

На правах рукописи



Цыбина Мария Михайловна

**РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ
ПРИЕМНИКОВ ВОЗДУШНЫХ ДАВЛЕНИЙ
ДЛЯ СИСТЕМ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ
ВЕРТОЛЕТА**

Специальность: 05.13.05 – Элементы и устройства
вычислительной техники и систем управления

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Ульяновск – 2018

Работа выполнена на кафедре «Измерительно-вычислительные комплексы» Ульяновского государственного технического университета.

Научный руководитель – кандидат технических наук, доцент кафедры
«Измерительно-вычислительные комплексы»
ФГБОУ ВО «Ульяновский государственный
технический университет»,
Сорокин Михаил Юрьевич

Официальные оппоненты:

Солдаткин Вячеслав Владимирович,
доктор технических наук, доцент,
доцент кафедры «Приборы и информационно-
измерительные системы» ФГБОУ ВО «Казанский
национальный исследовательский технический
университет им. А.Н. Туполева-КАИ»

Максимова Оксана Вадимовна,
кандидат технических наук, доцент,
заведующая кафедрой «Авиационная техника»
ФГБОУ ВО «Ульяновский институт гражданской
авиации имени главного маршала авиации
Б.П. Бугаева»

Ведущая организация – **ФГАОУ ВО «Самарский научный
исследовательский университет имени
академика С.П. Королева»**

Защита диссертации состоится «14» марта 2018 года в «15» часов «00» мин.
на заседании диссертационного совета Д212.277.01 при ФГБОУ ВО
«Ульяновский государственный технический университет» по адресу: 432027, г.
Ульяновск, ул. Северный Венец, 32 (ауд. 211, главный корпус).

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте
ФГБОУ ВО «Ульяновский государственный технический университет».

Автореферат разослан « » 2018 г.

Ваши отзывы и замечания по автореферату (в двух экземплярах), заверенные
печатью, просим направлять в адрес университета: 432027, г. Ульяновск,
ул. Северный Венец, 32, ученому секретарю диссертационного совета
Д212.277.01.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д212.277.01,
доктор технических наук, профессор



Смирнов В.И.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Вычисление скорости и высоты полета летательных аппаратов производится косвенным методом, основанным на измерении статического и полного давлений с помощью приемников воздушных давлений (ПВД), являющихся элементами бортовых систем управлений летательных аппаратов (ЛА). Появление новых типов и модификаций летательных аппаратов, в частности вертолетов, ужесточение требований к измерению высотно-скоростных параметров требует своевременного развития авиационного приборостроения.

Приемники давлений во многом определяют метрологические и эксплуатационные характеристики системы воздушных сигналов (СВС), такие как погрешность, диапазоны измерения, надежность, долговечность, габаритные размеры.

Использование приемников на вертолетах требует особого подхода к их разработке, так как часто происходит их установка в зонах влияния различных дестабилизирующих факторов (индуктивного потока от несущего винта, различных местных неровностей фюзеляжа и т.д.), что приводит к искажению воспринимаемой первичной информации. Для уменьшения влияния дестабилизирующих факторов разрабатывают различного рода компенсации (конструктивные – внешней формой приемника воздушных давлений добиваются компенсации погрешности восприятия первичной информации, алгоритмические – в алгоритмах работы систем и комплексов закладываются аэродинамические поправки для компенсации погрешности).

Таким образом, производится доработка ПВД под конкретный тип летательного аппарата. Испытания и подтверждение метрологических характеристик указанных приемников проводятся в аэродинамических трубах.

В России подобными испытаниями занимается Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ). Экспериментальные исследования являются весьма дорогостоящими, поэтому, благодаря увеличению вычислительной мощности, наблюдается широкое внедрение средств вычислительной гидрогазодинамики, что ведет к снижению трудоемкости и стоимости работ, и, соответственно, себестоимости и повышения конкурентоспособности выпускаемой продукции.

Разработка способа компенсации погрешности восприятия воздушных давлений в условиях воздействия индуктивного потока при сохранении метрологических характеристик приемника при прочих условиях позволит уменьшить погрешность за счет учета конкретных условий эксплуатации, а также сократить время разработки приемника воздушных давлений с компенсацией.

Разработкой подобных зондовых средств занимаются такие крупные компании как: Ульяновское конструкторское бюро приборостроения (Россия), Аэроприбор-Восход (Россия), Rosemount Engineering (США), Honeywell Corp (США), Goodrich Sensors and Integrated System (США), Thales (Франция) и др.

Цель работы - повышение точности измерения высотно-скоростных параметров бортовыми указателями скорости и высоты, входящими в состав

систем и комплексов бортового оборудования вертолета, за счет компенсации воспринятых приемниками воздушных давлений полного и статического давлений в условиях изменения воздействия индуктивного потока от несущего винта во всем диапазоне эксплуатационных скоростей.

Поставленная цель достигается решением **следующих задач**.

1. Провести анализ существующих способов компенсации погрешности восприятия воздушных давлений для приемников воздушных давлений зарубежного и отечественного производства.

2. Исследовать особенности восприятия воздушных давлений приемниками и работу систем бортового оборудования в целом в зависимости от режима обтекания приемника и кабины вертолета: воздействие индуктивного потока от несущего винта на режимах висения и малых скоростей либо в условиях горизонтального полета.

3. Провести оценку метрологических характеристик исходного макета ПВД с целью определения аэродинамических погрешностей измерения приборной скорости и высоты в диапазоне скоростей горизонтального полета.

4. Разработать методику математического моделирования зондовых средств восприятия воздушного давления с целью дальнейшего внедрения в процесс разработки подобных средств. Оценить адекватность результатов математического моделирования по разработанной методике с использованием экспериментальных данных.

5. Разработать математические модели приемников воздушных давлений, описывающие изменение восприятия полного и статического давлений от угла скоса и скорости набегающего потока с целью дальнейшей оценки уровня компенсации аэродинамической погрешности.

6. Провести анализ различных конструктивных вариантов приемников и выявить закономерности изменения погрешностей восприятия давлений от геометрических параметров приемника.

7. Разработать методику оценки требуемого уровня компенсации статического давления в зависимости от режимов полета по результатам летных испытаний. Оценить адекватность разработанной методики компенсации погрешности измерения скорости и высоты с использованием полетных данных.

8. Разработать имитационную модель информационного комплекса высотно-скоростных параметров, входящего в общий контур управления вертолета, содержащую в своем составе разработанные математические модели приемников воздушных давлений, с учетом компенсации воспринимаемых давлений.

Методы исследования. При решении поставленных задач использованы методы математического моделирования физических процессов (в том числе метод конечных объемов при моделировании процессов газодинамики), метод множественной регрессии, методы обработки экспериментальных данных. Численное моделирование проведено с использованием OpenFOAM, Ansys/CFX, Matlab/Simulink.

Научная новизна результатов исследования заключается в следующем.

1. Разработана методика математического моделирования внешнего обтекания воздухом приемников воздушных давлений при дестабилизирующих

факторах, подходящая для любого сочетания программ подготовки расчетной модели, проведения непосредственно самого расчета и просмотра результатов, которая позволяет заменить значительную часть экспериментальных исследований математическим моделированием, что в конечном итоге сокращает время выполнения опытно-конструкторских работ по разработке приемников воздушных давлений.

2. Разработан способ компенсации статического давления, который позволяет скорректировать метрологическую характеристику приемника в соответствии с воздействующими на него факторами в местах установки.

3. Разработана методика оценки требуемого уровня компенсации воспринятых воздушных давлений в месте установки ПВД по результатам летных испытаний, которая позволяет выбрать приемник из имеющихся с наиболее близкой метрологической характеристикой или сформировать требования на разработку нового приемника, что позволит обеспечить контур управления летательного аппарата высотно-скоростными параметрами с требуемой погрешностью измерения.

4. Предложена имитационная модель информационного комплекса высотно-скоростных параметров, позволяющая сократить время доработки приемника с аэродинамической компенсацией для выбранного места установки его на борту во время летных испытаний, которая содержит разработанные математические модели приемников воздушных давлений и реализует процедуру компенсации воспринятого статического давления.

Практическая ценность.

1. Применение методики математического моделирования внешнего обтекания воздухом приемников воздушных давлений в процессе научно-исследовательской работы позволит сократить время выполнения отдельных этапов работы в 2 и более раз.

2. Разработанный способ компенсации восприятия статического давления может быть использован для получения требуемой погрешности восприятия давлений приемником воздушных давлений в месте установки на борту вертолета.

3. Разработанная методика оценки требуемого уровня компенсации воспринятых давлений по результатам летных испытаний реализована в имитационной модели комплекса высотно-скоростных параметров, что позволит сократить время доработки приемника для выбранного места установки на борту вертолета во время летных испытаний.

Полученные научные и практические результаты внедрены в АО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения» при разработке соответствующих приемников воздушных давлений с аэродинамической компенсацией.

Основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту.

1. Методика математического моделирования внешнего обтекания воздухом приемников воздушных давлений, которая позволит заменить часть экспериментальных исследований математическим моделированием и сократить время разработки ПВД в 2 и более раз.

2. Способ компенсации статического давления, который позволит добиться требуемой погрешности восприятия при воздействии индуктивного потока от несущего винта в месте установки ПВД, за счет изменения не только положения отверстий отбора статического давления вдоль длины и в плоскости поперечного сечения приемника, но и путем изменения диаметра отверстий.

