

Приемник воздушных давлений, не чувствительный к скасам потока

Межотраслевой НИИ проблем физического моделирования Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского (НИИ ПФМ ХАИ)

Рассмотрена проблема измерения воздушной скорости воздушных судов в условиях больших скасов воздушного потока. Изучены возможности Национального аэрокосмического университета по проектированию (включая экспериментальные исследования) и производству оригинальных приемников воздушных давлений, не чувствительных к скасам воздушного потока. Приведены характеристики приемника воздушных давлений, разработанного в НИИ ПФМ ХАИ в 1986 году в качестве элемента системы воздушных сигналов свободнолетающей динамически подобной модели самолета М-55.

Ключевые слова: приемник воздушных давлений, скас воздушного потока, коэффициент насадка, полный напор, статическое давление, барометрический способ измерения, высота полета, воздушная скорость, проток

Введение

Проблема точного измерения высоты и скорости полета возникла вместе с первыми самолетами и остается актуальной до сегодняшнего дня. Барометрический способ измерения названных параметров полета на борту летательного аппарата является самым надежным, поскольку работает даже при полном отключении или отказе бортового питания, давая возможность экипажу правильно действовать в конкретной полетной ситуации.

Убедительным свидетельством важности этого способа определения высоты и скорости полета служит тот факт, что все действующие Нормы летной годности самолетов и вертолетов требуют обязательного оборудования пилотируемого летательного аппарата устройствами для барометрического измерения высотно-скоростных параметров полета. На всех существующих воздушных судах установлены приемники воздушных давлений (ПВД) и указатели высоты и скорости полета различных конструкций.

Увеличение надежности и упрощение бортовых барометрических систем измерения скорости и высоты полета летательных аппаратов, повышение безопасности эксплуатации самолетов и вертолетов, облегчение труда летного состава являются важнейшей научно-технической задачей.

Сравнительный анализ характеристик отечественных и зарубежных аналогов

Основным недостатком используемых в настоящее время приемников воздушных давлений (от ПВД-6 до ПВД-33) является резкое увеличение погрешности отбора статического давления при росте угла скаса потока более 15 градусов. На режимах взлета и посадки у современных самолетов углы атаки часто превышают указанные значения, а фюзеляжи вертолетов, на которых

монтируются приемники воздушных давлений, всегда находятся в скошенном потоке. Причем углы скоса потока часто достигают 90 градусов.

Указанный недостаток применяемых приемников воздушных давлений вынуждает для каждого типа летательного аппарата, особенно вертолетов, проводить комплекс сложных мероприятий по коррекции показаний указателей высоты и скорости (от определения фактических погрешностей отбора давлений до составления для каждого вертолета таблиц поправок к показаниям указателя скорости, которые закрепляется на приборном щитке вертолета).

Характеристики разработанного приемника воздушных давлений с протоком существенно лучше аналогичных характеристик всех известных отечественных и зарубежных аналогов, что подтверждено испытаниями в аэродинамических трубах ХАИ и ЦАГИ.

Приемник воздушных давлений, разработанный в НИИ ПФМ ХАИ

В 70-х и 80-х годах прошлого века Научно-исследовательский институт проблем физического моделирования университета ХАИ вел научно-исследовательские и опытно-конструкторские разработки по созданию свободнолетающих динамически подобных моделей вновь разрабатываемых боевых самолетов в интересах Министерства авиационной промышленности СССР. Поскольку эти модели предназначались для исследования критических и закритических режимов полета боевых самолетов, проблема измерения воздушных давлений была исключительно актуальной. В результате целого ряда исследований был разработан и испытан приемник воздушных давлений оригинальной конструкции, малочувствительный к скосам потока в диапазоне углов атаки от 15 до 40 градусов на скоростях набегающего потока вплоть до $M = 0,5$.

В основе конструкции использован принцип аэродинамического микронасадка с протоком. Такие насадки широко применяются для исследования скошенных потоков в компрессорах и сопловых аппаратах авиационных реактивных двигателей.

Для выбора оптимальной головной части насадка подобного типа в НИИ ПФМ ХАИ была изготовлена и испытана в дозвуковой аэродинамической лаборатории ХАИ на скоростях воздушного потока 20, 30 и 40 м/с серия из пяти насадков.

Конструкция насадков опытной серии показана на рис. 1. Насадок состоит из трех конструктивно согласованных частей. Приемником воздушных давлений является центральное тело, расположенное внутри корпуса и головной части насадка. Головные части выполнялись с различными входными диффузорами, передними кромками и внешними обводами. Выпускные щели на корпусе тоже имели разные варианты геометрических характеристик.

