

На правах рукописи



Моисеев Владимир Николаевич

**РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ ДАТЧИКОВ
АЭРОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ С
ПОВЫШЕННЫМИ ТОЧНОСТНЫМИ
ХАРАКТЕРИСТИКАМИ**

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

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Ульяновск – 2014

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

Научный руководитель – кандидат технических наук, доцент,
Ефимов Иван Петрович

Официальные оппоненты:

Солдаткин Владимир Михайлович,
доктор технических наук, профессор,
ФГБОУ ВПО "Казанский национальный
исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева-КАИ", кафедра «Приборов
и информационно-измерительных систем»,
зав. кафедрой

Емельянов Григорий Александрович,
кандидат технических наук,
ООО «Промавтоматика»,
инженер-программист


Ведущая организация – **ФГБОУ ВПО «Ульяновское высшее
авиационное училище гражданской
авиации (институт)»**, г. Ульяновск

Защита состоится «28» января 2015 г. в 12 часов 00 минут на заседании
диссертационного совета Д 212.277.01 при Ульяновском государственном
техническом университете по адресу: 432027, г. Ульяновск, ул. Северный Венец,
32 (ауд. 211, Главный корпус).

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Ульяновского
государственного технического университета. Также диссертация и автореферат
размещены в Internet на сайте УлГТУ - <http://www.ulstu.ru/>

Автореферат разослан «28» ноября 2014 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета,
доктор технических наук, профессор

 **Смирнов Виталий Иванович**

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Для автоматизированного и автоматического управления летательными аппаратами необходимо получение информации о высоте и скорости полета, которые рассчитываются на основе информации о полном и статическом давлении набегающего воздушного потока. Аналогичная задача возникает при автоматизации управления технологическими процессами, где необходимо контролировать скорость и давление газовых потоков.

В настоящее время вычисление скорости и высоты полета летательных аппаратов (ЛА) производится косвенным методом, основанным на измерении статического и полного давлений с помощью датчиков аэрометрических параметров (ДАП). Существуют отдельные приемники полного давления (ППД), приемники статического давления (ПСД) и комбинированные приемники воздушных давлений (ПВД). Также в полете необходимы сведения по местным углам атаки и скольжения, скорости по продольной и поперечным осям ЛА. Для этого предназначены приемники воздушных давлений на двухступенном подвесе, называемые датчики вектора скорости (ДВС).

Ужесточаются требования к измерению высотно-скоростных параметров, появляются новые типы и модификации ЛА, что вызывает необходимость проектировать новые ДАП и совершенствовать их точностные характеристики.

ДАП во многом определяют точностные и эксплуатационные характеристики системы воздушных сигналов (СВС). К ним относятся диапазоны измерения, точность, габаритные размеры. К ДАП предъявляются высокие точностные требования, поэтому за счет применения математического моделирования и математических моделей в процессе разработки можно уменьшить число экспериментальных исследований и добиться повышения скорости и снижения себестоимости.

Разработкой авиационных ДАП занимаются отечественные и зарубежные фирмы: Ульяновское конструкторское бюро приборостроения (Россия), Восход (Россия); Rosemount Engineering (США), Jaeger (Франция), Badin Crouzet (Франция), Honeywell Corp. (США) и другие.

Значительный вклад в разработку ДАП внесли: А.Н. Петунин, Е.С. Вождаев (ФГУП «ЦАГИ»), В.П. Бутов, А.И. Акимов (ЛИИ), Б.М. Абрамов, Г.Е. Бельфор, Б.В. Лебедев (НИИАО), Э.А. Петросян, В.В. Иванов, Ю.Г. Соковиков, В.Б. Альперович, О.Н. Варванин (УВЗ), А.Н. Птицын, А.Н. Иванов (МВЗ), А.Ю. Лисс, М.И. Мануйлов (КФ МВЗ), В.Г. Кравцов, А.К. Панкратов, Н.В. Алексеев, Р.Г. Чачикян (Аэроприбор-Восход), Г.И. Ключев, Н.Н. Макаров (ОАО «УКБП»), В.А. Ференец, В.М. Солдаткин, А.А. Порунов, В.В. Солдаткин (КГТУ-КАИ), Н.Г. Федоров, Г.В. Конюхов, И.П. Ефимов (УлГТУ), D.F. Daw, T.A. Egolf, R.B. Grau, J. Kaletka, N.M. Komerach, S.G. Lion, P.E. Lorber, B. Miller, V.E. Neredka, W. Johnson, R.P. Smith, P.E. Sheridan, F.A. Summerling, T.L. Tompson, G. Yamauchi и другие отечественные и зарубежные ученые и специалисты.

При использовании ДАП возникают задачи по улучшению точности определения приборной скорости и высоты полета при увеличении углов схода потока, в том числе в условиях воздействия индуктивного потока от несущего

винта ЛА. Основными направлениями по улучшению ДАП являются снижение габаритных размеров и лобового сопротивления, а также расширение диапазона измеряемых скоростей в меньшую сторону.

При установке на вертолет геометрическую форму и размеры ДВС необходимо выбирать из условий максимального ориентирующего момента при наименьшем лобовом сопротивлении.

Работы по совершенствованию ДАП ведутся в следующих направлениях.

1. Расширение диапазонов измерения по скорости и углам скоса.
2. Повышение чувствительности на малых скоростях.
3. Повышение точности измерения в условиях работы при всех дестабилизирующих факторах (например, при сильном ветре, в условиях воздействия индуктивного потока от винта вертолета и т.д.).

Для увеличения скорости и уменьшения стоимости проектирования на современных предприятиях применяется математическое моделирование ДАП.

Целью диссертационной работы является повышение точностных характеристик ДАП и разработка методики проектирования ДАП с повышенными точностными характеристиками. Данная цель достигается разработкой математических моделей, проведением экспериментальных исследований, выработкой рекомендаций разработчику и разработкой усовершенствованных ДАП.

Задача научного исследования заключается в разработке и исследовании ДАП по результатам их математического моделирования и экспериментальных исследований.

Цель диссертационной работы достигается решением следующих задач.

1. Обзор и анализ современных методов и средств повышения точностных характеристик ДАП, а также методов и средств проектирования, позволяющих получать ДАП с требуемыми характеристиками.
2. Разработка математических моделей ДАП, предназначенных для исследования точностных характеристик и разработки ДАП с повышенными точностными характеристиками.
3. Исследование ДАП с целью повышения чувствительности к измеряемым параметрам.
4. Определение влияния параметров ДАП на точностные характеристики.
5. Разработка методики проектирования, основанной на использовании математического моделирования, для проектирования ДАП с повышенными точностными характеристиками.
6. Разработка ДАП с повышенными точностными характеристиками.

Методы исследования. При решении поставленной задачи использовались методы математического моделирования физических процессов, статистической обработки результатов, математические модели строились с применением метода многомерной регрессии, анализа экспериментальных и теоретических исследований.

Научная новизна работы заключается в следующем.

1. Разработан комплекс математических моделей для подбора геометрических параметров ДАП с заданными характеристиками.

2. Проведено исследование влияния параметров ДАП на их точностные характеристики с целью получения рекомендаций разработчику датчиков аэрометрических параметров.

3. Предложены пути уменьшения погрешности восприятия полного и статического давлений ДАП и увеличения устанавливающих моментов ДВС.

Практическая ценность. Одним из результатов работы является создание научно-обоснованной методики проектирования ДАП с повышенными точностными характеристиками, основанной на использовании комплекса математических моделей и математического моделирования с использованием рекомендуемой модели турбулентности.

Выбрана наиболее адекватная модель турбулентности для математического моделирования ДАП, обеспечивающая наилучшую точность и приемлемую скорость сходимости решения.

Разработаны новые конструкции ДАП с повышенными точностными характеристиками.

Достоверность полученных результатов базируется на построении адекватных математических моделей, сравнении полученных математических моделей с экспериментальными исследованиями, использовании экспериментально подтвержденных результатов математического моделирования, а также на опыте внедрения и использования полученных научно-технических результатов.