3. Методика оценки требуемого уровня компенсации воспринятых воздушных давлений в месте установки ПВД на борту, которая позволит обеспечить системы бортового оборудования вертолета первичной информацией с требуемой погрешностью измерения за счет выбора приемника с наиболее близкой метрологической характеристикой или сформировать требования на разработку нового приемника.

4. Имитационная модель информационного комплекса высотно-скоростных параметров, входящего в состав систем бортового оборудования вертолета, в которой реализована компенсация воспринятых воздушных давлений, что позволит сократить время доработки ПВД для выбранного места установки на борту во время летных испытаний.

Апробация работы. Основные положения диссертационной работы, научные и практические результаты исследований докладывались и обсуждались на симпозиуме с международным участием «Самолетостроение России. Проблемы и перспективы» (г. Самара, 2012 г.), III и IV Международных конференциях «Облачные вычисления. Образование. Исследования. Разработка» (г. Москва, 2012 и 2013 гг.), Всероссийской научно-технической конференции «Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы ИВК-2013» (г. Ульяновск, 2013 г.), 7-м и 8-м межотраслевых молодежных конкурсах научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» (г. Москва, 2015 и 2016 г.), VI и VIII Всероссийских научно-технических конференциях аспирантов, студентов и молодых ученых «Информатика и вычислительная техника» (г. Ульяновск, 2014 и 2016 гг.), научно-технических конференциях профессорско-преподавательского состава ульяновского государственного технического университета «Вузовская наука в современных условиях» (Ульяновск, 2014-2017 гг.).

Работа выставлялась на всероссийском конкурсе «Инженер года-2016» (Москва, 2016 г.), по результатам которого автор был удостоен Диплома лауреата по версии «Инженерное искусство молодых» в номинации «Авиация и космонавтика» и сертификата «Профессионального инженера России».

Публикации. По теме диссертации опубликовано 21 печатная работа, в том числе 5 статей в научных журналах из перечня ВАК РФ, 1 патент на полезную модель, 15 материалов и тезисов докладов.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, четырех глав с выводами, заключения и 4 приложений. Основная часть работы изложена на 160 листах машинописного текста и 23 листах приложений. Работа содержит 82 рисунка и 17 таблиц. Библиография включает 101 наименование.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цель и задачи исследования, научная новизна результатов работы и положения, выносимые на защиту.

В первой главе приведен информационно-аналитический обзор патентов приемников воздушных давлений с аэродинамической компенсацией, рассмотрены различные способы компенсации, проведена оценка исходных метрологических характеристик прототипа ПВД, выбрано направление исследования.

Для повышения точности восприятия воздушных давлений и для уменьшения влияния дестабилизирующих факторов на борту вертолета разрабатывают различного рода конструктивные компенсации.

Из рассмотренных патентов как зарубежных, так и отечественных производителей можно сделать вывод, что в большинстве случаев реализована лишь компенсация восприятия статического давления – это ведет к уменьшению погрешности измерения высоты, но к увеличению погрешности измерения скорости. Основные идеи компенсации ошибок восприятия статического давления заключаются в следующем:

- размещение отверстий отбора статического давления в зоне установившегося потока, что позволяет в более широком диапазоне изменения скорости и углов скоса потока обеспечить стабильные показания;
- в качестве компенсаторов могут быть применены наружные кольца (для создания подпора давления или разряжения);
- расположение отверстий отбора статического давления на волнистой поверхности цилиндрического приемника или на сопряженных между собой нескольких конических поверхностях в соответствии с требуемым коэффициентом давления (как например, в приемнике воздушных давлений по патенту США 4378697 от 05.04.1983 на вертолете Augusta Westland AW139).

Опираясь на Авиационные правила, аэродинамическая погрешность включает в себя погрешность восприятия полного и статического давлений, определяется скоростным способом и должна быть не более ± 10 км/ч и ± 10 м в горизонтальном полете.

В качестве исходного выбран макет приемника воздушных давлений разработки АО УКБП по патенту РФ №66059. Оценка метрологических характеристик проводилась на основе результатов математического моделирования внешнего обтекания воздухом при скорости 50 км/ч и углах скоса потока $0 \div 80^\circ$. Полученные результаты показали, что величина погрешности приборной скорости выходит за допустимые пределы при угле скоса потока более 10° , при этом погрешность измерения высоты полета соответствует требуемой.

Во второй главе приведена методика математического моделирования приемников воздушных давлений, даны рекомендации по построению сетки конечных элементов. Адекватность разработанной методики математического моделирования подтверждается сравнением с экспериментальными исследованиями.

Данная методика математического моделирования ПВД для вертолетов, направлена на унификацию моделирования внешнего обтекания приемников с целью получения схожих результатов при одинаковых начальных условиях, диапазоне скоростей (до 300 км/ч) и высот (до 5000 м) и содержит следующие этапы: подготовка геометрической модели, подготовка сетки конечных элементов, подготовка расчетной модели, проведение расчета, анализ результатов.

Суть первого этапа заключается в формировании воздушного пространства вокруг исследуемого зондового средства. В идеальном случае требования к воздушному пространству аналогичны требованиям аэродинамических труб (например, по соотношению площадей миделевого сечения), но так как на практике это сложно реализовать, то используют приближенные условия.

При создании сетки конечных элементов необходимо учитывать соотношение «затраченные вычислительные ресурсы/точность решения». Наилучшей является гексагональная сетка конечных элементов, но ее создание требует определенной подготовки и сил, поэтому рекомендуется построение тетраэдральной сетки конечных элементов. Так как обтекание исследуемых зондовых средств носит турбулентный характер, то для корректного описания пограничного слоя вокруг объекта необходимо измельчение сетки конечных элементов – это ведет к резкому увеличению количества ячеек. Для того чтобы избежать резкого увеличения количества конечных элементов используют призматический слой, элементы которого имеют высоту, значительно меньше площади основания.

При использовании различных программ построения сетки конечных элементов предлагаемые подходы одинаковы как в свободно-распространяемых программах (NetGen, EnGrid, Salome и т. д.), так и в коммерческих программах (Ansys, Cosmos и т. д.).

Для исследуемых приемников, длина которых 20-30 см рекомендуются следующие характеристики сетки:

- размеры элементов воздуха вокруг приемника составляют: минимум – 0,5 мм, максимум – 3 мм;
- на внешней поверхности приемника размеры элементов – 3 мм;
- толщина элементов пограничного слоя – 0,1 мм, количество слоев – 15;
- на внутренних каналах размер элементов – 0,1 мм.

Для проведения расчета необходимо правильно задать свойства среды, определить граничные условия, задать тип решаемой задачи, выбрать схемы решения и модель турбулентности. Следует отметить, что нет универсальной модели, каждая модель подходит для конкретного характера движения и от выбора модели турбулентности зависит погрешность получаемого решения.

Оценить точность полученного решения, если нет результатов экспериментов (либо они ненадежны) чрезвычайно сложно, однако можно следовать общим рекомендациям при оценке получаемых результатов.

В целом рассмотренные этапы методики математического моделирования подходят для любого сочетания программ подготовки расчетной модели, проведения непосредственно самого расчета и просмотра результатов.

Для подтверждения адекватности методики проведено математическое моделирование ПВД с применением различных моделей турбулентности.

Расчеты проводились с помощью программы OpenFOAM, в которой реализован метод конечных объемов (МКО). Использовалась тетраэдральная сетка с призматическим слоем вблизи поверхности приемника для учета пограничного слоя,

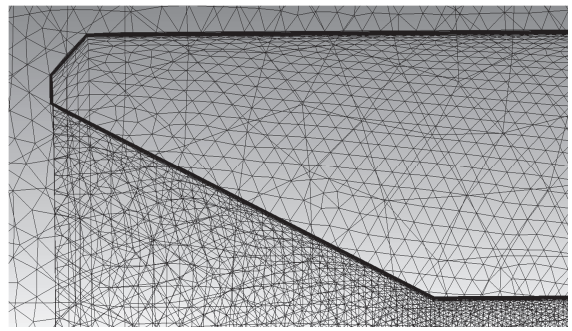


Рисунок 1 – Сетка конечных элементов приемника воздушных давлений

рисунок 1. Применялся решатель simpleFoam для стационарного несжимаемого турбулентного потока. Для сравнения выбраны наиболее популярные модели турбулентности: SpalartAllmaras, kOmegaSST, LienCubicKE, NonlinearKE, realizableKE. Значительное влияние на погрешность получаемого решения также оказывает выбор схем численного решения уравнений.

Сравнение результатов моделирования проводилось с результатами научно-технического отчета, составленного специалистами ЦАГИ, «Экспериментальное исследование погрешности восприятия полного и статического давления приемником ПВД-КЗ-1» (Инв. №11187). Результаты эксперимента и моделирования были получены при скорости набегающего потока 50 км/ч, 150 км/ч, 250 км/ч.

Влияние угла при скорости набегающего потока 50 км/ч на определяемую приемником скорость представлено на рисунке 2.