В эксперименте определялись погрешность измерения полного напора

$$\Delta_n = \frac{P_n - P_{nэ}}{P_{nэ} - P_{стэ}} ; \quad (1)$$

погрешность измерения статического давления

$$\Delta_{cm} = \frac{P_{cm} - P_{cmэ}}{P_{пэ} - P_{cmэ}} ; \quad (2)$$

и коэффициент исследуемого насадка в процентах скоростного напора

$$\xi = \frac{P_n - P_{cm}}{P_{пэ} - P_{cmэ}} \quad (3)$$

где p_n – полный напор, измеренный исследуемым насадком;
 $p_{ст}$ – статическое давление, измеренное исследуемым насадком;
 $p_{пэ}$ – полный напор, измеренный эталонным насадком;
 $p_{стэ}$ – статическое давление, измеренное эталонным насадком.

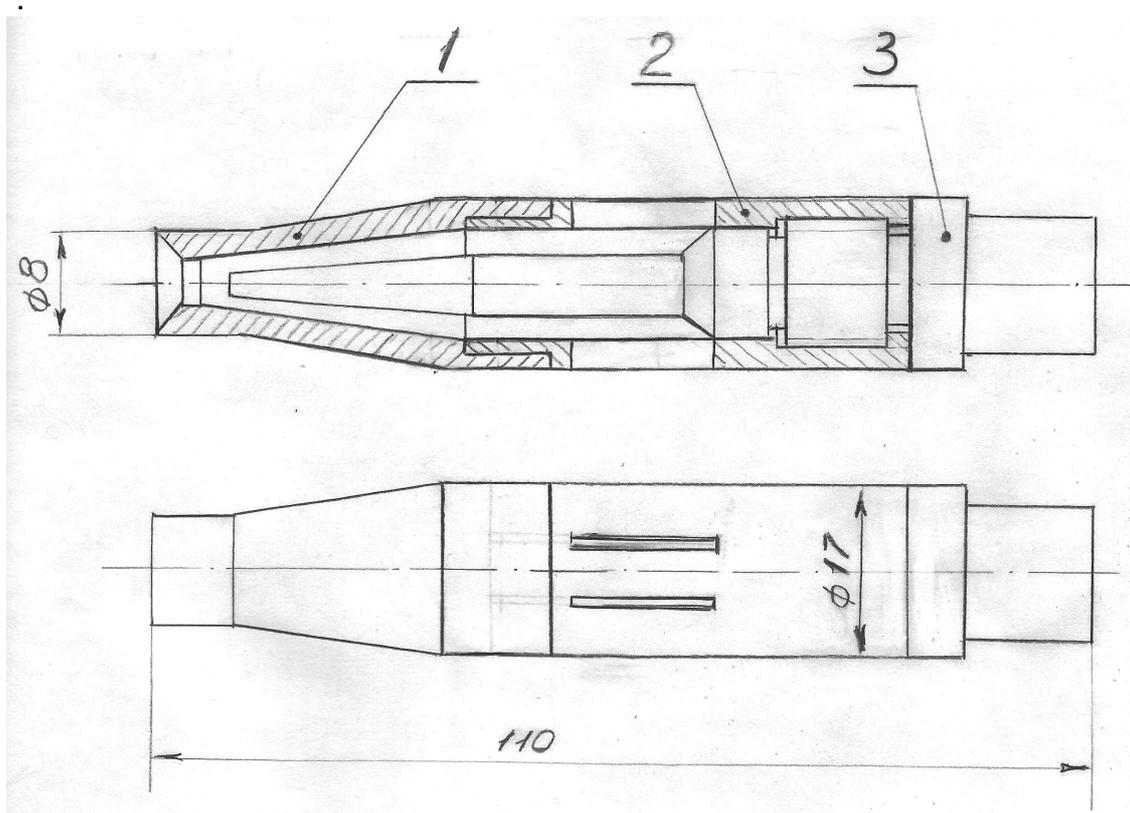


Рис. 1. Конструкция приемника воздушных давлений с протоком:
 1 – сменная головная часть ПВД, 2 – сменный корпус ПВД, 3 – центральное тело вращения

В результате продувки были получены достоверные и многообещающие результаты, подтверждающие возможность создания приемника воздушных давлений, отбирающего статическое и полное давления с погрешностями не более 2% при углах склоа потока до 50 градусов.