Реализация и внедрение результатов. Полученные в работе научные и практические результаты внедрены на ОАО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения» в практике опытно-конструкторских работ по исследованию, проектированию и внедрению бортовых систем при непосредственном участии диссертанта. Ряд полученных результатов внедрен в учебный процесс подготовки инженеров по специальности «Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы».

Апробация работы. Основные положения и результаты диссертационной работы докладывались на ежегодных научно-технических конференциях УлГТУ «Вузовская наука в современных условиях» (Ульяновск, 2011–2014), Летней Суперкомпьютерной Академии МГУ имени М.В. Ломоносова (Москва, 2012), симпозиуме с международным участием «Самолетостроение России. Проблемы и перспективы» (Самара, 2012), III международной научно-практической конференции «Системы управления жизненным циклом изделий авиационной техники: актуальные проблемы, исследования, опыт внедрения и перспективы развития» (Ульяновск, 2012), IV международной молодежной научной конференции «Гражданская авиация: XXI век» (Ульяновск, 2012), IV международной научно-технической конференции «Современные научно-технические и инновационные проблемы транспорта» (Ульяновск, 2012), IV всероссийской научно-технической конференции аспирантов, студентов и молодых ученых ИВТ-2012 (Ульяновск, 2012), VI международная научно-практическая конференция «Современные

технологии, материалы, оборудование и ускоренное восстановление квалифицированного кадрового потенциала – ключевые звенья в возрождении отечественного авиа- и ракетостроения» (Казань, 2012), всероссийской научно-технической конференции «Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы (ИВК-2013)» (Ульяновск, 2013).

Публикации. По теме диссертации опубликовано 20 печатные работы, в том числе 16 статей, 4 из которых в журналах из списка ВАК, 2 материалов и тезисов докладов, получено 2 патента на полезные модели. Также опубликовано два методических указания к лабораторным работам для студентов.

Основные положения, выносимые на защиту.

1. Комплекс математических моделей для подбора геометрических параметров ДАП, обеспечивающих требуемые точностные характеристики в зависимости от типа ЛА и места установки на борту.

2. Результаты исследований ДАП, полученные экспериментально и в результате математического моделирования, показывающие влияние параметров ДАП на их точностные характеристики и чувствительность к измеряемым параметрам.

3. Методика проектирования ДАП с повышенными точностными характеристиками, основанная на использовании комплекса математических моделей и математического моделирования с использованием рекомендуемой модели турбулентности.

4. Новые конструкции ДАП с повышенными точностными характеристиками.

Структура и объем работ.

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав с выводами, заключения, списка литературы, включающего 106 наименований. Основная часть работы изложена на 184 листах машинописного текста. Работа содержит 92 рисунка и 52 таблицы.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы исследований и выделены направления повышения точностных характеристик, обозначены цели и задачи работы, приведены основные положения, выносимые на защиту.

В первой главе приведены основные характеристики ДАП, информационно-аналитический обзор литературы по разработке и математическим моделям ДАП, выбраны пути их улучшения и направление исследования.

Управление полетом осуществляется по следующей схеме (рисунок 1): бортовая система управления (БСУ) получает сведения о полном и статическом давлении, вычисляет высоту, приборную скорость, число Маха и т.п., затем на их основе формирует управляющие сигналы δ_i .

Погрешности в определении высотно-скоростных параметров складываются из погрешностей (рисунок 2): восприятия давлений,

преобразования полного и статического давления в цифровую информацию и вычисления самих параметров.

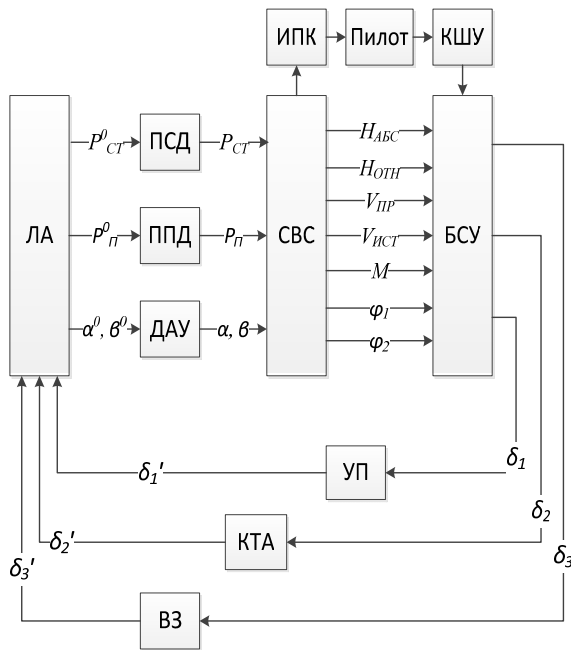


Рисунок 1 – Структура бортовой системы управления ЛА

$P_{СТ}^0$ – неискаженное статическое давление;
 $P_{П}^0$ – неискаженное полное давление;
 α^0, β^0 – неискаженные аэродинамические углы;
 $P_{СТ}$ – статическое давление с погрешностью;
 $P_{П}$ – полное давление с погрешностью;
 α, β – аэродинамические углы;
СВС – система воздушных сигналов;
 $H_{АБС}$ – абсолютная высота;
 $H_{ОТН}$ – относительная высота;
 $V_{ПР}$ – приборная скорость;
 $V_{ИСТ}$ – истинная скорость;
 M – число Маха;
 φ_1, φ_2 – аэродинамические углы;
ИПК – информационное поле кабины;
КШУ – контур штурвального управления;
БСУ – бортовая система управления ЛА;
УП – управляющие плоскости;
КТА – командно-топливные агрегаты;
ВЗ – воздухозаборник.

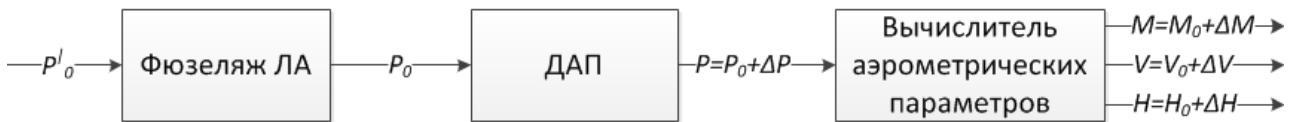


Рисунок 2 – Структура формирования погрешности в определении высотно-скоростных параметров

В ходе практического использования ДАП в составе БСУ были сформулированы основные требования к их конструктивным элементам: давление должно восприниматься с наименьшей погрешностью для рабочего диапазона скоростей, ПВД датчиков должны иметь минимальную чувствительность к склонам потока.

До недавнего времени считалось, что полное давление воспринимается без погрешности при нулевых углах склона потока. Однако ПВД имеют погрешность восприятия полного давления, обусловленную расходом воздуха через дренажные отверстия. В настоящее время эта проблема практически не исследована, хотя ряд авторов отмечают это явление. В связи с этим актуальной является задача разработки математической модели ПВД с учетом расходом воздуха через дренажные отверстия. Наличие математической модели позволит существенно повысить эффективность процесса проектирования новых ПВД.

Целесообразно разработать математическую модель ПВД, которая позволяла бы рассчитывать отбираемые давления не только в зависимости от

геометрических параметров приемников и скорости набегающего потока, но и от углов скоса потока.

Процесс проектирования ДАП основывается в основном на экспериментах и моделировании их стандартными средствами САПР, такими как FlowVision, OpenFOAM, Ansys. При этом можно отметить следующее.

1. Разработчику предлагается использовать одну из нескольких моделей турбулентности потока, однако в настоящее время нет четких рекомендаций по выбору модели турбулентности при моделировании таких свободно обтекаемых тел, как приемники воздушных давлений. В то же время в зависимости от выбранной модели турбулентности расхождение результатов моделирования может достигать 15%.

2. Процесс моделирования требует больших затрат вычислительных средств и растянут во времени от 4 до 6 часов на один расчет (при использовании вычислительной техники следующей конфигурации: процессор Intel(R) Pentium(R) Dual CPU E2200 @ 2.20GHz, оперативная память 4,00 Гб). В то же время при проектировании приемников требуется большое число таких вычислений. В связи с этим разработка математической модели приемников пригодной для их инженерных расчетов является актуальной задачей.

