

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«УЛЬЯНОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»

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

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

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

Ульяновск – 2014

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	5
ГЛАВА 1. АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ВОПРОСА И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ИССЛЕДОВАНИЯ	11
1.1. Характеристики ДАП, как элементов бортовых систем управления ЛА	11
1.2. Анализ проектирования и разработки ДАП	20
1.3. Математическое моделирование ДАП	22
1.4. Математические модели ДАП	24
1.5. Выводы и постановка задач исследования	25
ГЛАВА 2. РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ	29
2.1. Разработка математической модели ППД	29
2.1.1. Выбор математической модели	29
2.1.2. Выбор начальных условий моделирования	30
2.1.3. Выбор модели турбулентности для математического моделирования .	31
2.1.4. Расчет коэффициентов математической модели	43
2.1.5. Проверка достоверности и адекватности математической модели	45
2.1.6. Результаты и выводы	50
2.2. Разработка математической модели ПВД	52
2.2.1. Выбор математической модели	52
2.2.2. Выбор начальных условий моделирования	53
2.2.3. Выбор модели турбулентности для математического моделирования .	54
2.2.4. Расчет коэффициентов математической модели ПВД	63
2.2.5. Проверка достоверности и адекватности математической модели	72
2.2.6. Результаты и выводы	76
2.3. Разработка математических моделей ДВС	78
2.3.1. Выбор математической модели	78
2.3.2. Выбор граничных условий моделирования	78

2.3.3. Расчет коэффициентов математических моделей	80
2.3.4. Проверка достоверности и адекватности математических моделей	83
2.3.5. Результаты и выводы	84
2.4. Общие результаты и выводы	84
ГЛАВА 3. ИССЛЕДОВАНИЕ И ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДАП С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ	86
3.1. Исследование и повышение точностных характеристик ППД	86
3.1.1. Исследование влияния конусности камеры торможения	87
3.1.2. Предварительная конструкция приемника	88
3.1.3. Оценка расходной характеристики приемника	89
3.1.5. Результаты экспериментальных исследований	93
3.1.6. Приемник со скругленной внутренней носовой частью	97
3.1.5. Результаты и выводы	102
3.2. Исследование и повышение точностных характеристик ПВД	103
3.2.1. Исследование формы воспринимающей части	105
3.2.2. Влияние расстояния от начала приемника до отверстий отбора статического давления на воспринимаемое статическое давление	110
3.2.3. Влияние угла наклона отверстий отбора статического давления относительно оси вращения приемника	114
3.2.4. Выбор количества, диаметра и расположения в плоскости поперечного сечения отверстий отбора статического давления	119
3.2.5. Моделирование ПВД со скошенным носиком в условиях индуктивного потока	122
3.2.6. Результаты и выводы	123
3.3. Исследование и повышение точностных характеристик ДВС	127
3.3.1. Исследование формы флюгеров	128
3.3.2. Исследование взаимного расположения крыльевых флюгеров	130
3.3.3. Исследование различных вариантов исполнения ДВС	140
3.3.4. Выбор места расположения отверстий статического давления	145

3.3.5. Результаты и выводы	152
ГЛАВА 4. РЕКОМЕНДАЦИИ РАЗРАБОТЧИКАМ И МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДАП.....	154
4.1. Рекомендации разработчикам ДАП	154
4.2. Методика проектирования ДАП.....	164
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	169
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	173
ПРИЛОЖЕНИЕ 1. Акт внедрения.....	185
ПРИЛОЖЕНИЕ 2. Пример расчетной задачи моделирования макета ППД в программы OpenFOAM. Модель турбулентности kOmegaSST, решатель simpleFoam	187
ПРИЛОЖЕНИЕ 3. Таблицы с результатами математического моделирования ПВД со скошенным носиком при различных вариантах расположения отверстий отбора статического давления	197
ПРИЛОЖЕНИЕ 4. Таблицы и рисунки с результатами математического моделирования различных вариантов исполнения датчика вектора скорости и сводные таблицы и рисунки.....	201

ВВЕДЕНИЕ

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 также датчиками 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. Соколов, 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. Sheridian, 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 скоса 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 аэроматрических 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.

ГЛАВА 1. АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ВОПРОСА И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ИССЛЕДОВАНИЯ

1.1. Характеристики ДАП, как элементов бортовых систем управления ЛА

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 авиационной метрологии в последние годы усиливается интерес к аэрометрическим методам и средствам измерения параметров воздушных потоков, нашедшим широкое применение в технике воздушного флота из-за их широких функциональных возможностей и высокой эксплуатационной надежности [47].

Восприятие давлений газовых потоков осуществляется с помощью приемников воздушных давлений (ПВД). Существуют приемники полного давления (ППД) и приемники статического давления (ПСД). Также существуют приемники давлений на двухступенном подвесе, которые ориентируют ПВД по потоку, называемые также датчики вектора скорости (ДВС) [6, 13, 47].

В ходе практического использования ДАП в составе БСУ были сформулированы основные требования к их конструктивным элементам [47, 82]: давление должно восприниматься с наименьшей погрешностью для рабочего диапазона скоростей, приемники должны иметь минимальную чувствительность к скасам потока.

Прообразом будущих приемников полного давления P_{Π} является трубка Пито предложенная для определения скорости движения воды в открытом русле [82]. При отборе статического давления $P_{СТ}$ с этой трубки (рисунок 1.1), ориентированной навстречу потоку имеем уже скоростную трубку для измерения динамического давления $P_{Д} = P_{\Pi} - P_{СТ}$, а, следовательно, и скорости исследуемого потока, т.е.

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot P_{Д}}{\rho}}, \quad (1.1)$$

где ρ – плотность потока жидкости или газа.

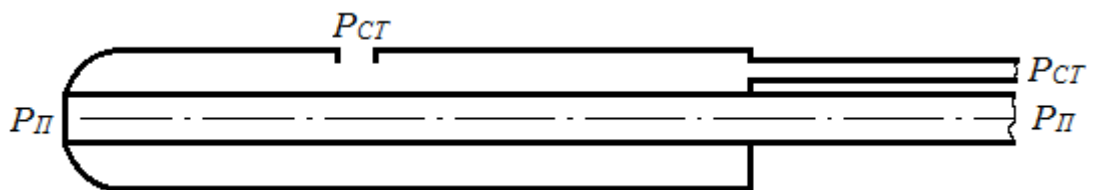


Рисунок 1.1 – Трубка Пито для определения скорости потока

В настоящее время отечественные и зарубежные специалисты в области приборостроения придают большое значение приемникам воздушных давлений как источникам важной первичной бортовой информации. Специалисты-разработчики приемников давлений ищут варианты их совершенствования на пути исследования аэродинамических тел в потоке совместно с летательными аппаратами и с учетом их особенностей [47, 69, 84].

Тип летательного аппарата, его способ летания, его технические характеристики определяют и технические характеристики аппаратуры – приборов и систем. Этим определяется необходимость изучения летательных аппаратов. Каждый тип летательного аппарата имеет свои особенности и сферу практического применения [47].

В данной работе рассматриваются ДАП для самолетов, эксплуатирующихся при следующих режимах полетов: угол скоса потока от -15 до 15° (местный угол скоса за счет искажения потока фюзеляжем ЛА может достигать 30°), скорости набегающего воздушного потока изменяются от 0 до 550 км/ч.

Вертолет среди всех видов летательных аппаратов отличается своими оригинальными режимами полета [47]:

- способностью взлетать и приземляться практически в любом месте, на необорудованной площадке, на крыше дома, на подвижное морское судно, на автомобиль и т.д.;
- висеть над определенной точкой Земли, меняя ее при выполнении работ на околонулевых скоростях;
- перемещаться во всех направлениях в пространстве – вверх-вниз, вперед-назад, вправо-влево, поворачиваться вокруг любой своей оси;
- совершать полет со снижением при отказе двигателей на режиме авторотации.

Эти свойства определяют особенности приборов и систем, обеспечивающих информацией о высотно-скоростных параметрах при всех режимах полета вертолета.

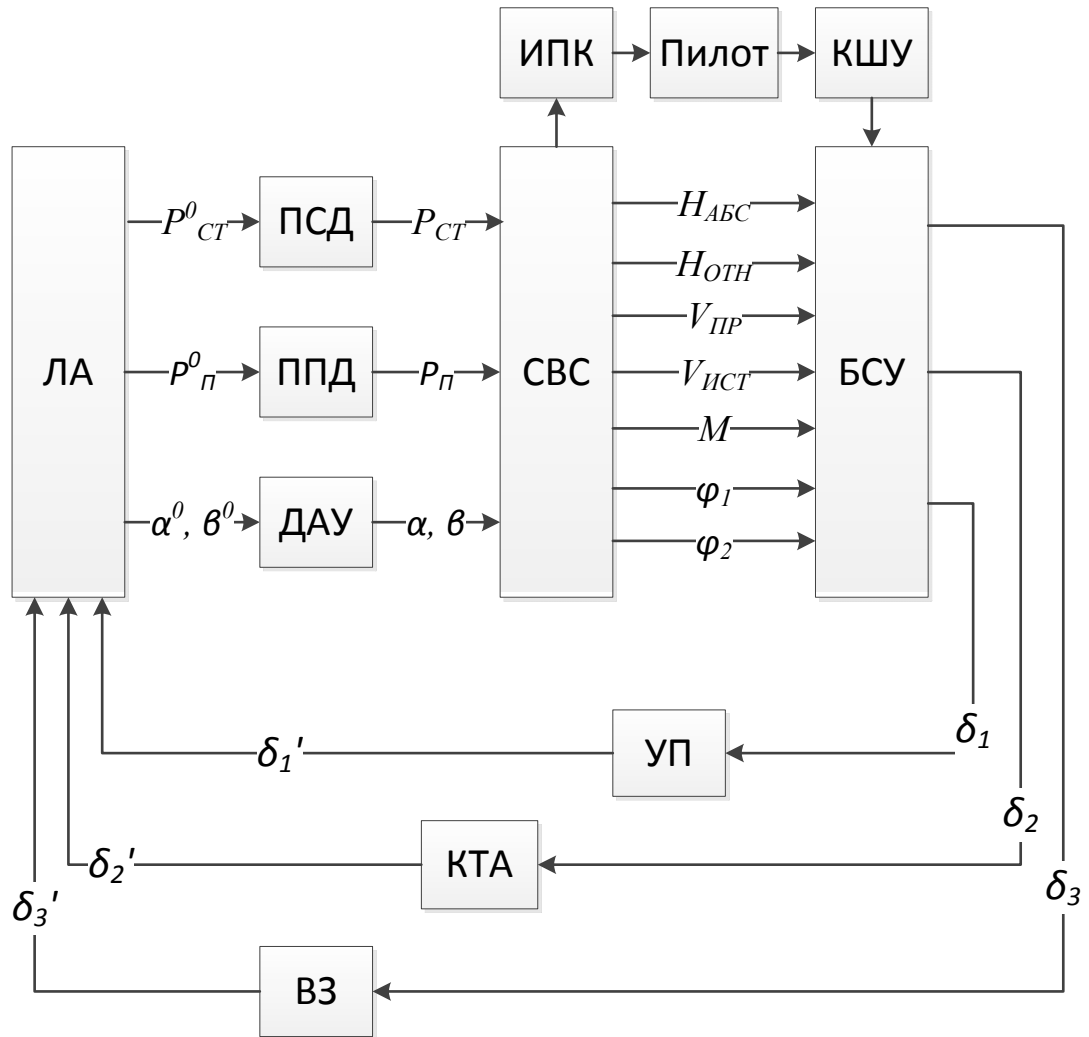
Особенности пилотажно-навигационного оборудования обусловлены принципом создания подъемной силы, режимами полета и характером обтекания фюзеляжа воздушным потоком, в том числе потоком от несущего винта.

Подъемная и движущая силы на вертолете создаются одним и тем же элементом конструкции – несущим винтом, омывающим в процессе работы весь фюзеляж (на малых скоростях в особенности). В связи с этим на вертолете практически отсутствуют места на фюзеляже с установившимся воздушным потоком, что резко осложняет восприятие воздушного давления [47].

В условиях возмущенного потока необходимо измерять скорости полета во всех направлениях, начиная с нуля; аэродинамический угол атаки, высоту полета, полное, статическое и динамическое давления, температуру наружного воздуха [47]. ДАП в таких условиях должны воспринимать давления без искажений в диапазоне углов скоса потока от -30° до 90° и скорости от 0 до 400 км/ч.

С учетом этих особенностей строятся все пилотажно-навигационные приборы и системы, измерительно-вычислительные комплексы типа СЭИ, КИСС, СВС, СПКР [47].

В целом управление полетом осуществляется по следующей схеме (рисунок 1.2): 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 [10, 12, 35, 46, 50, 52, 53, 69, 97, 100].



- P_{CT}^0 – неискаженное статическое давление;
 P_{Π}^0 – неискаженное полное давление;
 α^0, β^0 – неискаженные аэродинамические углы;
 P_{CT} – статическое давление с погрешностью;
 P_{Π} – 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; ВЗ – воздухозаборник;
 КТА – командно-топливные агрегаты

Рисунок 1.2 – Структура бортовой системы управления ЛА

Погрешности в определении высотно-скоростных параметров складываются из погрешностей: восприятия давлений, преобразования полного и статического давления в цифровую информацию и вычисления самих параметров [47], рисунок 1.3.



Рисунок 1.3 – Структура формирования погрешности в определении высотно-скоростных параметров

При отсутствии скосов потока погрешность возникает из-за потерь скоростного потока воздуха в канале ППД. Когда приемник ППД не удастся установить по направлению потока, величина давления, воспринимаемого приемником, не будет равна величине истинного полного давления. Угловая погрешность приемников ППД является случайной величиной и не может быть учтена при тарировке прибора. Она учитывается аэродинамическим коэффициентом, являющимся персональной характеристикой каждого приемника в ограниченных диапазонах углов атаки и скольжения.

Совмещенные (или комбинированные) приемники предназначены для одновременного восприятия в полете полного и статического давлений и носят наименование ПВД. Таким образом, в единой конструкции совмещены функции восприятия полного и статического давлений [47, 69].

За счет использования совмещенных приемников конструкторы достигают: уменьшения габаритов и массы, улучшения аэродинамики ЛА за счет сокращения числа приборов за пределами его обшивки, удобства в эксплуатации и уменьшения погрешностей восприятия давлений за счет вынесения ПВД в невозмущенное пространство с помощью штанги.

Наиболее эффективными способами уменьшения погрешности ПВД являются:

1. установка ПВД на устройстве, автоматически ориентирующем приемник по потоку воздуха в полете ($\alpha = \beta = 0$);

2. оптимизация конструкции ПВД как аэродинамического тела, установленного в свободном в воздушном потоке с целью уменьшения влияния схода потока на качество восприятия давлений.

Экспериментальные исследования конструкций ПВД, ПВД показывают, что существенное значение на качество восприятия полного давления имеют форма головки приемника, соотношения внутреннего и внешнего диаметров [47].

На рисунке 1.4 приведена иллюстрация различных форм воспринимающих частей приемников полного давления и в таблице 1.1 – угловые характеристики этих воспринимающих частей (при $D=25.4$ мм, $d=3.2$ мм). Величины углов β° такие, что погрешность измерения полного давления достигает 1% скоростного напора [82]. Эти данные совпадают с исследованиями, проведенные специалистами NASA – цилиндрическая воспринимающая часть имеет наилучшие угловые характеристики на дозвуковых скоростях [106].

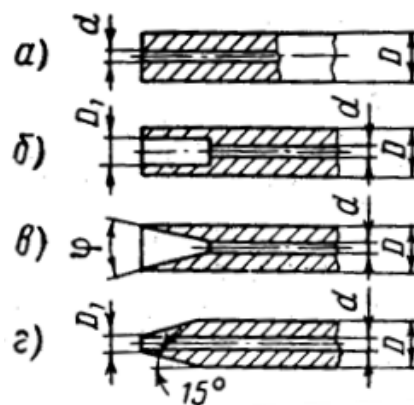


Рисунок 1.4 – Различные формы воспринимающих частей приемников полного давления

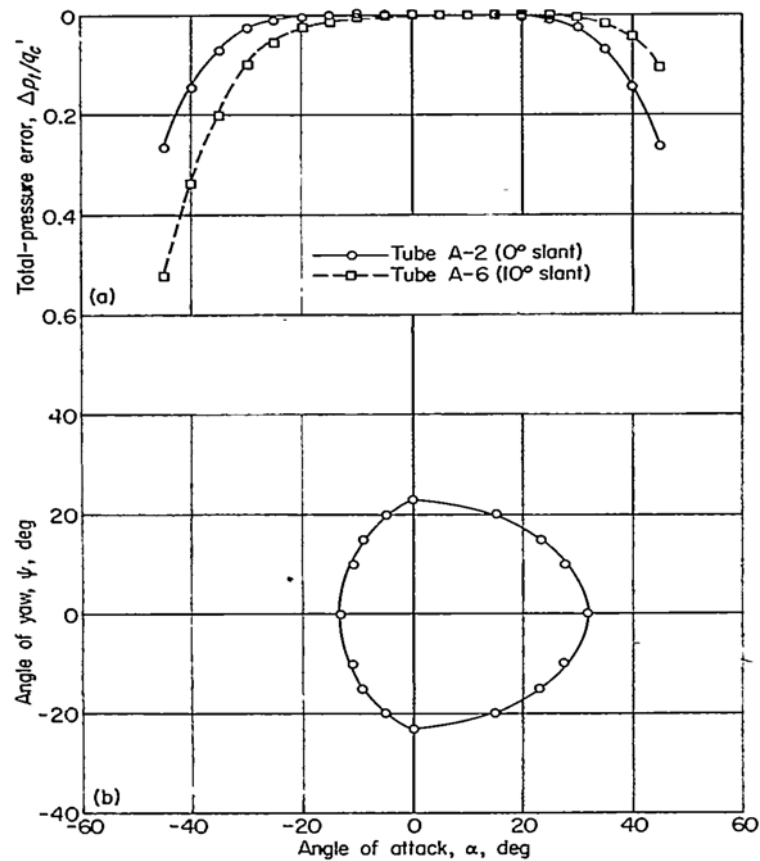
Таблица 1.1 – Угловые характеристики различных воспринимающих частей приемников

Тип приемника	Характеристика приемника	Угол $\pm\beta^\circ$	
<i>a</i>	$d/D=1.25$	М=0.26	М=1.62
<i>б</i>	$D_1/D=0.98$	11	11
<i>в</i>	$\varphi=10-30^\circ$	23	29
<i>г</i>	d/D_1	28	62
	1.0	21	29
	0.56	13	17
	0.39	10.5	14

Для простых незранированных приемников установлено, что приемлемый диапазон углов (или зона нечувствительности, просто определяемая как диапазон углов атаки, при которых погрешность измерения полного давления не превышает одного процента от величины скоростного напора) зависит от наружной формы носовой части, размеров входного отверстия приемника полного давления (относительно диаметра приемника) и формы камеры, расположенной за отверстием. Максимальной зоной нечувствительности (около 28° при числе $M = 0.26$) из всех незранированных приемников обладает цилиндрический приемник, представляющий собой наилучшую комбинацию указанных конструктивных особенностей и имеющий приемное отверстие, величина которого равна диаметру приемника, и камеру конусностью 30° [47, 82, 104, 106].

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 скоса до 20° приемлемый диапазон при положительных углах атаки может быть увеличен на величину, равную примерно 1° на каждый градус скоса. Например, зона нечувствительности тонкостенных цилиндрических приемников была расширена за счет применения торца, скошенного у передней кромки под углом в 10° , с 23° до 32° (рисунок 1.5 а) [106]. Было установлено, что чувствительность этого приемника при углах рыскания и суммарных углах атаки и рыскания до 15° не превышает чувствительности аналогичного приемника без скоса передней кромки (рисунок 1.5 б) [67, 104, 106].

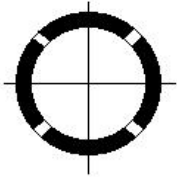
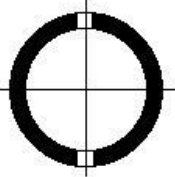
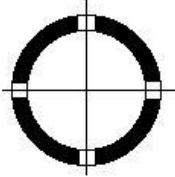
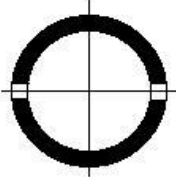
При полете ЛА приходится воспринимать статическое давление и при ненулевых углах скоса, а также в условиях воздействия индуктивного потока от несущего винта ЛА. Отверстия отбора статического давления необходимо располагать так, чтобы минимизировать погрешность восприятия воздушного давления.



- a) изменение ошибки восприятия полного давления цилиндрическими приемниками с углами скоса сечения 0° и 10° ;
- b) предельные значения угла атаки и рысканья, до которых ошибка восприятия полного давления не превышает 1% от скоростного напора q
- Рисунок 1.5 – Ошибки восприятия полного давления и углы чувствительности цилиндрических приемников со скошенным сечением, $M = 0.26$

Из данных таблицы 1.2 видно, что на коэффициент давления приемника существенное влияние оказывает расположение приемных отверстий [82]. Для обеспечения минимальной чувствительности ПВД к скосам потока отверстия восприятия “статики” в них целесообразно выполнять так, чтобы при косом обдуве увеличение давления в одних отверстиях компенсировалось разрежением в других. Например, если ПВД имеет два отверстия восприятия статического давления, расположенных в плоскости изменения скоса потока, то в диапазоне углов скоса потока $\pm 20^\circ$ осредненная находится в пределах до 1% [47].

Таблица 1.2

α , град	Коэффициент статического давления			
				
5	-0.007	-0.004	-0.002	0
10	-0.024	-0.021	-0.019	0
15	-0.059	-0.050	-0.042	0
20	-0.102	-0.086	-0.072	-0.003

Применение на вертолете средств и методов измерения высотно-скоростных параметров традиционных для самолета затрудняется значительными искажениями его аэродинамического поля индуктивными потоками от несущего винта, а также пространственным обтеканием приемников воздушных давлений, установленных вблизи фюзеляжа [9, 14, 39, 40, 74, 75, 81, 87, 91]. При попадании в индуктивный поток от винта на низких горизонтальных скоростях искажаются показания об истинной скорости и высоте полета ЛА. Возникает задача разработки приемников нечувствительных к таким режимам.

Для решения этой проблемы в последние годы активно разрабатываются системы всенаправленного и панорамного измерения параметров вектора истинной воздушной скорости вертолета, основанные на принципе размещения ДАП в некотором опорном потоке [89]. Они совмещают в себе приемник воздушного давления и флюгер, укрепленный на штанге и вращающийся на двухступенном подвесе [47].

Точностные характеристики таких датчиков должны позволять измерять воздушные данные на малых скоростях, быть чувствительными к большим скачкам потока.

На точность измерения местных углов атаки и скольжения влияет аэродинамический момент, устанавливающий подвижную рамку вдоль потока [47].

Также необходимо помнить о том, что громоздкие приемники на штанге, вынесенные в поток перед ЛА ухудшают аэродинамику самого ЛА [8, 14, 15, 74, 81, 87].

Большие размеры приемников сказываются и на обогреве: для ПВД большего объема необходим более мощный нагревательный элемент, что ведет к повышению нагрузок на бортовую сеть ЛА [47]. Поэтому при разработке приемников нужно по возможности обходиться минимально-допустимыми для выполнения поставленных задач габаритными размерами.

1.2. Анализ проектирования и разработки ДАП

Процесс проектирования ДАП носит во многом итерационный характер и заключается в том, что разработчик на основе технического задания, опираясь на опыт создания и эксплуатации аналогичных изделий, создает опытный образец (макет), который испытывается в аэродинамической установке [20]. Полученные результаты исследований анализируются разработчиком, и создается другой макет, характеристики которого еще более приближены к требованиям технического задания. Процесс может предусматривать создание трех, четырех и более макетов и заканчивается после подбора геометрических параметров макета, удовлетворяющих требованию технического задания [96].

В дальнейшем прорабатывается вопрос внутреннего наполнения полученной аэродинамической формы (организация обогрева, выполнение камер отбора давления, встраивание трубопроводов и т.д.).

Уменьшение итерационных шагов может быть достигнуто использованием математических моделей, позволяющих рассчитать аэродинамические

характеристики датчиков по их геометрическим параметрам, а также использованием математического моделирования.

Такое моделирование в настоящее время осуществляется с помощью пакетов программ для моделирования течений жидкости и газа (OpenFOAM, FlowVision, Ansys и др.). Однако в настоящее время практически нет публикаций по моделированию устройств данного класса (отсутствуют рекомендации и методики, в соответствии с которыми можно производить выбор моделей турбулентности при их расчете и параметров расчетных сеток). При первоначальном использовании пакетов программ сходимость расчетных и экспериментальных данных была на уровне около 25% [43, 44].

Большое значение при проектировании и разработке новых приемников имеет математическое моделирование. За счет применения математического моделирования и математических моделей появляется возможность снизить количество опытных образцов, заменить экспериментальные исследования промежуточных вариантов ДАП на математическое моделирование, и, следовательно, сократить время проектирования более чем в два раза (рисунок 1.6) [103].

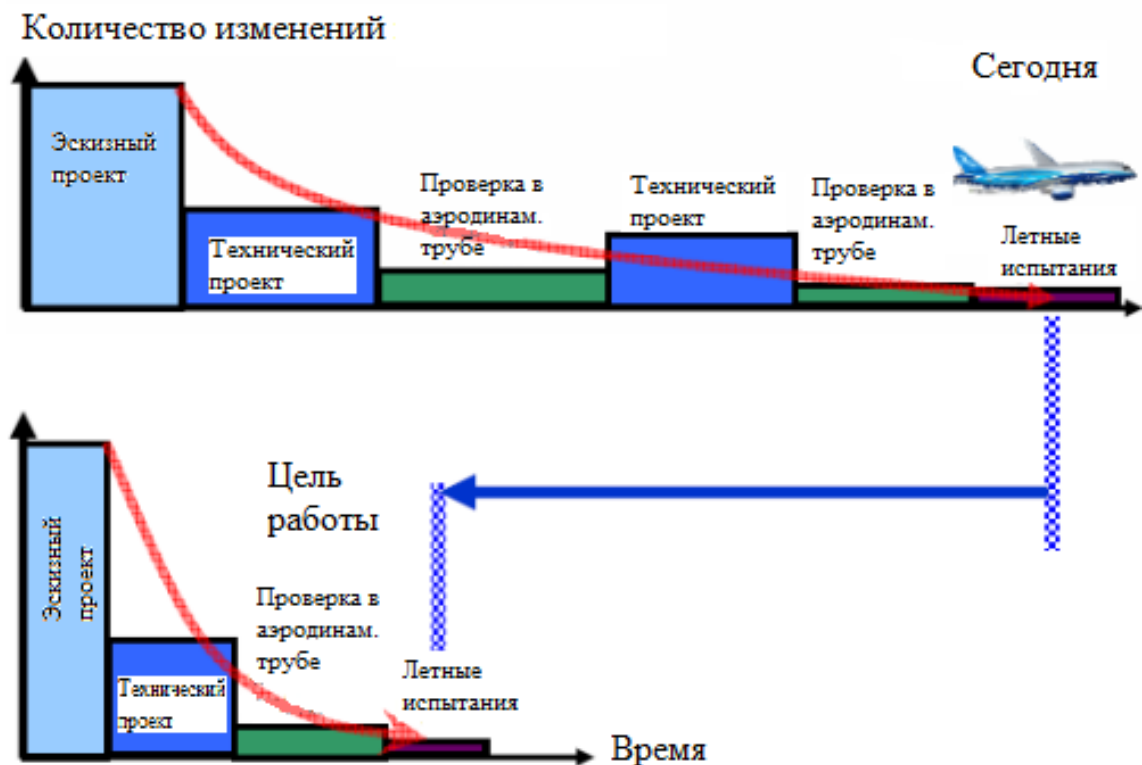


Рисунок 1.6 – Сокращение времени проектирования

1.3. Математическое моделирование ДАП

Существуют модели инженерные, которые строятся по экспериментальным исследованиям, и есть компьютерное моделирование.