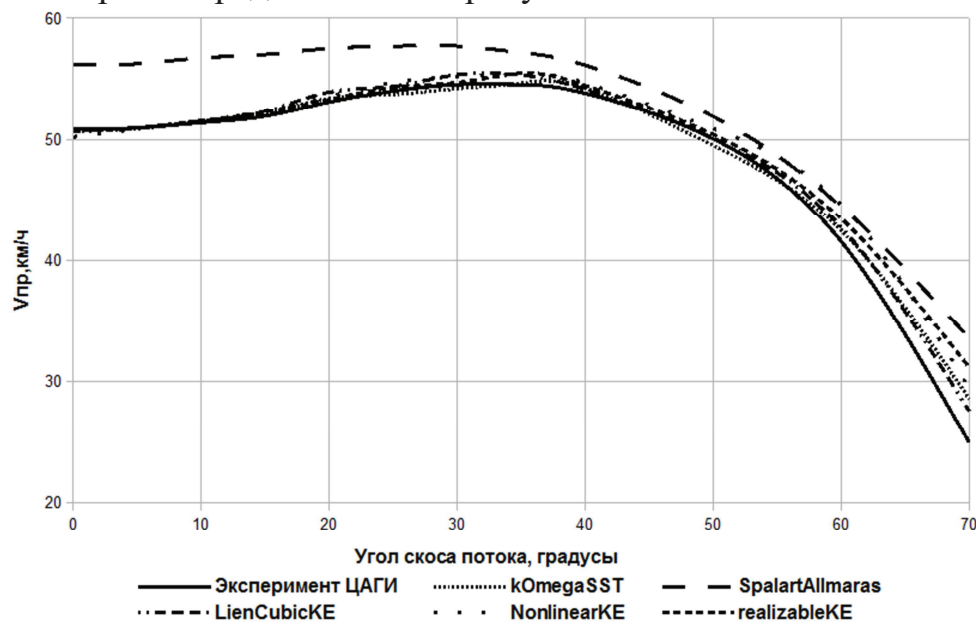


Рисунок 2 – Зависимость приборной скорости от угла набегающего потока, скорость 50 км/ч

Таким образом, моделирование внешнего обтекания приемника показало, что применение разработанной методики гарантирует получение результата моделирования с заранее прогнозируемой погрешностью, не превышающей 1,5% в рассматриваемом диапазоне углов скоса потока и скоростей. Модель турбулентности kOmegaSST для всех скоростей и углов скоса потока в пределах 20 градусов дает удовлетворительные результаты с максимальной абсолютной

погрешностью не более 2 км/ч по скорости и 2 м по высоте.

В третьей главе представлены математические модели восприятия полного и статического давлений приемника воздушных давлений в зависимости от скорости и угла скоса потока, результаты исследования влияния геометрических параметров изолированного приемника на погрешность измерения скорости и высоты при различных скоростях и углах скоса набегающего потока.

Исходными данными для разработки математических моделей восприятия полного и статического давлений стали результаты экспериментального исследования ЦАГИ. Для зависимости восприятия полного давления от скорости и угла скоса набегающего потока областью регрессионного анализа стали экспериментальные данные полного давления, скорости и угла скоса набегающего потока. Зависимость $P_{\Pi} = f(\alpha, V)$ получена с помощью множественной регрессии полиномом 4-й степени в программе Mathcad и имеет вид:

$$P_{\Pi}(\alpha, V) = -2,793 \cdot 10^3 - 7,187 \cdot 10^{-6} V^4 + 4,715 \cdot 10^{-3} V^3 - 9,11 \cdot 10^{-6} V^3 \alpha - 1,031 \cdot V^2 + + 3,586 \cdot 10^{-3} V^2 \alpha + 1,257 \cdot 10^{-5} V^2 \alpha^2 + 98,572 V - 0,436 V \alpha + 16,521 \alpha - 0,371 \alpha^2 - 2,375 \times 10^{-3} \alpha^2 V + 0,015 \alpha^3 - 4,938 \cdot 10^{-5} \alpha^3 V - 1,016 \cdot 10^{-4} \alpha^4, \quad (1)$$

где V – скорость набегающего потока, км/ч; α – угол скоса потока, град.

Аналогично получена зависимость восприятия статического давления $P_{ст} = f(\alpha, V)$, а также зависимости коэффициентов восприятия полного и статического давления от угла скоса и скорости набегающего потока.

Максимальная погрешность аппроксимации приборной скорости составляет приблизительно 2,5%, высоты не более 1% от допустимой погрешности ± 10 км/ч и ± 10 м в исследуемом диапазоне скоростей (50÷250 км/ч) и углов скоса потока (0÷60°).

Для уменьшения погрешности измерения статического давления следует располагать приемные отверстия на расстоянии трех-пяти диаметров приемника от начала воспринимающей части, при котором исключается влияние неустойчивости потока на показания при измерениях. В качестве подтверждения приведены результаты моделирования изолированного приемника без отверстий отбора статического давления на скоростях 80÷200 км/ч и углах установки приемника в потоке 0÷90 градусов, для расстояний от начала воспринимающей части 45, 57, 70 мм при диаметре ПВД 15 мм. Построены эпюры распределения давлений и коэффициентов давлений, рисунок 3а.

Моделирование проведено при давлении невозмущенного потока на высоте 0 м над уровнем моря 760 мм рт. ст., температуре 15°C, массовой плотности 1,225 кг/м³, низкой турбулентности набегающего потока (0,03).

Полное давление P_{Π} определялось в канале после камеры торможения, а динамическое давление $P_{д}$ вычислялось как разница между полным измеренным давлением и статическим давлением невозмущенного потока. Избыточное давление по отношению к статическому давлению невозмущенного потока $P_{ст}$ определялось как разница между измеренным статическим давлением в камере отбора статического давления и давлением невозмущенного потока.

Коэффициенты полного давления $\bar{P}_{\Pi}$ и статического давления $\bar{P}_{ст}$ определялись по формуле:

$$\bar{P}_\Pi = \frac{P_\Pi}{0.5 \cdot \rho \cdot V^2}, \quad \bar{P}_{\text{ст}} = \frac{P_{\text{ст}}}{0.5 \cdot \rho \cdot V^2}, \quad (2)$$

где ρ – плотность воздуха, кг/м³; V – суммарная скорость набегающего потока (скорость индуктивного потока и продольная скорость), м/с.

Результаты моделирования показали, что существенного влияния на величину давления на внешних стенках приемника продольное смещение зоны расположения отверстий отбора статического давления в диапазоне 45 – 70 мм не оказывает. Близкое значение коэффициента давления к нулевому получается в плоскости поперечного сечения в двух диапазонах углов θ : от 20° до 40° и от 320° до 340° при скоростях 80÷200 км/ч и углах скоса набегающего потока 0÷90°, рисунок 3б. Таким образом, расположение отверстий в верхней части приемника и в указанных диапазонах угла θ позволит определять высотно-скоростные параметры с минимальной погрешностью восприятия статического давления. Как минимум одно отверстие внизу необходимо для эффективного удаления посторонних частиц из камеры статического давления.

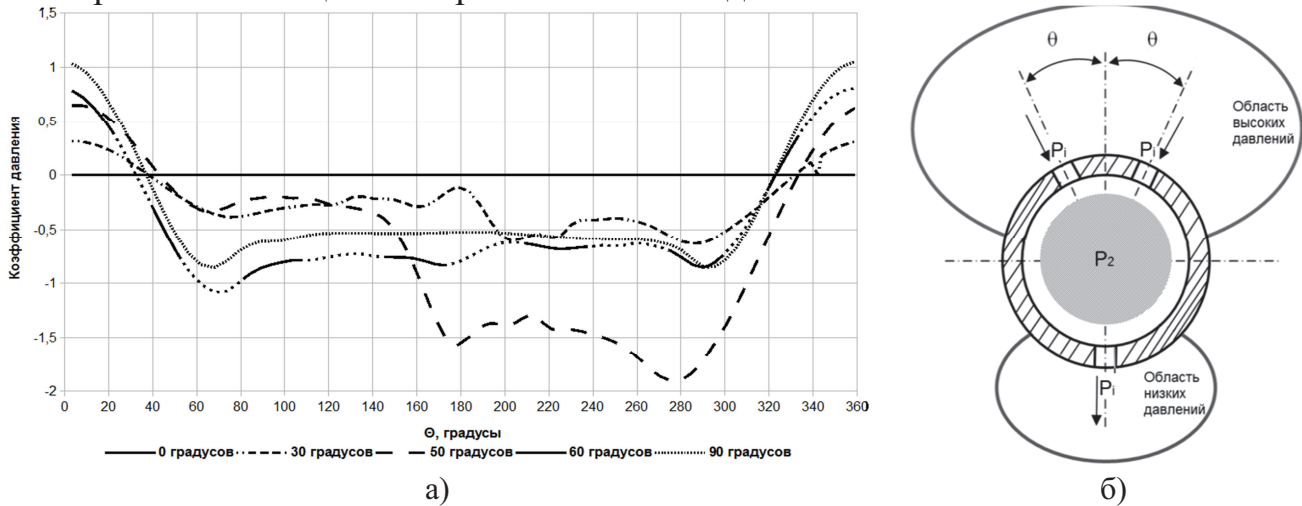


Рисунок 3 – а) распределение коэффициентов давлений, скорость 80 км/ч, расстояние от начала приемника 57 мм; б) схема движения воздуха из области высоких давлений в область низких давлений

В целом в камере статического давления должен соблюдаться баланс масс, который в первом приближении можно оценить как расход воздуха через отверстия отбора статического давления по следующим зависимостям:

$$\sum_{i=1}^n Q_i = \sum_{i=1}^n \mu \cdot S_i \sqrt{\frac{2}{\rho} (P_i - P_2)} = 0, \quad (3)$$

где Q_i – расход воздуха через i -е отверстие отбора статического давления; n – количество отверстий отбора статического давления; μ – коэффициент расхода, который равен по различным источникам 0.6 ÷ 0.7, можно принять одинаковым для расчета расходов Q_i ; S_i – площади поперечного сечения отверстий отбора статического давления; ρ – плотность воздуха, кг/м³; P_i – давление на внешней поверхности в зоне отбора статического давления; P_2 – искомое давление в камере статического давления.