3. Целесообразным является выработка рекомендаций разработчикам, которые они могли бы использовать при проектировании таких объектов имеющих улучшенные точностные характеристики. В первую очередь эти рекомендации должны относиться к выбору формы обтекаемой поверхности и выбору места расположения отверстий отбора давления.

4. При проектировании ППД целесообразно опираться на рекомендации по выбору соотношения диаметров входного и дренажных отверстий, а также формы входной или носовой части. Данные рекомендации предполагается получить путем математического моделирования и на основе анализа известных экспериментальных данных.

Перспективной системой измерения высотно-скоростных параметров вертолетов является ДВС, принцип действия которого основан на работе английской системы Lassie. Следует отметить, что серийно выпускаемые ДВС не являются оптимальными в смысле величины устанавливающего момента флюгера, то есть вопросы проектирования флюгеров таких датчиков требуют дальнейшей разработки.

Задача разработки ДВС с повышенной величиной устанавливающего момента является актуальной. Для решения этой задачи необходима разработка математической модели ДВС в части зависимости величины устанавливающего момента от конфигурации датчика. При этом необходимо также определять поле давлений, формируемое на поверхности ПВД датчика.

Согласно стандартам ARINC 706-4, АП-23, 25, 27, 29 в настоящее время действуют следующие требования по точности ДАП для различных ЛА:

- по скорости: 3% или 10 км/ч (в зависимости от того, что больше);
- по высоте: 10 м.

Во второй главе приводятся рекомендации по выбору модели турбулентности при моделировании устройств класса ДАП стандартными средствами САПР (OpenFOAM, FlowVision, Ansys и т.д.). Разработан комплекс математических моделей ДАП по результатам математического моделирования. Адекватность полученных моделей подтверждается сравнением с экспериментальными исследованиями.

Для выбора модели турбулентности производилось сравнение результатов моделирования приемников воздушных давлений в программе OpenFOAM с результатами трубных испытаний реальных макетов приемников в ФГУП «ЦАГИ».

Наиболее подходящей по совокупности проведенных исследований для задач моделирования приемников полного давления в воздушном потоке является модель турбулентности kOmegaSST, которая дает минимальные случайные и систематические погрешности. Данную модель можно рекомендовать к использованию при моделировании аналогичных приемников.

В целом получены удовлетворительные результаты математического моделирования ППД (максимальное расхождение с экспериментальными исследованиями при нулевом угле скоса потока 1.2%), отработана технология решения подобных задач, что в дальнейшем позволит проектировать ППД с заданными характеристиками, получаемыми в процессе математического моделирования.

Результаты проделанной работы показали, что при проектировании ДАП с прогнозируемыми характеристиками возможно использование результатов математического моделирования с применением программы OpenFOAM.

Также проведены исследования для моделирования комбинированных ПВД. В результате были получены схожие результаты.

Исходные данные для **модели внутренней камеры торможения приемника полного давления** были получены с помощью математического моделирования внутренней камеры торможения приемника полного давления с использованием программы для моделирования течений газа OpenFOAM. Диаметр канала до камеры полного давления равен 3 мм. Диаметры дренажных отверстий 0.2, 0.5, 0.7, 1.0 мм. Соответствующее соотношение площадей дренажных отверстий и входного канала 0.0089, 0.0556, 0.1089, 0.2222. Скорость набегающего воздушного потока 50, 150, 200, 250, 350, 450, 531 км/ч. Два дренажных отверстия.

Путем аппроксимации исходных данных по методу наименьших квадратов, полученных с помощью компьютерного эксперимента, построены четыре математических модели внутренней камеры торможения приемника полного давления для определения: расхода, полного давления, приборной скорости, погрешности определения приборной скорости.

Общая математическая модель зависимости точностной характеристики приемника F (расхода через дренажные отверстия R , л/мин; полного давления $P_{П}$, Па; приборной скорости $V_{ПР}$, км/ч; погрешности восприятия скорости $\Delta V_{ПР}$, км/ч) от соотношения площадей дренажных отверстий и входного канала S

(мм), скорости набегающего потока V (мм) представлена в виде полинома третьей степени:

$$F(S, V) = \sum_{i=1}^n CF_i \cdot S^{k1_i} \cdot V^{k2_i}, \quad (1)$$

где CF – коэффициент слагаемого;

$k1$ – степень параметра « S » (соотношение площадей дренажных отверстий и входного канала);

$k2$ – степень параметра « V » (скорость набегающего воздушного потока);

n – общее количество слагаемых, $n = 10$.

Сравнение полученной математической модели проводилось с результатами исследований, проведенных на экспериментальной базе ФГУП «ЦАГИ». Результаты по приборной скорости, полученные с помощью математической модели, расходятся с данными экспериментальных исследований ЦАГИ не более чем на 2.5%, по полному давлению расхождение составляет не более 6.7%. По математическим моделям других аэрометрических параметров при сравнении с экспериментальными исследованиями получают схожие данные.

Результаты полученной модели могут быть перенесены на приемники с другим диаметром входного отверстия, но с отношением площадей дренажных отверстий и входного канала в пределах от 0.0089 до 0.2222, и скоростей набегающего потока от 50 до 531 км/ч.

По результатам математического моделирования с использованием программы для моделирования течений газа OpenFOAM построены **пять математических моделей приемника воздушных давлений** для определения: статического давления, динамического давления, погрешности измерения высоты полета на нулевой высоте, скорости полета, погрешности измерения скорости полета.

Конструкция приемника воздушного давления приведена ниже на рисунке 3. Он состоит из передней цилиндрической воспринимающей части 1, имеющей цилиндрическую форму, в которой размещены коническая камера торможения потока и группа отверстий отбора статического давления 2. Приемник заканчивается державкой 3, которая предназначена для закрепления приемника на штанге или кронштейне летательного аппарата.

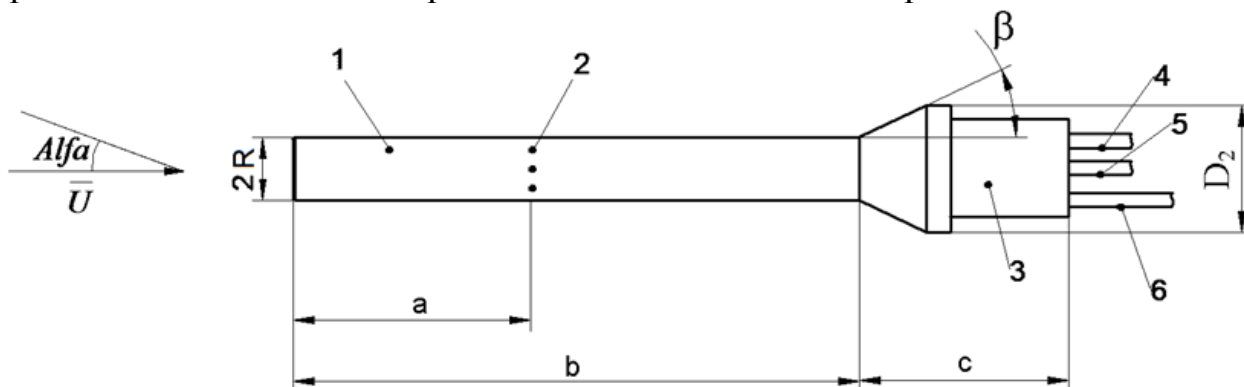


Рисунок 3 – Макет приемника воздушных давлений

Для построения математической модели был получен массив данных методом математического моделирования. Изменялось расстояние от начала приемника до отверстий отбора статического давления (a), радиус передней части приемника (R), угол скоса ($Alfa$) и скорость потока (V), рисунок 3.

Математическое моделирование с использованием пакета OpenFOAM проводилось при следующих значениях варьируемых параметров:

- R : 6,5, 7,5, 8,5 мм;
- a : 45, 57, 70 мм;
- $Alfa$: 0, 10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90°;
- V : 50, 150, 250 км/ч.