В настоящее время компьютерное моделирование широко используется при разработках систем различного назначения и сложности [4, 5, 25, 26, 32, 33, 43, 44, 56, 65, 73, 83, 88].

Компьютерное моделирование ДАП требует особого подхода, так как обусловлено относительно малыми размерами моделируемых объектов и высокими скоростями набегающего воздушного потока [33, 43, 44, 56, 65, 68, 88].

В настоящее время существует несколько основных пакетов программ (Ansys [76], FlowVision [77], OpenFOAM [78] и др.), однако практически нет публикаций по моделированию устройств данного класса (отсутствуют рекомендации и методики, в соответствии с которыми можно производить выбор моделей турбулентности при их расчете и параметров расчетных сеток).

При неудачном выборе расчетной сетки расхождение расчетных и экспериментальных данных может составлять свыше 25%. Например, при моделировании макета ППД с разным количеством ячеек удалось получить следующие результаты погрешности по измерению воздушного давления при сравнении с экспериментальными исследованиями ЦАГИ, таблица 1.3, рисунок 1.7. Время расчета приводится для вычислительной машины следующей конфигурации: процессор Intel(R) Pentium(R) Dual CPU E2200 @ 2.20GHz, оперативная память 8,00 Гб.

Заметно, что при определенном количестве ячеек точность математического моделирования начинает слабо возрастать, а время расчета начинает значительно увеличиваться.

Таблица 1.3

Количество ячеек, шт.	Погрешность, %	Время расчета, ч
569435	27.4	2.1
709147	23.1	2.5
1209417	15.4	4.3
3129804	5.2	11.2
6224731	1.7	21.9
8021684	1.6	28.3

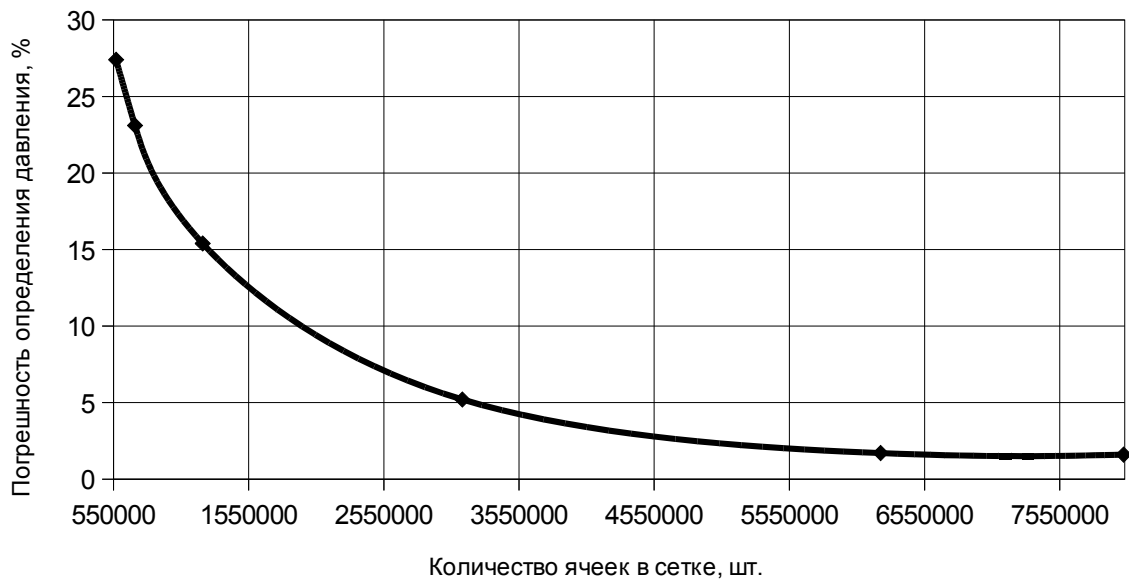


Рисунок 1.7 – Относительная погрешность математического моделирования в зависимости количества ячеек в сетке

Также большое значение имеет выбор модели турбулентности, которая обуславливает точность и скорость расчета. При использовании различных моделей турбулентности погрешность математического моделирования может расходиться до 15% [27, 54–57, 59, 61].

1.4. Математические модели ДАП

В настоящее время ППД исследуются на основе эксперимента [82]. Математические модели ППД, которые можно было бы использовать при проектировании, неизвестны.

Долгое время считалось, что полное давление воспринимается без искажения при нулевом угле. Однако появились работы [85], в которых говорится, что ППД имеет ряд погрешностей, что связано с расходом через дренажные отверстия. Также в этой статье приводятся формулы, которые можно использовать при проектировании ППД.

Разработкой моделей ПВД занимались Ефимов И.П. [28–31, 47], Шивринский В.Н., Мязин Г.Д., Конюхов Г.А. [30, 49], Кудрявцев Л.С., Сорокин М.Ю. и Федоров Н.Г. [30, 99]. В настоящее время не известна математическая модель расчета точностных характеристик цилиндрических ПВД в зависимости от его основных геометрических параметров (диаметра цилиндрической части и расстояния от начала приемника до отверстий отбора статического давления).

Построением математических моделей ДВС занимались Семенов А.В. [34, 89, 90], Козицин В.К. [48], Солдаткин В.В. [93, 94]. Однако среди известных моделей не встречается модель для расчета возникающих устанавливающих по потоку ПВД аэродинамических моментов в зависимости от угла взаимного расположения крыльевых флюгеров.

Устанавливающий момент должен превышать значение момента трения. Момент трения является источником погрешности в определении вектора скорости. Увеличение устанавливающего момента позволяет расширить диапазон рабочих скоростей в меньшую сторону. Неточная ориентация подвижной рамки по потоку приводит к погрешностям при определении аэродинамических углов.

Однако, при избыточном устанавливаемом моменте возникает повышенное лобовое сопротивление ДВС и требуется больше мощности на обогрев флюгеров.

У ДВС-ВЗ [47] следующие погрешности при определении высотно-скоростных параметров:

- погрешность восприятия коэффициента динамического давления ± 0.02 ;
- погрешность восприятия коэффициента статического давления ± 0.02 ;
- погрешность измерения угла атаки до 2 градусов;
- погрешность измерения угла скольжения до 2 градусов.

Построением регрессионных моделей занимались многие исследователи и разработчики ДАП: Сорокин М.Ю., Семенов А.В и др. Данные модели выгодно отличаются тем, что удобны в построении и применении на практике, а также обеспечивают приемлемую точность, достаточную для исследования ДАП.

1.5. Выводы и постановка задач исследования

По результатам анализа отечественной и зарубежной литературы сделан вывод о том, что в настоящее время работы по совершенствованию ДАП ведутся в следующих направлениях.

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

Для разработки ДАП с улучшенными точностными характеристиками широко применяется математическое моделирование, которое также позволяет сократить время и уменьшить стоимость проектирования.

Задача научного исследования заключается в разработке и исследовании ДАП по результатам их математического моделирования с использованием стандартных средств САПР и разработанных математических моделей.

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 поиска путей 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.

До недавнего времени считалось, что полное давление воспринимается без погрешности при нулевых углах скоса потока. Однако ППД 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 [85]. В связи с этим актуальной является задача разработки математической модели ППД с учетом данного явления. Наличие математической модели позволит существенно повысить эффективность процесса проектирования новых ППД.

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 [77], OpenFOAM [78], Ansys [76]. 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% [27, 54–57, 59, 61].
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 повышенные 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 [82, 86, 104, 106].

Перспективной системой измерения высотно-скоростных параметров вертолетов является ДВС, принцип действия которого основан на работе английской системы Lassie [47]. 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 [34].

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 флюгеров подвижной рамки датчика. При этом необходимо также определять поле давлений, формируемое на поверхности ПВД датчика.

ГЛАВА 2. РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

2.1. Разработка математической модели ППД

Непосредственно от соотношения площадей входного отверстия до камеры торможения и дренажных отверстий зависит погрешность определения скорости ЛА приемниками полного давления [37, 38, 85].

В данной части диссертации будет предложена математическая модель зависимости погрешности измерения скоростного напора приемником в зависимости от соотношения площадей дренажных отверстий приемника и входного отверстия приемника.

2.1.1. Выбор математической модели

В данной главе диссертации будут разработаны комплекс математических моделей для использования при проектировании ДАП. Данные модели будут использоваться при улучшении точностных характеристик ДАП, вследствие чего к ним предъявляются повышенные требования по точности.

Регрессионный анализ представляет собой классический статистический метод. Благодаря своим широким возможностям регрессионные методы давно и успешно используются в инженерной практике. В последнее время в связи с развитием и внедрением быстродействующих ЭВМ они широко используются

для идентификации моделей, в том числе для идентификации динамических, многомерных процессов [7, 16, 95].

В диссертационной работе строятся регрессионные модели путем аппроксимации исходных данных методом наименьших квадратов в связи со сложностью вывода аналитических выражений, где требуется учитывать как внешнее обтекание приемника, так и внутреннее течение в отверстиях отбора статического и полного давлений.

Регрессионная модель является наиболее простым способом описать зависимость точностных характеристик приемника от его геометрических параметров и при этом она обеспечивает приемлемую точность.

Регрессионный анализ позволяет представить результаты математического моделирования в виде функциональной зависимости вида:

$$y = b_0 + \sum b_i x_i + \sum b_{ij} x_i x_j + \sum b_{ij} x_i^2 + \dots \quad (2.1)$$

В данном параграфе регрессионная математическая модель выбирается в виде полинома третьей степени, так как увеличение степени полинома несущественно повысит точность и приведет к увеличению количества коэффициентов, которые в силу разрядной сетки, теряют свой вес. При уменьшении степени полинома существенно понижается точность и незначительно снижается число коэффициентов.

2.1.2. Выбор начальных условий моделирования

Исходные данные для модели были получены с помощью математического моделирования внутренней камеры торможения приемника полного давления.

Начальные условия для математического моделирования были выбраны исходя из требований нормативно-технической документации, предъявляемой к

приемникам полного давления, а также исходя из режимов эксплуатации и возможности изготовления.

Вид расчетной области приводится на рисунке 2.1. Диаметр канала до камеры полного давления равен 3 мм. Два дренажных отверстия диаметром по 0.2, 0.5, 0.7, 1.0 мм. Скорость набегающего воздушного потока 50, 150, 200, 250, 350, 450, 531 км/ч.

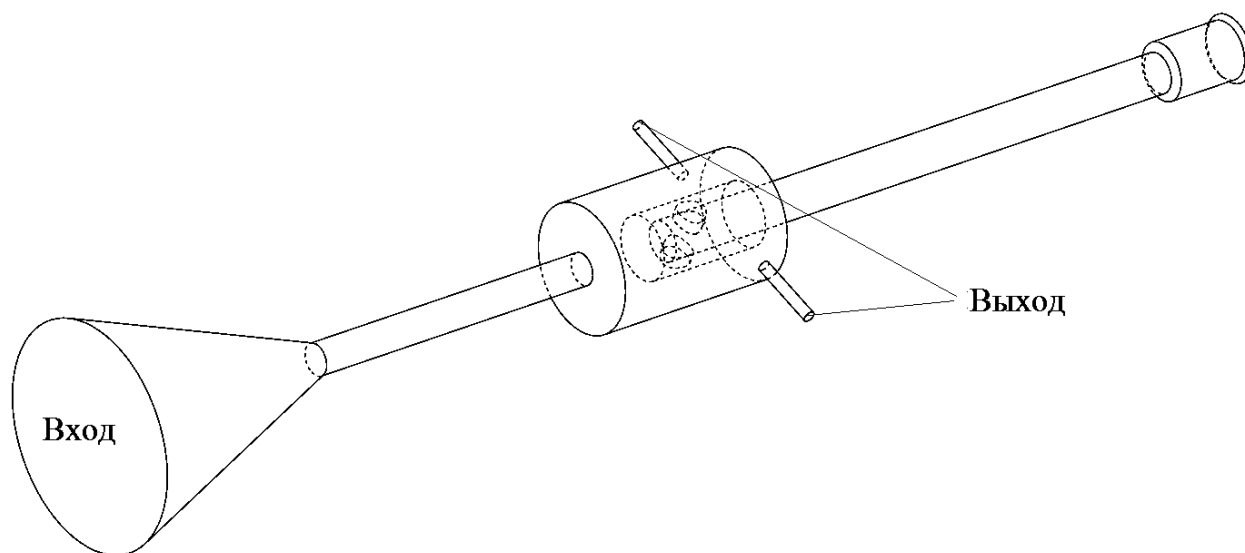


Рисунок 2.1 – Расчетная область

2.1.3. Выбор модели турбулентности для математического моделирования

Целью исследований в данном параграфе является выбор оптимальной модели турбулентности с точки зрения точности получаемых результатов. Сравнение полученных результатов математического моделирования производится с экспериментальными данными полученными специалистами ФГУП «ЦАГИ» [42, 45]. Также оценивается погрешность математического моделирования при различных скоростях и углах скоса набегающего потока.

Данная оценка погрешности математического моделирования позволит выявить случайную и систематическую составляющие погрешности и прогнозировать погрешность математического моделирования аналогичных приемников полного давления.

Сечение макета ППД приведено ниже на рисунке 2.2. Приемник имеет цилиндрическую воспринимающую часть и коническую камеру торможения.

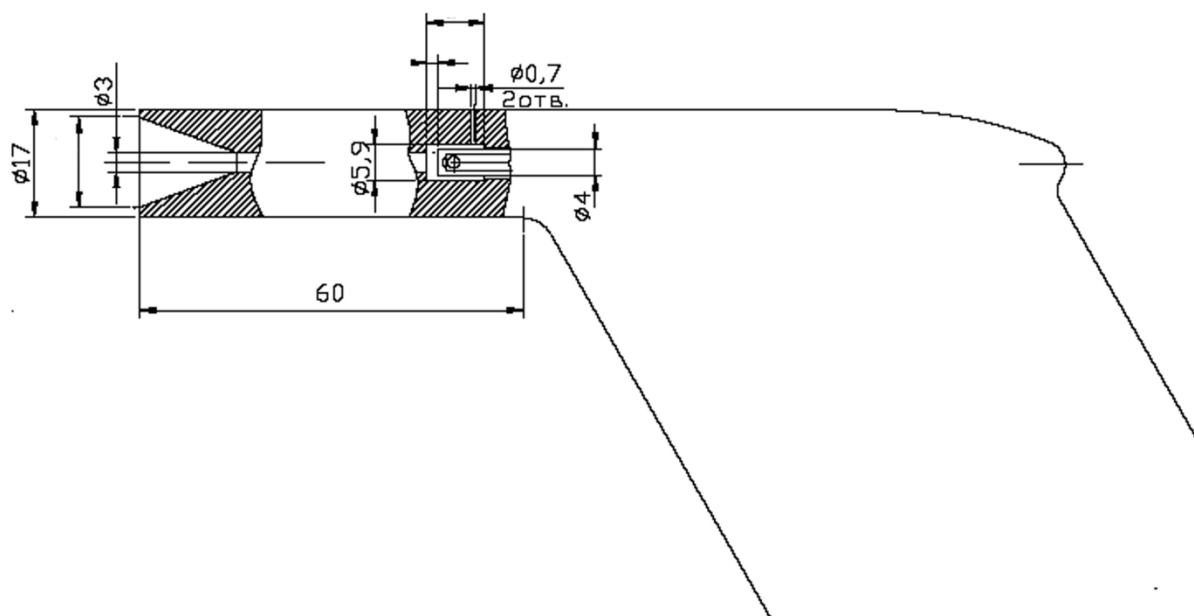


Рисунок 2.2 – Сечение макета ППД

Экспериментальные исследования проводились в аэродинамической трубе Т-129 ФГУП «ЦАГИ» с насадком-имитатором струи, обеспечивающим скорость потока до 530 км/ч [70]. Сжатый воздух к соплу насадка подаётся от стационарной сети, давление воздуха регулируется в зависимости от требуемой скорости воздушного потока на выходе из аэродинамического канала (диапазон скоростей 100...530 км/ч обеспечивается при давлениях 0,5...8 атм). Для сглаживания потока по скорости и разрушения больших вихревых структур в насадке были установлены хонейкомб и ряд сеток [1, 2, 10, 23, 24, 92, 98]. В процессе эксперимента скорость потока отслеживалась с помощью эталонного приемника полного давления ПД-120 (диапазон измеряемых скоростей от 0 до 0,3 М, коэффициент по скоростному напору меньше 0,1); температура воздуха измерялась термометром сопротивления [36, 46, 71, 72].

Сопловой насадок создает равномерный поток со скоростью до ~ 530 км/ч. Сжатый воздух к насадку подается от стационарной сети. Скорость потока регулируется изменением давления в сети. Равномерность поля скоростей обеспечивается установленными в насадке сетками и хонейкомбом. Изменение угла между вектором направления потока и осью воспринимающей поток трубки приемника осуществляется с помощью механизма вращения поворотного стола [70].

В процессе эксперимента регистрируются следующие параметры: давления торможения эталонным и исследуемым приемниками; разница между давлениями торможения испытываемого и эталонного приемников; температура воздушного потока термометром сопротивления; угол скоса потока считывается со шкалы лимба поворотного стола [70].

Аппаратура для наблюдения, записи и контроля в процессе эксперимента:

- эталонный приемник полного давления;
- датчики давления;
- датчики температуры потока;
- программы записи и обработки давлений и температуры в реальном времени;
- угломерное приспособление.

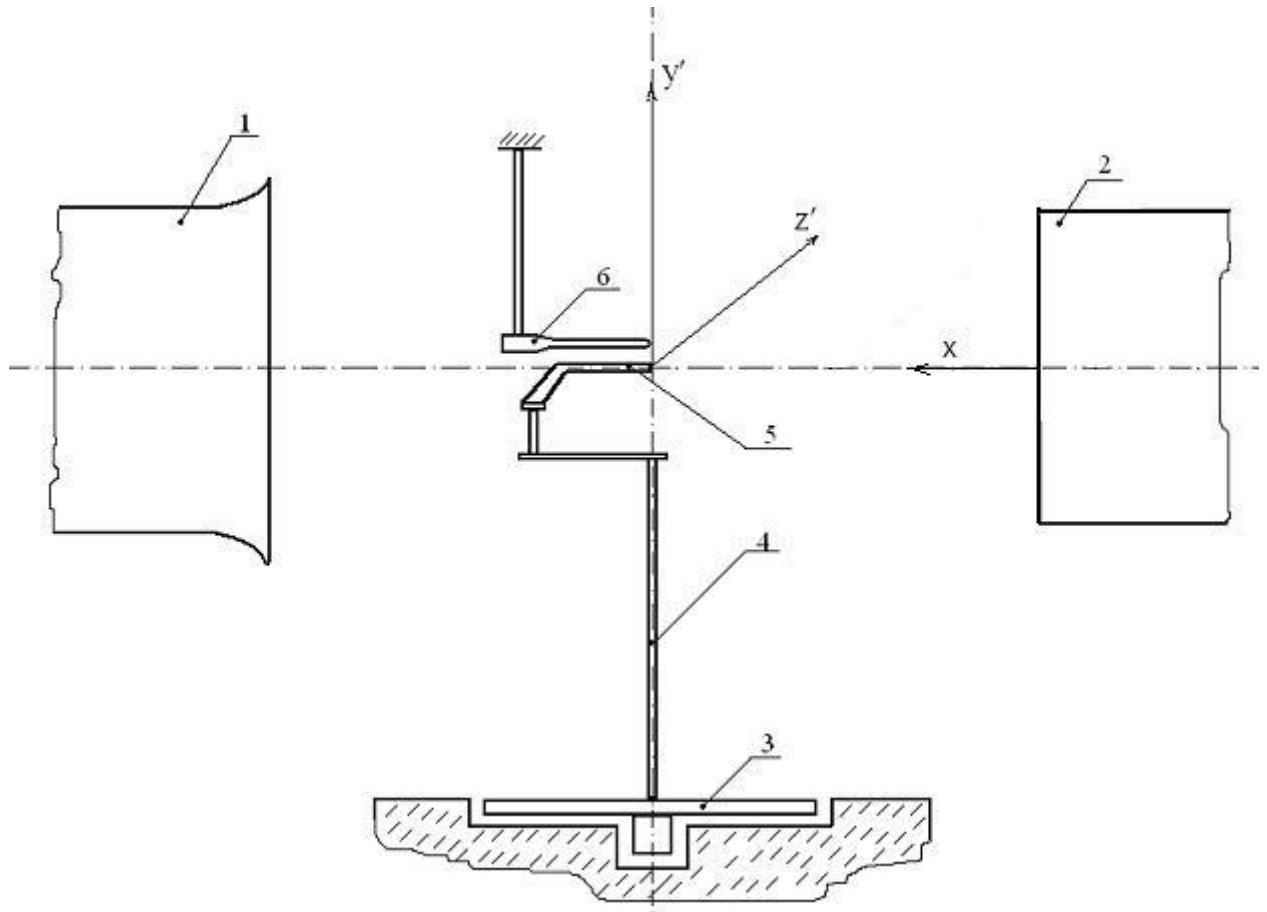
Испытания приемников давления проводилось в два этапа.

На первом этапе определялись характеристики приемников.

Цель второго этапа – проверка надежности результатов испытания за счет дополнительных исследований одного из приемников в сертифицированной аэродинамической трубе.

Предварительно перед проведением испытаний было проведено измерение поля скорости потока.

Измерение поля скоростей потока проводилось с помощью приемника полного давления. Приемник устанавливался на координатнике, который позволял перемещать его поперек потока (по оси Z, рисунок 2.3) на различных расстояниях по осям X, Y [70].



1, 2 - аэродинамическая труба АДТ-129. 3- поворотный стол. 4-державка.
5- приёмник воздушного давления. 6 – эталонный приёмник.

Рисунок 2.3 – Схема экспериментальной установки для исследования приёмников воздушного давления

Результаты измерений показали, что ядро потока достаточно большое и равномерное. На рисунке 2.4, для примера, показано распределение скорости по сечению потока на расстоянии $x = 60$ мм от выходного сечения соплового насадка для различных значений давления торможения. Видно, что поле скоростей в ядре потока достаточно равномерное. Это позволяет установить эталонный и исследуемый приемники в местах потока, где они будут находиться в одинаковых условиях.

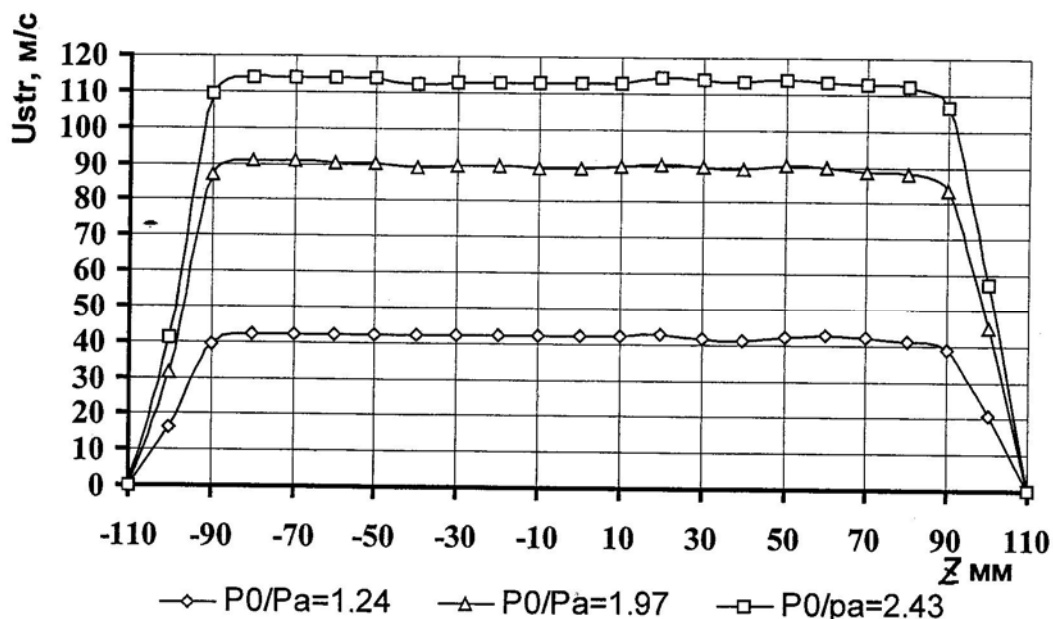


Рисунок 2.4 – Распределение скорости по сечению потока ($x = 60$ мм, $y = 0$ мм)

Методика проведения испытаний приемников заключалась в следующем [70].

Исследуемый приемник устанавливался в аэродинамической трубе на поворотном столе таким образом, чтобы направление оси приемной трубки совпадало с направлением потока, а вертикальная ось его входного сечения совпадала с осью вращения стола (см. рисунок 2.3). Такая установка позволяет сохранить параметры потока во входном сечении трубки приемника независимо от угла между направлением потока и осью приемной трубки. Это предоставляет возможность выявить влияние скоса потока на измеряемые величины полного и статического давления.

Эталонный приемник закреплялся неподвижно параллельно испытываемому на равном с ним расстоянии от среза выходного сечения соплового насадка (рисунок 2.3).

Процедуры проведения испытаний состояли в следующем.

В аэродинамической трубе по схеме, представленной на рисунке 2.3, устанавливаются испытываемый и эталонный приемники и подается сжатый воздух к сопловому насадку. После стабилизации скорости потока с помощью измерительно-вычислительного комплекса фиксируются все параметры

приемников потока. Затем механизмом вращения поворотного стола устанавливается требуемый угол между направлением потока и осью приемной трубки (угол скоса потока) и фиксируются параметры приемников и потока [70].

Эти процедуры повторяются для всех скоростных режимов и углов скоса потока.

Расчеты проводились с помощью программы OpenFOAM [78], которая применяется для моделирования течения жидкости и газа. Код OpenFOAM разработан в Великобритании в компании OpenCFD, Limited, и используется многими конструкторскими бюро и промышленными предприятиями более 12 лет. В основе кода лежит набор библиотек, предоставляющих инструменты для решения систем дифференциальных уравнений в частных производных как в пространстве, так и во времени. Рабочим языком кода является ООП C++. В терминах данного языка большинство математических дифференциальных и тензорных операторов в программном коде (до трансляции в исполняемый файл) уравнений может быть представлено в удобочитаемой форме, а метод дискретизации и решения для каждого оператора может быть выбран уже пользователем в процессе расчёта. Таким образом, в коде полностью инкапсулируются и разделяются понятия расчетной сетки (метод дискретизации), дискретизации основных уравнений и методов решения алгебраических уравнений. В процессе моделирования использовался решатель simpleFoam – стационарная программа решения для турбулентного течения неньютоновой жидкости. При вычислении не учитывались шероховатость поверхности и крепление приёмников к поверхности летательного аппарата.