Ниже на рис. 2, 3 и 4 показаны зависимости коэффициента ξ от угла склоа потока как основного интегрального показателя качества системы измерения. Представлены характеристики двух лучших исследованных вариантов насадка. Зависимости даны для трех скоростей потока. Измерения проводили в аэродинамических трубах Т-4 и Т-5 дозвуковой аэродинамической лаборатории кафедры 101 ХАИ.

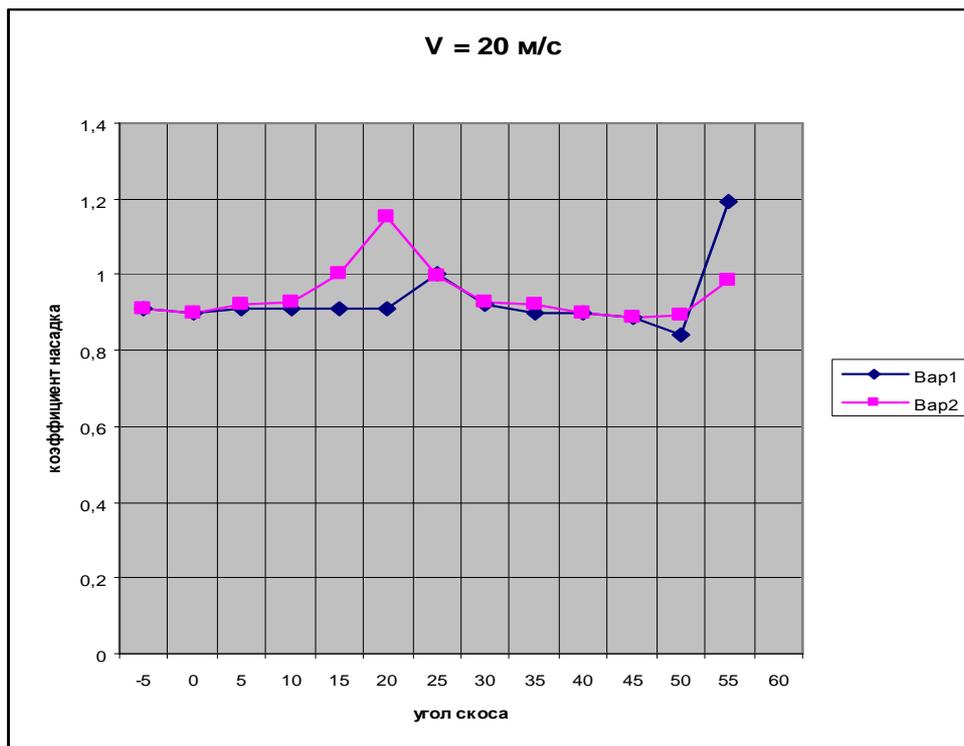


Рис. 2. Зависимости коэффициента двух от угла скоса потока вариантов насадка на скорости 20 м/с