Общая математическая модель зависимости точностной характеристики приемника F (статического давления $P_{ст}$, Па; полного давления $P_{п}$, Па; погрешности определения высоты полета ΔH , м; определения приборной скорости $V_{пп}$, км/ч; погрешности определения приборной скорости $\Delta V_{пп}$, км/ч) от радиуса приемника R (мм), расстояния от начала приемника до отверстий отбора статического давления a (мм), скорости набегающего воздушного потока V (км/ч), угла скоса потока $Alfa$ (град) представлена в виде полинома четвертой степени:

$$F(R, a, V, Alfa) = \sum_{i=1}^n CF_i \cdot R^{k1_i} \cdot a^{k2_i} \cdot V^{k3_i} \cdot Alfa^{k4_i}, \quad (2)$$

где CF – коэффициент слагаемого;

$k1$ – степень параметра « R » (радиус приемника);

$k2$ – степень параметра « a » (расстояние от начала приемника до отверстий отбора статического давления);

$k3$ – степень параметра « V » (скорость набегающего воздушного потока);

$k4$ – степень параметра « $Alfa$ » (угла скоса потока);

n – общее количество слагаемых, $n = 70$.

По результатам моделирования с использованием программы для моделирования течений газа OpenFOAM ДВС Вариант 6, 6-1 и 6-2 с различными углами взаимного расположения крыльевых флюгеров построена **математическая модель ДВС**.

В ходе математического моделирования изменялись следующие параметры: угол между флюгерами (ω : 80°, 90°, 100°), скорость набегающего воздушного потока (V : 50, 100, 400 км/ч), угол поворота подвижной рамки вокруг оси Y (φ_2 : -2°, 0°, 2°), угол поворота подвижной рамки вокруг оси Z (φ_1 : 0°, 1.5°), рисунки 4, 5.

Общие математические модели зависимости устанавливающих моментов подвижной рамки ДВС M_y и M_z от угла между флюгерами (ω , град), скорости набегающего воздушного потока (V , км/ч), угла поворота подвижной рамки вокруг оси Y (φ_2 , град), угла поворота подвижной рамки вокруг оси Z (φ_1 , град) представлены в виде полинома третьей степени:

$$M_y(\omega, V, \varphi_2, \varphi_1) = \sum_{i=1}^n CM_{y_i} \cdot \omega^{k1_i} \cdot V^{k2_i} \cdot \varphi_2^{k3_i} \cdot \varphi_1^{k4_i}, \quad [H \cdot m], \quad (3)$$

$$Mz(\omega, V, \varphi_2, \varphi_1) = \sum_{i=1}^n CMz_i \cdot \omega^{k1_i} \cdot V^{k2_i} \cdot \varphi_2^{k3_i} \cdot \varphi_1^{k3_i}, [\text{Н}\cdot\text{м}], \quad (4)$$

где CM_y, CM_z – коэффициенты слагаемого;
 $k1$ – степень параметра « ω » (угол между флюгерами);
 $k2$ – степень параметра « V » (скорость набегающего воздушного потока);
 $k3$ – степень параметра « φ_2 » (угол поворота подвижной рамки вокруг оси Y);
 $k4$ – степень параметра « φ_1 » (угол поворота подвижной рамки вокруг оси Z);
 n – общее количество слагаемых, $n = 35$.

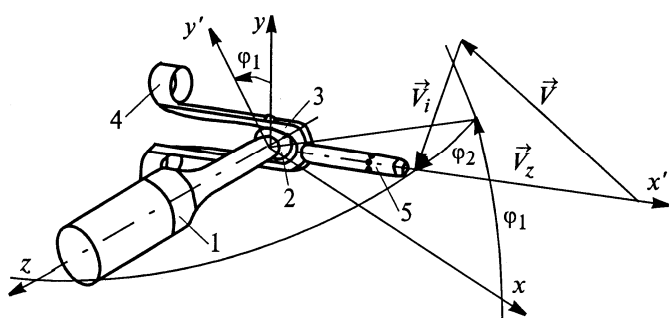


Рисунок 4 – Ориентация ДВС относительно связанной системы координат

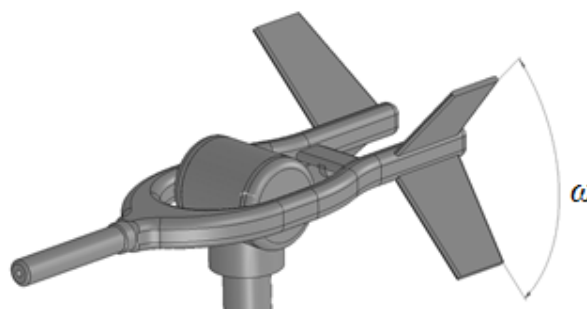


Рисунок 5 – Угол взаимного расположения флюгеров

Полученные модели ДВС позволят разработчикам оценить величину устанавливающего аэродинамического момента подвижной рамки в зависимости от углов между флюгерами.

Все разработанные модели описывают поведение реальных приемников с удовлетворительной точностью, достаточной для разработки датчиков первичных аэрометрических параметров с прогнозируемыми точностными характеристиками.

Полученные математические модели позволяют автоматизировать процесс разработки приемников воздушных давлений с прогнозируемыми точностными характеристиками. Появляется возможность оперативно подбирать приемники с требуемыми конструктивными параметрами для конкретного объекта управления на первоначальном этапе разработки, что существенно ускоряет и удешевляет процесс разработки.

В третьей главе исследуются и разрабатываются ДАП с помощью построенного комплекса математических моделей и математического моделирования с использованием рекомендуемой модели турбулентности. Выбраны приемлемые конструкции датчиков для конкретных случаев измерения первичных аэродинамических параметров на разных ЛА и в разных местах установки на борту.

По результатам проведенного анализа существующих дозвуковых **приемников полного давления** и результатов экспериментов, проведенных специалистами NASA и ФГУП «ЦАГИ», следует, что наилучшими угловыми характеристиками для дозвуковых скоростей обладает воспринимающая часть в виде цилиндра.

Предварительная конструкция приемника полного давления разработана на основе существующих приемников, с учетом обеспечения обогрева воспринимающей части (рисунок 6).

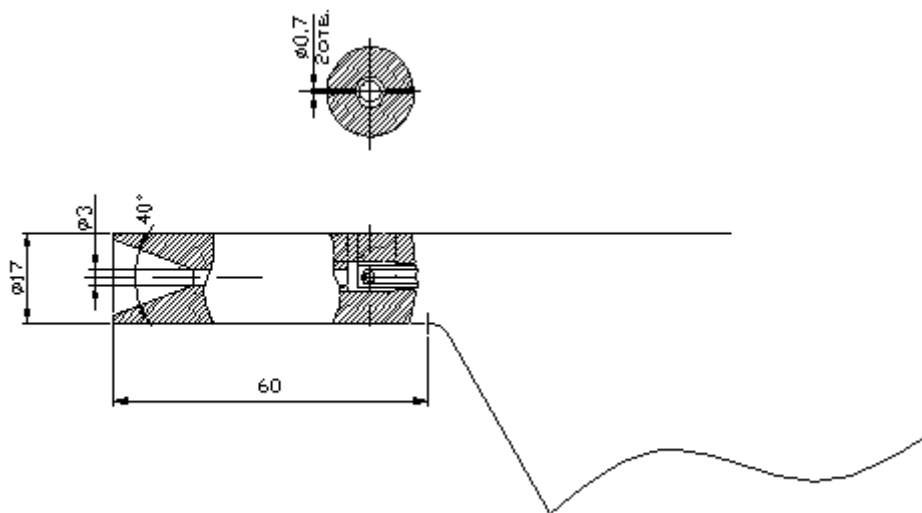


Рисунок 6 – Конструкция разработанного приемника ППД

Рассмотрено влияние диаметра дренажных отверстий на погрешность восприятия полного давления с помощью разработанной математической модели 1. Рекомендуется выбрать диаметр дренажных отверстий 0.7 мм, что по соотношению площади сечения дренажных отверстий к площади поперечного сечения канала, ведущего к камере торможения, приближается к аналогичным показателям приемника воздушных давлений фирмы Narco.