Исходными данными для математического моделирования являлись скорость потока, угол между направлением потока и осью ППД, а также плотность воздуха в соответствии с проведенными экспериментами [54]. Использовалась тетраэдральная сетка с призматическим слоем вблизи поверхности приемника для учета пограничного слоя. В целом параметр y^+ не превышал 1, что является показателем правильного описания процессов в пограничном слое. Для сравнения выбраны наиболее популярные модели

турбулентности: SpalartAllmaras, kOmegaSST, LienCubicKE, NonlinearKE, realizableKE, RNGkEpsilon. Проводилось сравнение результатов моделирования с данными, полученными после эксперимента [70].

В процессе математического моделирования рассчитывалось динамическое давление P_d в камере торможения приемника как разница между полным P_{Π} и статическим давлением $P_{ст}$:

$$P_d = P_{\Pi} - P_{ст}, [\text{Па}]. \quad (2.2)$$

Приборная скорость $V_{\Pi P}$ вычислялась по формуле [23]:

$$V_{\Pi P} = 760,92125 \sqrt{(1 + P_d / 101325,2)^{\frac{1}{3,5}} - 1}, [\text{м/с}]. \quad (2.3)$$

Оценка погрешности моделирования

Абсолютная погрешность математического моделирования $\Delta V_{\Pi P}$ рассчитывалась как разница между вычисленной скоростью $V_{\Pi P}$ и скоростью набегающего потока V , фиксируемой исследуемым приемником [23]:

$$\Delta V_{\Pi P} = V_{\Pi P} - V, [\text{м/с}]. \quad (2.4)$$

Относительная погрешность математического моделирования вычислялась по формуле:

$$\delta V_{\Pi P} = (\Delta V_{\Pi P} / V) \cdot 100\%, [\%]. \quad (2.5)$$

Результаты эксперимента и математического моделирования приемника разработанного ППД при скорости набегающего потока ~ 74 м/с приведены в таблицах 2.1, 2.2 и на рисунках 2.5, 2.6: Alfa – угол скоса потока [град], V – измеренная скорость в эксперименте или вычисленная при математическом моделировании [м/с], ΔV – абсолютная погрешность математического моделирования [м/с].

Таблица 2.1 – Модели турбулентности SpalartAllmaras, kOmegaSST, LienCubicKE

Alfa, °	Эксперимент	Математическое моделирование					
		Модели турбулентности					
		SpalartAllmaras		kOmegaSST		LienCubicKE	
		V_{IPR} , м/с	ΔV_{IPR} , м/с	V_{IPR} , м/с	ΔV_{IPR} , м/с	V_{IPR} , м/с	ΔV_{IPR} , м/с
0	74.1	75.0	0.9	73.7	-0.4	73.4	-0.7
5	74.0	75.0	1.0	73.5	-0.5	73.2	-0.9
10	73.9	75.9	2.0	73.8	-0.1	73.5	-0.5
15	74.4	76.1	1.7	74.2	-0.2	73.9	-0.4
20	74.0	76.0	2.0	73.7	-0.3	73.7	-0.2
25	73.1	75.1	2.0	73.8	0.6	73.0	-0.1
30	70.9	72.5	1.6	71.4	0.4	70.8	-0.1
35	68.9	69.7	0.9	69.3	0.4	68.5	-0.3
40	66.5	66.4	-0.2	66.7	0.2	65.1	-1.4
45	62.6	61.5	-1.2	61.6	-1.1	61.2	-1.4
50	56.3	54.2	-2.1	55.6	-0.7	52.8	-3.5
55	50.1	46.2	-3.9	48.4	-1.7	46.0	-4.1
60	40.5	34.0	-6.5	34.4	-6.1	37.1	-3.4

Таблица 2.2 – Модели турбулентности NonlinearKE, realizableKE, RNGkEpsilon

Alfa, °	Эксперимент	Математическое моделирование					
		Модели турбулентности					
		NonlinearKE		realizableKE		RNGkEpsilon	
		V_{IPR} , м/с	ΔV_{IPR} , м/с	V_{IPR} , м/с	ΔV_{IPR} , м/с	V_{IPR} , м/с	ΔV_{IPR} , м/с
0	74.1	73.4	-0.7	73.5	-0.6	74.4	0.3
5	74.0	73.5	-0.6	73.3	-0.7	74.7	0.7
10	73.9	73.6	-0.3	72.6	-1.3	75.2	1.3
15	74.4	72.5	-1.8	72.3	-2.0	75.6	1.3
20	74.0	73.3	-0.7	73.7	-0.3	76.0	2.0
25	73.1	73.3	0.1	73.6	0.4	75.6	2.4
30	70.9	70.4	-0.5	70.7	-0.3	72.9	2.0
35	68.9	68.7	-0.2	68.4	-0.5	70.2	1.4
40	66.5	65.9	-0.6	65.7	-0.8	67.1	0.6
45	62.6	60.4	-2.2	62.1	-0.5	62.8	0.2
50	56.3	53.5	-2.7	56.1	-0.2	56.1	-0.2
55	50.1	46.5	-3.5	48.5	-1.6	48.5	-1.6
60	40.5	33.5	-7.0	38.5	-2.1	37.5	-3.0

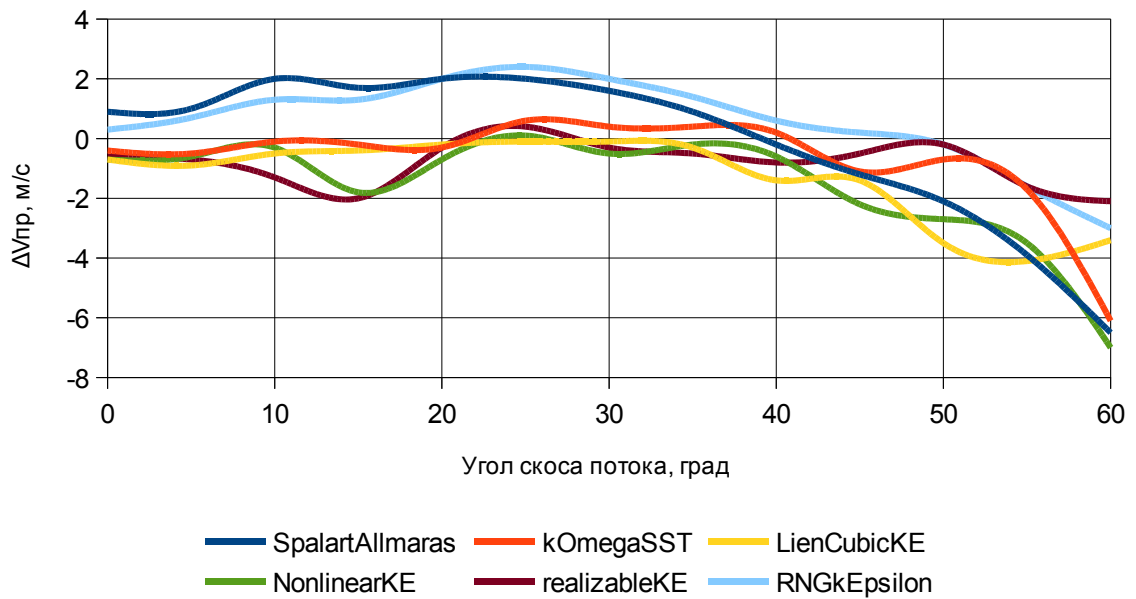


Рисунок 2.5 – Зависимость абсолютной погрешности моделирования $\Delta V_{пр}$ от угла набегающего потока α , скорость потока ~ 74 м/с

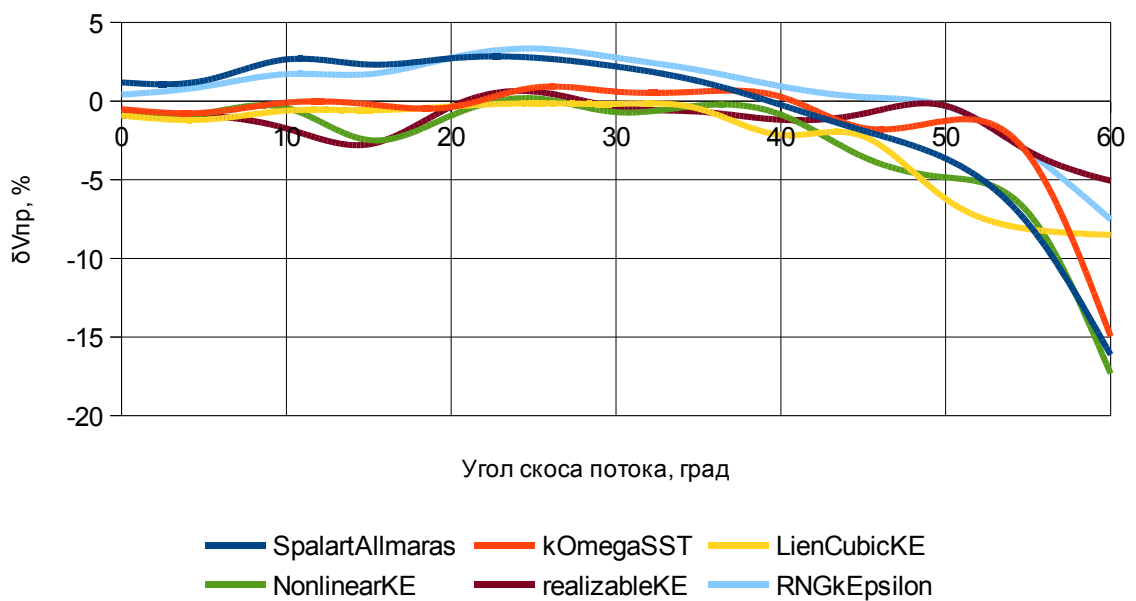


Рисунок 2.6 – Зависимость относительной погрешности моделирования δV от угла набегающего потока α , скорость потока ~ 74 м/с

При различных диапазонах углов скоса потока отдельные модели турбулентности показывают наилучшие результаты. Для выбора модели турбулентности, которую целесообразно было бы использовать при моделировании приемников полного давления, определена максимальная по

модулю величина относительной погрешности для нескольких диапазонов углов атаки (таблица 2.3, жирным шрифтом выделены значения минимальной по модулю величины относительной погрешности для каждого диапазона углов атаки).

Лучшие модели турбулентности для макета ППД (скорость ~ 74 м/с) при углах атаки: нулевых – RNGkEpsilon; до 10° – kOmegaSST; до 20° – kOmegaSST; до 30° – kOmegaSST; до 40° – kOmegaSST; до 50° – kOmegaSST; до 60° – realizableKE.

Наиболее универсальной моделью является kOmegaSST, так как ее использование при моделировании в пакете OpenFOAM обеспечивает наилучшую сходимость расчетных и экспериментальных данных для всех диапазонов углов схода потока. Использование других моделей турбулентности в отдельных случаях позволяет получить результаты с меньшей погрешностью, однако такие случаи не поддаются систематизации и не могут быть спрогнозированы заранее.

Исходя из вышеизложенного, при дальнейших расчетах рекомендуется применять модель турбулентности kOmegaSST, как наиболее подходящую для решения задач моделирования приемников полного давления при заданных параметрах набегающего воздушного потока.

Таблица 2.3 – Максимальная относительная погрешность математического моделирования в зависимости от диапазонов изменения углов схода потока при скорости набегающего потока 74 м/с

Угол схода потока, град	Относительная погрешность, %					
	SpalartAlmaras	kOmegaSST	LienCubicKE	NonlinearKE	RealizableKE	RNGkEpsilon
0	1.19	-0.51	-0.91	-0.94	-0.81	0.41
От 0 до 10	2.65	-0.74	-1.18	-0.94	-1.74	1.75
От 0 до 20	2.65	-0.74	-1.18	-2.48	-2.75	2.75
От 0 до 30	2.76	0.85	-1.18	-2.48	-2.75	3.34
От 0 до 40	2.76	0.85	-2.15	-2.48	-2.75	3.34
От 0 до 50	-3.65	-1.71	-6.22	-4.85	-2.75	3.34
От 0 до 60	-16.12	-14.96	-8.51	-17.32	-5.07	-7.52

Абсолютная погрешность моделирования макета ППД при скорости набегающего потока ~ 74 м/с во всем угловом диапазоне изменения углов скоса потока:

- модель SpalartAllmaras: от минус 7.06 м/с до 2.02 м/с;
- модель kOmegaSST: от минус 4.07 м/с до 0.87 м/с;
- модель LienCubicKE: от минус 4.07 м/с до минус 0.1 м/с;
- модель NonlinearKE: от минус 7.02 м/с до 0.13 м/с;
- модель realizableKE: от минус 2.42 м/с до 0.44 м/с;
- модель RNGkEpsilon: от минус 3.05 м/с до 2.44 м/с.

Для сравнения приведены результаты относительной погрешности математического моделирования при скорости набегающего потока ~ 100 и ~ 148 м/с (рисунки 2.7 и 2.8). Результаты моделирования для этих скоростей дают схожие данные по погрешностям и в этой работе не приводятся.

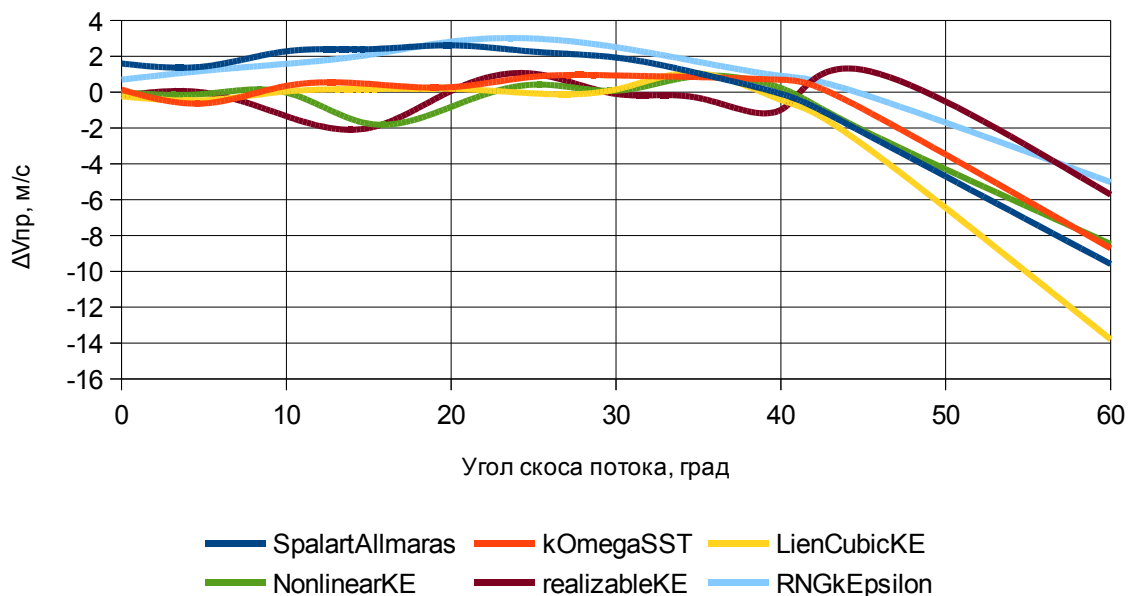


Рисунок 2.7 – Зависимость относительной погрешности моделирования δV от угла скоса потока α , скорость потока ~ 100 м/с

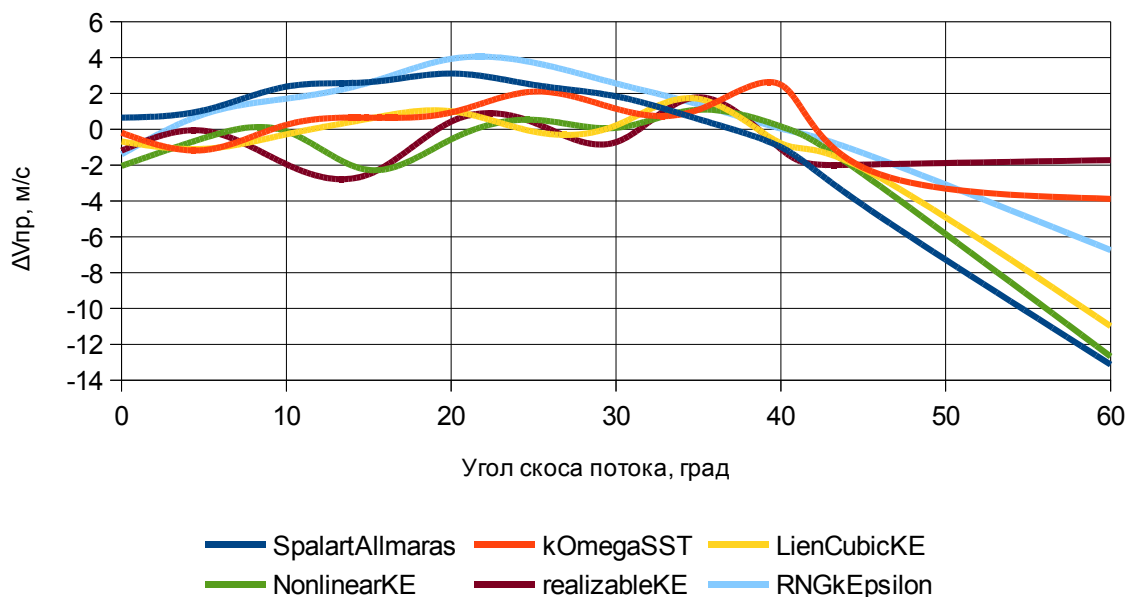


Рисунок 2.8 – Зависимость относительной погрешности моделирования δV от угла скоса потока α , скорость потока ~ 148 м/с

Полученные результаты математического моделирования приемника воздушного давления при углах скоса потока от 0 до 45 градусов соответствуют исследованиям специалистов ФГУП «ЦАГИ» с относительной погрешность моделирования до 4%. Расхождение с экспериментальными данными становится более заметно при углах скоса потока свыше 45 градусов, что объясняется необходимостью перехода на другие модели в зависимости от зоны моделирования, однако это значительно усложнит математическое моделирование [54].

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 [54].

2.1.4. Расчет коэффициентов математической модели

В процессе моделирования ППД с различным соотношением площадей дренажных отверстий и входного канала использовался решатель simpleFoam – стационарная программа решения для турбулентного течения неньютоновой жидкости. Использовалась модель турбулентности kOmegaSST [70].

Результаты математического моделирования внутреннего канала приемника до камеры торможения при различных величинах соотношения площадей дренажных отверстий и входного канала S и скорости набегающего потока V приведены ниже в таблице 2.4, указан суммарный расход R через два дренажных отверстия [63, 64].

По результатам математического моделирования 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 $P_{\text{П}}$, Па; приборной скорости $V_{\text{ПР}}$, км/ч; погрешности восприятия скорости $\Delta V_{\text{ПР}}$, км/ч) от соотношения площадей дренажных отверстий и входного канала S (мм), скорости набегающего потока V (мм) представлена в виде полинома третьей степени:

$$F(S, V) = \sum_{i=1}^n CF_i \cdot S^{k1_i} \cdot V^{k2_i} \quad (2.6)$$

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, $n = 10$.

Таблица 2.4 – Влияние диаметра дренажного отверстия на погрешность восприятия полного давления

D_d , мм	S	V , км/ч	R , л/мин	P_d , Па	$V_{пр}$, км/ч	$\Delta V_{пр}$, км/ч
0.2	0.0089	50	0.005	118.1	49.99	-0.01
		150	0.037	1063.1	149.98	-0.02
		200.51	0.058	1899.6	200.48	-0.02
		250	0.080	2953.3	249.98	-0.02
		350	0.127	5788.6	349.97	-0.03
		450	0.176	9569.0	449.97	-0.03
		531.13	0.218	13330.5	531.09	-0.04
0.5	0.0556	50	0.121	117.3	49.83	-0.17
		150	0.508	1058.3	149.64	-0.36
		200.51	0.720	1891.6	200.06	-0.45
		250	0.934	2941.2	249.47	-0.53
		350	1.382	5765.9	349.29	-0.71
		450	1.842	9532.5	449.11	-0.89
		531.13	2.221	13280.6	530.10	-1.03
0.7	0.1089	50	0.304	115.7	49.47	-0.53
		150	1.144	1046.3	148.79	-1.21
		200.51	1.596	1870.7	198.95	-1.55
		250	2.048	2909.7	248.13	-1.87
		350	2.868	5704.2	347.41	-2.59
		450	3.919	9444.1	447.02	-2.98
		531.13	4.687	13162.5	527.74	-3.39
1.0	0.2222	50	0.712	110.0	48.24	-1.76
		150	2.509	1002.1	145.61	-4.39
		200.51	3.451	1796.7	194.98	-5.53
		250	4.375	2802.7	243.52	-6.48
		350	6.250	5519.8	341.75	-8.25
		450	8.118	9145.2	439.89	-10.11
		531.13	9.656	12745.9	519.32	-11.81

Коэффициенты слагаемых приводятся в таблице 2.5:

- CR – расхода через дренажные отверстия;
- CP_{II} – полного давления;
- $CV_{пр}$ – приборной скорости;
- $\Delta V_{пр}$ – погрешности определения приборной скорости.

Таблица 2.5 – Коэффициенты слагаемых в математических моделях

Номер слагаемого i	CR	CP_{II}	CV_{III}	CAV_{III}	Степень параметра « S » k_1	Степень параметра « V » k_2
1	0	0	0	0	1	2
2	0	0	0	0	0	3
3	0	0	0	0	0	2
4	-0.001	-0.142	0.999	-0.001	0	1
5	0.086	3.779	-0.046	-0.046	1	1
6	-0.010	-19.188	-0.317	-0.317	2	1
7	0.082	12.289	-0.017	-0.019	0	0
8	-5.349	-221.702	7.707	7.619	1	0
9	43.613	-729.234	-95.840	-94.623	2	0
10	-111.119	7706.000	226.232	222.434	3	0

2.1.5. Проверка достоверности и адекватности математической модели

Для оценки гладкости поверхности отклика модели была построена зависимость приборной скорости, полученной с помощью модели, от скорости набегающего потока и соотношения площадей (рисунок 2.9). Из рисунка видно, что поверхность отклика модели равномерная, без экстремумов.

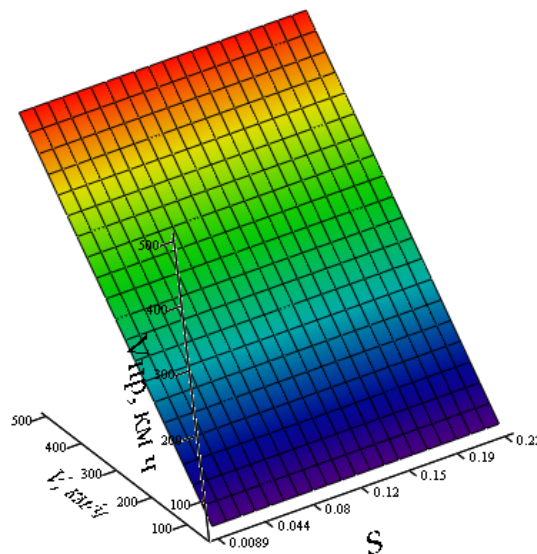


Рисунок 2.9 – Зависимость приборной скорости от соотношения площадей дренажных и входного отверстий и скорости набегающего потока

Погрешности аппроксимации отдельно для каждого скоростного диапазона и общие приведены в таблице 2.6. В таблице 2.7 приводятся относительные погрешности математической модели.

В целом погрешность аппроксимации удовлетворяет требованиям точности для предварительной оценки конструкции разрабатываемых приемников.

Таблица 2.6 – Погрешности аппроксимации

Скорость потока, км/ч	R , л/мин		P_D , Па		V_{IP} , км/ч		ΔV_{IP} , км/ч	
	min	max	min	max	min	max	min	max
50	-0.03	0.03	-7.6	5.3	-0.12	0.11	-0.12	0.10
150	-0.01	0.01	-1.3	0.7	-0.08	0.11	-0.07	0.11
200	-0.01	0.00	-2.6	1.4	-0.06	0.13	-0.07	0.13
250	-0.01	0.00	-4.3	3.3	-0.04	0.04	-0.04	0.05
350	-0.02	0.08	-3.8	9.8	-0.15	0.14	-0.15	0.14
450	-0.04	0.01	-4.2	1.0	-0.13	0.05	-0.13	0.05
531	-0.04	0.02	-2.5	9.5	-0.04	0.11	-0.04	0.12
по всем скоростям	-0.04	0.08	-7.6	9.8	-0.15	0.14	-0.15	0.14
средняя погрешность аппроксимации	3.6E-5		3.1E-1		-6.1E-15		-3.6E-5	

Таблица 2.7 – Относительные погрешности

Скорость потока, км/ч	δP_D , %		δV_{IP} , %	
	min	max	min	max
50	-6.54	4.52	-0.24	0.21
150	-0.13	0.06	-0.05	0.07
200	-0.14	0.08	-0.03	0.07
250	-0.15	0.11	-0.02	0.02
350	-0.07	0.17	-0.04	0.04
450	-0.05	0.01	-0.03	0.01
531	-0.02	0.07	-0.01	0.02
по всем скоростям	-6.5	4.5	-0.24	0.21
средняя погрешность аппроксимации	2.3E-2		7.5E-5	

Сравнение полученной математической модели проводилось с результатами исследований, проведенных на экспериментальной базе ФГУП «ЦАГИ».

В таблице 2.8 приводится абсолютная погрешность модели. В таблице 2.9 и на рисунке 2.10 представлены относительные погрешности модели при различных степенях полинома.