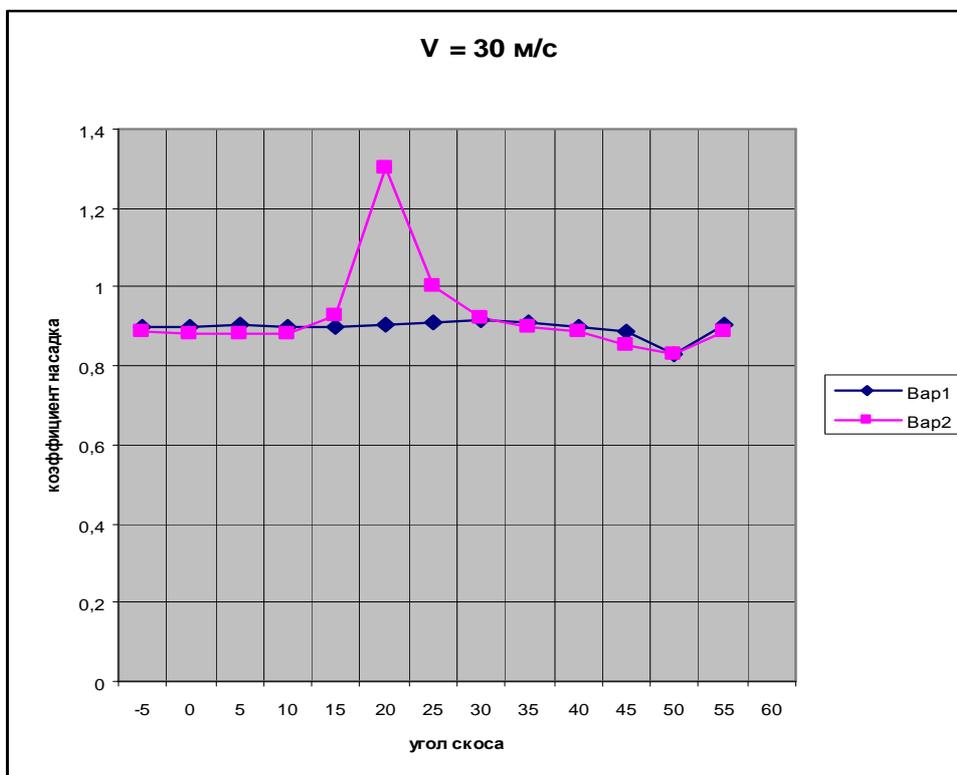


Рис. 3. Зависимости коэффициента двух от угла скоса потока вариантов насадка на скорости 30 м/с

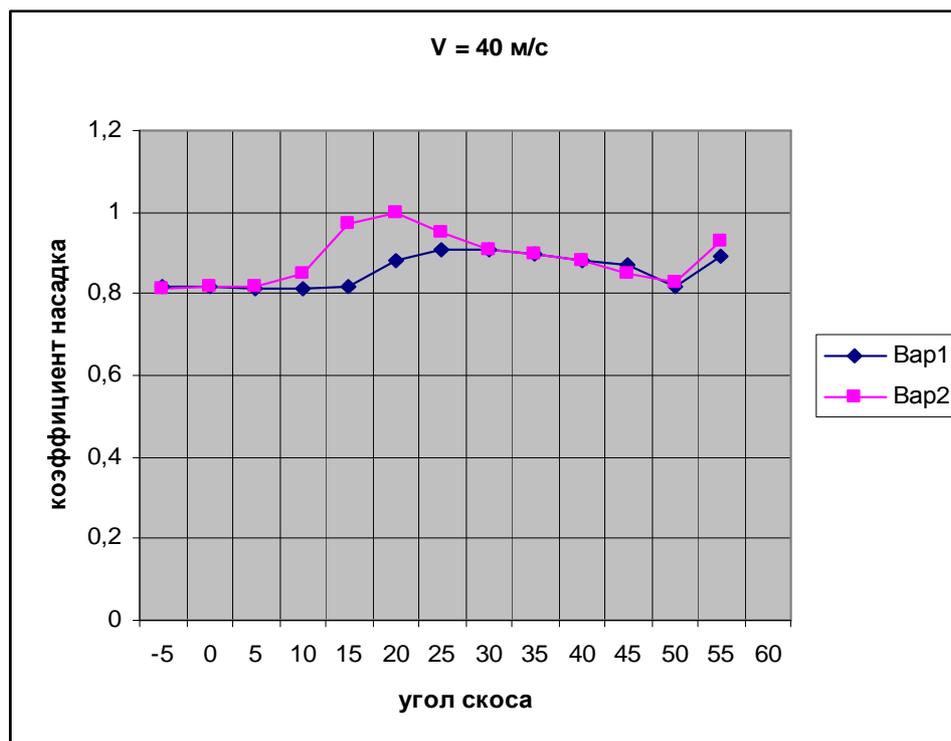


Рис. 4. Зависимости коэффициента насадка от угла схода потока двух вариантов насадка на скорости 40 м/с

Перспективы создания серийного приемника воздушных давлений, не чувствительного к сходу потока

Научно-исследовательский институт проблем физического моделирования режимов полета самолетов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» обладает объективными предпосылками для успешного решения проблемы разработки серийного приемника воздушных давлений, нечувствительного к сходу потока в эксплуатационном диапазоне углов атаки самолетов.

Национальный аэрокосмический университет располагает необходимым производственным и научно-техническим потенциалом для успешного решения названной задачи. В ХАИ сложился работоспособный коллектив высококвалифицированных научно-технических работников необходимых авиационных специальностей, есть работающая сертифицированная аэродинамическая лаборатория кафедры аэрогидродинамики.

Уже имеется конструкция приемника воздушных давлений с протоком, проверенная градуировочными испытаниями в аэродинамических трубах ХАИ и ЦАГИ, и подтвердившая в летных испытаниях динамически подобной модели ЛМ-55 свои ожидаемые достоинства, в частности стабильность градуировочных коэффициентов по статическому и полному давлениям в диапазоне углов атаки от -10 до 45 градусов.

