюрные частотные датчики разработки ОАО «Аэроприбор-Восход», которые в сочетании со специальными аппаратными средствами преобразования частотного сигнала обеспечивают измерения давлений с учетом специфики их изменения в пульсирующем поле скоростей от несущего винта.

Приёмник ПВД-44 (рисунок 9) состоит из двух секций (верхней и нижней) трехгранного сечения, развёрнутых друг относительно друга на 180° . На каждой грани расположены по два входных отверстия для приёма измеряемых давлений. Число каналов восприятия давления равно шести. Наличие острых граней обеспечивает независимость воспринимаемых давлений от числа Рейнольдса.

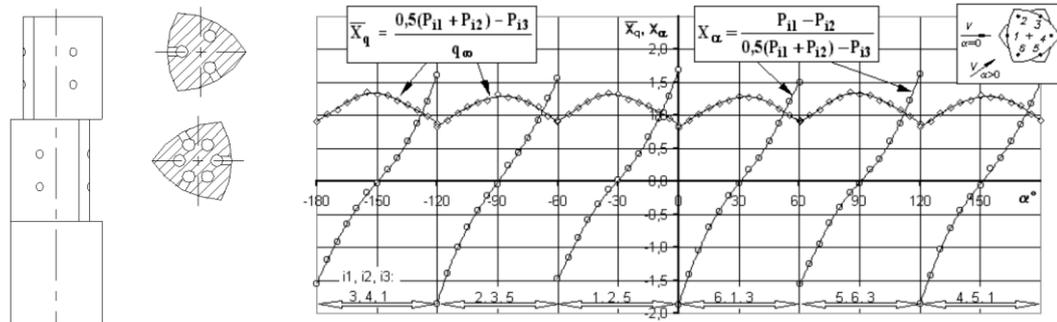


Рисунок 9 – Схема ПВД-44 и его аэродинамические характеристики
(Патенты: РФ № 2115102, EP 1 020 717 B1)

Всеракурсность системы и возможность измерения и вычисления воздушных параметров на любых режимах полета наряду с аэродинамическим обливком и аппаратной реализацией обеспечивается алгоритмами и программно-математическим обеспечением, которые позволяют учитывать влияние индуктивной скорости от несущего винта и обеспечивают достаточно высокий уровень отказозащищенности за счет комплексирования инерциальной и аэрометрической информации.

В 2011 году были завершены Государственные летные испытания вертолета Ка-52, по результатам которых СИВПВ-52 включена в состав штатного бортового оборудования вертолета. Результаты летных испытаний подтвердили, что СИВПВ-52 обеспечивает измерения воздушных параметров полета вертолета на всех эксплуатационных режимах полета, включая режим висения и движения вверх-вниз, вбок и назад.

Результаты работ по созданию и внедрению в авиационную практику многофункциональных приемников воздушных давлений и систем измерения воздушных параметров на их основе, выполненных в последние годы ФГУП «ЦАГИ» и ОАО «Аэроприбор-Восход», убедительно подтвердили их высокие метрологические и эксплуатационные свойства и перспективность применения на летательных аппаратах различных классов.

Использование многофункциональных ПВД позволяет существенно повысить точность и расширить диапазоны измерений, сократить количество внешних датчиков воздушных данных, в том числе выступающих в воздушный поток и, тем самым, заметно снизить вредное аэродинамическое сопротивление, негативное влияние на работу воздухозаборников двигателей, массу, потребление электроэнергии на защиту от обледенения. Кроме того, уменьшение числа внешних датчиков заметно упрощает задачу их оптимального размещения на фюзеляже самолета в местах, где воздушный поток должен быть «чистым» во всем диапазоне эксплуатационных режимов полета.

Литература

1. Вождаев Е.С., Головкин В.А., Головкин М.А., Гуськов В.И., Ефремов А.А., Келлер Х.-Г., Никольский А.А. Фюзеляжный приемник воздушного давления со стойкой, Патент РФ № 2157980, 1997.
2. E.S.Vozhdaev, H.-G. Kohler, M.A.Golovkin, V.A.Golovkin, A.A.Nikolsky, A.A.Efremov, V.I.Guskov. Fuselage Pitot-Static Tube and the Aerodynamic Profile of its Strut. United States Patent US 6 588 285, 2003.
3. Головкин М.А., Гуськов В.И., Ефремов А.А. Приемник воздушного давления. Патент РФ № 1723879, 1990.
4. Вождаев Е.С., Вялков А.В., Головкин М.А., Ефремов А.А., Кравцов В.Г., Назаров О.И., Дятлов В.Н., Климов А.С. Система измерения воздушных параметров полета. Патент РФ № 2290646, 2005.
5. E.S.Vozhdaev, A.V.Vyalkov, M.A.Golovkin, A.A.Efremov, V.G.Kravtsov, O.I.Nazarov, V.N.Dyatlov, A.S.Klimov. System for Acquiring Air Data during Flight. United States Patent US 8 256 284, 2012.