Рассмотренная конструкция приемника ППД обеспечивает измерение полного давления в диапазоне углов до 25° с погрешностью, не превышающей 1.5% от скоростного напора.

Проведены экспериментальные исследования рассмотренного приемника ППД, ПВД-10 и приемник воздушных давлений ф.Narco в аэродинамической трубе. Точность измерения приборной скорости разработанным ППД возросла приблизительно на 6% по сравнению с существующими приемниками в диапазоне углов скоса потока от минус 40 до 40° . Также по сравнению с аналогичными приемниками снижена масса и аэродинамическое сопротивление приемника.

Получены результаты математического моделирования различных модификаций **приемников ПВД**. В качестве параметров варьирования конструкции приемника при исследовании взяты: форма передней части приемника; количество и диаметры приемных отверстий; расположение отверстий статического давления по сечению приемника; влияние формы и наклона отверстий восприятия статического давления к оси приемника и пр.

Проводился поиск оптимального расположения отверстий с точки зрения минимизации воздействия индуктивного потока на восприятие статического давления. Построены эпюры распределения давлений в плоскости поперечного сечения приемника. При углах скоса набегающего воздушного потока больше 20 градусов на поверхности приемника в плоскостях поперечного сечения в диапазоне углов от 70 до 290° появляются колебания давлений за счет срыва потока от стенок приемника. Близкое значение коэффициента давления к нулевому получается в плоскости поперечного сечения при двух диапазонах углов: от 20 до 40° и от 320 до 340°, при всех скоростях и углах скоса потока.

Проведено исследование цилиндрического и оживального ПВД. Оживальный приемник воспринимает статическое давление с незначительными отклонениями от цилиндрического ПВД до 0,02 по коэффициенту давления при скорости 50 км/ч. Изменение продольной скорости не существенно отличается от цилиндрического приемника при всех режимах моделирования. Приемник со скошенной на 10° цилиндрической воспринимающей частью позволяет более точно измерять динамическое давление при больших углах скоса потока по сравнению с приемниками цилиндрической и оживальной формы (при угле скоса потока 30° значение коэффициента полного давления у приемника: цилиндрического – 0,91; оживального – 0,93; скошенного – 0,99).

Разработан ПВД с углом скоса носика 10°, когда два отверстия разведены от крайней верхней точки на угол 25° относительно оси вращения приемника и одно снизу, все отверстия диаметром 2,0 мм, погрешности находятся в допустимых пределах по высоте от минус 10 до 90°, по скорости – от минус 10 до 70°.

Проведено исследование различных вариантов исполнения **датчиков вектора скорости** на основе математического моделирования.

Замена кольцевых флюгеров (рисунок 7а) на крыльевые (рисунок 7б) флюгеры приблизительно тех же габаритных размеров приводит к увеличению аэродинамических моментов на 70%, при этом сила лобового сопротивления остается на прежнем уровне.

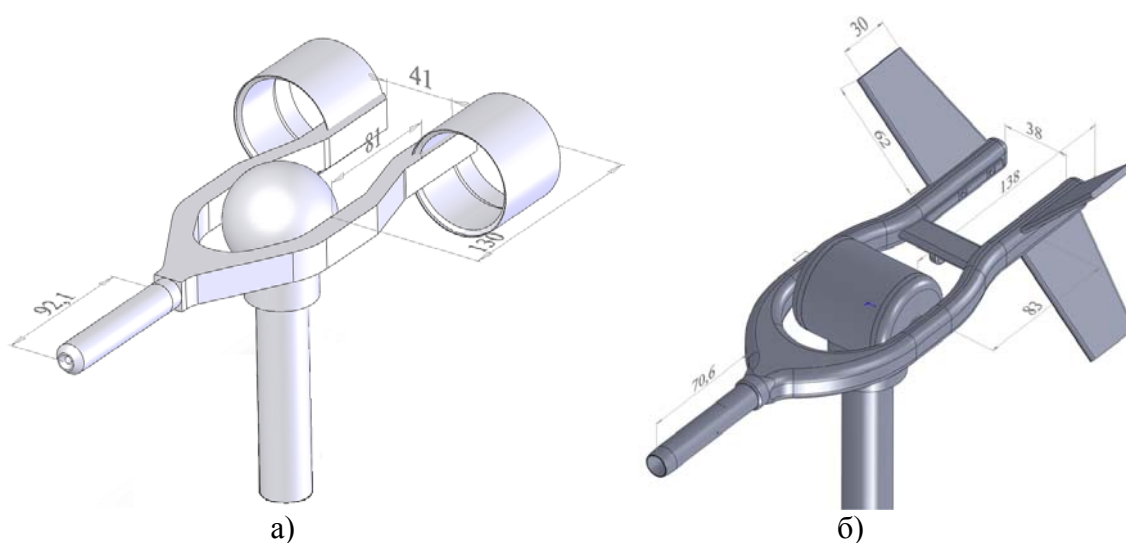


Рисунок 7 – ДВС с кольцевыми (а) и крыльевыми (б) флюгерами

Показано влияние угла взаимного расположения флюгеров на аэродинамические моменты. При увеличении угла между флюгерами с 90° до 100° происходит уменьшение момента относительно оси OY на 8.5%, увеличение относительно оси OZ на 30.8%. При уменьшении угла с 90° до 80° происходит уменьшение момента относительно оси OY на 13.8%, относительно оси OZ на 55.5%. Данные приводятся для скорости набегающего потока 400 км/ч и углов атаки $\varphi_1=0$ и $\varphi_2=0$.

По сравнению с исходным сила лобового сопротивления разработанного ДВС уменьшена на 74%, аэродинамические моменты увеличены приблизительно на 20%, а габаритные размеры уменьшены на 27%.

Возникающие аэродинамические моменты ДВС Вариант 7 превышают моменты трения в конструкции исходного ДВС, что ведет к уменьшению зоны нечувствительности по углам.

В четвертой главе приводятся рекомендации разработчикам и методика проектирования ДАП, отличающаяся от существующих широким применением математического моделирования и математических моделей при разработке.

Наилучшее сочетание конструктивных параметров воспринимающей части ППД: приемник цилиндрической формы, имеющий приемное отверстие, величина которого приближается к диаметру приемника.

Угол конусности воспринимающей части выбирается в зависимости от необходимой зоны нечувствительности к скасам потока (рисунок 8), а также возможности изготовления с учетом возможности обогрева воспринимающей части.

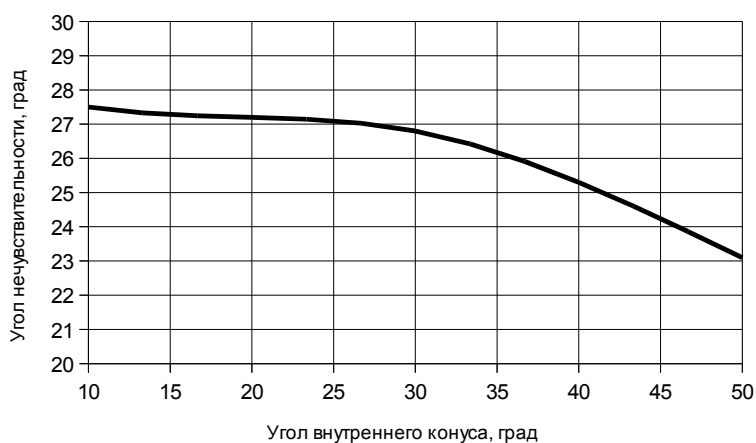


Рисунок 8 – Зависимость угла нечувствительности ППД к скасам потока от угла внутреннего конуса

Для применения в системах измерения воздушной скорости, где не имеет существенного значения наличие у приемника большого диапазона отрицательных углов атаки, приемлемый диапазон может быть расширен в сторону больших положительных углов атаки, за счет применения скошенных у передней кромки торцов. Для торцов с углом скаса до 20° приемлемый диапазон при положительных углах атаки может быть увеличен на величину, равную примерно 1° на каждый градус скаса.