Как видно из приведенного выражения (3), расход зависит от перепада давлений и от диаметра отверстий (площадь поперечного сечения) при прочих равных условиях. Таким образом, можно не только перемещать отверстия отбора

статического давления, а еще изменением диаметра отверстий добиться требуемой характеристики восприятия статического давления от угла скоса и скорости набегающего потока.

С целью проведения анализа изменения погрешностей восприятия давлений в зависимости от геометрических параметров приемника проведено математическое моделирование приемника с отверстиями, повернутыми на 45° , 70° , 135° относительно оси симметрии приемника. Исследовано влияние угла поворота отверстий относительно оси симметрии приемника на измерение статического давления в диапазонах углов скоса потока от 0° до 90° при скорости 50 км/ч и от 0° до 30° при скорости 150 и 250 км/ч.

Наименьшей погрешностью обладает приемник, отверстия которого повернуты вперед к потоку под углом 45° относительно оси симметрии – погрешность не превышает по высоте минус 8 м, по скорости 12 км/ч при скорости 50 км/ч и диапазоне углов скоса набегающего потока $0 \div 70^\circ$.

Математическое моделирование ПВД, рисунок 4а, со скошенной воспринимающей частью показало, что скос на определенный угол приводит к смещению угловой характеристики коэффициента полного давления на этот же угол по сравнению с угловой характеристикой приемника с исходной воспринимающей частью. Такой подход позволит воспринимать с меньшей погрешностью полное давление при изменении угла скоса потока.

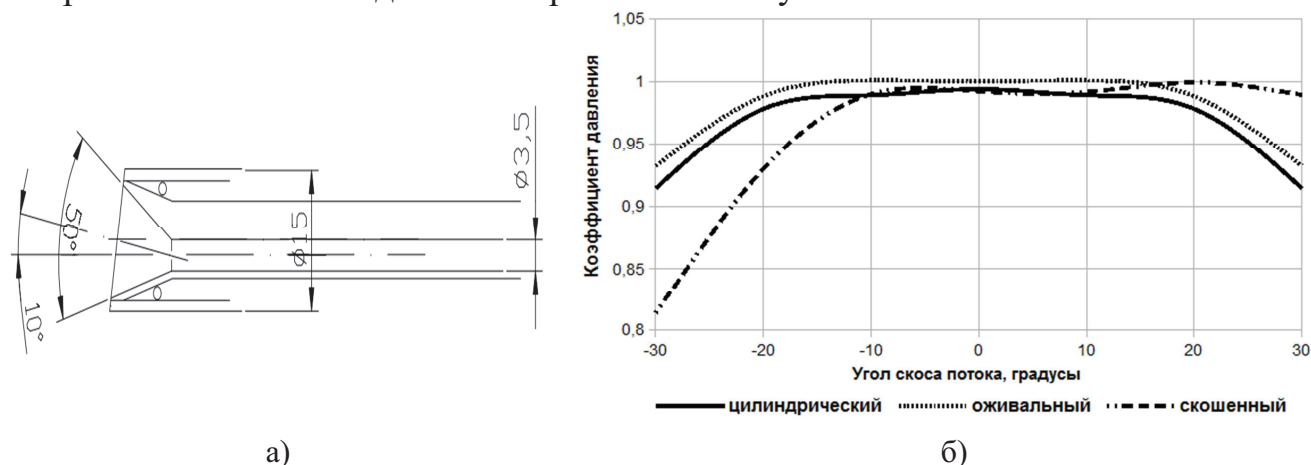


Рисунок 4 – а) геометрические размеры предлагаемого приемника; б) зависимость коэффициента полного давления от угла набегающего потока, скорость 250 км/ч

При угле скоса потока 30° величина коэффициента полного давления у приемника со скошенной на 10° воспринимающей частью – 0.99, с цилиндрической – 0.91, с оживальной – 0.93 при всех исследуемых скоростях 50–250 км/ч, что доказывает смещение угловой характеристики, рисунок 4б.

Проведено исследование распределения коэффициента статического давления по поверхности приемника с компенсационным контуром, которое дает возможность рассчитать требуемые координаты места расположения отверстий статического давления на компенсационном контуре.

На рисунке 5 представлено распределение коэффициента статического давления по поверхности приемника при скоростях 200–400 км/ч при нулевом угле скоса потока и расчетная схема изменения относительной координаты Z расположения отверстий статического давления.

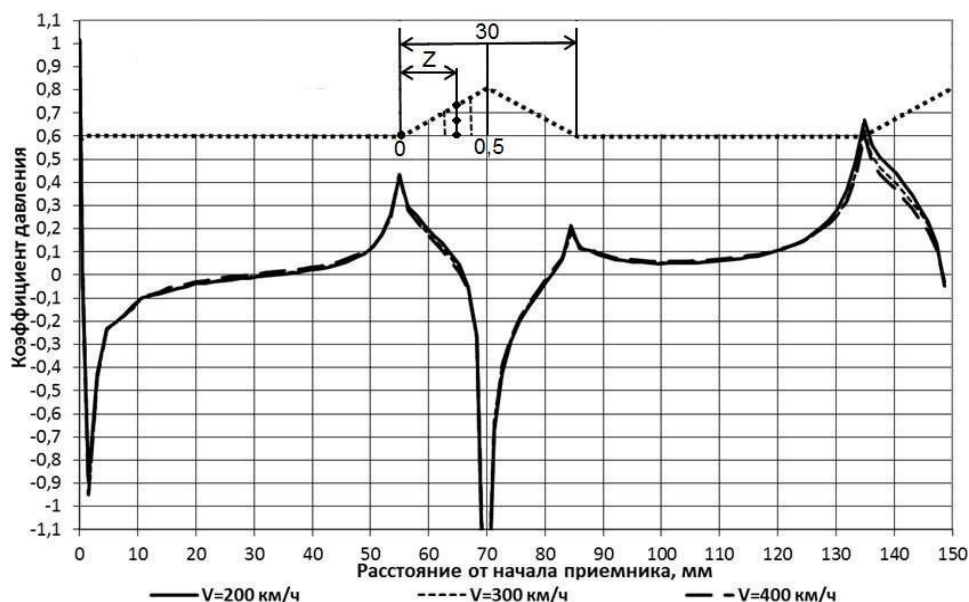


Рисунок 5 – Распределение коэффициента давления по поверхности ПВД и схема изменения относительной координаты Z

По полученным значениям коэффициента статического давления в зависимости от приборной скорости $V_{пр}$ и от координаты расположения воспринимающих отверстий Z на передней конфузорной части приемника при нулевом угле скоса потока можно определить диапазон изменения поправок для диапазона скоростей $80 \div 270$ км/ч. Для скорости набегающего потока $V_{пр}=250$ км/ч диапазон изменения коэффициента статического давления составляет от 0,187 до $-0,764$, диапазон поправок по высоте δH составляет от 52 м до -189 м, рисунок 6а, диапазон поправок по высоте δV составляет от -22 км/ч до 83 км/ч, рисунок 6б.

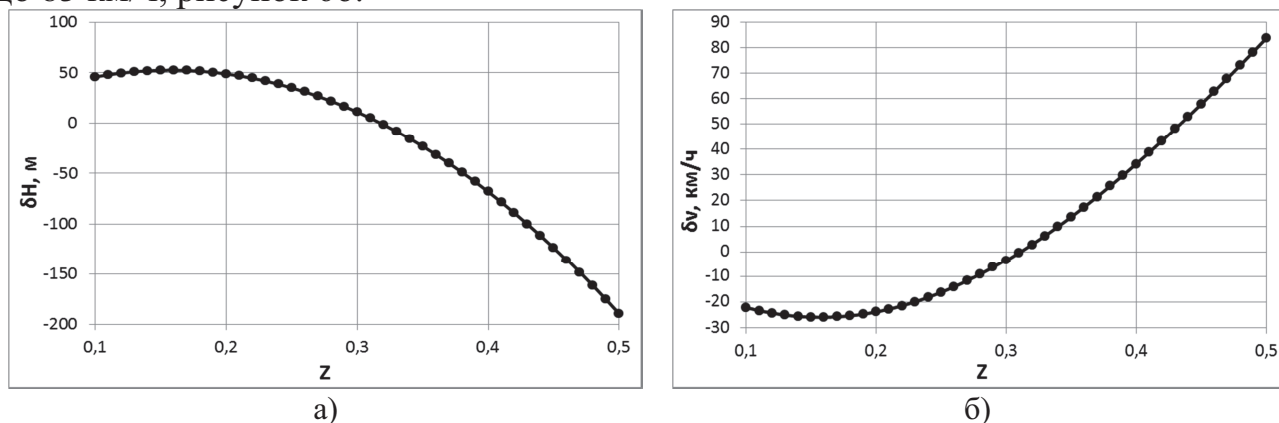


Рисунок 6 – Зависимость поправок а) по высоте δH от относительной координаты Z ; б) по скорости δV от относительной координаты Z

Таким образом, зная зависимость коэффициента местного статического давления от приборной скорости, можно рассчитать требуемую относительную координату места расположения ряда статических отверстий на передней конфузорной части приемника для компенсации погрешности восприятия статического давления.