В работе над новым унифицированным ПВД, подходящим для всех, эксплуатирующихся в настоящее время, а также вновь разрабатываемых видов и

типов авиационной техники уже накоплен достаточно большой экспериментальный материал, нуждающийся в анализе и обобщении.

Примерные этапы разработки ПВД

На первом этапе работы будут выполняться на основе предыдущего опыта. Разработана и экспериментально подтверждена методика проектирования ПВД с протоком, имеющих заданные характеристики по точности. Следует разработать программное обеспечение для математического моделирования и параметрического анализа обтекания ПВД с протоком, позволяющее обоснованно выбирать конструктивные параметры ПВД в зависимости от условий эксплуатации летательного аппарата. Подлежит разработке комплексная методика параметрического анализа обтекания и проектирования приемников воздушных давлений с протоком. Эта методика будет позволять создавать приемники воздушных давлений с заданными характеристиками по точности отбора полного и статического давлений в условиях скошенного и заторможенного потока вблизи конкретного физического тела.

На втором этапе будет осуществлено проектирование ПВД, не чувствительного к скосам потока до 45 - 50 градусов, взаимозаменяемого с применяемыми в настоящее время в авиации заинтересованных стран.

На третьем этапе будут изготовлены, проверены и подготовлены к Государственным сертификационным испытаниям необходимые образцы разработанного приемника.

Ориентировочный срок выполнения всего комплекса работ составляет три года.

Заключение

Созданный в НИИ ПФМ ХАИ приемник воздушных давлений с протоком, не чувствительный к скосу набегающего потока, подтвердил свои стабильные характеристики в диапазоне углов атаки от -15 до +50 градусов.

Разработанные адекватная математическая модель обтекания и методика проектирования ПВД с протоком позволят создавать для любого летательного аппарата оптимальные приемники высотно-скоростных параметров с учетом их геометрии и диапазона скоростей полета, универсальные приборы для отдельных классов летательных аппаратов, которые могут найти широкий рынок сбыта в странах, производящих и эксплуатирующих различную авиационную технику.

При получении сертификата качества приемник может широко внедряться в мировой авиации. Применение таких ПВД повысит безопасность полетов и облегчит работу летному составу, особенно вертолетчикам.

НИИ ПФМ ХАИ обладает всеми научно-производственными и материальными ресурсами, необходимыми для разработки конструкции и опытного производства ПВД с протоком.

Список литературы

1. Петунин, А.Н. Методы и техника измерений параметров газового потока (приемники давления и скоростного напора) [Текст] / А.Н. Петунин. – М.: Машиностроение, 1972. - 332 с.
2. Горлин, С.М., Аэромеханические измерения (методы и приборы) [Текст] / С.М.Горлин, И.И. Слезингер. – М.: Наука, 1964 - 720 с.
3. Исследование головных частей насадка, не чувствительного к скосам потока: отчет о НИР (промежуточный): №103-7-28/87/ Харьк. авиац. ин-т: рук. Черановский О.Р.; исполн. Гридасов А.В., Мельниченко В.Р., Новиков О.В., Редько О.Н., Стеценко С.П., Яценко В.А. – Х. 1989. – 49 с.

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Ю.А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

Поступила в редакцию 08.02.12

Приймач повітряного тиску, не чутливий до скосу повітряного потоку

Розглянуто проблему виміру повітряної швидкості повітряних суден в умовах великих скосів повітряного потоку. Вивчено можливості Національного аерокосмічного університету з проектування (включаючи експериментальні дослідження) та виробництва оригінальних приймачів повітряних тисків, не чутливих до скосів повітряного потоку. Наведено характеристики приймача повітряних тисків, розробленого в НДІ ПФМ ХАІ в 1986 році, як елемента системи повітряних сигналів вільнолітаючої динамічно подібної моделі літака М-55.

Ключові слова: приймач повітряних тисків, скіс повітряного потоку, коефіцієнт насадка, повний напір, статичний тиск, барометричний спосіб вимірювання, висота польоту, повітряна швидкість

Pitot insensitive to beveled airflow

The problem of measuring the airspeed of aircraft in a large bevel angles of the air flow is given. Relevant resources of Kharkiv National Aerospace University to design (including pilot studies) and production of original pitot insensitive to skew of the airflow were explored. The characteristics of the air pressure receiver developed in the "KAI" in 1986 as part of a system of free-flying air signals dynamically similar model aircraft M-55 are shown.

Keywords: pitot, beveled airflow, pitot factor, total pressure, static pressure, barometric measurement, flight altitude, airspeed.