Диаметр дренажных отверстий и их количество подбирается исходя из диаметра входного канала, возможности удаления из камеры торможения всех попадающих туда частиц влаги и допустимой погрешности при всех режимах эксплуатации. Погрешность измерения полного давления приемником может быть рассчитана с помощью математической модели 1. Удаленность дренажных отверстий от начала приемника необходимо выбирать равной 8 диаметрам цилиндрической части самого приемника.

Сечение стойки должно иметь форму с минимальным лобовым аэродинамическим сопротивлением. Приемлемым является выбор ее в форме близкой к симметричным профилям, например NASA-B-0012, что обеспечивает безотрывное обтекание стойки.

Расстояние от начала приемника до дренажных отверстий выбирается на расстоянии трех диаметров приемника.

Для ПВД в качестве оптимальной рекомендуется конструкция приемника (рисунок 9), содержащая цилиндрическую воспринимающую часть с приемным отверстием, отверстия отбора статического давления, трубопровод статического давления, трубопровод полного давления, элементы обогрева приемника и державку, отличающаяся от существующих приемников тем, что цилиндрическая воспринимающая часть с приемным отверстием имеет угол скоса приемного отверстия к продольной оси приемника, компенсационный контур имеет цилиндрическую, причем одно отверстие отбора статического давления используется как дренажное, а остальные отверстия выполнены по окружности под углом к вертикальной оси симметрии приемника и под углом к продольной оси приемника.

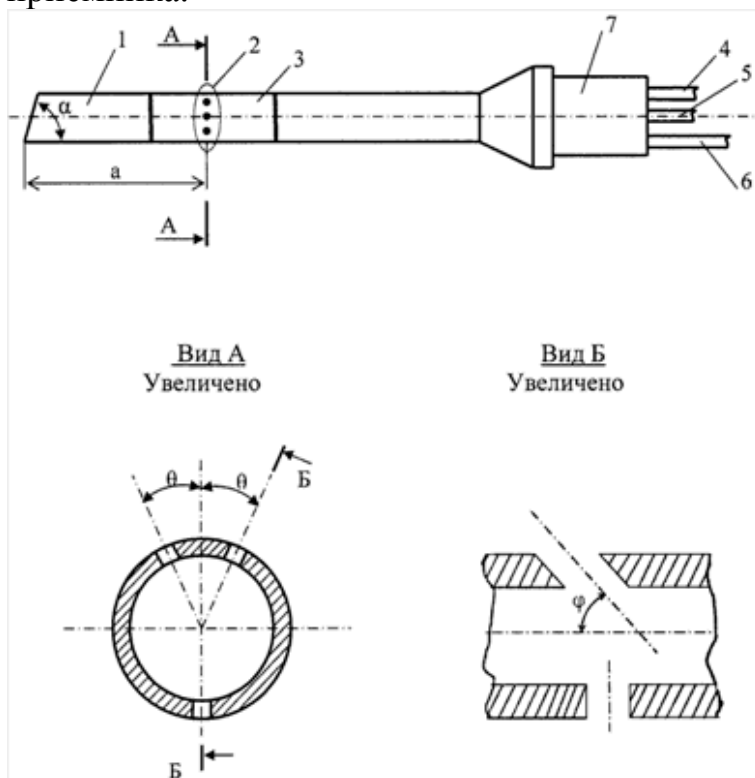


Рисунок 9 – Оптимальная конструкция ПВД

Угол скоса цилиндрической воспринимающей части с приемным отверстием к продольной оси приемника подбирается в диапазоне от 70° до 90° (угол α) в зависимости от режимов полета ЛА.

Одно отверстие отбора статического давления используется и как дренажное, а остальные отверстия выполнены по окружности под углом к вертикальной оси симметрии приемника и под углом к продольной оси приемника.

Для компенсации влияния конструкции ЛА в месте установки на воспринимаемое полное давление приемником угол скоса цилиндрической воспринимающей части с приемным отверстием к продольной оси приемника следует подбирать в диапазоне от 40 до 90° (на рисунке 9 угол α) в зависимости от режимов полета ЛА.

Для компенсации влияния конструкции ЛА в месте установки на воспринимаемое статическое давление приемником угол между осями отверстий отбора статического давления и вертикальной осью симметрии приемника θ изменяется в диапазоне от 5 до 90° (рисунок 9. вид А); угол между осями отверстий отбора статического давления и продольной осью приемника φ изменяется в диапазоне от 45 до 135° (рисунок 9. вид Б).

При выборе допусков для разработки и изготовления ПВД рекомендуется руководствоваться **уравнением точности**, рассчитанным на основе математической модели 2. Коэффициенты уравнения точности приводятся в таблице 1.

$$\overline{\Delta p} = A_1 \Delta D - A_2 \Delta \alpha . \quad (5)$$

Таблица 1 – Коэффициенты уравнения точности

Коэф.	min	max
A1	-6.45E-02	7.61E-02
A2	-3.65E-03	5.82E-04

При скорости до 250 км/ч допуск на изготовление приемника по радиусу цилиндрической части не должен превышать 0.5 мм и расстоянию от начала приемника до отверстий отбора статического давления 1.0 мм.

При скорости до 400 км/ч допуск на изготовление приемника по радиусу цилиндрической части не должен превышать 0.1 мм и расстоянию от начала приемника до отверстий отбора статического давления 0.5 мм.

Рекомендации по разработке ДВС совпадают с описанными выше методиками в части разработки ПВД, однако включает несколько особенностей.

При выборе формы воспринимающей части нужно учитывать, что приемник ДВС работает при небольших углах скоса потока (до 5°) и на небольших скоростях (до 400 км/ч), поэтому его воспринимающую часть нужно выбирать цилиндрической формы с небольшим углом раскрытия входного конуса.

Лучшей с точки зрения габаритных размеров, лобового сопротивления и устанавливающих аэродинамических моментов является форма

устанавливающих по потоку флюгеров ДВС в виде двух пластинок, размещенных попарно с каждой стороны вилки. Угол между пластинками выбирается из условия получения максимальных аэродинамических моментов.

Замена кольцевых флюгеров на крыльевые флюгеры приблизительно тех же габаритных размеров приводит к увеличению аэродинамических моментов на 70%, при этом сила лобового сопротивления остается на прежнем уровне.

Изучено влияние угла взаимного расположения флюгеров на аэродинамические моменты (рисунок 10). При увеличении угла с 90° до 100° происходит уменьшение момента относительно оси OY на 18%, увеличение относительно оси OZ на 6%. При уменьшении угла с 90° до 80° происходит увеличение момента относительно оси OY на 36%, уменьшение относительно оси OZ на 18%.

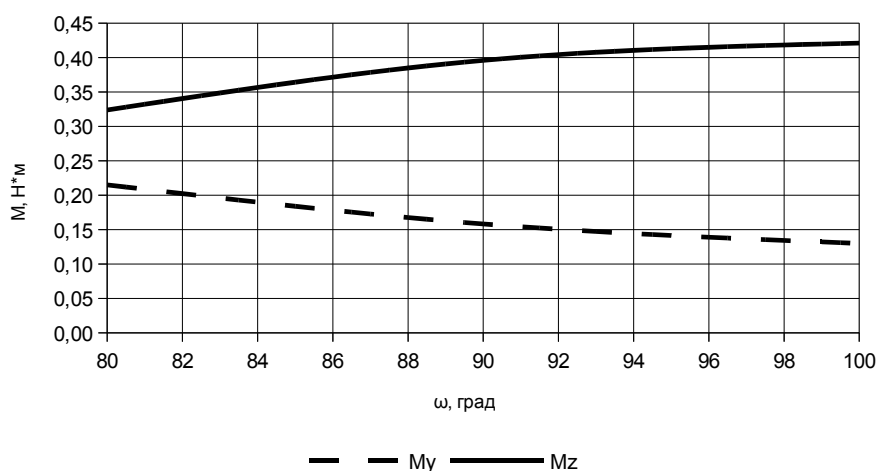


Рисунок 10 – Изменение аэродинамических моментов в зависимости от угла между флюгерами

Была разработана методика проектирования ДАП на основе выбранной модели турбулентности для проведения компьютерных экспериментов, разработанного комплекса математических моделей и рекомендаций разработчику.