В четвертой главе приведена методика компенсации погрешности измерения приборной скорости и высоты относительно угла скоса набегающего потока, разработана имитационная модель информационного комплекса высотно-

скоростных параметров, проведена оценка разработанной методики по результатам летных испытаний.

Для улучшения метрологических характеристик приемников воздушных давлений разработана методика компенсации погрешности измерения скорости и высоты с учетом угла скоса потока, где корректировка направлена только на статическое давление. С помощью данной методики можно оценить требуемый уровень компенсации воспринятых воздушных давлений в месте установки ПВД, зная который можно выбрать приемник с наиболее близкой метрологической характеристикой и сформировать требования на разработку нового.

Компенсация погрешности измерения высоты H достигается компенсацией статического давления. В случае, когда не учитывается угол скоса потока, необходимо приблизить измеренную высоту $H_{\text{ПВД}}$ к эталонной высоте $H_{\text{ЭТ}}$, они вычисляются по формулам:

$$H_{\text{ПВД}} = \frac{3,73144 - P_{\text{ст.ПВД}}^{0,1902631}}{0,000084173}, H_{\text{ЭТ}} = \frac{3,73144 - P_{\text{ст.ЭТ}}^{0,1902631}}{0,000084173}, \text{ м} \quad (4), (5)$$

где $P_{\text{ст.ПВД}}$ – статическое давление, воспринятое ПВД, мбар; $P_{\text{ст.ЭТ}}$ – эталонное статическое давление, мбар.

Задача сводится к приближению статического давления приемника $P_{\text{ст.ПВД}}$ к статическому давлению эталона $P_{\text{ст.ЭТ}}$. По результатам летных испытаний определяем $P_{\text{ст.местн}}$, т.е. давление в районе расположения приемника, тогда

$$H_{\text{ПВД}} = \frac{3,73144 - (P_{\text{ст.местн}} + 0,5 \cdot \rho \cdot V_{\text{ПВД}}^2 \cdot \bar{p})^{0,1902331}}{0,000084173}, \text{ м} \quad (6)$$

где $P_{\text{ст.местн}}$ – статическое давление в месте установки ПВД, Па; $V_{\text{ПВД}}$ – скорость, измеренная приемником воздушных давлений, м/с; $\bar{p}$ – требуемый уровень компенсации в виде коэффициента давления.

С другой стороны действительное значение статического давления $P_{\text{ст.ЭТ}}$ можно рассчитать в соответствии с руководящими материалами по формуле:

$$P_{\text{ст.ЭТ}} = p_0 \cdot \exp\left(-\frac{1}{29,27124} \cdot \int_{h_0}^h \frac{1}{T} dh\right), \text{ мм рт.ст.} \quad (7)$$

где p_0 – статическое давление у земли на высоте h_0 , мм рт.ст.; h – геометрическая высота полета, определенная с использованием средств траекторных измерений, м.

Приравниваем скобку из формулы (6) и правую часть формулы (7) выражаем искомый уровень компенсации:

$$\bar{p} = \frac{p_0 \cdot \exp\left(-\frac{1}{29,27124} \cdot \int_{h_0}^h \frac{1}{T} dh\right) - P_{\text{ст.местн}}}{0,5 \cdot \rho \cdot V_{\text{ПВД}}^2}. \quad (8)$$

Использование коэффициента давления, полученного в (8), позволяет скомпенсировать погрешность измерения статического давления для того, чтобы погрешность измерения высоты не выходила за допустимые пределы.

Аналогично рассмотрим компенсацию приборной скорости $V_{\text{пр}}$, которая вычисляется по формуле:

$$V_{\text{пр}} = 2739,3165 \sqrt{(1 + P_{\text{д}}/101325)^{\frac{1}{3,5}}}, \text{ км/ч.} \quad (9)$$

Уменьшение погрешности вычисления приборной скорости достигается путем компенсации динамического давления. Динамическим давлением P_d называется разность между полным давлением P_p и давлением воздушного потока на высоте полета - статическим давлением $P_{ст}$ или давление, которое численно равно скоростному напору, что справедливо для несжимаемого воздуха:

$$P_d = P_p - P_{ст} = q = 0,5 \cdot \rho \cdot V^2, \text{ Па} \quad (10)$$

где q – скоростной напор набегающего потока, Па; ρ – массовая плотность воздуха, кг/м³; V – скорость на произвольной высоте, км/ч.

В случае, когда не учитывается угол скоса потока, необходимо приблизить измеренную скорость $V_{ПВД}$ к эталонной скорости $V_{эт}$. Как известно, динамическое давление определяется по формулам:

$$P_{д.эт} = P_{п.эт} - P_{ст.эт} = 0,5 \cdot \rho \cdot V_{эт}^2, \text{ Па} \quad (11)$$

$$P_{д.ПВД} = P_{п.ПВД} - P_{ст.ПВД} = 0,5 \cdot \rho \cdot V_{ПВД}^2, \text{ Па} \quad (12)$$

где $P_{д.эт}$ – эталонное динамическое давление, Па; $P_{п.эт}$ – эталонное полное давление, Па; $P_{ст.эт}$ – эталонное статическое давление, Па; $V_{эт}$ – эталонная скорость, км/ч; $P_{д.ПВД}$ – динамическое давление, воспринятое ПВД, Па; $P_{п.ПВД}$ – полное давление, воспринятое в канале после камеры торможения, Па; $P_{ст.ПВД}$ – статическое давление, воспринятое ПВД, Па; $V_{ПВД}$ – скорость, измеренная приемником воздушных давлений, км/ч.

Из формул (11) и (12) следует, что задача сводится к приближению динамического давления приемника $P_{д.ПВД}$ к динамическому давлению эталона $P_{д.эт}$, тогда погрешность измерения приборной скорости будет минимальной.

Предполагается, что корректировка направлена только на статическое давление приемника $P_{ст.ПВД}$, а полное давление приемника $P_{п.ПВД}$ и эталона $P_{п.эт}$ совпадают, т.е. полное давление воспринимается без искажений.

Так как летные испытания проводятся с установкой какого-либо приемника, то необходимо учесть его коэффициент статического давления $\bar{p}_k$. Другими словами, зная $\bar{p}_k$ и $P_{д.ПВД}$, можно найти местное значение динамического давления $P_{д.местн}$:

$$P_{д.ПВД} = P_p - (P_{ст} + 0,5 \cdot \rho \cdot V_{эт}^2 \cdot \bar{p}_k) = P_{д.местн} - 0,5 \cdot \rho \cdot V_{эт}^2 \cdot \bar{p}_k, \text{ Па.} \quad (13)$$

В формуле (13) уместно взять скорость эталона, поскольку местная скорость в зоне установки ПВД чаще всего неизвестна.

Учитывая, что местное динамическое давление $P_{д.местн}$ и динамическое давление эталона $P_{д.эт}$ известны, находим требуемый уровень компенсации в виде коэффициента статического давления $\bar{p}$ для каждого значения эталонной скорости $V_{эт}$ (поскольку в зависимости от аэродинамического обтекания фюзеляжа летательного аппарата и ПВД меняется местное измеряемое давление $P_{д.местн}$):

$$P_{д.эт} = P_{д.местн} - \bar{p} \cdot 0,5 \cdot \rho \cdot V_{эт}^2, \text{ Па.} \quad (14)$$

Заменяя в выражении (14) давления на скорости, получаем:

$$\bar{p} = \frac{V_{ПВД}^2 + \bar{p}_k \cdot V_{эт}^2 - V_{эт}^2}{V_{эт}^2} = \frac{V_{ПВД}^2}{V_{эт}^2} + \bar{p}_k - 1, \quad (15)$$

где $\bar{p}$ – требуемый уровень компенсации динамического давления, причем $\bar{p} = f(V_{\text{эт}})$ является функцией от эталонной скорости $V_{\text{эт}}$.

В связи с тем, что сложно получить требуемую зависимость $\bar{p} = f(V_{\text{эт}})$, то выбирается среднее значение коэффициента давления $\bar{p}_B$, которое и оценивается в дальнейшем:

$$V'_{\text{ПВД}} = V_{\text{эт}} \cdot \sqrt{1 - \bar{p}_K + \bar{p}_B}, \text{ км/ч.} \quad (16)$$

Остаточная погрешность измерения скорости определяется по формуле:

$$\Delta V = V'_{\text{ПВД}} - V_{\text{эт}}, \text{ км/ч.} \quad (17)$$

Компенсация погрешности восприятия полного и статического давлений с учетом скоса набегающего потока проводится аналогично.

На основе представленной методики компенсации статического давления и полученных математических моделей ПВД в среде Simulink математического пакета MatLab разработана имитационная модель информационного комплекса высотно-скоростных параметров (ИКВСП), входящего в состав систем бортового оборудования вертолета, с помощью которой можно быстро и наглядно провести процедуру компенсации статического давления и посмотреть результаты. Также проведена ее апробация на примере полетных данных. Общий вид реализованной модели приведен на рисунке 7.