Таблица 2.8 – Абсолютная погрешность модели (км/ч) при различных степенях полинома (на примере ПВД ф.Нарсо)

Скорость потока, км/ч	Степени полинома				
	1	2	3	4	5
266.4	-2.6	-1.9	-2.0	-2.0	-2.0
361.7	-3.3	-2.7	-2.5	-2.5	-2.6
532.1	-4.5	-3.9	-3.4	-3.5	-3.4

Таблица 2.9 – Относительная погрешность модели (%) при различных степенях полинома (на примере ПВД ф.Нарсо)

Скорость потока, км/ч	Степени полинома				
	1	2	3	4	5
266.4	-1.0	-0.7	-0.8	-0.7	-0.8
361.7	-0.9	-0.7	-0.7	-0.7	-0.7
532.1	-0.8	-0.7	-0.6	-0.7	-0.6

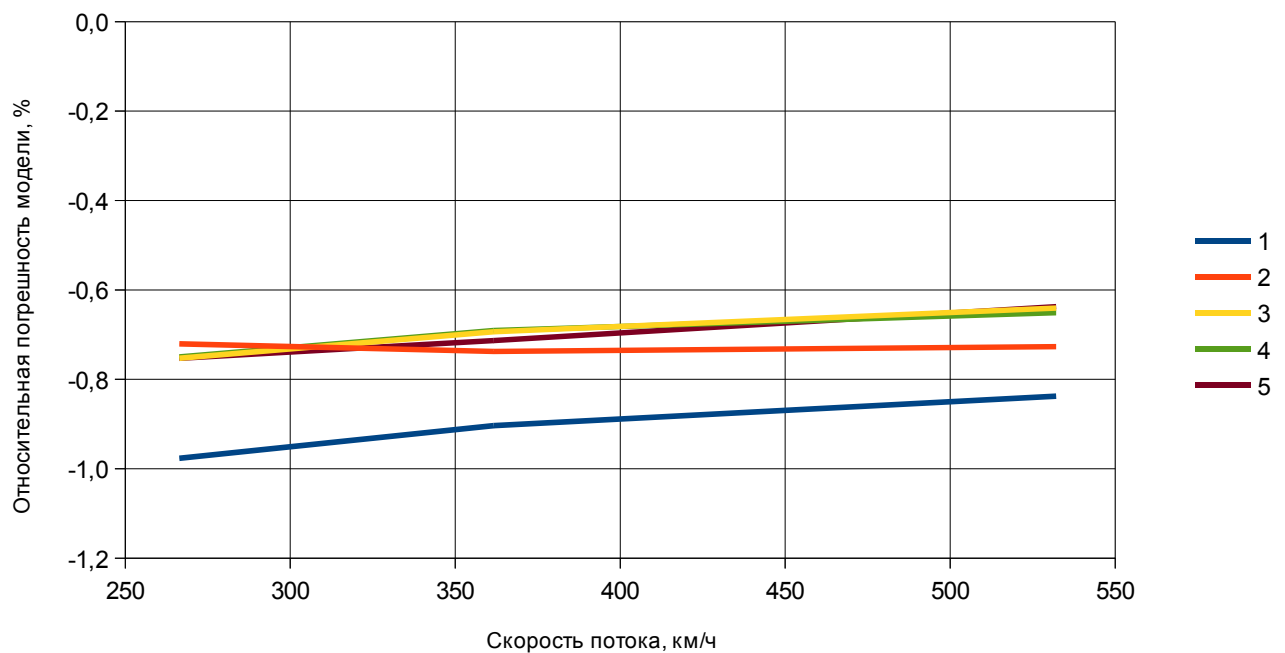


Рисунок 2.10 – Относительная погрешность модели при различных степенях полинома

Наилучшей сходимостью с экспериментальными исследованиями обладает математическая модель в виде полинома третьей степени.

Сравнение данных, рассчитанных с помощью математической модели, с экспериментальными исследованиями проведено для макета приемника ППД-С1 (диаметр входного отверстия 3 мм, два дренажных отверстия по 0.7 мм, $S = 0,109$) в таблице 2.10 по различным скоростям потока.

Таблица 2.10 – ППД-С1

Скорость потока V , км/ч	Эксперимент			Математическая модель			Относительная погрешность, %	
	P_d , Па	V_{PP} , км/ч	ΔV_{PP} , км/ч	P_d , Па	V_{PP} , км/ч	ΔV_{PP} , км/ч	P_d	V_{PP}
108.9	586	109.3	2.3	547	108.4	-0.5	-1.5	-0.8
267.0	3404	266.8	-0.2	3324	265.0	-2.0	-2.4	-0.7
359.1	6162	357.4	-1.7	6014	356.5	-2.2	-2.4	-0.3
535.5	13985	531.5	-4.0	13370	532.0	-3.4	-4.4	0.1

В таблице 2.11 приводятся результаты сравнения экспериментальных исследований приемника ПВД ф. Нарсо (диаметр входного отверстия 3 мм, два дренажных отверстия по 0.6 мм, $S = 0,080$) с результатами математической модели.

Таблица 2.11 – ПВД ф. Нарсо

Скорость потока V , км/ч	Эксперимент			Математическая модель			Относительная погрешность, %	
	P_d , Па	V_{PP} , км/ч	ΔV_{PP} , км/ч	P_d , Па	V_{PP} , км/ч	ΔV_{PP} , км/ч	P_d	V_{PP}
266.4	3307	263.0	-3.4	3329	265.2	-1.2	0.7	0.8
361.7	6150	356.9	-4.8	6138	360.3	-1.4	-0.2	0.9
532.1	13610	524.8	-7.3	13280	530.1	-2.0	-2.4	1.0

В таблице 2.12 приводятся результаты сравнения экспериментальных исследований приемника ППД-1М (диаметр входного отверстия 5 мм, четыре дренажных отверстия по 1.0 мм, $S = 0,160$) с результатами математической модели.

Таблица 2.12 – ППД-1М

Скорость потока V , км/ч	Эксперимент			Математическая модель			Относительная погрешность, %	
	P_d , Па	V_{PP} , км/ч	ΔV_{PP} , км/ч	P_d , Па	V_{PP} , км/ч	ΔV_{PP} , км/ч	P_d	V_{PP}
265.0	3284	262.4	-2.6	3225	261.1	-3.9	-1.8	-0.5
362.6	6138	356.8	-5.8	6049	357.6	-5.0	-1.4	0.2
531.6	13421	521.1	-10.5	13020	525.0	-6.7	-3.0	0.7

В таблице 2.13 приводятся результаты сравнения экспериментальных исследований приемника ПВД-К3-1 (диаметр входного отверстия 3 мм, одно дренажное отверстие диаметром 1.0 мм, $S = 0,111$) с результатами математической модели.

Таблица 2.13 – ПВД-К3-1

Скорость потока V , км/ч	Эксперимент			Математическая модель			Относительная погрешность, %	
	P_d , Па	V_{PP} , км/ч	ΔV_{PP} , км/ч	P_d , Па	V_{PP} , км/ч	ΔV_{PP} , км/ч	P_d	V_{PP}
51.8	122	50.9	-0.9	116	51.2	-0.5	-4.7	0.7
146.6	995	144.8	-1.8	997	145.3	-1.3	0.2	0.4
244.0	2772	241.0	-3.0	2773	242.1	-1.9	0.0	0.4

Результаты по приборной скорости, полученные с помощью математической модели, расходятся с данными экспериментальных исследований ЦАГИ не более чем на 1%, по полному давлению расхождение составляет не более 5%. 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.

2.1.6. Результаты и выводы

В ходе математического моделирования получены результаты сравнительного тестирования моделей турбулентности SpalartAllmaras, kOmegaSST, LienCubicKE, NonlinearKE, realizableKE, RNGkEpsilon при решении задачи обтекания приемника полного давления. Сравнение производилось по приборной скорости, измеренной в экспериментах и вычисленной по результатам математического моделирования, при различных углах и скоростях набегающего потока.

Результаты математического моделирования макета приемника полного давления при различных скоростях набегающего потока соответствуют экспериментальным исследованиям специалистов ФГУП «ЦАГИ» с относительной погрешностью моделирования до 4% при углах скоса потока от 0 до 45 градусов. Расхождение с экспериментальными данными становится более заметно при углах скоса потока свыше 45 градусов, что объясняется необходимостью перехода на другие модели в зависимости от зоны моделирования, однако это значительно усложнит математическое моделирование.

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 [54].

В целом получены удовлетворительные результаты математического моделирования ППД (максимальное расхождение при нулевом угле скоса потока 1,19%), отработана технология решения подобных задач, что в дальнейшем позволит проектировать подобные ППД с заданными характеристиками, получаемыми в процессе математического моделирования.

Результаты проделанной работы показали, что при проектировании приемников давления с прогнозируемыми характеристиками возможно использование результатов математического моделирования с применением программы OpenFOAM [54].

Полученная математическая модель имеет расхождения с экспериментальными исследованиями, не превышающими по относительной погрешности 1%, и может использоваться при проектировании камер торможения приемников полного давления, при выборе диаметра входного и дренажных отверстий. Использование данной математической модели допустимо в следующих пределах: для камер торможения с соотношением площадей дренажных отверстий и входного канала от 0.0089 до 0.2222, скоростей набегающего воздушного потока от 50 до 531 км/ч. Пределы математического моделирования соответствуют типовым параметрам и режимам эксплуатации серийных отечественных и зарубежных приемников.

2.2. Разработка математической модели ПВД

Особенности построения математических моделей ПВД связано с тем, что требуется учитывать как внешнее обтекание приемника, так и внутреннее в отверстиях отбора статического, полного давлений и дренажа. Аналитические выражения в данном случае вывести очень сложно. В настоящее время отсутствуют расчетные модели таких сложных форм. Регрессионная модель является в данном случае наиболее простым способом зависимости точностных характеристик ДАП от изменений формы [16].

2.2.1. Выбор математической модели

Конструкция приемника воздушного давления приведена ниже на рисунке 2.11. 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.

Для исследования ПВД наиболее подходящей также является регрессионная модель [см. п. 2.1.1.], описывающая физические процессы с приемлемой точностью.

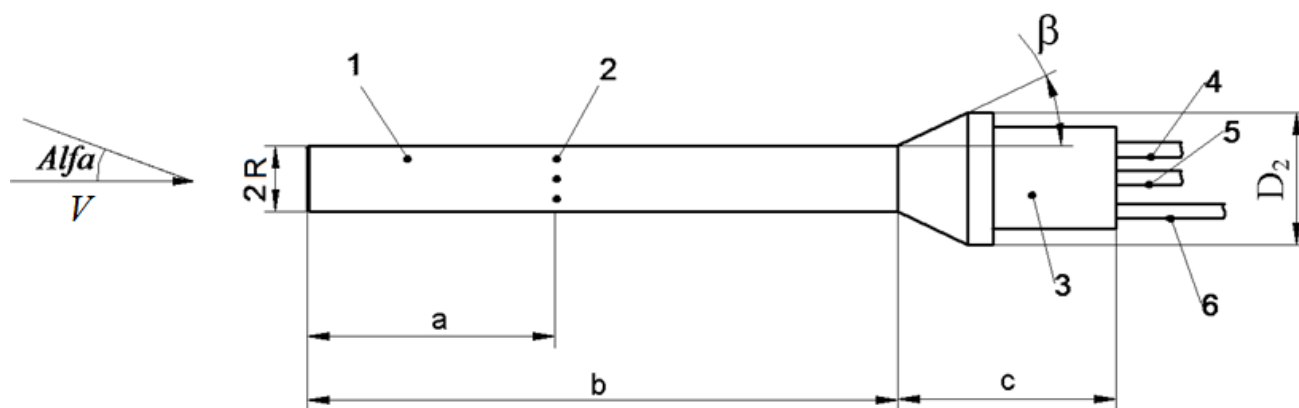


Рисунок 2.11 – Характерные размеры ПВД

2.2.2. Выбор начальных условий моделирования

Габаритные размеры ПВД выбираются минимальными, исходя из режимов эксплуатации, возможности изготовления приемника. Для построения математической модели были выбраны характерные диапазоны размеров устройств данного класса [47, 83, 104, 106].

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 2.11 [66].

Математическое моделирование 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.

Чаще всего габаритные размеры приемников и режимы эксплуатации укладываются в заданные для математического моделирования пределы [47, 83, 104, 106].

2.2.3. Выбор модели турбулентности для математического моделирования

Для оценки адекватности используемой программы OpenFOAM [78] применительно к подобным исследованиям были проведены тестовые задачи моделирования известных конфигураций приемников и сравнение с результатами трубных испытаний ФГУП «ЦАГИ» [27, 43, 44, 54, 57, 59].

Для отработки методики математического моделирования приемников воздушных давлений необходимо провести сравнение результатов экспериментальных (трубных) исследований макета приемника в аэродинамической трубе ФГУП «ЦАГИ» с результатами математического моделирования [59].

Сечение макета приемника воздушных давлений приведено ниже на рисунке 2.12. Приемник имеет цилиндрическую воспринимающую часть и коническую камеру торможения.

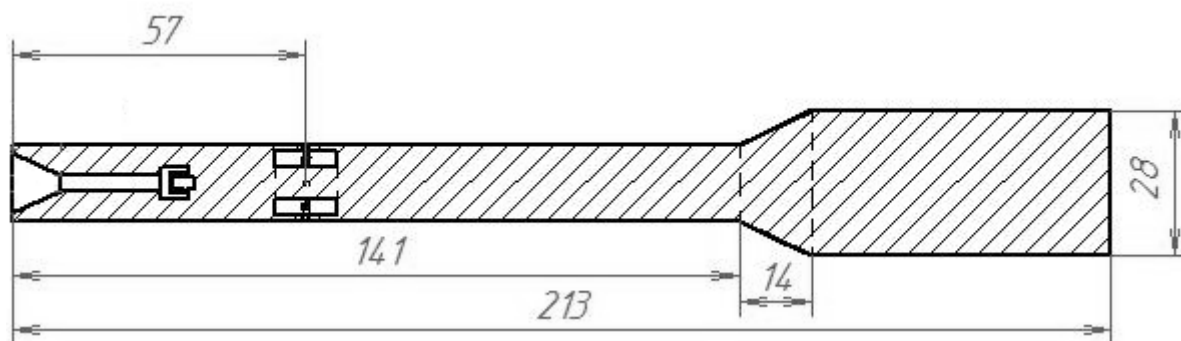


Рисунок 2.12 – Сечение макета ПВД с характерными размерами

Испытания макета приемника давлений проводилось в сертифицированной аэродинамической трубе АДТ-129 [101]. Влияние фюзеляжа летательного аппарата на характеристики приемника не учитывалось.

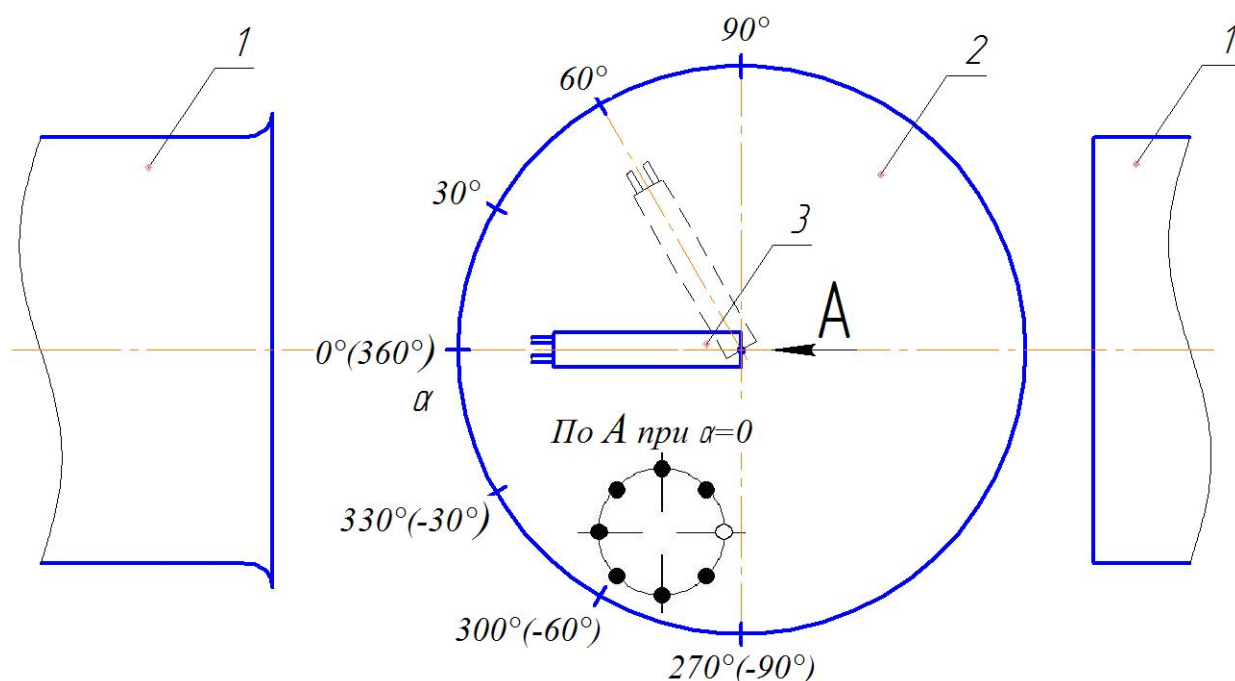
В процессе эксперимента регистрируются: давление торможения и статическое давление в потоке, измеряемые с помощью эталонного и исследуемого приемников; разница между давлениями, измеряемыми эталонным и исследуемым приемниками; температура воздушного потока; угол скоса потока считывается со шкалы лимба поворотного стола [101].

Аппаратура для наблюдения, записи и контроля в процессе эксперимента:

- эталонный приемник полного давления;
- датчики давления;
- датчики температуры потока;
- программы записи и обработки давлений и температуры в реальном времени;
- угломерное приспособление.

Исследуемый макет приемника устанавливался в аэродинамической трубе на поворотном столе таким образом, чтобы направление оси приемной трубки совпадало с направлением потока, а вертикальная ось его входного сечения совпадала с осью вращения стола. Такая установка позволяет сохранить параметры потока во входном сечении трубки макета приемника независимо от угла между направлением потока и осью приемной трубки. Это предоставляет возможность выявить влияние скоса потока на измеряемые величины полного и статического давления [101].

Эталонный приемник закреплялся неподвижно параллельно испытываемому на равном с ним расстоянии от среза выходного сечения соплового насадка (рисунок 2.13). После стабилизации скорости потока в трубе с помощью измерительно-вычислительного комплекса фиксируются все параметры приемников потока [51]. Затем механизмом вращения поворотного стола устанавливается требуемый угол между направлением потока и осью приемной трубки (угол скоса потока) и фиксируются параметры приемников и потока. Эти процедуры повторяются для всех скоростных режимов и углов скоса потока [101].



1 – аэродинамическая труба. 2 – поворотный круг. 3 – приемник ПВД-КЗ-1

Рисунок 2.13 – Схема изменения положения приемника относительно направления потока

Угол поворота приемника с симметричным расположением относительно вертикальной оси приемных отверстий статического давления изменялся от 0° до 90° (рисунок 2.13).

Погрешности экспериментальных исследований составляют [72, 101]:

- 5 Па по полному и статическому давлениям;
- 2,6 км/ч по приборной скорости;
- 0,48 м по определению высоты приемником на нулевой высоте над уровнем моря.

Расчеты проводились с помощью программы OpenFOAM [3], которая применяется для моделирования течения жидкости и газа. В процессе моделирования использовался решатель SimpleFoam – стационарная программа решения для турбулентного течения неньютоновой жидкости. При вычислении не учитывались шероховатость поверхности и крепление приёмников к поверхности летательного аппарата. Исходными данными для математического моделирования являлись скорость потока, угол между направлением потока и осью макета ПВД, а также плотность воздуха в соответствии с проведенными экспериментами. Использовалась тетраэдральная сетка с призматическим слоем вблизи

поверхности приемника для учета пограничного слоя. В целом параметр y^+ не превышал 1, что является показателем правильного описания процессов в пограничном слое. Для сравнения выбраны наиболее популярные модели турбулентности: SpalartAllmaras, kOmegaSST, LienCubicKE, NonlinearKE, realizableKE. Проводилось сравнение результатов моделирования с данными, полученными после эксперимента.

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

Приборная скорость вычислялась по формуле [23]:

$$V_{\Pi P} = 760,92125 \sqrt{(1 + (P_{\text{д}} - P_{\text{СТ}})/101325,2)^{\frac{1}{3,5}} - 1}, [\text{м/с}]. \quad (2.7)$$

Абсолютная погрешность вычисления скорости определялась по формуле:

$$\Delta V_{\Pi P} = V_{\Pi P_M} - V_{\Pi P_Э}, [\text{м/с}], \quad (2.8)$$

где $V_{\Pi P_M}$ – скорость, вычисленная по результатам математического моделирования,

$V_{\Pi P_Э}$ – скорость, измеренная по результатам экспериментальных исследований.

Относительная погрешность вычисления скорости определялась по формуле:

$$\delta V = \frac{V_{\Pi P_M} - V_{\Pi P_Э}}{V_{\Pi P_Э}} \cdot 100\%, [\%], \quad (2.9)$$

Высота определялась по формуле [21, 22]:

$$H = \frac{8,96196 - (P_{\text{СТ}} + 101325,2)^{0,1902631}}{0,000202162}, [\text{м}]. \quad (2.10)$$

Абсолютная погрешность вычисления высоты определялась по формуле:

$$\Delta H = H_M - H_{\text{э}}, [\text{м}], \quad (2.11)$$

где H_M – высота, вычисленная по результатам математического моделирования,

$H_{\text{э}}$ – высота, измеренная по результатам экспериментальных исследований.

Alfa – угол скоса потока, град.

Результаты экспериментальных исследований и математического моделирования макета приемника при скорости набегающего воздушного потока ~14,4 м/с приведены в таблицах 2.14–2.16 и на рисунках 2.14, 2.15.

Таблица 2.14 – Вычисление приборной скорости по результатам экспериментальных исследований и математического моделирования

Alfa, град	Эксперимент	Математическое моделирование									
		Модели турбулентности									
		SpalartAllmaras		kOmegaSST		LienCubicKE		NonlinearKE		realizableKE	
	V , м/с	$V_{\text{ПР}}$, м/с	$\Delta V_{\text{ПР}}$, м/с	$V_{\text{ПР}}$, м/с	$\Delta V_{\text{ПР}}$, м/с	$V_{\text{ПР}}$, м/с	$\Delta V_{\text{ПР}}$, м/с	$V_{\text{ПР}}$, м/с	$\Delta V_{\text{ПР}}$, м/с	$V_{\text{ПР}}$, м/с	$\Delta V_{\text{ПР}}$, м/с
0	14.13	15.60	1.47	14.10	-0.03	14.06	-0.07	13.94	-0.19	14.08	-0.05
5	14.15	15.63	1.48	14.13	-0.02	14.16	0.01	14.12	-0.03	14.15	0.00
10	14.27	15.76	1.49	14.30	0.03	14.30	0.03	14.29	0.02	14.31	0.04
15	14.42	15.84	1.42	14.50	0.08	14.53	0.11	14.55	0.13	14.51	0.09
20	14.75	15.98	1.23	14.83	0.08	14.98	0.23	14.89	0.14	14.81	0.06
25	15.00	16.03	1.03	14.93	-0.07	15.11	0.11	15.20	0.20	15.08	0.08
30	15.15	16.03	0.88	15.06	-0.09	15.38	0.23	15.33	0.18	15.20	0.05
35	15.15	15.88	0.73	15.18	0.03	15.37	0.22	15.39	0.24	15.41	0.26
40	14.95	15.59	0.64	15.07	0.12	15.04	0.09	15.19	0.24	15.13	0.18
50	13.90	14.41	0.51	13.75	-0.15	13.92	0.02	14.13	0.23	14.00	0.10
60	11.54	12.35	0.81	11.80	0.26	11.87	0.33	12.40	0.86	12.07	0.53
70	6.93	9.33	2.40	7.94	1.01	7.65	0.72	8.19	1.26	8.66	1.73

Таблица 2.15 – Максимальная относительная погрешность математического моделирования

Alfa, град	Относительная погрешность δV , %				
	SpalartAllmaras	kOmegaSST	LienCubicKE	NonlinearKE	realizableKE
0	10.40	-0.21	-0.50	-1.34	-0.35
От 0 до 10	10.46	0.21	-0.50	-1.34	-0.35
От 0 до 20	10.46	0.55	1.56	-1.34	0.62
От 0 до 30	10.46	-0.59	1.56	-1.34	0.62
От 0 до 40	10.46	0.80	1.56	1.61	1.72
От 0 до 50	10.46	-1.08	1.56	1.65	1.72
От 0 до 60	10.46	2.25	2.86	7.45	4.59
От 0 до 70	34.63	14.57	10.39	18.18	24.96

Таблица 2.16 – Вычисление высоты по результатам экспериментальных исследований и математического моделирования

Alfa, град	Эксперимент	Математическое моделирование									
		Модели турбулентности									
		SpalartAllmaras		kOmegaSST		LienCubicKE		NonlinearKE		realizableKE	
	H , м	H , м	ΔH , м	H , м	ΔH , м	H , м	ΔH , м	H , м	ΔH , м	H , м	ΔH , м
0	-0.42	-0.16	0.26	-0.16	0.26	-0.23	0.19	-0.34	0.07	-0.17	0.25
5	-0.38	-0.14	0.24	-0.15	0.23	-0.16	0.21	-0.18	0.20	-0.14	0.24
10	-0.16	0.01	0.18	0.05	0.21	0.06	0.22	0.06	0.22	0.07	0.23
15	0.24	0.26	0.02	0.46	0.22	0.51	0.27	0.54	0.30	0.46	0.22
20	0.84	0.62	-0.22	1.01	0.17	1.20	0.36	1.14	0.30	1.00	0.16
25	1.41	1.07	-0.34	1.31	-0.10	1.64	0.22	1.77	0.36	1.60	0.19
30	2.14	1.59	-0.55	1.91	-0.22	2.47	0.33	2.43	0.29	2.21	0.07
35	2.94	2.10	-0.84	2.80	-0.14	3.07	0.13	3.11	0.18	3.16	0.22
40	3.62	2.60	-1.02	3.47	-0.16	3.56	-0.06	3.72	0.09	3.51	-0.12
50	4.96	3.51	-1.45	4.14	-0.82	4.59	-0.37	4.75	-0.21	4.39	-0.58
60	5.73	4.23	-1.50	5.45	-0.28	5.81	0.08	5.96	0.23	5.70	-0.03
70	5.86	4.80	-1.06	6.05	0.19	6.21	0.35	6.30	0.44	6.23	0.37
80	5.27	5.34	0.06	5.48	0.21	5.33	0.05	5.35	0.08	5.11	-0.17
90	4.28	5.48	1.20	4.22	-0.06	3.59	-0.69	3.17	-1.11	3.84	-0.43

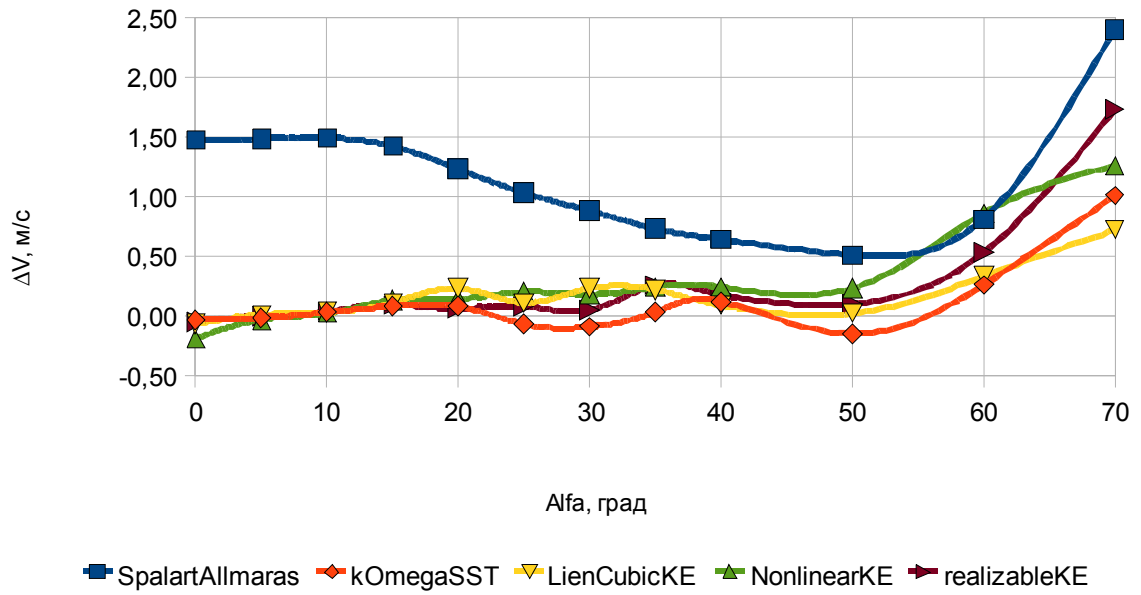


Рисунок 2.14 – Зависимость абсолютной погрешности моделирования ΔV от угла набегающего потока Alfa , скорость потока $\sim 14,4$ м/с