Основным отличием предлагаемой методики проектирования от существующей является дополнительное сокращение времени разработки за счет использования рекомендаций разработчикам и применения математических моделей по выбору конструктивных элементов ДАП, позволяющих оценить конструкцию ДАП еще до проведения математического моделирования.

Предлагается скорректировать существующую методику проектирования ДАП следующим образом:

- 1) анализ ТЗ на разработку ДАП;
- 2) разработка предварительной конструкции приемника на основе приведенных рекомендаций разработчику;
- 3) моделирование полученной конструкции ДАП с помощью разработанных во второй главе математических моделей;

4) сравнение результатов моделирования с ТЗ, при удовлетворительном совпадении результатов переход к п.5, иначе коррекция параметров разрабатываемого ДАП по результатам сравнения и переход к п.2;

5) моделирование полученной конструкции разрабатываемого ДАП с помощью стандартных средств САПР;

6) сравнение результатов моделирования с ТЗ, при удовлетворительном совпадении результатов переход к п.7, иначе коррекция параметров разрабатываемого ДАП по результатам сравнения и переход к п.2;

7) подготовка макета разрабатываемого ДАП;

8) проведение экспериментальных исследований ДАП;

9) сравнение результатов экспериментальных исследований с ТЗ, при удовлетворительном совпадении результатов переход к летным испытаниям, иначе коррекция параметров разрабатываемого ДАП по результатам сравнения и переход к п.2;

10) летные испытания.

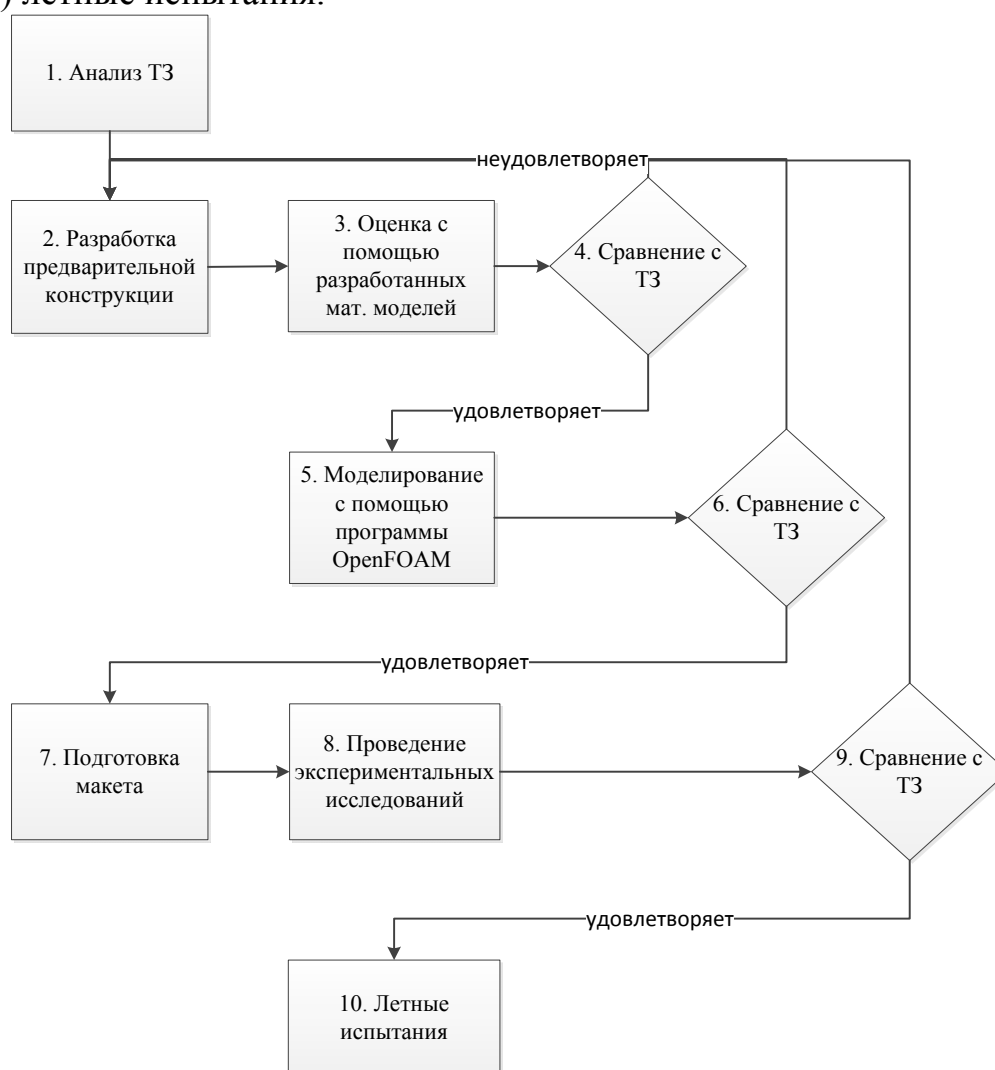


Рисунок 11 – Процесс проектирования ДАП предлагаемый

Таким образом, при использовании существующей методики приходится проводить множество экспериментальных исследований разрабатываемых

вариантов ДАП (как правило, трех и более). При использовании предложенной методики возможно сокращение времени проектирования примерно на 20%.

В заключении представлены основные результаты работы.

1. Рассмотрены современные методики проектирование ДАП. Найдены перспективные пути уменьшения времени разработки изделий типа ДАП, заключающиеся в использовании базовых математических моделей и математического моделирования стандартными средствами САПР. Использование данных путей позволит сократить время разработки датчиков приблизительно на 20%.

2. Проведены исследования по адаптации существующих программ моделирования аэродинамических процессов для расчета свободно обтекаемых объектов класса ДАП в части выбора модели турбулентности, позволяющей выполнять моделирование ДАП с минимальной погрешностью.

3. Рассмотрены известные математические модели ДАП. В работе разработаны математические модели, пригодные для инженерных расчетов ДАП и позволяющие производить их моделирование практически без затрат времени.

4. Разработан комплекс математических моделей для использования при разработке ДАП с заданными техническими характеристиками.

5. Полученные математические модели позволяют автоматизировать процесс разработки ДАП с требуемыми точностными характеристиками и предоставляют разработчику возможность оперативно подбирать датчики с требуемыми конструктивными параметрами для конкретного объекта управления на первоначальном этапе разработки.

6. В диссертации представлены исследования ППД, ПВД, ДВС, выполненные отечественными и зарубежными специалистами, а также результаты исследований автора, основанные на математическом моделировании ДАП с использованием разработанного комплекса математических моделей.

7. Погрешность определения приборной скорости у разработанного ППД снижена приблизительно на 6% по сравнению с существующими приемниками.

8. Разработана новая конструкция ПВД, отличающаяся большей точностью определения высотно-скоростных параметров ЛА при положительных углах скоса потока. При углах скоса от минус 10 до 90° и скорости 50 км/ч погрешность определения высоты не превышает 3 м (у прототипа – 10 м). В диапазоне от минус 10 до 70° погрешность измерения продольной скорости не превышает 10 км/ч (у прототипа – 16 км/ч).

9. Разработана новая конструкция ДВС, отличающаяся от известных конструкций сниженной на 74% силой лобового сопротивления, повышенными на 20% аэродинамическими устанавливающими моментами, и уменьшенными на 27% габаритными размерами.

10. По результатам проведенной научно-исследовательской работы получено два патента на полезные модели.

11. Предложена методика проектирования ДАП отличающаяся от существующих:

- использованием комплекса новых математических моделей, адекватность которых подтверждена сравнением результатов моделирования и аэродинамических испытаний ДАП, проведенных в аэродинамической лаборатории ФГУП «ЦАГИ»;

- обоснованным выбором модели турбулентности kOmegaSST при использовании пакетов программ трехмерного моделирования течений жидкости и газа;

- выбором геометрических параметров ДАП на основе проведенных исследований, основанных на результатах экспериментальных исследований, математического моделирования и математических моделей.