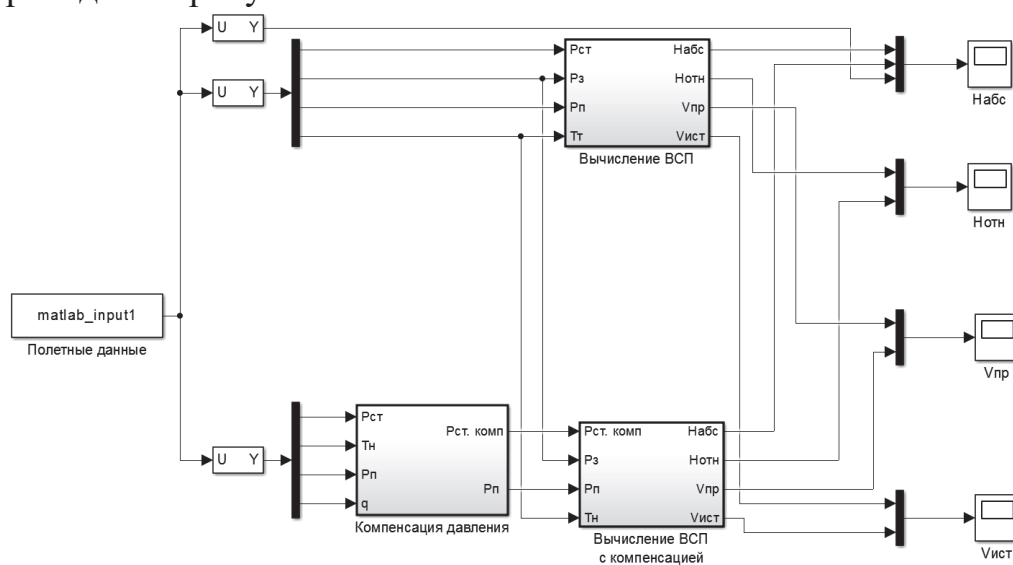


Рисунок 7 – Общая структура модели

На рисунке 7 приняты следующие обозначения: $P_{\text{п}}$, $P_{\text{ст}}$ – полное и статическое давления воздушного потока, Па; $P_{\text{ст.комп}}$ – статическое давление воздушного потока после компенсации, Па; $P_{\text{з}}$ – давление у земли, Па; $T_{\text{п}}$ – температура воздушного потока, К; $V_{\text{пр}}$ – приборная скорость, км/ч; $V_{\text{ист}}$ – истинная воздушная скорость, км/ч; $H_{\text{абс}}$ – абсолютная барометрическая высота полета, м; $H_{\text{отн}}$ – относительная высота полета, м.

В соответствии со структурной схемой ИКВСП состоит из двух приемников воздушных давлений, находящихся с правой стороны от оси симметрии вертолета, и одного приемника с левой. Результаты моделирования высоты $H_{\text{абс}}$ по данным, выдаваемым приемником слева, представлены на рисунке 8. Для остальных параметров правого нижнего и верхнего приемников получились аналогичные результаты.

Проведенное моделирование показало соответствие полученных результатов в MatLab Simulink полученному аналитическому решению. Вопрос компенсации погрешности измерения высоты или скорости решается индивидуально для каждого объекта. Преимуществом разработанной модели является возможность использования полетных данных без какой-либо предварительной обработки, в том числе и нескольких полетов одновременно с оценкой математического ожидания и дисперсии.

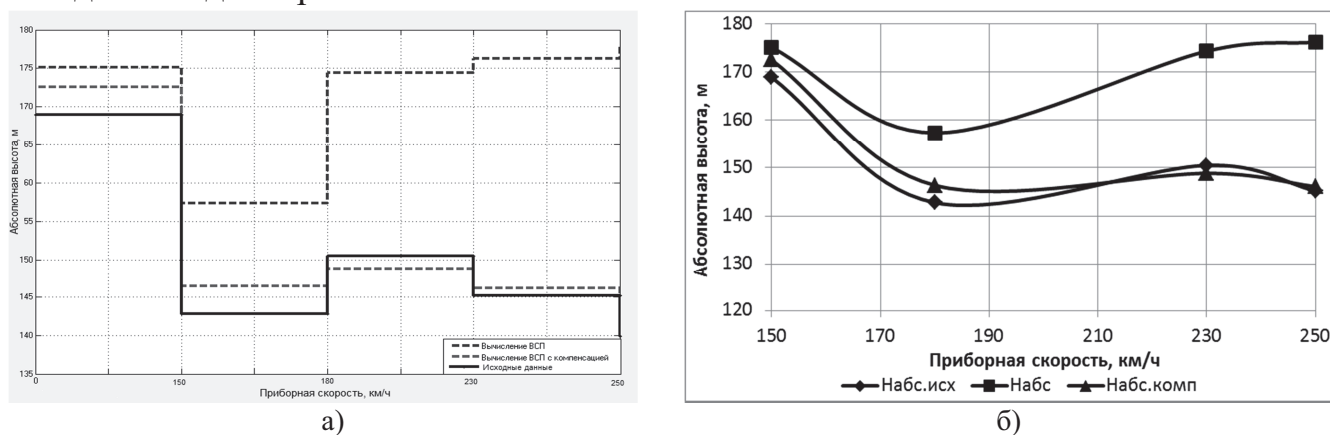


Рисунок 8 – Зависимость абсолютной высоты H_{abs} от $V_{пр}$: а) расчет MatLab Simulink; б) расчет Microsoft Excel

Предложенная методика компенсации погрешности измерения скорости и высоты оценена по результатам данных 6-ти полетов за 2015 год на объекте МИ-171А2 для режимов горизонтального полета. Для этого использованы воспринятые приемниками (два справа и один слева) воздушные давления, а также данные комплекса бортовых траекторных измерений. На рисунке 9 показана структурная схема ИКВСП.

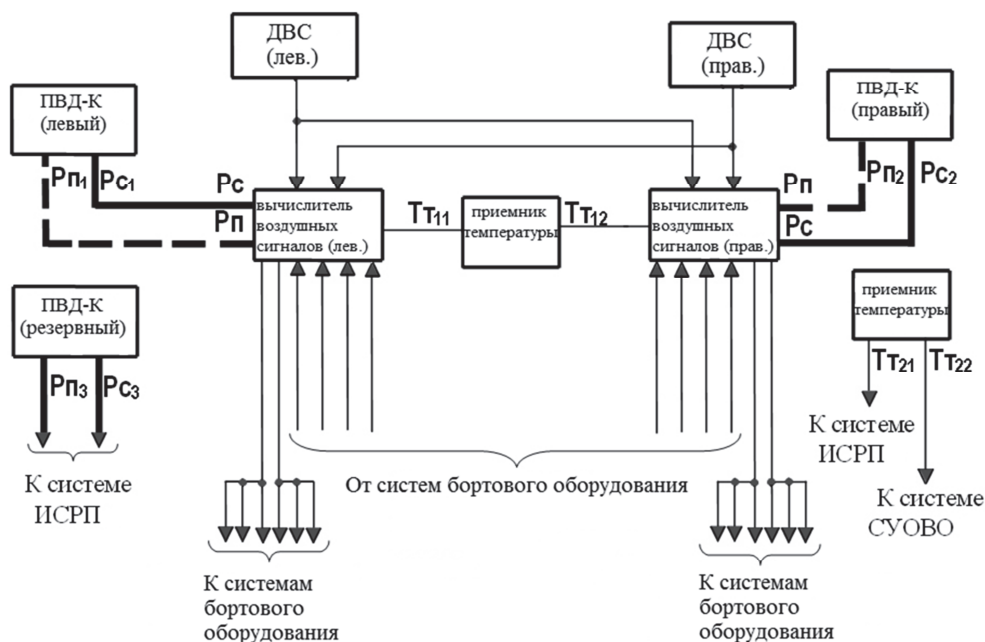


Рисунок 9 – Структурная схема комплекса ИКВСП

Анализ полетных данных показал, что в диапазоне скоростей 240÷280 км/ч погрешность измерения скорости не соответствует Авиационным правилам (не более ± 10 км/ч) для всех приемников воздушных давлений. Как следствие,

необходима компенсация приборной скорости в указанном диапазоне скоростей. В соответствии с формулой (15) были получены значения коэффициентов давления, необходимые для компенсации погрешности измерения скорости, рисунок 10.