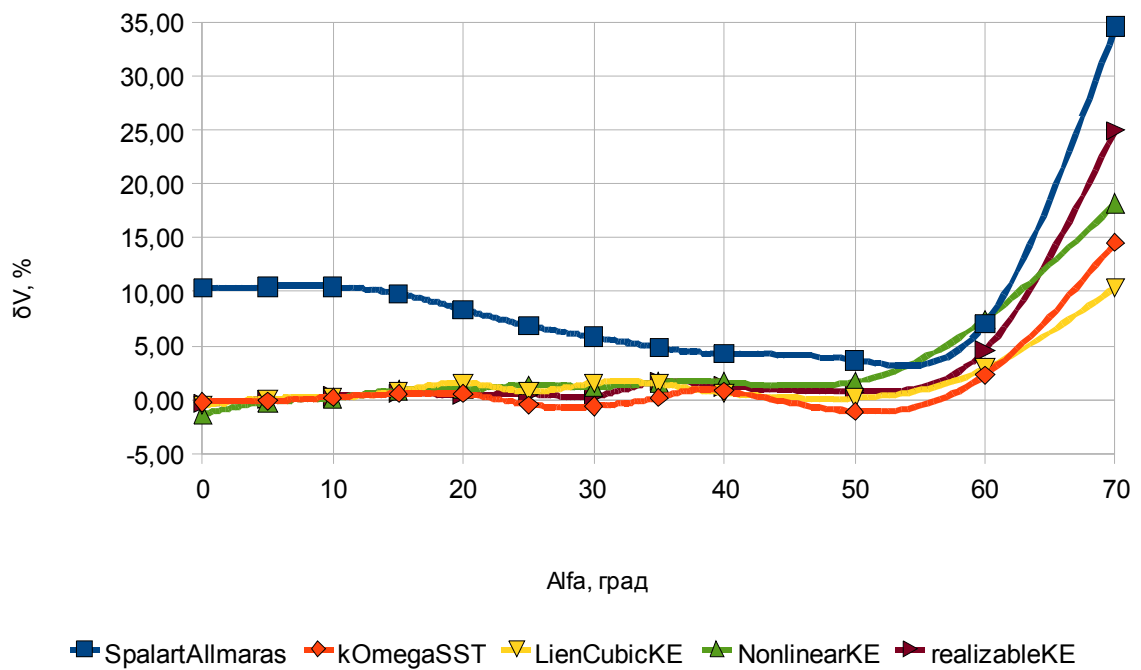


Рисунок 2.15 – Зависимость относительной погрешности моделирования δU от угла набегающего потока Alfa , скорость потока $\sim 14,4$ м/с

Наиболее универсальной моделью является kOmegaSST, так как ее использование при моделировании в пакете OpenFOAM обеспечивает наилучшую сходимость расчетных и экспериментальных данных для всех диапазонов углов скоса потока. Использование других моделей турбулентности в отдельных случаях позволяет получить результаты с меньшей погрешностью, однако такие случаи не поддаются систематизации и не могут быть спрогнозированы заранее. Исходя из вышеизложенного, при дальнейших расчетах рекомендуется применять модель турбулентности kOmegaSST, как наиболее подходящую для решения задач моделирования приемников полного давления при заданных параметрах набегающего воздушного потока.

Абсолютная погрешность вычисления скорости по результатам моделирования приемника при скорости набегающего потока $\sim 14,4$ м/с во всем угловом диапазоне изменения углов скоса потока:

- модель SpalartAllmaras: от 0,51 м/с до 2,40 м/с;
- модель kOmegaSST: от минус 0,15 м/с до 1,01 м/с;
- модель LienCubicKE: от минус 0,07 м/с до 0,72 м/с;
- модель NonlinearKE: от минус 0,19 м/с до 1,26 м/с;
- модель realizableKE: от минус 0,05 м/с до 1,73 м/с.

Для сравнения приведены результаты относительной погрешности математического моделирования при скорости набегающего потока ~ 42 и ~ 67 м/с (рисунки 2.16 и 2.17). Результаты моделирования для этих скоростей дают схожие данные по погрешностям и в этой работе не приводятся.

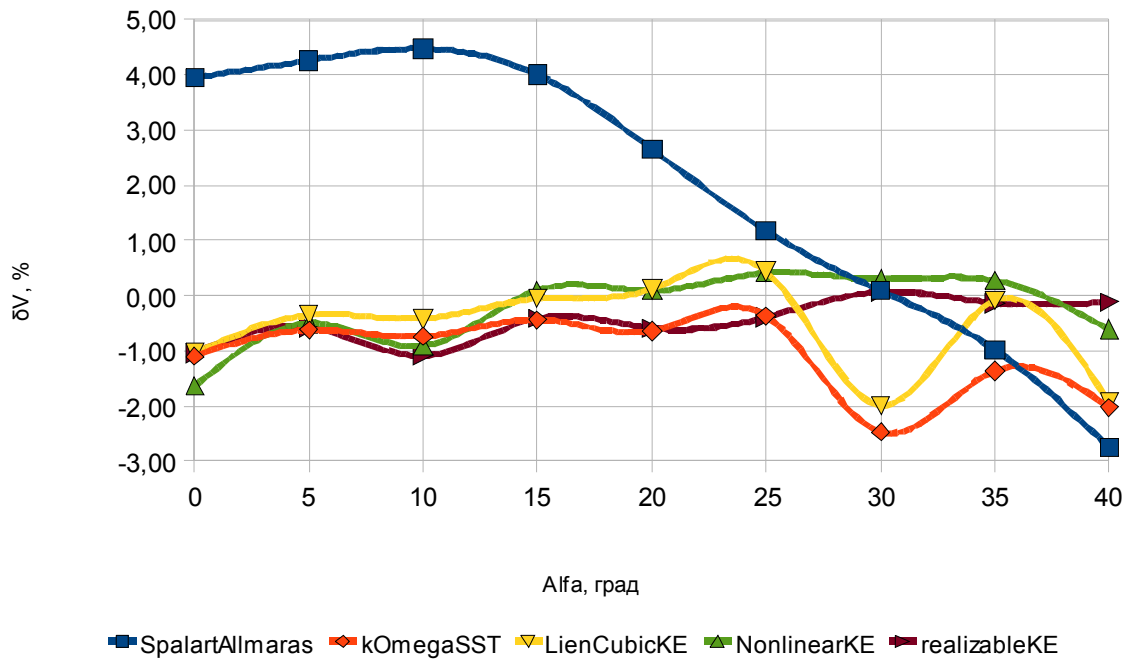


Рисунок 2.16 – Зависимость относительной погрешности моделирования δU от угла схода потока Alfa, скорость потока ~ 42 м/с

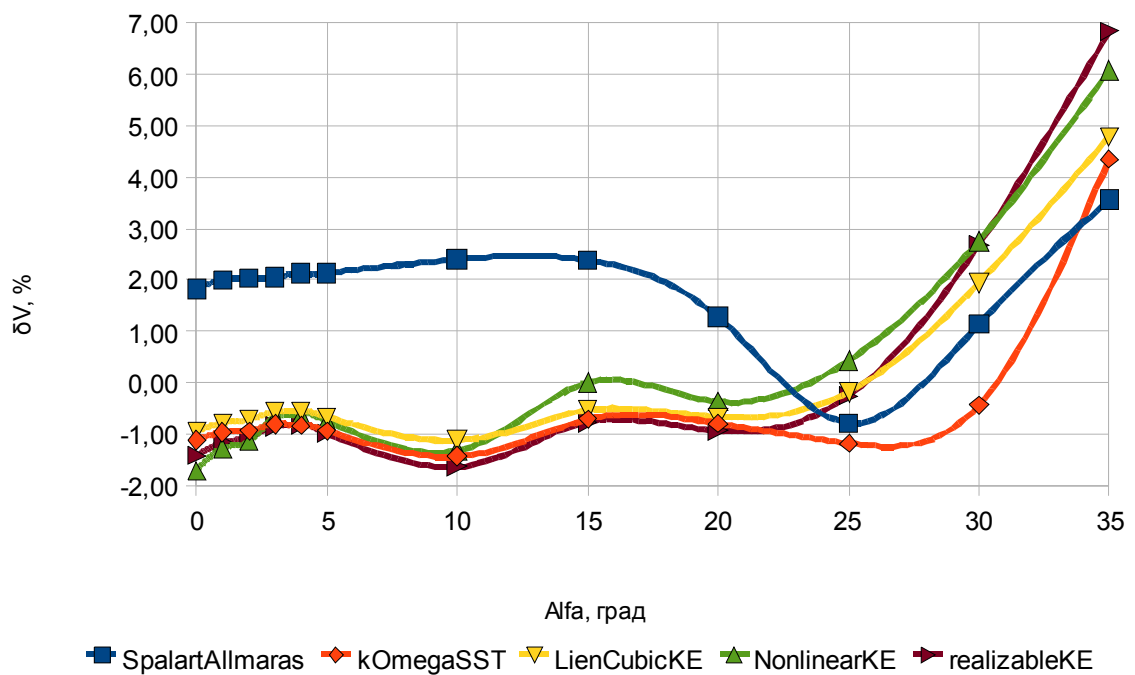


Рисунок 2.17 – Зависимость относительной погрешности моделирования δU от угла схода потока Alfa, скорость потока ~ 67 м/с

Сравнительный анализ моделирования и эксперимента также указывают на удовлетворительную сходимость результатов и возможность использования данной программы в части оценки влияния каждого из указанных параметров конструкции приемника на точность восприятия давлений, и соответственно на точность измерения скорости потока [55, 59].

Результаты математического моделирования макета приемника воздушных давлений при различных скоростях набегающего потока соответствуют экспериментальным исследованиям специалистов ФГУП «ЦАГИ» с относительной погрешностью моделирования до 2,25% по скорости при углах скоса потока от 0 до 60 градусов. Расхождение с экспериментальными данными становится более заметно при углах скоса потока свыше 60 градусов, что объясняется необходимостью перехода на другие модели в зависимости от зоны моделирования [59].

Наиболее подходящей по совокупности проведенных исследований для задач моделирования приемников воздушных давлений в воздушном потоке является модель турбулентности kOmegaSST, которая дает минимальные случайные и систематические погрешности [55, 59].

2.2.4. Расчет коэффициентов математической модели ПВД

Для каждого набора значений варьируемых параметров (п. 2.2.2) рассчитаны с помощью математического моделирования значения полного P_{Π} и статического $P_{СТ}$ давлений в соответствующих камерах приемника.

Результаты математического моделирования приводятся в таблицах 2.17 – 2.25.

По результатам математического моделирования 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.

Общая математическая модель зависимости точностной характеристики приемника F (статического давления P_{CT} , Па; полного давления $P_{П}$, Па; погрешности определения высоты полета ΔH , м; определения приборной скорости $V_{ПР}$, км/ч; погрешности определения приборной скорости $\Delta V_{ПР}$, 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:

$$F(R, a, V, Alfa) = \sum_{i=1}^n CF_i \cdot R^{k1_i} \cdot a^{k2_i} \cdot V^{k3_i} \cdot Alfa^{k4_i} \quad (2.12)$$

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, $n = 70$.

Таблица 2.17 – Результаты моделирования ПВД, $R=6.5$ мм, $l=45$ мм

V , км/ч	$Alfa$, °	P_{CT} , Па	P_D , Па	ΔH , м	V_{IP} , км/ч	ΔV_{IP} , км/ч
50	0	4.09	142.54	-0.37	54.11	4.11
	10	-0.44	141.96	0	54.88	4.88
	20	-14.11	140.56	1.14	57.19	7.19
	30	-23.64	131.12	1.94	57.21	7.21
	50	-56.40	71.5	4.66	52.01	2.01
	70	-60.32	-27.21	4.99	26.47	-23.53
	90	-43.84	-138.93	3.62		
150	0	41.60	1291.92	-3.5	162.3	12.3
	10	3.06	1286.07	-0.29	164.39	14.39
	20	-121.31	1272.5	10.07	171.31	21.31
	30	-269.66	1187.16	22.44	175.12	25.12
	50	-519.25	577.84	43.28	152.07	2.07
	70	-473.46	-156.73	39.45	81.82	-68.18
	90	-413.27	-998.33	34.43		
250	0	111.28	3597.27	-9.29	269.95	19.95
	10	8.54	3579.56	-0.74	273.18	23.18
	20	-319.85	3539.87	26.63	283.87	33.87
	30	-758.31	3308.26	63.28	291.27	41.27
	50	-1251.08	1635.44	104.63	245.9	-4.1
	70	-1432.03	-398.14	119.86	147.64	-102.36
	90	-1062.81	-2609.42	88.82		

Таблица 2.18 – Результаты моделирования ПВД, $R=6.5$ мм, $l=57$ мм

V , км/ч	$Alfa$, °	P_{CT} , Па	P_D , Па	ΔH , м	V_{IP} , км/ч	ΔV_{IP} , км/ч
50	0	2.77	142.54	-0.26	54.37	4.37
	10	-0.42	141.96	0	54.87	4.87
	20	-12.30	140.56	0.99	56.86	6.86
	30	-23.61	131.12	1.93	57.2	7.2
	50	-50.32	71.5	4.16	50.76	0.76
	70	-62.32	-27.21	5.16	27.25	-22.75
	90	-44.39	-138.93	3.66		
150	0	31.47	1291.92	-2.65	162.95	12.95
	10	2.92	1286.07	-0.28	164.4	14.4
	20	-113.84	1272.5	9.45	170.86	20.86
	30	-252.93	1187.16	21.04	174.12	24.12
	50	-468.84	577.84	39.07	148.55	-1.45
	70	-515.98	-156.73	43.01	87.13	-62.87
	90	-404.07	-998.33	33.66		
250	0	84.92	3597.27	-7.1	270.95	20.95
	10	11.00	3579.56	-0.95	273.09	23.09
	20	-299.33	3539.87	24.91	283.12	33.12
	30	-710.65	3308.26	59.29	289.58	39.58
	50	-1073.35	1635.44	89.7	238.28	-11.72
	70	-1442.41	-398.14	120.73	148.37	-101.63
	90	-1080.30	-2609.42	90.28		

Таблица 2.19 – Результаты моделирования ПВД, $R=6.5$ мм, $l=70$ мм

V , км/ч	α , °	P_{CT} , Па	P_D , Па	ΔH , м	V_{IP} , км/ч	ΔV_{IP} , км/ч
50	0	2.74	142.54	-0.26	54.37	4.37
	10	-0.07	141.96	-0.03	54.81	4.81
	20	-11.64	140.56	0.94	56.73	6.73
	30	-23.41	131.12	1.92	57.17	7.17
	50	-45.04	71.5	3.72	49.65	-0.35
	70	-58.30	-27.21	4.82	25.65	-24.35
	90	-42.65	-138.93	3.52		
150	0	29.84	1291.92	-2.52	163.05	13.05
	10	3.25	1286.07	-0.3	164.38	14.38
	20	-105.99	1272.5	8.79	170.37	20.37
	30	-212.07	1187.16	17.64	171.64	21.64
	50	-349.25	577.84	29.08	139.83	-10.17
	70	-529.87	-156.73	44.17	88.8	-61.2
	90	-381.91	-998.33	31.81		
250	0	80.08	3597.27	-6.7	271.14	21.14
	10	12.02	3579.56	-1.03	273.05	23.05
	20	-293.45	3539.87	24.42	282.91	32.91
	30	-616.40	3308.26	51.4	286.21	36.21
	50	-820.84	1635.44	68.52	227	-23
	70	-1365.52	-398.14	114.26	142.83	-107.17
	90	-1041.73	-2609.42	87.05		

Таблица 2.20 – Результаты моделирования ПВД, $R=7.5$ мм, $l=45$ мм

V , км/ч	α , °	P_{CT} , Па	P_D , Па	ΔH , м	V_{IP} , км/ч	ΔV_{IP} , км/ч
50	0	1.38	142.54	-0.15	54.64	4.64
	10	-1.04	141.96	0.05	54.99	4.99
	20	-13.28	140.56	1.07	57.04	7.04
	30	-24.49	131.12	2.01	57.37	7.37
	50	-50.07	71.5	4.14	50.71	0.71
	70	-67.23	-27.21	5.56	29.1	-20.9
	90	-45.23	-138.93	3.73		
150	0	18.64	1291.92	-1.58	163.77	13.77
	10	-2.92	1286.07	0.21	164.77	14.77
	20	-114.6	1272.5	9.51	170.9	20.9
	30	-228.55	1187.16	19.01	172.65	22.65
	50	-489.9	577.84	40.83	150.03	0.03
	70	-531.92	-156.73	44.34	89.04	-60.96
	90	-406.59	-998.33	33.87		
250	0	49.69	3597.27	-4.17	272.29	22.29
	10	-8.94	3579.56	0.71	273.84	23.84
	20	-300.37	3539.87	25	283.16	33.16
	30	-627.09	3308.26	52.3	286.6	36.6
	50	-1369.87	1635.44	114.63	250.85	0.85
	70	-1528.33	-398.14	127.97	154.34	-95.66
	90	-1080.22	-2609.42	90.28		

Таблица 2.21 – Результаты моделирования ПВД, $R=7.5$ мм, $l=57$ мм

V , км/ч	α , °	P_{CT} , Па	P_D , Па	ΔH , м	$V_{ПР}$, км/ч	$\Delta V_{ПР}$, км/ч
50	0	1.41	142.54	-0.15	54.63	4.63
	10	-0.96	141.96	0.05	54.98	4.98
	20	-11.75	140.56	0.95	56.75	6.75
	30	-21.56	131.12	1.76	56.82	6.82
	50	-46.87	71.5	3.87	50.04	0.04
	70	-65.87	-27.21	5.45	28.6	-21.4
	90	-43.65	-138.93	3.6		
150	0	19.4	1291.92	-1.65	163.72	13.72
	10	-2.36	1286.07	0.16	164.74	14.74
	20	-106.16	1272.5	8.81	170.38	20.38
	30	-185.92	1187.16	15.45	170.04	20.04
	50	-405.22	577.84	33.75	143.98	-6.02
	70	-547.21	-156.73	45.62	90.83	-59.17
	90	-406.09	-998.33	33.83		
250	0	53.15	3597.27	-4.46	272.16	22.16
	10	-1.72	3579.56	0.11	273.57	23.57
	20	-283.43	3539.87	23.59	282.54	32.54
	30	-596.61	3308.26	49.75	285.5	35.5
	50	-1079.85	1635.44	90.25	238.56	-11.44
	70	-1658.03	-398.14	138.91	162.91	-87.09
	90	-1100.18	-2609.42	91.95		

Таблица 2.22 – Результаты моделирования ПВД, $R=7.5$ мм, $l=70$ мм

V , км/ч	α , °	P_{CT} , Па	P_D , Па	ΔH , м	$V_{ПР}$, км/ч	$\Delta V_{ПР}$, км/ч
50	0	1.79	142.54	-0.18	54.56	4.56
	10	-0.62	141.96	0.02	54.91	4.91
	20	-11.31	140.56	0.91	56.67	6.67
	30	-19.53	131.12	1.59	56.44	6.44
	50	-48.29	71.5	3.99	50.34	0.34
	70	-64.79	-27.21	5.36	28.2	-21.8
	90	-42.21	-138.93	3.48		
150	0	21.33	1291.92	-1.81	163.6	13.6
	10	-1.1	1286.07	0.06	164.66	14.66
	20	-100.49	1272.5	8.34	170.03	20.03
	30	-180.2	1187.16	14.98	169.69	19.69
	50	-337.86	577.84	28.13	138.97	-11.03
	70	-528.02	-156.73	44.01	88.58	-61.42
	90	-386.99	-998.33	32.23		
250	0	57.55	3597.27	-4.82	271.99	21.99
	10	-0.58	3579.56	0.02	273.52	23.52
	20	-277.02	3539.87	23.05	282.31	32.31
	30	-546.14	3308.26	45.53	283.67	33.67
	50	-906.9	1635.44	75.73	230.91	-19.09
	70	-1498.85	-398.14	125.49	152.32	-97.68
	90	-1036.07	-2609.42	86.57		

Таблица 2.23 – Результаты моделирования ПВД, $R=8.5$ мм, $l=45$ мм

V , км/ч	α , °	P_{CT} , Па	P_D , Па	ΔH , м	$V_{ПР}$, км/ч	$\Delta V_{ПР}$, км/ч
50	0	0.83	142.54	-0.1	54.74	4.74
	10	-1.31	141.96	0.08	55.04	5.04
	20	-12.68	140.56	1.02	56.93	6.93
	30	-30.23	131.12	2.48	58.41	8.41
	50	-51.84	71.5	4.28	51.08	1.08
	70	-63.52	-27.21	5.26	27.72	-22.28
	90	-44.76	-138.93	3.69		
150	0	14.32	1291.92	-1.22	164.05	14.05
	10	-3.82	1286.07	0.29	164.83	14.83
	20	-104.6	1272.5	8.68	170.29	20.29
	30	-204.84	1187.16	17.03	171.2	21.2
	50	-452.09	577.84	37.67	147.36	-2.64
	70	-579.56	-156.73	48.32	94.52	-55.48
	90	-415.75	-998.33	34.63		
250	0	40.58	3597.27	-3.41	272.64	22.64
	10	-8.62	3579.56	0.69	273.83	23.83
	20	-271.56	3539.87	22.6	282.11	32.11
	30	-572.32	3308.26	47.72	284.62	34.62
	50	-1223.65	1635.44	102.33	244.74	-5.26
	70	-1573.13	-398.14	131.75	157.35	-92.65
	90	-1133.24	-2609.42	94.73		

Таблица 2.24 – Результаты моделирования ПВД, $R=8.5$ мм, $l=57$ мм

V , км/ч	α , °	P_{CT} , Па	P_D , Па	ΔH , м	$V_{ПР}$, км/ч	$\Delta V_{ПР}$, км/ч
50	0	0.87	142.54	-0.11	54.74	4.74
	10	-0.86	141.96	0.04	54.96	4.96
	20	-11.4	140.56	0.92	56.69	6.69
	30	-21.06	131.12	1.72	56.73	6.73
	50	-47.78	71.5	3.94	50.23	0.23
	70	-62.83	-27.21	5.2	27.45	-22.55
	90	-41.5	-138.93	3.42		
150	0	15.21	1291.92	-1.3	163.99	13.99
	10	-0.13	1286.07	-0.02	164.6	14.6
	20	-95.28	1272.5	7.9	169.71	19.71
	30	-205.71	1187.16	17.11	171.26	21.26
	50	-377.51	577.84	31.44	141.94	-8.06
	70	-542.99	-156.73	45.27	90.34	-59.66
	90	-379.1	-998.33	31.57		
250	0	43.82	3597.27	-3.68	272.52	22.52
	10	-1.98	3579.56	0.13	273.58	23.58
	20	-260.61	3539.87	21.68	281.71	31.71
	30	-510.37	3308.26	42.54	282.37	32.37
	50	-1258.66	1635.44	105.27	246.22	-3.78
	70	-1501.78	-398.14	125.73	152.52	-97.48
	90	-1102.37	-2609.42	92.14		

Таблица 2.25 – Результаты моделирования ПВД, $R=8.5$ мм, $l=70$ мм

V , км/ч	α , °	P_{CT} , Па	P_D , Па	ΔH , м	$V_{ПП}$, км/ч	$\Delta V_{ПП}$, км/ч
50	0	1.16	142.54	-0.13	54.68	4.68
	10	-0.78	141.96	0.03	54.94	4.94
	20	-10.11	140.56	0.81	56.45	6.45
	30	-19.33	131.12	1.58	56.41	6.41
	50	-47.96	71.5	3.96	50.27	0.27
	70	-68.64	-27.21	5.68	29.61	-20.39
	90	-39.89	-138.93	3.29		
150	0	17.36	1291.92	-1.48	163.85	13.85
	10	-0.45	1286.07	0	164.62	14.62
	20	-89	1272.5	7.38	169.32	19.32
	30	-156.98	1187.16	13.04	168.25	18.25
	50	-340.88	577.84	28.38	139.2	-10.8
	70	-563.71	-156.73	47	92.73	-57.27
	90	-383.31	-998.33	31.92		
250	0	49.66	3597.27	-4.17	272.29	22.29
	10	-1.95	3579.56	0.13	273.58	23.58
	20	-254.14	3539.87	21.14	281.47	31.47
	30	-497.48	3308.26	41.46	281.9	31.9
	50	-991.71	1635.44	82.85	234.69	-15.31
	70	-1593.1	-398.14	133.43	158.68	-91.32
	90	-1036.91	-2609.42	86.64		

Коэффициенты слагаемых приводятся в таблице 2.26:

- CP_{CT} – статического давления;
- CP_D – динамического давления;
- CAH – погрешности определения высоты полета;
- CV_{PP} – определения приборной скорости;
- CAV_{PP} – погрешности определения приборной скорости.