12. Результаты диссертационной работы нашли практическое применение в разработках ОАО «УКБП» в практике опытно-конструкторских работ по разработке и внедрению бортовых систем при непосредственном участии диссертанта, а также при постановке лабораторного практикума по специальности 20010365 «Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы» по дисциплине «Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы».

В приложении содержится акт о внедрении результатов работы.

Основное содержание диссертации опубликовано в следующих работах:

Публикации в изданиях, входящих в список ВАК

1. Моисеев, В.Н. Сравнение результатов математического моделирования с результатами экспериментальных исследований приемника полного давления ППД-С1 / В.Н. Моисеев, И.П. Ефимов, М.Ю. Сорокин, А.А. Павловский // Автоматизация процессов управления. – 2012. – №2 (28). – С. 23-27.

2. 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 СГАУ. – 2012. – №5 (36) Часть 2. – С. 229-235.

3. Истомин, Д.А. Компьютерное моделирование макета приемника полного давления / Д.А. Истомин, В.Н. Моисеев, А.А. Прманов, М.Ю. Сорокин // Датчики и системы. – 2013 – №6. – С. 14-18.

4. Моисеев, В.Н. Математическая модель приемника воздушных давлений / В.Н. Моисеев, М.Ю. Сорокин, И.П. Ефимов, Н.Н. Макаров // Автоматизация процессов управления. – 2014. – №1 (35). – С. 61-65.

Патенты

5. Пат. 125347 Российская Федерация, МКП G01P 5/00. Сверхзвуковой приемник воздушных давлений / Белов В.П., Зимкин П.Н., Истомин Д.А., Макаров Н.Н., Моисеев В.Н., Павловский А.А., Сорокин М.Ю.; заявитель и патентообладатель ОАО «УКБП» – №2012143658/28; заяв. 11.10.2012; опубл. 27.02.2013 Бюл. № 6. – 2 с.: ил.

6. Пат. 135813 Российская Федерация, МКП G01P 5/165. Приемник статического и полного давлений преимущественно для вертолетов / Белов В.П., Дубинина М.М., Истомина Д.А., Кожевников В.И., Макаров Н.Н., Моисеев В.Н., Сорокин М.Ю.; заявитель и патентообладатель ОАО «УКБП» – №2013121143/28; заяв. 07.05.2013; опубл. 20.12.2013 Бюл. № 35. – 2 с.: ил.

Публикации в других изданиях

7. Истомина, Д.А. Проектирование приемников статического давления / Д.А. Истомина, И.П. Ефимов, М.Ю. Сорокин, В.Н. Моисеев // Труды международной научно-практической конференции «Инженерные системы – 2010». Москва, 6–9 апреля 2010 г. – М. : РУДН, 2010. – 380 с. С. 44-48.

8. Моисеев, В.Н. Математическое моделирование флюгеров датчиков аэродинамических углов / В.Н. Моисеев, М.Ю. Сорокин, П.Е. Дышловенко // Тезисы докладов 45-й научно-технической конференции УлГТУ «Вузовская наука в современных условиях». – Ульяновск : 2011. С. 186.

9. Ефимов, И.П. Улучшение метрологических характеристик вертолетного датчика вектора скорости / И.П. Ефимов, В.Н. Моисеев // Вузовская наука в современных условиях : сборник материалов 46-й научно-технической конференции (23-28 января 2012 года). В 3 ч. Ч.2. – Ульяновск : УлГТУ, 2012. – 255 с. С. 116-119.

10. Моисеев, В.Н. Использование программы OpenFOAM при моделировании приемников воздушных давлений / В.Н. Моисеев, И.П. Ефимов, М.Ю. Сорокин // Информатика и вычислительная техника: сборник научных трудов 4-й Всероссийской научно-технической конференции аспирантов, студентов и молодых ученых ИВТ-2012. В 2 т. Т. 2 / под ред. Н.Н. Войта. – Ульяновск: УлГТУ, 2012. – 407 с. С. 97-101.

11. Моисеев, В.Н. Сравнение результатов моделирования приемников воздушного давления с результатами эксперимента на базе ЦАГИ имени профессора Н.Е. Жуковского / В.Н. Моисеев, И.П. Ефимов // Гражданская авиация: XXI век : сборник материалов IV Международной молодежной научной конференции 12–13 апреля 2012 г. / под общ. ред. Н.У. Ушакова. – Ульяновск : УВАУ ГА(И), 2012. – 224 с. С. 177-178.

12. Моисеев, В.Н. Математическое моделирование приемника воздушного давления ПВД-КЗ-1 с различной формой воспринимающей части / В.Н. Моисеев, И.П. Ефимов, М.Ю. Сорокин // Современные научно-технические и инновационные проблемы транспорта (VI Международная научно-техническая конференция, г. Ульяновск, 18-19 октября 2012 г.) : сборник научных трудов. – Ульяновск : УлГТУ. – 124 с. С. 18-21.

13. 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: материалы симпозиума с международным участием / Самарск. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара : СГАУ, 2012. – 440 с. С. 276-277.

14. Моисеев, В.Н. Сравнение форм воспринимающих частей приемников воздушного давления / В.Н. Моисеев, М.М. Дубинина, А.А. Павловский,

М.Ю. Сорокин // Современные технологии, материалы, оборудование и ускоренное восстановление квалифицированного кадрового потенциала – ключевые звенья в возрождении отечественного авиа- и ракетостроения: Сборник докладов международной научно-практической конференции. Т. IV. Казань, 14-16 августа 2012 года. – Казань : Изд-во «Вертолет», 2012. – 608 с. С. 306-312.

15. 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 изделий авиационной техники: актуальные проблемы, исследования, опыт внедрения и перспективы развития : Труды III Международной научно-практической (1-2 ноября 2012 г., г. Ульяновск) : в 2 т. – Т. 1. – Ульяновск : УлГУ, 2012. – 563 с. С. 235-242.

16. Моисеев, В.Н. Оценка расходной характеристики приемников полного давления / В.Н. Моисеев, М.Ю. Сорокин // Наука и технологии. Тезисы докладов XXXIII Всероссийской конференции по проблемам науки и технологий. – Миасс. МСНТ, 2013. – 88 с. С. 48.

17. Моисеев, В.Н. Оценка расходной характеристики приемников полного давления / В.Н. Моисеев, М.Ю. Сорокин // Наука и технологии. Краткие сообщения XXXIII Всероссийской конференции по проблемам науки и технологий. Том 1. – Миасс : МСНТ, 2013. – 144 с. С. 118-120.

18. Моисеев, В.Н. Разработка математической модели проточных приемников статического давления / В.Н. Моисеев, И.П. Ефимов, М.Ю. Сорокин // Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы : сборник научных трудов Всероссийской научно-технической конференции ИВК-2013 / под. ред. В.В. Родионова. – Ульяновск : УлГТУ, 2013. – 329 с. С. 93-100.

19. Моисеев, В.Н. Анализ метрологических характеристик приемников полного давления / В.Н. Моисеев, М.Ю. Сорокин, И.П. Ефимов // Вузовская наука в современных условиях : сборник материалов 47-й научно-технической конференции (28 января – 2 февраля 2013 года). В 3 ч. Ч.2. – Ульяновск : УлГТУ, 2013. – 358 с. С. 140-143.

20. Ефимов, И.П. Выбор модели турбулентности в программе OpenFOAM при моделировании приемников воздушных давлений / И.П. Ефимов, В.Н. Моисеев, М.Ю. Сорокин, М.М. Дубинина // Вузовская наука в современных условиях : сборник материалов 48-й научно-технической конференции (27 января – 1 февраля 2014 года). В 3 ч. Ч.2. – Ульяновск : УлГТУ, 2014. – 321 с. С. 73-76.

Моисеев Владимир Николаевич

Разработка и исследование датчиков аэрометрических параметров
с повышенными точностными характеристиками

Автореферат

Подписано в печать 26.11.2014. Формат 60×84/16.

Усл. печ. л. 1,4. Тираж 100 экз. Заказ 1249.

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