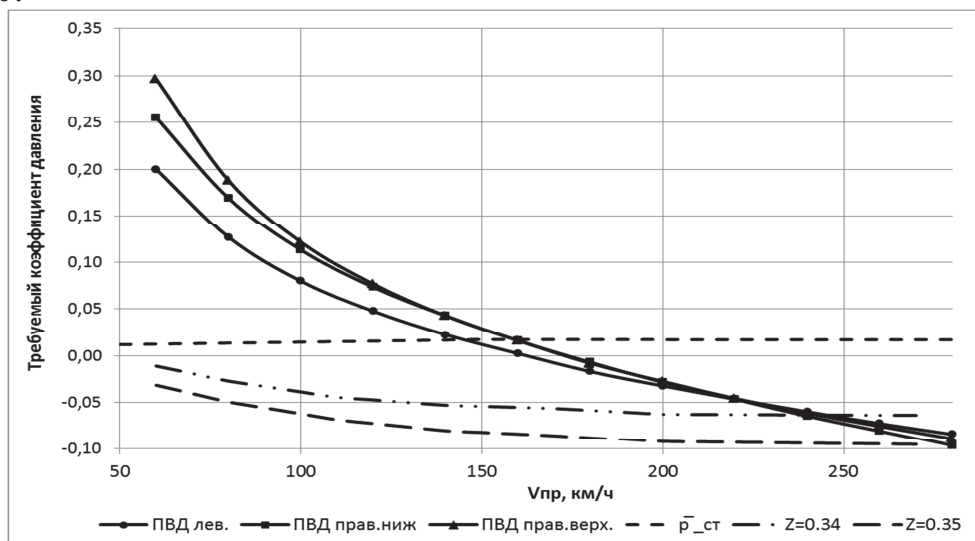


Рисунок 10 – Требуемые коэффициенты давления для трех приемников, коэффициент статического давления ПВД-К ($Z=0.34$, $Z=0.35$)

Для возможности конструктивной компенсации рассмотрен коэффициент статического давления изолированного приемника ПВД-К.

Исходя из требований уменьшить погрешности измерения скорости в диапазоне скоростей 240÷280 км/ч и анализа расчета при различных значениях относительной координаты места расположения ряда статических отверстий на приемнике, были получены значения координаты $Z=0.34-0.35$ ($\bar{p}_{ПВД-К} \approx \bar{p}$ при скоростях 240÷280 км/ч). Коэффициенты статического давления изолированного приемника $\bar{p}_{ПВД-К}$ для координат $Z=0.34$ и $Z=0.35$ в зависимости от приборной скорости представлены на рисунке 10.

Погрешность измерения приборной скорости для выбранных вариантов, рассчитанных в соответствии с формульными зависимостями (16,17), представлены на рисунке 11.

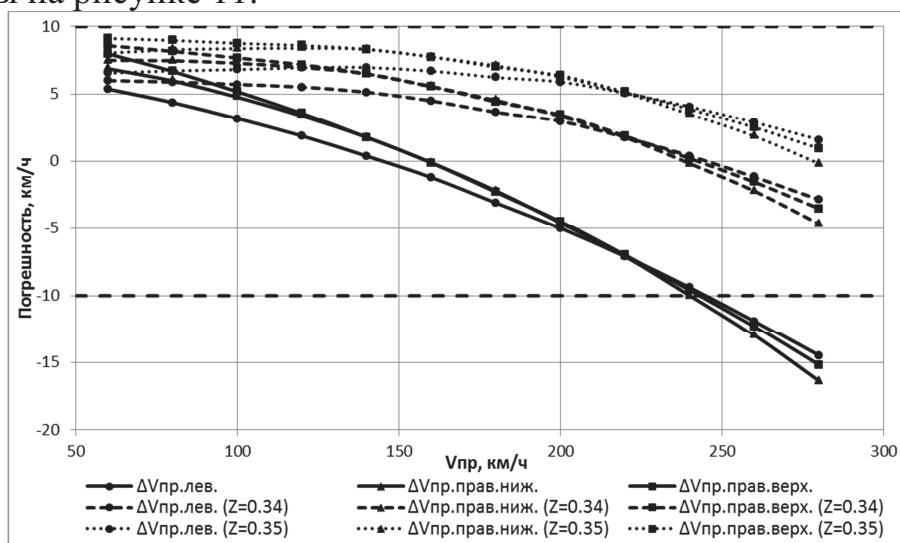


Рисунок 11 – Погрешность измерения приборной скорости для выбранных вариантов компенсации

Из рисунка 11 видно, что исходная погрешность, находящаяся в пределах от $-16,4$ до $9,4$ км/ч в диапазоне скоростей $240 \div 280$ км/ч, после компенсации воспринимаемого статического давления снизится до допустимых пределов - не более ± 10 км/ч для всех выбранных значений относительной координаты Z места расположения ряда статических отверстий.

Из анализа полетных данных в горизонтальном режиме в части погрешности измерения высоты следует, что в диапазоне скоростей $180 \div 250$ км/ч погрешности не соответствуют требованиям Авиационных правил (не более ± 10 м). По приведенной методике компенсации погрешности измерения высоты, в соответствии с формулой (8), получили требуемую величину компенсации в зависимости от приборной скорости для каждого приемника. Данные зависимости близки к распределению коэффициента статического давления изолированного приемника ПВД-К, имеющего конструктивную компенсацию статического давления.

В диапазоне $180 \div 250$ км/ч требуемый коэффициент давления приблизительно равен значению $\bar{p}_{\text{ст}} = 0,12$, что соответствует коэффициенту статического давления изолированного приемника для координаты $Z=0.26$. Таким образом, конструкцией приемника реализуется требуемая аэродинамическая поправка по высоте и остаточная погрешность измерения высоты для выбранного варианта не выходит за пределы допустимой погрешности ± 10 м и равна от $-6,84$ до $6,68$ м в диапазоне скоростей $180 \div 250$ км/ч, рисунок 12.

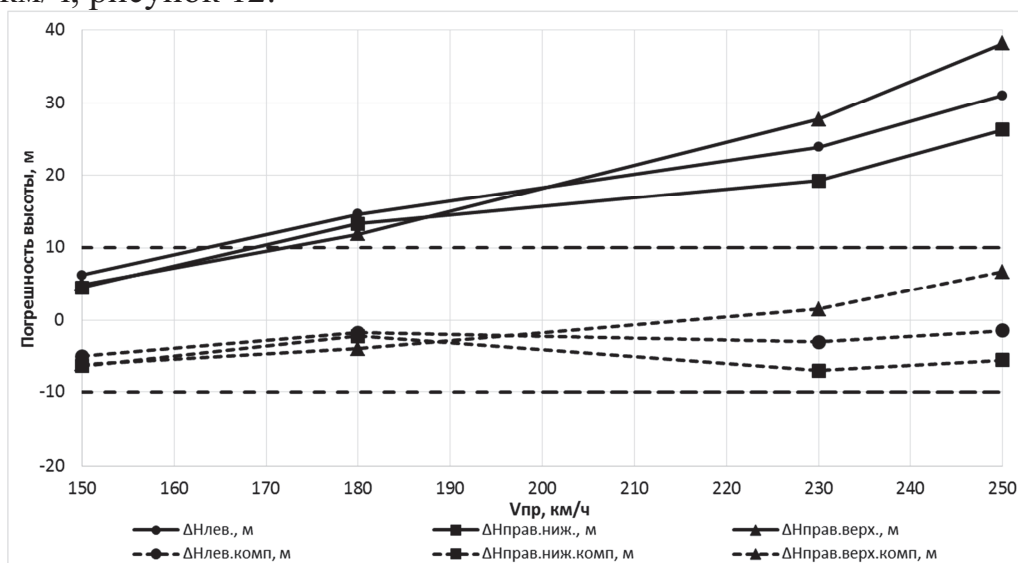


Рисунок 12 – Остаточная погрешность измерения высоты для выбранного варианта компенсации

В **заключении** представлены основные результаты работы.

1. Разработана методика математического моделирования внешнего обтекания ПВД воздухом, соблюдение которой гарантирует получение результата моделирования с погрешностью не более 1,5% от результатов экспериментов для скоростей $50 \div 250$ км/ч и углов скоса потока в пределах 20° . Применение методики в процессе научно-исследовательской работы позволит заменить часть экспериментальных исследований математическим моделированием и сократить время разработки в 2 и более раз.

2. Разработаны математические модели восприятия полного и статического давления приемниками в зависимости от скорости и угла скоса набегающего потока. Погрешность аппроксимации приборной скорости составляет приблизительно 2,5%, высоты не более 1% от допустимой погрешности ± 10 км/ч и ± 10 м в исследуемом диапазоне скоростей (50÷250 км/ч) и углов скоса потока (0÷60°).

3. Математическое моделирование распределения давления в плоскости поперечного сечения показало, что близкое к нулевому значение коэффициента давления получается при Θ : от 20° до 40° и от 320° до 340° для исследуемого диапазона скоростей и углов скоса потока, что доказывает необходимость расположения отверстий статического давления в данных местах для минимальной погрешности определения ВСП.

4. Предложена математическая модель, основанная на постоянстве массового расхода, из которой следует, что расход зависит от перепада давлений и от диаметра отверстий (площади поперечного сечения), это позволяет регулировать статическое давление изменением диаметра отверстий и добиться требуемой характеристики восприятия статического давления от угла скоса и скорости набегающего потока в месте установки на борту вертолета.

5. Проведенный анализ изменения погрешностей восприятия давлений от геометрических параметров приемника показал, что поворот отверстий статического давления вперед к потоку под углом относительно оси симметрии влияет на измерение статического давления и наименьшей погрешностью обладает приемник с углом поворота отверстий под 45°. Скос воспринимающей части на определенный угол приводит к смещению угловой характеристики коэффициента полного давления на такой же угол по сравнению с угловой характеристикой приемника с исходной воспринимающей частью. Результаты исследования распределения коэффициента статического давления по поверхности приемника с компенсационным контуром дают возможность рассчитать требуемые координаты места расположения отверстий статического давления на компенсационном контуре.