Таблица 2.26 – Коэффициенты слагаемых в математических моделях

Номер слагаемого i	CP_{CT}	CP_D	CAH	CV_{PP}	CAV_{PP}	Степень пар-ра «R» k1	Степень пар-ра «a» k2	Степень пар-ра «U» k3	Степень пар-ра «Alfa» k4
1	0	0	0	0	0	1	0	0	3
2	0	0	0	0	0	0	1	0	3
3	0	0	0	0	0	0	0	1	3
4	0	0	0	0	0	0	0	0	4
5	-0.009	-0.012	0.001	-0.003	-0.003	0	0	0	3
6	0	0	0	0	0	1	0	1	2
7	0	0	0	0	0	0	1	1	2
8	0	0	0	0	0	0	0	2	2
9	0	0	0	0	0	0	0	1	2
10	0	0	0	0	0	1	1	0	2
11	0	0	0	0	0	0	2	0	2
12	-0.003	0.000	0.000	-0.001	-0.001	0	1	0	2
13	1.423	0.835	-0.120	0.074	0.074	0	0	0	2
14	-0.177	0.000	0.015	0.022	0.022	1	0	0	2
15	0.002	0.000	0.000	-0.001	-0.001	2	0	0	2
16	0	0	0	0	0	1	0	2	1
17	0	0	0	0	0	0	1	2	1
18	0	0	0	0	0	0	0	3	1
19	0	0	0	0	0	0	0	2	1
20	0	0	0	0	0	1	1	1	1
21	0	0	0	0	0	0	2	1	1
22	0	0	0	0	0	0	1	1	1
23	-0.490	-1.213	0.041	-0.009	-0.009	0	0	1	1
24	-0.009	0.000	0.001	0.002	0.002	1	0	1	1
25	0	0	0	0	0	2	0	1	1
26	0	0	0	0	0	1	2	0	1
27	0	0	0	0	0	0	3	0	1
28	-0.001	0.064	0.000	0.010	0.010	0	2	0	1
29	-0.039	-3.614	0.003	-0.437	-0.437	0	1	0	1
30	0.065	0.000	-0.005	-0.035	-0.035	1	1	0	1

Номер слагаемого i	CP_{CT}	CP_D	CAH	CV_{PP}	CAV_{PP}	Степень пар-ра «R» k1	Степень пар-ра «a» k2	Степень пар-ра «U» k3	Степень пар-ра «Alfa» k4
31	-0.001	0.000	0.000	0.001	0.001	2	1	0	1
32	270.011	93.838	-22.624	20.192	20.192	0	0	0	1
33	-115.949	0.000	9.723	-4.694	-4.694	1	0	0	1
34	16.270	0.000	-1.364	0.644	0.644	2	0	0	1
35	-0.731	0.000	0.061	-0.026	-0.026	3	0	0	1
36	0	0	0	0	0	1	0	3	0
37	0	0	0	0	0	0	1	3	0
38	0	0	0	0	0	0	0	4	0
39	0	0	0	0	0	0	0	3	0
40	0	0	0	0	0	1	1	2	0
41	0	0	0	0	0	0	2	2	0
42	0	0	0	0	0	0	1	2	0
43	-0.092	-0.419	0.008	-0.045	-0.011	0	0	2	0
44	-0.010	0.000	0.001	0.001	0.001	1	0	2	0
45	0	0	0	0	0	2	0	2	0
46	0	0	0	0	0	1	2	1	0
47	0	0	0	0	0	0	3	1	0
48	-0.011	-0.018	0.001	-0.001	0.000	0	2	1	0
49	0.438	0.953	-0.037	0.070	-0.006	0	1	1	0
50	0.078	0.000	-0.007	-0.005	-0.005	1	1	1	0
51	-0.004	0.000	0.000	0.000	0.000	2	1	1	0
52	0.581	57.101	-0.065	6.454	2.677	0	0	1	0
53	0.247	0.000	-0.015	-0.471	-0.471	1	0	1	0
54	-0.127	0.000	0.010	0.062	0.062	2	0	1	0
55	0.004	0.000	0.000	-0.002	-0.002	3	0	1	0
56	0	0	0	0	0	1	3	0	0
57	0	0	0	0	0	0	4	0	0
58	-0.001	0.002	0.000	0.001	0.002	0	3	0	0
59	-1.592	-0.185	0.133	-0.077	-0.293	0	2	0	0
60	0.359	0.000	-0.030	-0.020	-0.020	1	2	0	0
61	-0.005	0.000	0.000	0.001	0.001	2	2	0	0
62	263.697	10.972	-22.151	-4.896	7.104	0	1	0	0
63	-76.507	0.000	6.449	3.378	3.378	1	1	0	0
64	7.067	0.000	-0.595	-0.228	-0.228	2	1	0	0
65	-0.275	0.000	0.023	0.002	0.002	3	1	0	0
66	-32050.000	-2766.000	2677.000	1811.000	1725.000	0	0	0	0
67	12900.000	0.000	-1076.000	-1044.000	-1044.000	1	0	0	0
68	-1862.000	0.000	154.820	197.981	197.981	2	0	0	0
69	107.855	0.000	-8.924	-17.130	-17.130	3	0	0	0
70	-1.730	0.000	0.141	0.565	0.565	4	0	0	0

2.2.5. Проверка достоверности и адекватности математической модели

Погрешности аппроксимации отдельно для каждого скоростного диапазона и общие приведены в таблице 2.27. Относительная погрешность приводится в таблице 2.28.

Таблица 2.27 – Погрешности аппроксимации

Скорость потока, км/ч	$P_{ст}$, Па		P_d , Па		ΔH , м		$V_{пр}$, км/ч		$\Delta V_{пр}$, км/ч	
	min	max	min	max	min	max	min	max	min	max
50	-28	36	-25	31	-3.1	2.4	-4.4	4.0	-4.4	4.0
150	-99	48	-55	37	-4.0	8.3	-3.3	3.2	-3.3	3.2
250	-201	161	-140	104	-13.6	16.9	-6.7	5.4	-6.7	5.4
по всем скоростям	-201	161	-140	104	-13.6	16.9	-6.7	5.4	-6.7	5.4
средняя погрешность аппроксимации	-1.1E-2		9.2E-3		-3.1E-5		-2.1E-6		-2.1E-6	

Таблица 2.28 – Относительная погрешность

Скорость потока, км/ч	$\delta V_{пр}$, %	
	min	max
50	-8.8	8.4
150	-3.5	3.9
250	-3.8	3.2
по всем скоростям	-8.8	8.4
средняя	0.03	

Погрешности аппроксимации во всем скоростном диапазоне лежат в пределах:

- от минус 201 до 161 Па для статического давления;
- от минус 140 до 104 Па для полного давления;
- от минус 13,6 до 16,9 м для погрешности определения высоты полета;
- от минус 6,7 до 5,4 км/ч для определения скорости полета;
- от минус 6,7 до 5,4 км/ч для определения погрешности скорости полета.

При вычислении скоростной характеристики относительная погрешность модели не превышает 9%, средняя составляет 0.03%.

Сравнение математических моделей с результатами экспериментальных исследований приводится в таблице 2.29 и на рисунке 2.18.

Абсолютные погрешности математических моделей рассчитывались как разницы между вычисленным по математической модели параметру и результатом экспериментальных исследований.

Максимальные значения абсолютной погрешности при скорости набегающего потока 50 км/ч во всем диапазоне углов скоса потока по:

- статическому давлению – 9.89 Па;
- полному давлению – 9.61 Па;
- скорости – 3.62 км/ч;
- погрешности определения скорости – минус 3.62 км/ч;
- погрешности определения высоты – минус 0.82 м.

Таблица 2.29 – Результаты экспериментальных исследований и математической модели макета приемника ПВД-КЗ-1

V , км/ч	α , град	Экспериментальные исследования ФГУП «ЦАГИ»					Значения полученные с помощью математических моделей				
		P_D , Па	P_{CT} , Па	V_{PP} , км/ч	ΔV_{PP} , км/ч	H , м	P_D , Па	P_{CT} , Па	V_{PP} , км/ч	ΔV_{PP} , км/ч	H , м
50	0	127	5	50.9	0.9	0	123	1	50.8	0.8	0
	5	127	4	50.9	0.9	0	124	1	50.9	0.9	0
	10	127	2	51.4	1.4	0	124	-1	51.5	1.5	0
	15	127	-3	51.9	1.9	0	123	-6	52.2	2.2	0
	20	127	-10	53.1	3.1	1	122	-13	53.4	3.4	1
	25	118	-17	54.0	4.0	1	120	-16	53.7	3.7	1
	30	118	-26	54.5	4.5	2	116	-23	54.2	4.2	2
	35	108	-36	54.5	4.5	3	107	-34	54.7	4.7	3
	40	98	-44	53.8	3.8	4	97	-42	54.3	4.3	3
	50	59	-60	50.0	0.0	5	66	-50	49.5	-0.5	4
	60	10	-69	41.5	-8.5	6	19	-66	42.5	-7.5	5
	70	-39	-71	25.0	-25.1	6	-35	-73	28.6	-21.4	6
	80	-98	-64			5	-93	-66			5
	90	-137	-52			4	-133	-51			4
150	0	1020	19	144.8	-5.2	-2	990	17	143.2	-6.8	-1
	5	1020	15	145.2	-4.9	-1	1004	17	144.2	-5.8	-1
	10	1010	-2	146.3	-3.7	0	999	-2	145.2	-4.8	0
	15	1010	-43	149.2	-0.9	4	1003	-43	148.5	-1.5	4
	20	1000	-111	153.1	3.1	9	995	-102	152.1	2.1	8
	25	981	-181	156.2	6.2	15	986	-164	155.7	5.7	14
	30	932	-250	157.8	7.8	21	949	-225	157.3	7.3	19
	35	853	-331	158.4	8.4	28	884	-311	158.7	8.7	26
	40	755	-429	158.2	8.2	36	813	-386	159.0	9.0	32
250	0	2854	74	241.0	-9.0	-6	2847	47	242.2	-7.8	-4
	1	2854	72	242.9	-7.1	-6	2849	52	242.1	-7.9	-4
	2	2864	71	243.3	-6.7	-6	2849	53	242.1	-8.0	-4
	3	2864	70	243.6	-6.4	-6	2849	54	242.0	-8.0	-5
	4	2864	62	244.2	-5.9	-5	2850	53	242.1	-7.9	-4
	5	2864	53	244.7	-5.3	-4	2853	48	242.4	-7.6	-4
	10	2864	-10	247.4	-2.6	1	2855	-4	244.7	-5.3	0
	15	2854	-108	251.2	1.2	9	2856	-114	249.4	-0.6	9
	20	2824	-285	257.6	7.6	24	2830	-289	255.5	5.5	24
	25	2746	-540	264.7	14.7	45	2805	-466	261.6	11.6	39
	30	2618	-549	260.0	10.0	46	2712	-489	258.8	8.8	41
	35	2422	-549	252.1	2.1	46	2538	-501	252.2	2.2	42

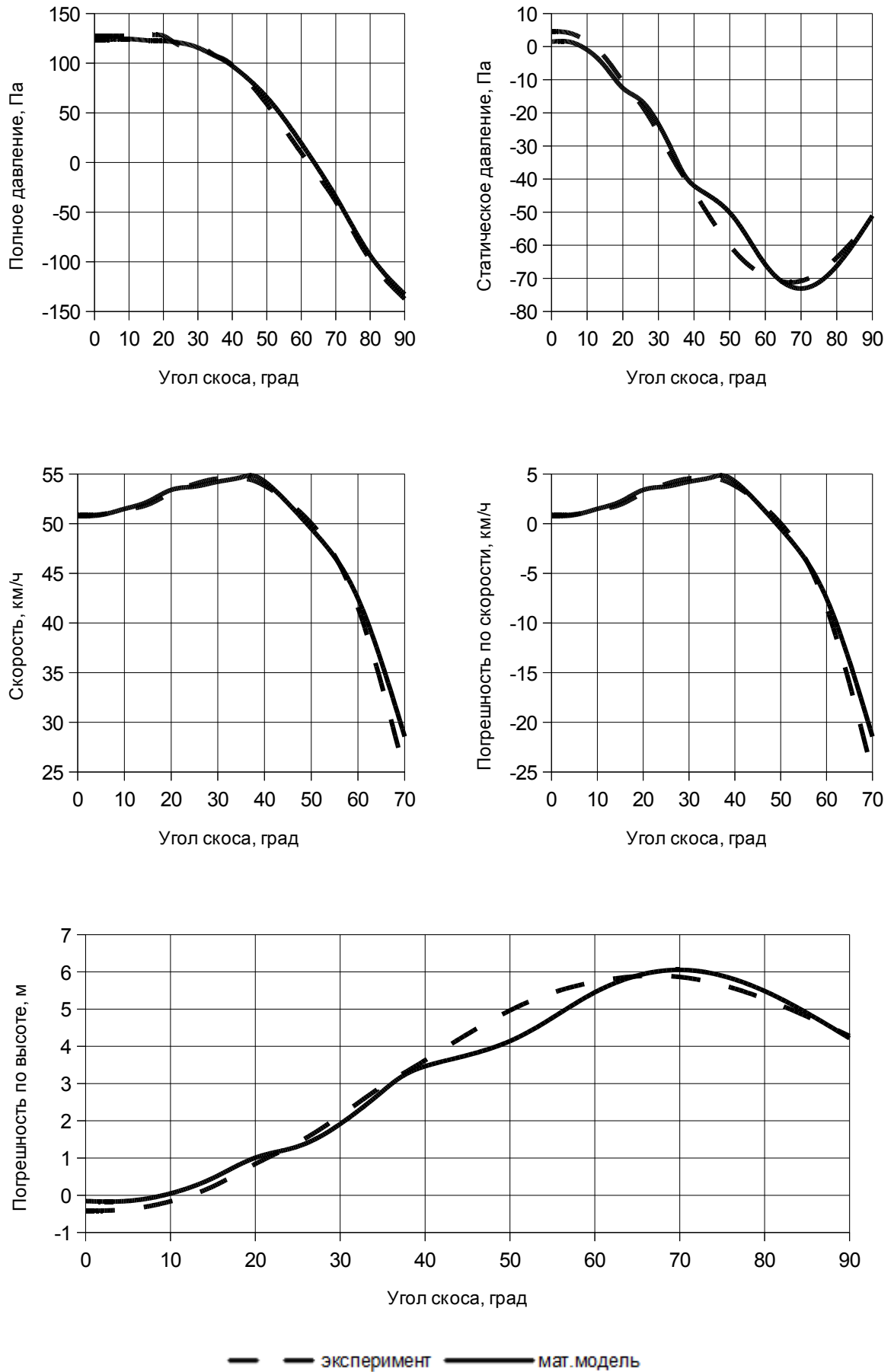


Рисунок 2.18 – Сравнение моделей при скорости набегающего потока 50 км/ч

2.2.6. Результаты и выводы

В ходе математического моделирования получены результаты сравнительного тестирования моделей турбулентности SpalartAllmaras, kOmegaSST, LienCubicKE, NonlinearKE, realizableKE при решении задачи обтекания макета приемника полного давления. Сравнение производилось по приборной скорости и высоте, измеренных в экспериментах и вычисленных по результатам математического моделирования, при различных углах и скоростях набегающего потока [55].

Результаты математического моделирования макета приемника воздушных давлений при различных скоростях набегающего потока соответствуют экспериментальным исследованиям специалистов ФГУП «ЦАГИ» с относительной погрешностью моделирования до 2,25% по скорости при углах скоса потока от 0 до 60 градусов. Расхождение с экспериментальными данными становится более заметно при углах скоса потока свыше 60 градусов, что объясняется необходимостью перехода на другие модели в зависимости от зоны моделирования. Наиболее подходящей по совокупности проведенных исследований для задач моделирования приемников воздушных давлений в воздушном потоке является модель турбулентности kOmegaSST, которая дает минимальные случайные и систематические погрешности. Данную модель можно рекомендовать к использованию при моделировании аналогичных приемников. Полученные расчетные данные характерны для чисел Ренольдса меньше 10^5 [27, 55, 57, 59, 61].

В целом получены удовлетворительные результаты математического моделирования макета ПВД (расхождение при нулевом угле скоса потока менее 1%), отработана технология решения подобных задач, что в дальнейшем позволит проектировать подобные ПВД с заданными характеристиками и прогнозируемой погрешностью определения этих характеристик. Дальнейшая работа будет

направлена на исследования по уменьшению погрешности математического моделирования для указанной модели турбулентности kOmegaSST [55].

По результатам математического моделирования построены математические модели приемника воздушных давлений для: статического давления, динамического давления, скорости, погрешности скорости, погрешности высоты.

Расхождение исходных результатов математического моделирования и экспериментальных исследований не превышает 10% при всех режимах моделирования [55, 59].

При определении точностных характеристик погрешность аппроксимации для математических моделей во всем скоростном диапазоне скоростей набегающего воздушного потока лежит в пределах:

- статическое давление – от минус 201 до 161 Па;
- динамическое давление – от минус 140 до 104 Па;
- погрешность высоты полета – от минус 13,6 до 16,9 м;
- скорость полета – от минус 6,7 до 5,4 км/ч;
- погрешность скорости полета – от минус 6,7 до 5,4 км/ч.

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 [66].

2.3. Разработка математических моделей ДВС

2.3.1. Выбор математической модели

Для исследования ДВС наиболее подходящей является регрессионная модель [см. п. 2.1.1.], описывающая физические процессы с приемлемой точностью.

2.3.2. Выбор граничных условий моделирования

Поскольку взаимное расположение флюгеров влияет на аэродинамические моменты подвижной рамки, то оценивается влияние угла между флюгерами на требуемые моменты M_y и M_z . В исходной конструкции (ДВС Вариант 6) угол ω между флюгерами составляет 90° , рисунок 2.19.

Рассматриваются два варианта: увеличение угла между флюгерами на 10° до 100° (ДВС Вариант 6-2) и уменьшение угла на 10° до 80° (ДВС Вариант 6-1).

По результатам моделирования ДВС Вариант 6, 6-1 и 6-2 с различными углами взаимного расположения флюгеров ω (таблицы П4.10, П4.11, П4.12) построена математическая модель.

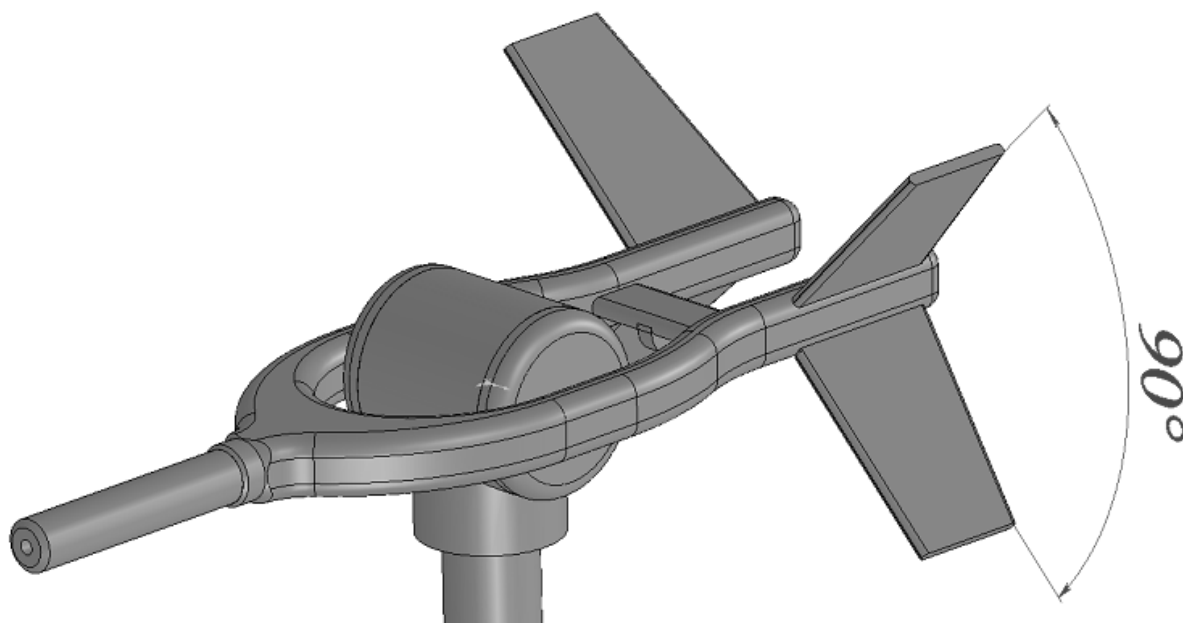


Рисунок 2.19 – Взаимное расположение флюгеров

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, 2) рисунок 2.20.

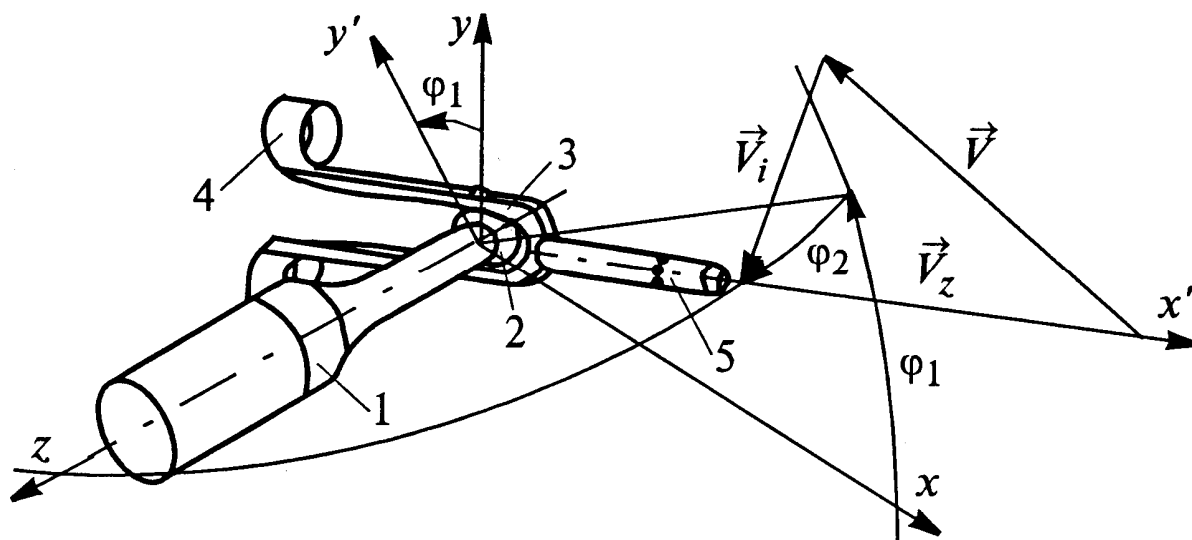


Рисунок 2.20 – Ориентация ДВС относительно связанной системы координат

2.3.3. Расчет коэффициентов математических моделей

2.3.3.1. Математическая модель ДВС с различными углами взаимного расположения флюгеров

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:

$$M_y(\omega, V, \varphi_2, \varphi_1) = \sum_{i=1}^n CM_{y_i} \cdot \omega^{k1_i} \cdot V^{k2_i} \cdot \varphi_2^{k3_i} \cdot \varphi_1^{k3_i}, [\text{Н} \cdot \text{м}], \quad (2.13)$$

$$M_z(\omega, V, \varphi_2, \varphi_1) = \sum_{i=1}^n CM_{z_i} \cdot \omega^{k1_i} \cdot V^{k2_i} \cdot \varphi_2^{k3_i} \cdot \varphi_1^{k3_i}, [\text{Н} \cdot \text{м}], \quad (2.14)$$

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, $n = 35$.

Значения указанных параметров приведены в таблице 2.30.

Таблица 2.30 – Параметры полинома зависимости аэродинамических моментов M_y и M_z от угла между флюгерами, скорости набегающего воздушного потока, угла скоса потока вокруг оси Y и Z

Номер слагаемого i	Коэффициент CM_y (момент по оси Y)	Коэффициент CM_z (момент по оси Z)	Степень параметра			
			« ω » k_1	« V » k_2	« φ_2 » k_3	« φ_1 » k_4
1	-0.0001	-0.0010	1	0	0	2
2	0.0005	-0.0005	0	1	0	2
3	-0.0071	0.0004	0	0	1	2
4	-0.0026	-0.0390	0	0	0	3
5	-0.1750	0.2400	0	0	0	2
6	-0.0004	0.0003	1	0	1	1
7	0.0003	0.0000	0	1	1	1
8	-0.0021	0.0020	0	0	2	1
9	-0.0057	-0.0250	0	0	1	1
10	0	0	1	1	0	1
11	0	0	0	2	0	1
12	-0.0004	0.0018	0	1	0	1
13	1.1000	-0.5720	0	0	0	1
14	-0.0190	0.0078	1	0	0	1
15	0.0001	0.0000	2	0	0	1
16	0.0000	-0.0001	1	0	2	0
17	0	0	0	1	2	0
18	-0.0089	0.0005	0	0	3	0
19	-0.0005	0.0140	0	0	2	0
20	0	0	1	1	1	0
21	0	0	0	2	1	0
22	-0.0005	0.0003	0	1	1	0
23	0.6780	-0.2870	0	0	1	0
24	-0.0140	0.0061	1	0	1	0
25	0.0001	0.0000	2	0	1	0
26	0	0	1	2	0	0
27	0	0	0	3	0	0
28	0	0	0	2	0	0
29	0.0073	0.0077	0	1	0	0
30	-0.0001	-0.0002	1	1	0	0
31	0	0	2	1	0	0
32	-2.0400	-4.3300	0	0	0	0
33	0.0600	0.1400	1	0	0	0
34	-0.0006	-0.0015	2	0	0	0
35	0	0	3	0	0	0

2.3.3.2. Поиск нулевого момента

Опора датчика вектора скорости оказывает существенное влияние на возникающие аэродинамические моменты, поскольку располагается перед флюгерами. При нулевых углах наблюдается возникновение крутящего момента. Для оценки и корректировки силы влияния стойки приведены результаты математического моделирования ДВС, позволяющие найти угол, при котором этот момент становится нулевым (таблица П4.4).

На рисунке 2.20 изображен график зависимости устанавливающего аэродинамического момента M_y от угла поворота рамки при скорости набегающего потока 100 км/ч, по которому видно, что нулевой момент возникает при повороте подвижной рамки ДВС относительно оси Y на угол минус 1,5 град. Кривая, изображенная на рисунке 2.21, описывается полиномом второй степени вида:

$$M_y = -0.0025\varphi_2^2 - 0.0005\varphi_2 + 0.005, [\text{Н}\cdot\text{м}]. \quad (2.15)$$

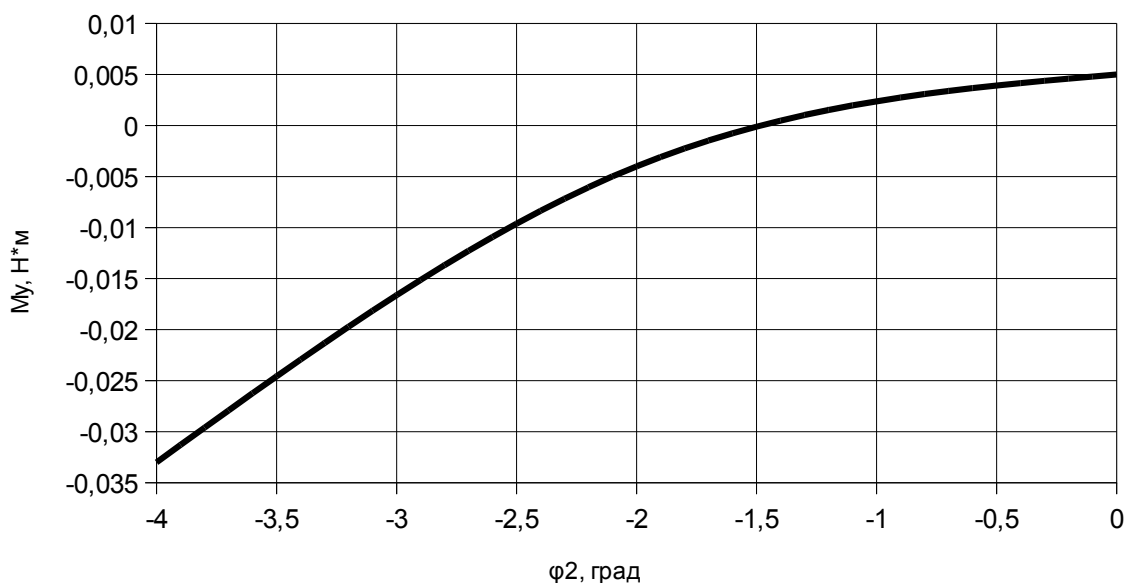


Рисунок 2.21 – Зависимость устанавливающего аэродинамического момента от угла поворота рамки

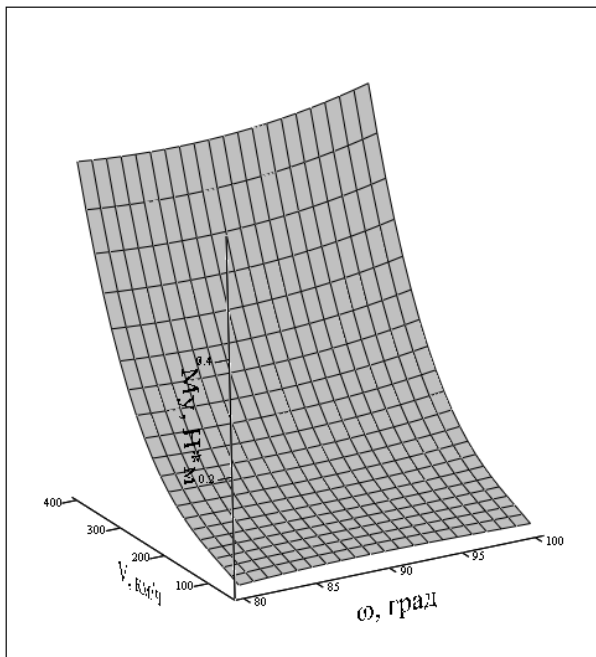
2.3.4. Проверка достоверности и адекватности математических моделей

Погрешности аппроксимации отдельно для каждого скоростного диапазона и общие приведены в таблице 2.31.