Таким образом, это дает широкий выбор вариантов компенсации восприятия полного и статического давления в местах установки ПВД.

6. Разработана методика компенсации погрешности измерения скорости и высоты с учетом угла скоса потока, где корректировка направлена только на статическое давление, которая позволит обеспечить системы бортового оборудования вертолета первичной информацией с требуемой погрешностью измерения за счет выбора приемника с наиболее близкой метрологической характеристикой или позволит сформировать требования на разработку нового.

7. Разработана математическая модель информационного комплекса высотно-скоростных параметров, входящего в общий контур управления вертолета, в которой реализована компенсация воспринятых воздушных давлений. Проведенное моделирование показало соответствие полученных результатов в MatLab Simulink полученному аналитическому решению.

8. Проверка методики компенсации погрешности измерения приборной скорости по результатам полетных данных в диапазоне скоростей 240÷280 км/ч

(исходная погрешность измерения высоты от $-16,4$ до $9,4$ км/ч) показала, что остаточная погрешность измерения приборной скорости после проведения компенсации соответствует требованиям Авиационных правил (не более ± 10 км/ч) и равна для координаты $Z=0,34$ от $-4,7$ до $0,4$ км/ч, а для координаты $Z=0,35$ от $-0,2$ до $4,1$ км/ч.

9. Проверка методики компенсации погрешности измерения высоты при горизонтальном полете в диапазоне скоростей $180 \div 250$ км/ч (исходная погрешность измерения высоты от $11,88$ до $38,21$ м) показала, что остаточная погрешность измерения высоты после проведения компенсации соответствует требованиям Авиационных правил (не более ± 10 м) и равна для координаты $Z=0,26$ от $-6,64$ до $6,68$ м.

Из-за различия характеров изменения полного и статического давлений достичь одновременного соответствия погрешностей измерения скорости и высоты установленным требованиям за счет компенсации только статического давления не представляется возможным. Такое соответствие позволит осуществить дополнительная корректировка восприятия полного давления.

Список опубликованных работ по теме диссертации

Публикации в изданиях, рекомендованных ВАК

1. Моисеев, В.Н. Сравнение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований приемника воздушного давления ПВД-КЗ-1/ В.Н. Моисеев, М.М. Дубинина, А.А. Павловский, М.Ю. Сорокин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. – 2012. – №5(36). – Ч. 2. – С. 229-235.

2. Дубинина, М.М. Методика математического моделирования зондовых средств восприятия воздушных давлений/ М.М. Дубинина, М.Ю. Сорокин // Датчики и системы. – 2013. – №6. – С. 9-13.

3. Дубинина, М.М. Математическая модель распределения давления по поперечному сечению приемника воздушных давлений/ М.М. Дубинина, М.Ю. Сорокин // Автоматизация процессов управления. – 2015. – №4(42). – С. 96-100.

4. Дубинина, М.М. Применение средств вычислительной газодинамики для математического моделирования/ М.М. Дубинина // Известия Самарского научного центра РАН. – 2016. – Т. 18, №4(3). – С. 669-674.

5. Дубинина, М.М. Применение численных методов в разработке зондовых средств восприятия воздушных давлений/ М.М. Дубинина, М.Ю. Сорокин // Известия Самарского научного центра РАН. – 2016. – Т. 18, №4(6). – С. 1287-1293.

Патенты и авторские свидетельства

6. Патент на полезную модель №135813, МКП G01P 5/165. Приемник статического и полного давлений преимущественно для вертолетов / Белов В.П., Дубинина М.М., Истомин Д.А., Кожевников В.И., Макаров Н.Н., Моисеев В.Н., Сорокин М.Ю.; заявитель и патентообладатель ОАО «УКБП» – заявка №2013121143/28; заяв. 07.05.2013; опубл. 20.12.2013.

Основные публикации в других изданиях

7. Моисеев, В.Н. Сравнение моделей турбулентности при внешнем обтекании приемника воздушных давлений / В.Н. Моисеев, М.М. Дубинина, М.Ю. Сорокин, А.А. Павловский // Системы управления жизненным циклом авиационной техники: актуальные проблемы, исследования, опыт внедрения и перспективы развития: тр. III Междунар. науч.-пр. конф. – Ульяновск : УлГУ, 2012. – Т. 1. – С. 235-242.

8. Моисеев, В.Н. Сравнение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований приемника воздушного давления ПВД-КЗ-1/ В.Н. Моисеев, М.М. Дубинина, А.А. Павловский, М.Ю. Сорокин // Самолетостроение России, проблемы и перспективы: тезисы докладов симпозиума с междунар. участием. – Самара : СГАУ, 2012. – С. 276-277.

9. Моисеев, В.Н. Сравнение форм воспринимающих частей приемников воздушного давления / В.Н. Моисеев, М.М. Дубинина, М.Ю. Сорокин, А.А. Павловский // Современные технологии, материалы, оборудование и ускоренное восстановление квалифицированного кадрового потенциала – ключевые звенья в возрождении отечественного авиа- и ракетостроения: сб. докладов 6-й Междунар. науч.-техн. конф. – Казань : Изд-во «Вертолет», 2012. – Т. IV. – С. 306-312

10. Дубинина, М.М. Выбор схем численного решения уравнений при математическом моделировании зондовых средств восприятия давлений / М.М. Дубинина, М.Ю. Сорокин // Краткие сообщения XXXIII Всероссийской конференции по проблемам науки и технологий. В 2 т. Т. 1. – Миасс : МСНТ, 2013. – С. 115-117.

11. Дубинина, М.М. Выбор схем численного решения уравнений при математическом моделировании зондовых средств восприятия давлений / М.М. Дубинина, М.Ю. Сорокин // Тезисы докладов XXXIII Всероссийской конференции по проблемам науки и технологий. – Миасс : МСНТ, 2013. – С. 47.

12. Дубинина, М.М. Выбор модели турбулентности для математического моделирования зондовых средств восприятия давлений / М.М. Дубинина, М.Ю. Сорокин // Вестник Ульяновского государственного технического университета. – 2013. – №2. – С. 28-32.

13. Дубинина, М.М. Обзор средств подготовки сетки конечных элементов для вычислительной газодинамики / М.М. Дубинина // Информатика и вычислительная техника: сб. науч. тр. 6-й Всероссийской науч.-техн. конф. аспирантов, студентов и молодых ученых ИВТ-2014/ под общ. ред. В.Н. Негоды. – Ульяновск : УлГТУ, 2014. – С. 171-175.

14. Моисеев, В.Н. Выбор модели турбулентности в программе Open Foam при моделировании приемников воздушных давлений / В.Н. Моисеев, М.М. Дубинина, М.Ю. Сорокин, И.П.Ефимов // Вузовская наука в современных условиях: сб. матер. 48-й науч.-техн. конф. в 2 ч. Ч. 2. – Ульяновск : УлГТУ, 2014. – С. 73-76.

15. Дубинина, М.М. Опыт применения программ с открытым кодом при математическом моделировании турбулентных течений / М.М. Дубинина, М.Ю. Сорокин // Вузовская наука в современных условиях: сб. матер. 48-й науч.-техн. конф. В 3 ч. Ч. 2. – Ульяновск : УлГТУ, 2014. – С. 70-73.

16. Dubinina M., Sorokin M. Influence numerical schemes to estimate error of air pressure probe // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. – St. Petersburg, 2014. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0687_paper.pdf, свободный. Яз. англ.

17. Дубинина, М.М. Сравнение программ для математического моделирования зондовых средств восприятия воздушных давлений / М.М. Дубинина, М.Ю. Сорокин // Вузовская наука в современных условиях: сб. матер. 49-й науч.-техн. конф. В 3 ч. Ч. 2. – Ульяновск : УлГТУ, 2015. – С. 73-76.

18. Дубинина, М.М. Обзор графических интерфейсов программ с открытым исходным кодом для вычислительной газодинамики/ М.М. Дубинина // Информатика и вычислительная техника: сб. науч. тр. 8-й Всероссийской науч.-техн. конф. аспирантов, студентов и молодых ученых ИВТ-2016/ под общ. Ред. В.Н. Негоды. – Ульяновск : УлГТУ, 2016. – С. 118-122.

19. Дубинина, М.М. Способ аэродинамической компенсации восприятия статического давления приемника воздушных давлений / М.М. Дубинина, М.Ю. Сорокин // Вузовская наука в современных условиях: сб. матер. 50-й науч.-техн. конф. в 3 ч. Ч. 2. – Ульяновск : УлГТУ, 2016. – С. 74-78.

20. Dubinina M., Sorokin M. Modelling of air pressure sensing probes // Радиоэлектронные технологии. – 2016. – №5. – С. 26-29.

21. Цыбина, М.М. Разработка методики компенсации погрешности измерения приборной скорости и высоты / М.М. Цыбина, М.Ю. Сорокин // Вузовская наука в современных условиях: сб. матер. 51-й науч.-техн. конф. в 3 ч. Ч. 2. – Ульяновск : УлГТУ, 2017. – С. 78-80.

Цыбина Мария Михайловна

Разработка и исследование приемников воздушных давлений для систем бортового оборудования вертолета

Автореферат

Подписано в печать 10.01.2018. Формат 60×84/16.

Усл.печ.л.1,39. Тираж 100 экз. Заказ №3.

ИПК «Венец» УлГТУ, 432027, г. Ульяновск, Северный Венец, 32.