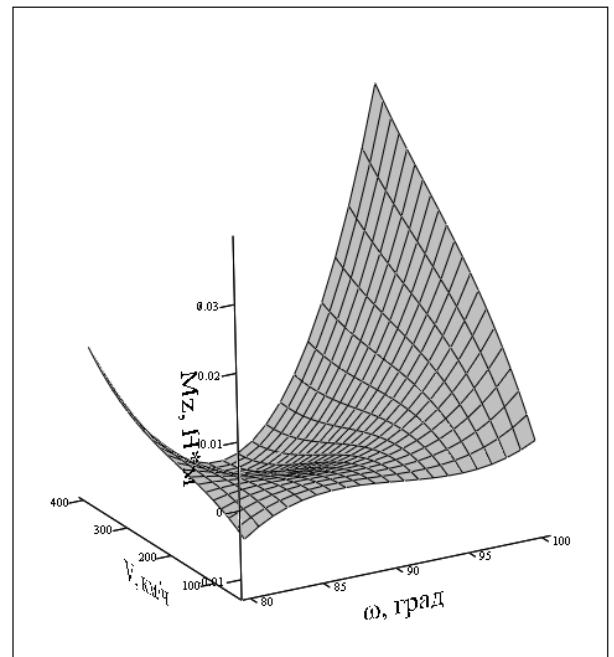
Таблица 2.31 – Погрешности аппроксимации

Скорость потока, км/ч	$P_{СТ}$, Па		P_d , Па	
	min	max	min	max
50	-0.008	0.013	-0.005	0.007
100	-0.010	0.012	-0.007	0.008
400	-0.061	0.042	-0.027	0.039
по всем скоростям	-0.061	0.042	-0.027	0.039
средняя погрешность аппроксимации	-5.5E-5		-2.4E-6	

На рисунке 2.22 изображена зависимость устанавливающих моментов от угла между флюгерами ω и скорости набегающего воздушного потока V при $\varphi_1 = \varphi_2 = 0^\circ$.



а) M_y



б) M_z

Рисунок 2.22 – Зависимость устанавливающих моментов от угла между флюгерами и скорости набегающего воздушного потока

2.3.5. Результаты и выводы

В целом погрешность аппроксимации аэродинамического момента M_y при всех скоростях лежит в пределах от минус 0.061 до 0.042 Н·м. Погрешность аппроксимации аэродинамического момента M_z лежит в пределах от минус 0.027 до 0.039 Н·м.

Полученные модели ДВС позволяют разработчикам оценить величину устанавливающего аэродинамического момента подвижной рамки в зависимости от углов между флюгерами, также позволяют находить угол относительно оси Oy при котором M_y равен нулю.

2.4. Общие результаты и выводы

Использование в диссертационной работе регрессионных моделей, построенных путем аппроксимации данных по методу наименьших квадратов, обусловлено простотой вычислений, удобством практического использования модели, а также приемлемой точностью [16, 66].

Разработан комплекс математических моделей для использования при проектировании приемников с прогнозируемыми точностными характеристиками конструкторскими бюро. Комплекс математических моделей построен по результатам математического моделирования и имеет в своем составе:

- математическую модель внутренней камеры приемника полного давления для выбора диаметра дренажных отверстий в зависимости от допустимой погрешности и требуемого расхода для удаления влаги из камеры торможения

(для камер торможения с соотношением площадей дренажных отверстий и входного канала от 0.0089 до 0.2222, скоростей набегающего воздушного потока от 50 до 531 км/ч);

- математические модели цилиндрического приемника воздушных давлений для определения: статического давления, динамического давления, погрешности измерения высоты полета на нулевой высоте, скорости полета, погрешности измерения скорости полета по заранее известным основным геометрическим размерам приемников (для ПВД с радиусом воспринимающей части от 6.5 до 8.5 мм, расстоянием от начала приемника до отверстий отбора статического давления от 45 до 70 мм, углов скоса потока от 0 до 90 град., скорости набегающего воздушного потока от 50 до 250 км/ч) [66];

- математическую модель приемника воздушных давлений на двухступенном подвесе для вычисления устанавливающего аэродинамического момента в зависимости от угла взаимного расположения крыльевых флюгеров (для ДВС с углами взаимного расположения флюгеров от 80 до 100 град., скоростей набегающего потока от 50 до 400 км/ч, углом поворота подвижной рамки вокруг оси Y от минус 2 до 2 град., углом поворота подвижной рамки вокруг оси Z от 0 до 2 град).

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

Математические модели ДАП позволяют заменить промежуточные экспериментальные исследования. Появляется возможность оперативно подбирать приемники с требуемыми конструктивными параметрами для конкретного объекта управления на первоначальном этапе разработки, что существенно ускоряет и удешевляет процесс разработки.

ГЛАВА 3. ИССЛЕДОВАНИЕ И ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДАП С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

В данной главе исследуются приемники и датчики с помощью базовых математических моделей, математического моделирования и экспериментальных исследований.

Даны рекомендации разработчикам и выбраны приемлемые конструкции приемников для конкретных случаев измерения первичных аэродинамических параметров на разных ЛА и в разных местах установки на борту.

3.1. Исследование и повышение точностных характеристик ППД

Цель работы данного раздела: оценка угловой и скоростной характеристик существующих приемников и разрабатываемого приемника полного давления, выбор предпочтительной конструкции приемника полного давления, поиск путей снижения погрешности восприятия полного давления при скосе потока.

В отличие от других приемников приемник полного давления (ППД) воспринимает в полете только полное воздушное давление. Разработка данных приемников является актуальной задачей, ей посвящены многочисленные отечественные и зарубежные исследования [47, 82, 85, 106].

3.1.1. Исследование влияния конусности камеры торможения

Как известно, угол входного конуса влияет на чувствительность приемников к склонам потока. В таблице 3.1 и на рисунке 3.1 приводятся зависимость угла конусности камеры приемника на угол нечувствительности приемником изменения угла склона потока по результатам компьютерного моделирования.

Таблица 3.1 – Результаты моделирования макета ППД с различной конусностью воспринимающей части

Угол нечувствительности, град	Угол внутреннего конуса, град
10	27.5
20	27.2
30	26.8
40	25.3
50	23.1



Рисунок 3.1 – Зависимость угла нечувствительности от угла внутреннего конуса приемника

Итак, наибольшей нечувствительностью к склонам потока обладает ППД с углом внутреннего конуса 10° .

3.1.2. Предварительная конструкция приемника

На рисунке 3.2 приведен разрез предварительной конструкции приемника полного давления ППД, основные геометрические характеристики: наружный диаметр 17 мм, угол внутреннего конуса 40° , внутренний диаметр канала, ведущего к камере торможения, 3 мм, диаметр дренажного отверстия 0.7 мм, общее количество дренажных отверстий – два.

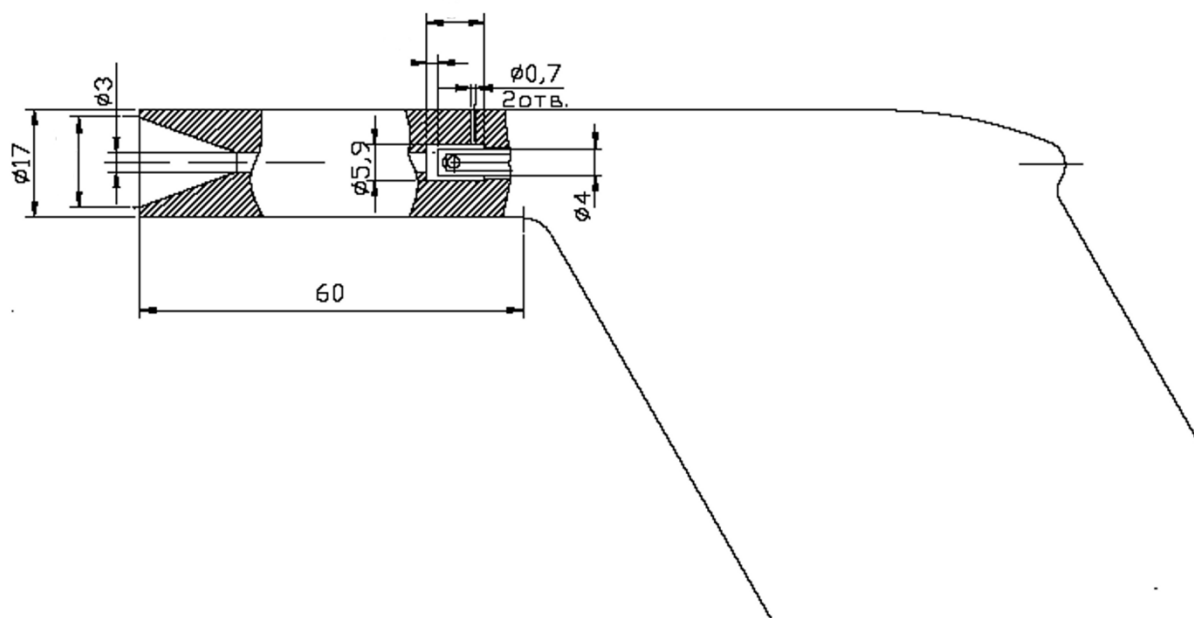


Рисунок 3.2 – Сечение приемника ППД

В целом предварительная конструкция приемника полного давления представляет собой ПВД-10 [47] с измененной воспринимающей частью: оживальная часть заменена цилиндрической, укорочена воспринимающая часть (не требуется восприятие статического давления), угол внутреннего конуса выбран равным 40° для обеспечения теплопередачи от нагревательного элемента к носику воспринимающей части. При таком внутреннем конусе, угол нечувствительности составляет

3.1.3. Оценка расходной характеристики приемника

С целью определения влияния диаметра дренажного отверстия на величину воспринимаемого полного давления проведено математическое моделирование при нулевых углах набегающего потока (т.е. вектор скорости параллелен оси приемника) и различных скоростях набегающего потока. Результаты моделирования приведены в таблице 2.4, указан суммарный расход через два дренажных отверстия.

На рисунке 3.3 приведена зависимость погрешности измерения скорости при различных диаметрах дренажных отверстий и скорости набегающего потока.

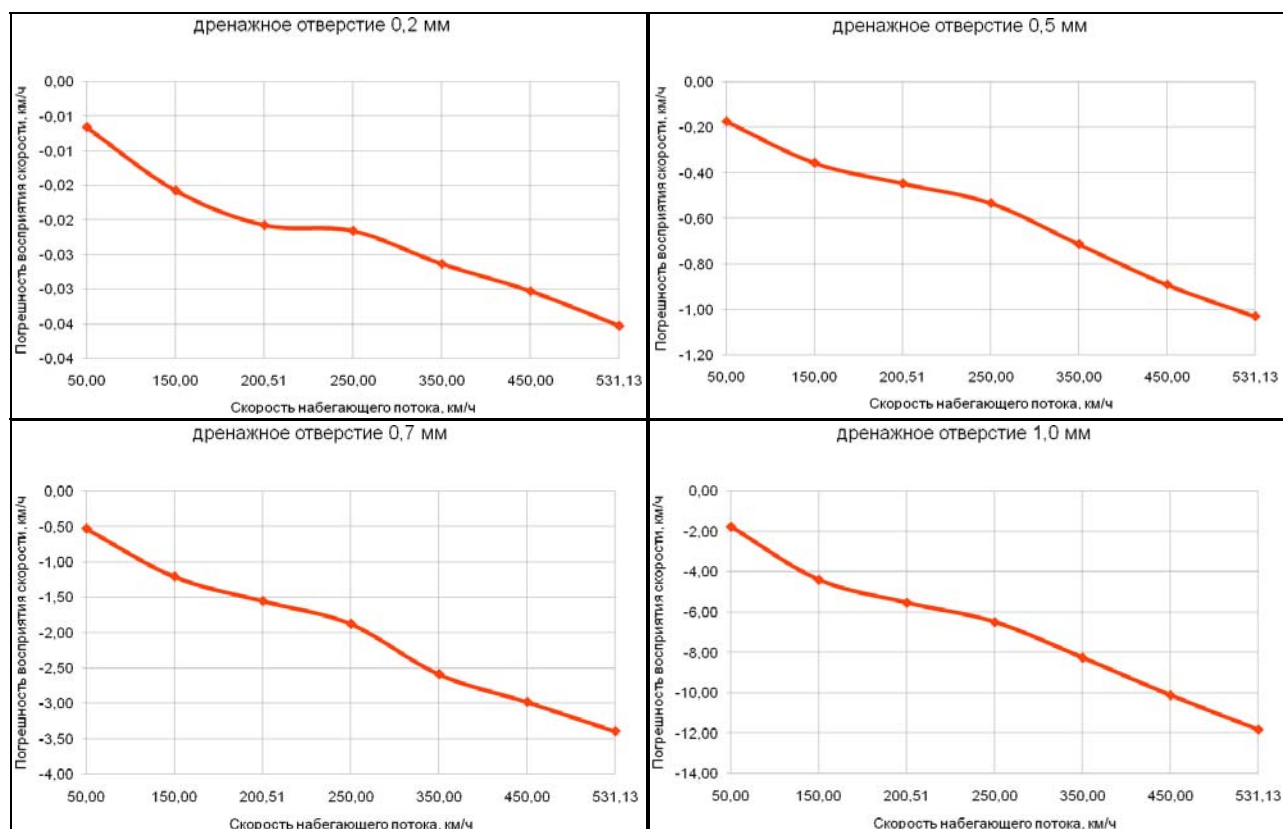


Рисунок 3.3 – Зависимость погрешности измерения скорости при различных диаметрах дренажных отверстий и скорости набегающего потока

С использованием математической модели 2.6 построены зависимости расхода воздуха (рисунок 3.4) и погрешности вычисления приборной скорости (рисунок 3.5) в зависимости от площадей и скоростей набегающего потока.

По результатам математического моделирования наиболее приемлемым является диаметр дренажных отверстий 0.7 мм с точки зрения погрешности восприятия полного давления. Кроме того, по соотношению площади сечения дренажных отверстий к площади поперечного сечения канала, ведущего к камере торможения, приближается к аналогичным показателям приемника воздушных давлений ф.Narco.

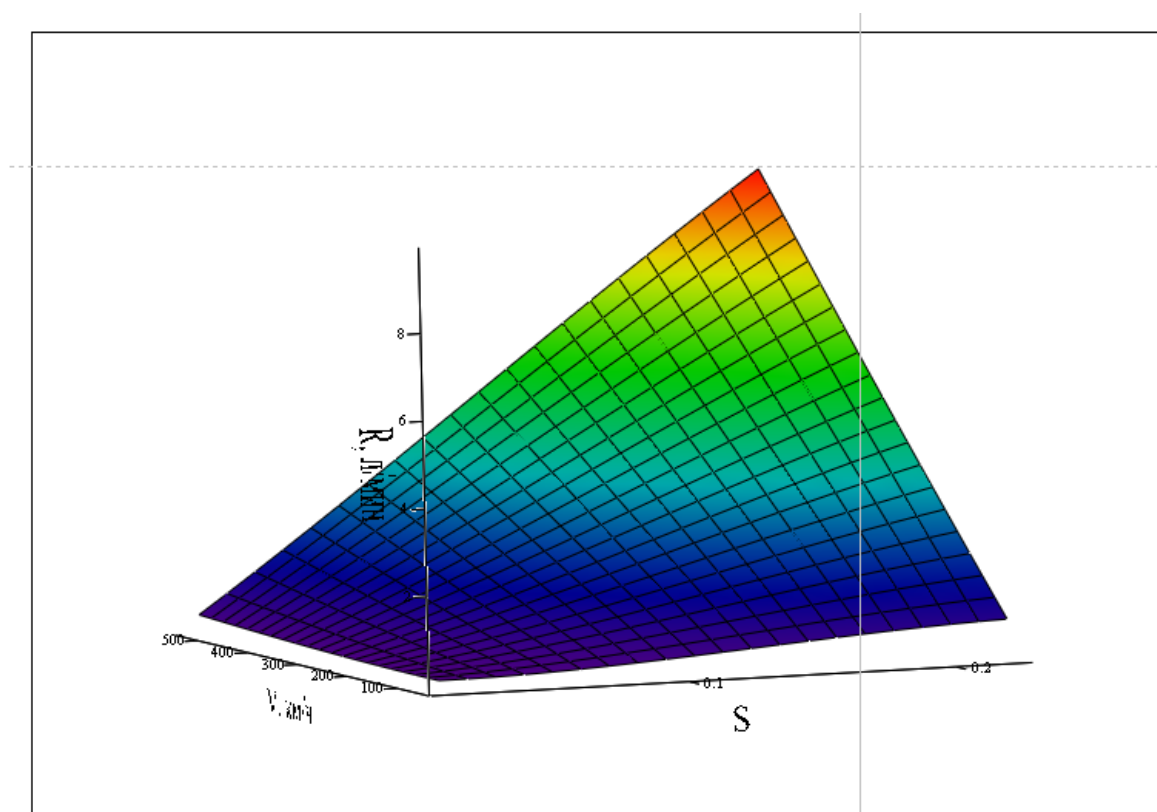


Рисунок 3.4 – Зависимость расхода через дренажные отверстия в зависимости от соотношения площадей и скорости набегающего потока

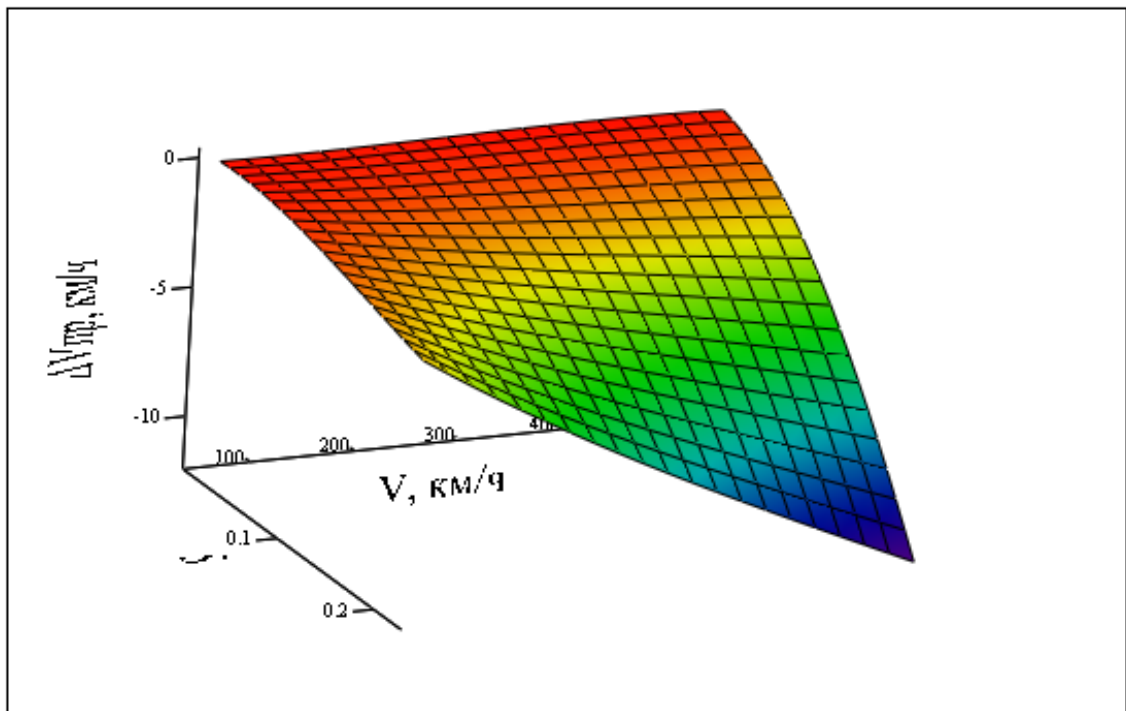


Рисунок 3.5 – Зависимость погрешности восприятия скорости в зависимости от соотношения площадей и скорости набегающего потока

Результаты моделирования приемника с двумя дренажными отверстиями диаметром 0.7 мм при скорости набегающего потока 350 км/ч приведены в таблице 3.2. На рисунке 3.6 показана зависимость отношения измеренной скорости к скорости набегающего потока от угла набегающего потока и результаты экспериментальных исследований при скорости 150 км/ч. На рисунке 3.7 – зависимость расхода воздуха через дренажные отверстия в зависимости от угла набегающего потока. Видно, что погрешность резко увеличивается при увеличении угла набегающего потока свыше 25°.

Таблица 3.2 – Результаты моделирования макета ППД

Угол набегающего потока, град	Давление, Па	$V_{пр}$, км/ч	Погрешность $V_{пр} - V_{350}$, км/ч	Отношение $V_{пр}/V_{350}$	Расход R, л/мин
0	5 789.01	346.51	-3.5	0.990	4.67
10	5 830.22	347.72	-2.3	0.993	2.78
15	5 885.40	349.33	-0.7	0.998	2.70
20	5 878.73	349.13	-0.9	0.998	2.62
25	5 733.53	344.88	-5.1	0.985	2.45
30	5 442.32	336.17	-13.8	0.960	2.27
40	4 533.08	307.28	-42.7	0.878	1.72

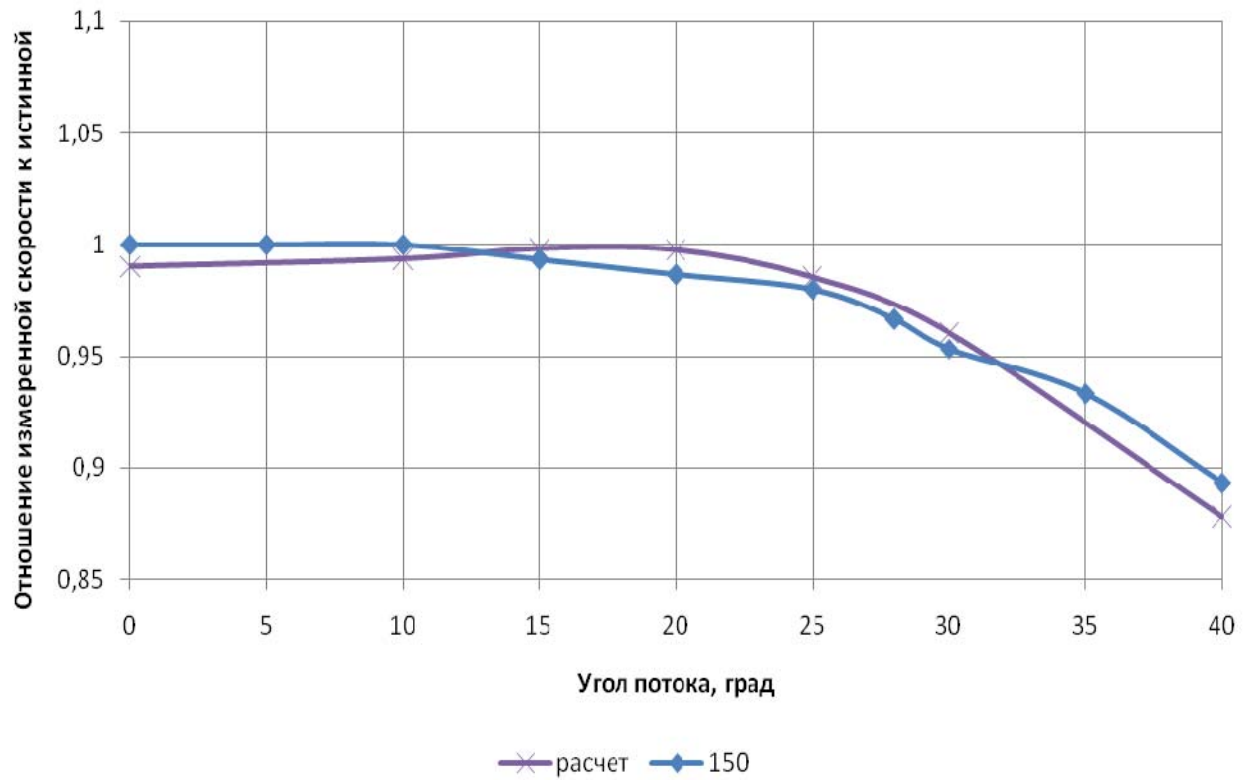


Рисунок 3.6 – Зависимость отношения измеренной скорости к скорости набегающего потока $V_{пр}/V_{350}$ и от угла набегающего потока

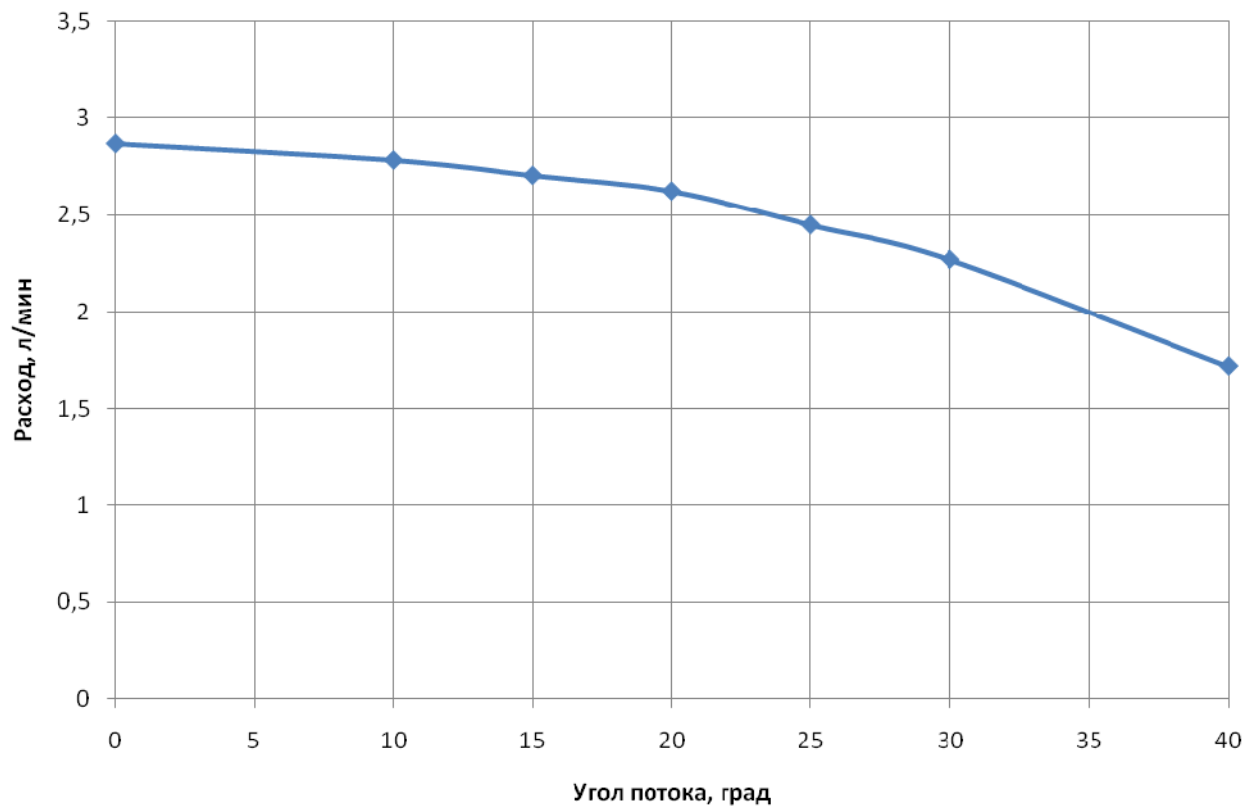


Рисунок 3.7 – Расход воздуха через дренажные отверстия в зависимости от угла набегающего потока

3.1.5. Результаты экспериментальных исследований

В аэродинамической трубе ОАО «УКБП» проведены исследования восприятия полного давления разработанным приемником (рисунок 3.2, два дренажных отверстия $\varnothing 1$ мм), ППД-1М (рисунок 3.8), ПВД-10 (рисунок 3.9) и ф.Нарсо (рисунок 3.10, два дренажных отверстия $\varnothing 0.6$ мм).

Поочередно приемники подключались к указателю скорости, по показаниям которого и определялась угловая характеристика приемника. Результаты исследований приведены в таблице 3.3 и на рисунке 3.11.

При увеличении скоса потока наибольшую чувствительность к скорости показал предварительный вариант разработанного приемника из-за наличия у него конической камеры торможения потока с углом в 40° .

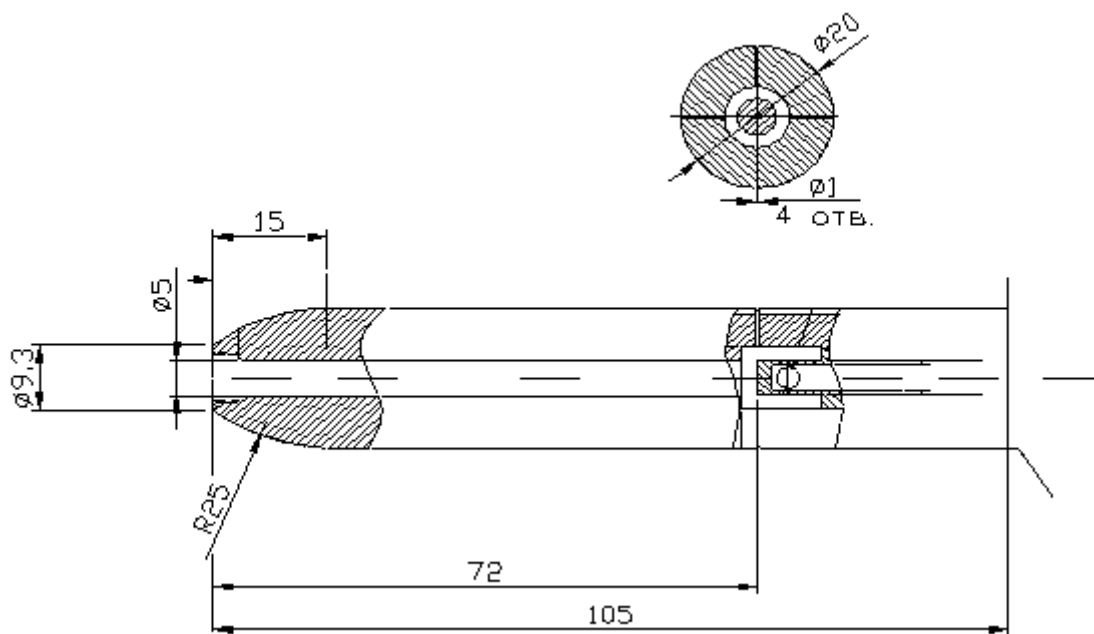


Рисунок 3.8 – Основные геометрические размеры приемника ППД-1М

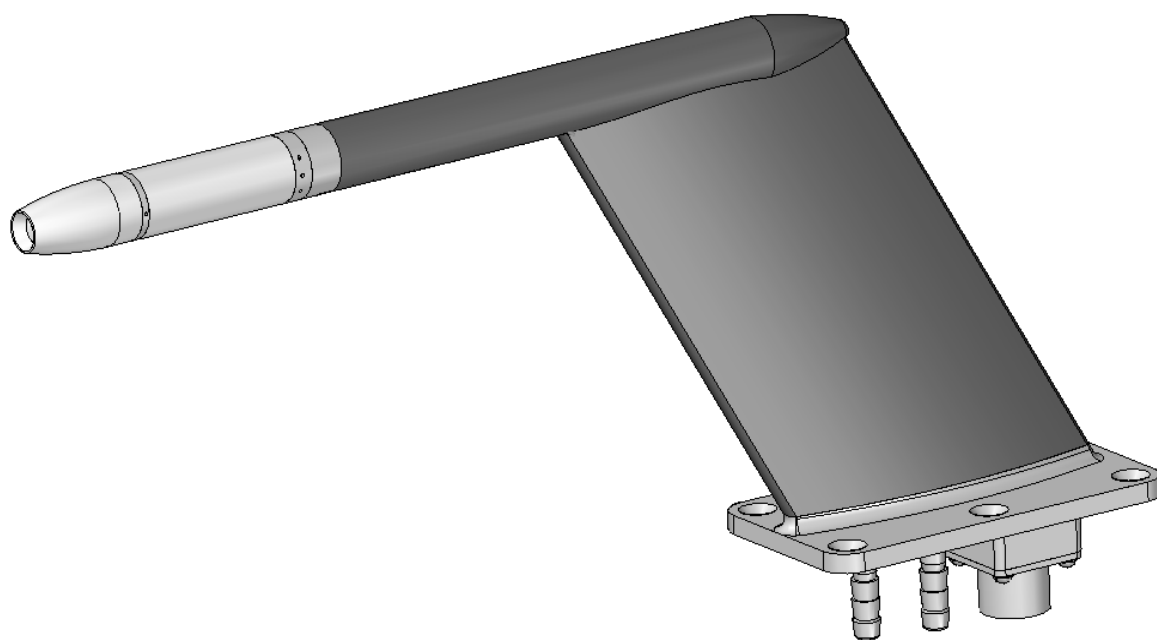


Рисунок 3.9 – Приемник ПВД-10

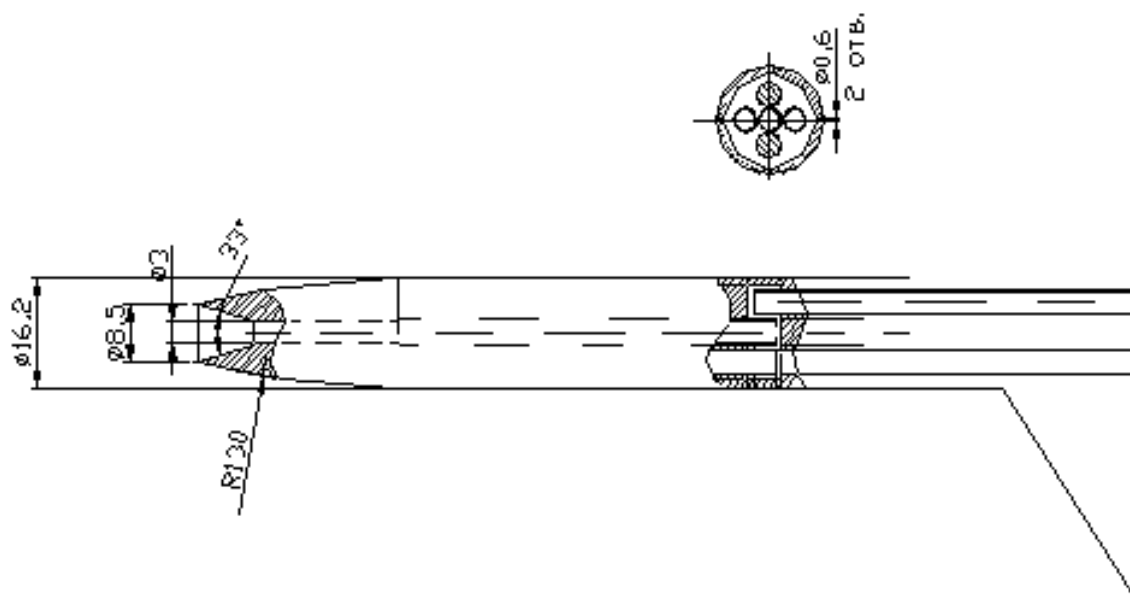
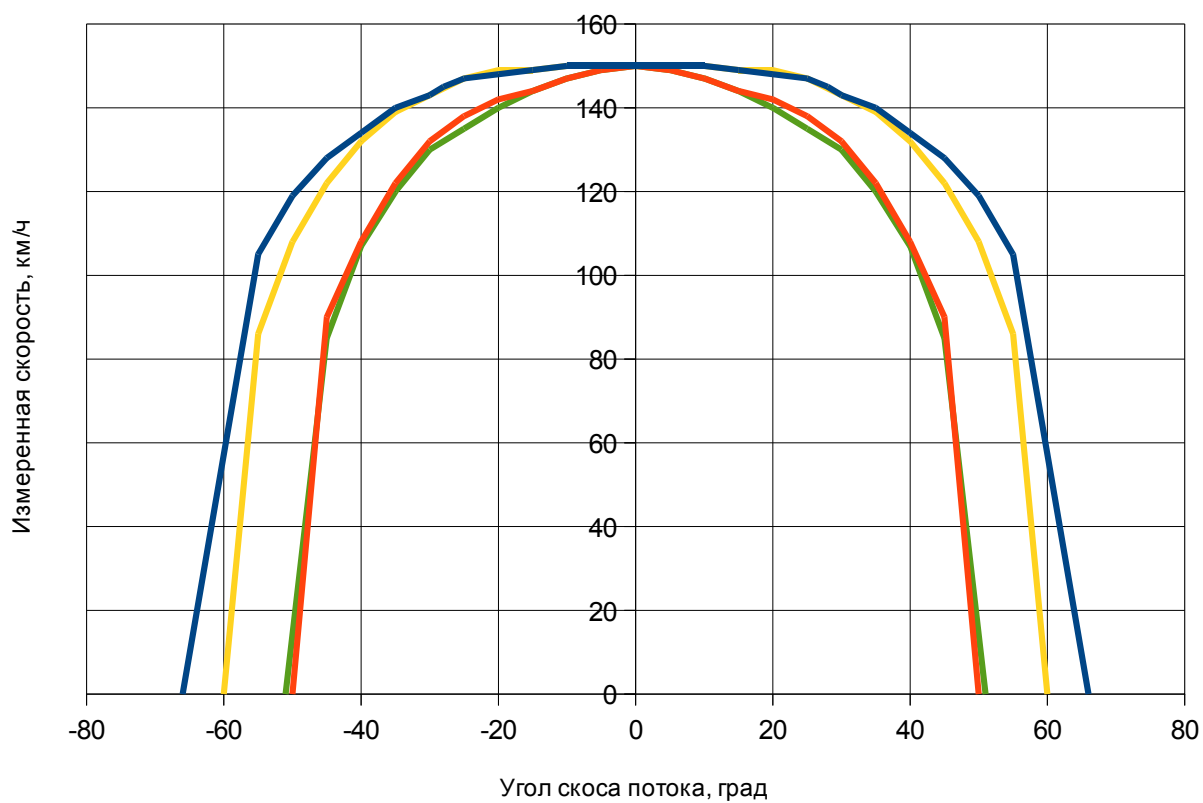


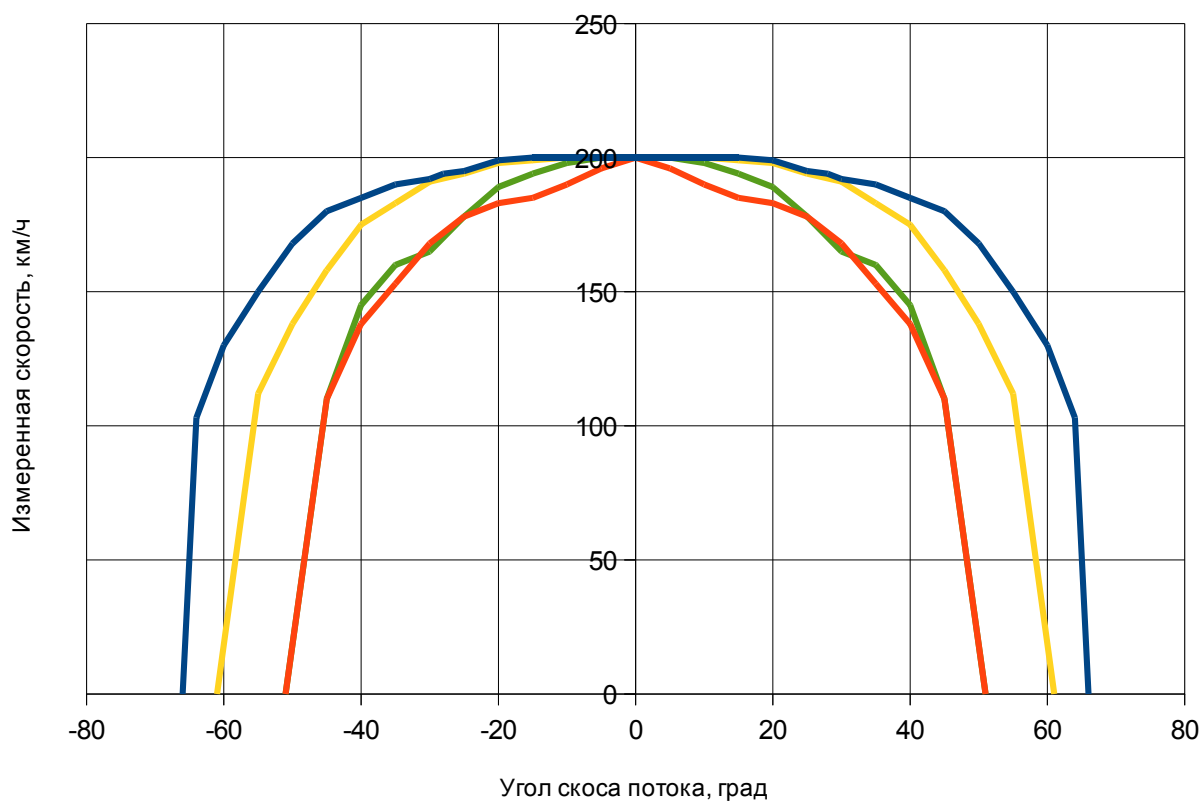
Рисунок 3.10 – ПВД ф.Нарсо

Таблица 3.3 – Результаты продувок приемников

Угол скоса потока, град	Разработ.ППД		ППД-1М		Нарсо		ПВД-10	
	Скорость потока		Скорость потока		Скорость потока		Скорость потока	
	150 км/ч	200 км/ч	150 км/ч	200 км/ч	150 км/ч	200 км/ч	150 км/ч	200 км/ч
66	0	0						
64		103						
61						0		
60		130			0			
55	105	150			86	112		
51				0			0	0
50	119	168	0		108	138		
45	128	180	90	110	122	158	85	110
40	134	185	108	138	132	175	107	145
35	140	190	122	153	139	183	120	160
30	143	192	132	168	143	191	130	165
28	145	194						
25	147	195	138	178	147	194	135	178
20	148	199	142	183	149	198	140	189
15	149	200	144	185	149	199	144	194
10	150	200	147	190	150	200	147	198
5	150	200	149	196	150	200	149	200
0	150	200	150	200	150	200	150	200
-5	150	200	149	196	150	200	149	200
-10	150	200	147	190	150	200	147	198
-15	149	200	144	185	149	199	144	194
-20	148	199	142	183	149	198	140	189
-25	147	195	138	178	147	194	135	178
-28	145	194						
-30	143	192	132	168	143	191	130	165
-35	140	190	122	153	139	183	120	160
-40	134	185	108	138	132	175	107	145
-45	128	180	90	110	122	158	85	110
-50	119	168	0		108	138		
-51				0			0	0
-55	105	150			86	112		
-60		130			0			
-61						0		
-64		103						
-66	0	0						



а) при скорости набегающего потока 150 км/ч



б) при скорости набегающего потока 200 км/ч

— Разраб. ППД — ППД-1М — Нарко — ПВД-10

Рисунок 3.11 – Угловая характеристика приемников

3.1.6. Приемник со скругленной внутренней носовой частью

Разрез приемника со скругленной внутренней носовой частью приведен на рисунке 3.12.

Такое скругление внутренней носовой части позволяет расположить нагревательный элемент еще ближе к носику воспринимающей части, что положительно сказывается на эффективности обогрева данного приемника. Отличается от рассмотренного ранее предварительного варианта ППД только закругленной внутренней передней частью.

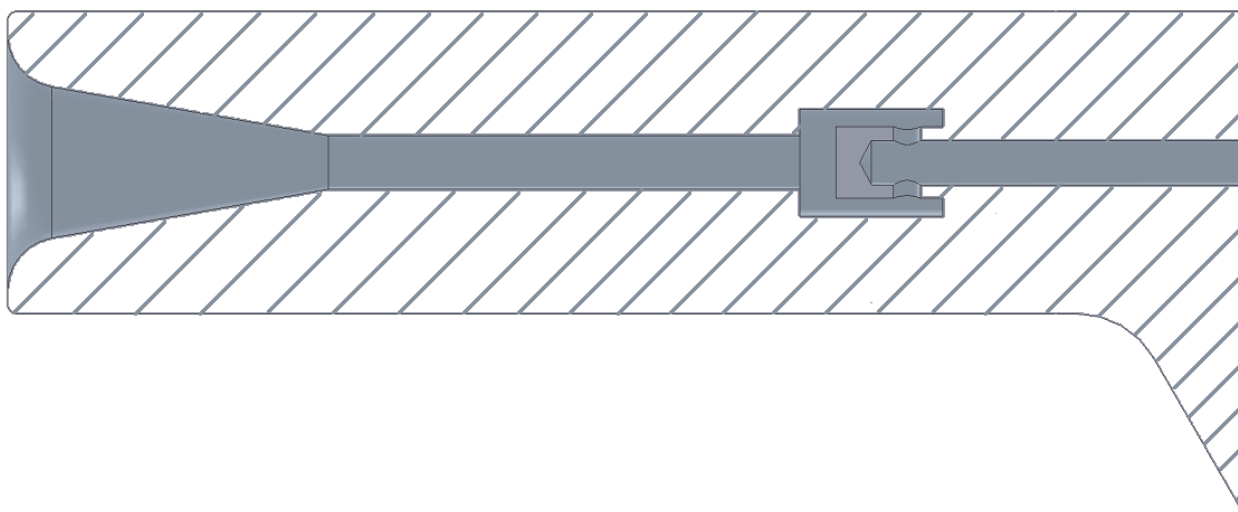


Рисунок 3.12 – Разрез приемника со скругленной внутренней носовой частью

Результаты моделирования при скорости набегающего потока 350 км/ч приведены в таблице 3.4 для вариантов с двумя дренажными отверстиями диаметром 1.0 и 0.7 мм.

С целью сравнения точности вычислений подготовлены две сетки конечных элементов (названы соответственно «сетка1» и «сетка2»), отличие которых заключается в точности описания криволинейных поверхностей конструкции приемника и, соответственно, влияния точности аппроксимации поверхностей на получаемые результаты математического моделирования.

На рисунке 3.13 показана зависимость отношения измеренной скорости к скорости набегающего потока от угла набегающего потока для вариантов приемника с дренажными отверстиями диаметром 1.0 и 0.7 мм.

На рисунке 3.14 приведена зависимость расхода воздуха через дренажные отверстия в зависимости от угла набегающего потока.

Следует отметить, что у рассматриваемого приемника при угле набегающего потока 25° погрешность измерения скорости приблизительно на 1.5 км/ч больше, чем у исходной конструкции ППД. Таким образом, добавление скругления внутренней части приемника исказило угловую характеристику.

В таблице 3.5 и 3.6 приведены материалы по рассмотренным приемникам при углах набегающего потока 20° и 25° соответственно.

Наименьшие потери давления у приемника воздушных давлений ф.Нarco.

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

При добавлении скругления внутренней части погрешность измерения скорости приемником ППД увеличивается до 2% при угле набегающего потока 25° .

Таблице 3.4 – Результаты моделирования скругленного ППД

	Угол набегающего потока, град	Давление, Па	$V_{\text{ПР}}$, км/ч	Погрешность $V_{\text{ПР}} - V_{350}$, км/ч	Отношение $V_{\text{ПР}}/V_{350}$	Расход, л/мин
Дренаж 1 мм, сетка1	0	5 550.76	339.44	-10.6	0.970	6.37
	5	5 583.62	340.43	-9.6	0.973	6.31
	10	5 620.26	341.52	-8.5	0.976	6.15
	15	5 637.54	342.04	-8.0	0.977	5.90
	20	5 612.01	341.27	-8.7	0.975	5.61
	25	5 515.99	338.40	-11.6	0.967	5.30
	30	5 345.09	333.21	-16.8	0.952	4.93
	35	5 091.60	325.35	-24.6	0.930	4.43
	40	4 738.68	314.06	-35.9	0.897	3.88
Дренаж 1 мм, сетка2	0	5 568.69	339.98	-10.0	0.971	6.22
	5	5 613.93	341.33	-8.7	0.975	5.84
	10	5 645.18	342.26	-7.7	0.978	5.87
	15	5 683.74	343.41	-6.6	0.981	5.44
	20	5 649.60	342.39	-7.6	0.978	5.24
	25	5 552.13	339.48	-10.5	0.970	4.98
	30	5 377.98	334.22	-15.8	0.955	4.60
	35	5 095.08	325.46	-24.5	0.930	4.39
	40	4 729.03	313.75	-36.3	0.896	3.99
Дренаж 0.7 мм, сетка1	0	5 759.19	345.63	-4.4	0.988	2.88
	5	5 785.82	346.42	-3.6	0.990	2.82
	10	5 827.77	347.65	-2.4	0.993	2.78
	15	5 827.88	347.65	-2.4	0.993	2.62
	20	5 775.57	346.12	-3.9	0.989	2.50
	25	5 664.79	342.85	-7.2	0.980	2.38
	30	5 469.28	336.99	-13.0	0.963	2.24
	35	5 191.89	328.49	-21.5	0.939	2.05
	40	4 818.06	316.64	-33.4	0.905	1.80
Дренаж 0.7 мм, сетка2	0	5 777.11	346.16	-3.8	0.989	2.89
	5	5 806.86	347.03	-3.0	0.992	2.81
	10	5 838.75	347.97	-2.0	0.994	2.74
	15	5 831.50	347.76	-2.2	0.994	2.62
	20	5 777.50	346.17	-3.8	0.989	2.50
	25	5 665.61	342.87	-7.1	0.980	2.37
	30	5 473.41	337.11	-12.9	0.963	2.24
	35	5 186.33	328.31	-21.7	0.938	2.11
	40	4 783.60	315.52	-34.5	0.901	1.92

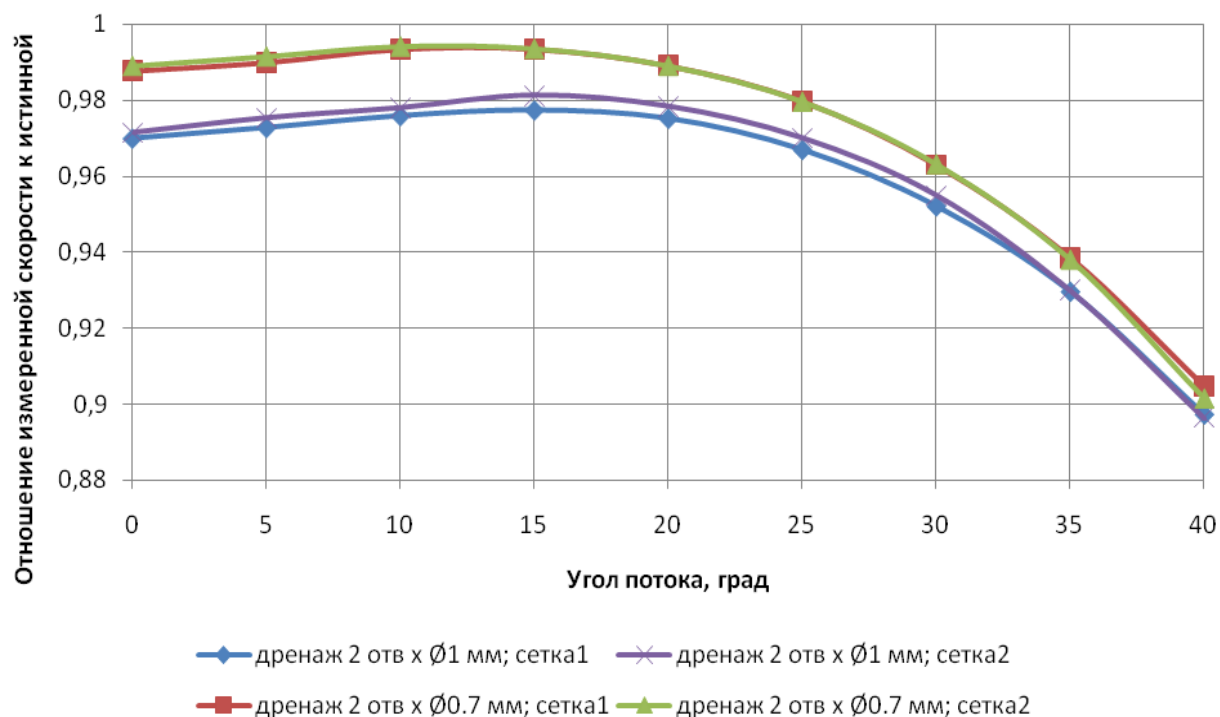


Рисунок 3.13 – Зависимость отношения измеренной скорости к истинной скорости от угла набегающего потока

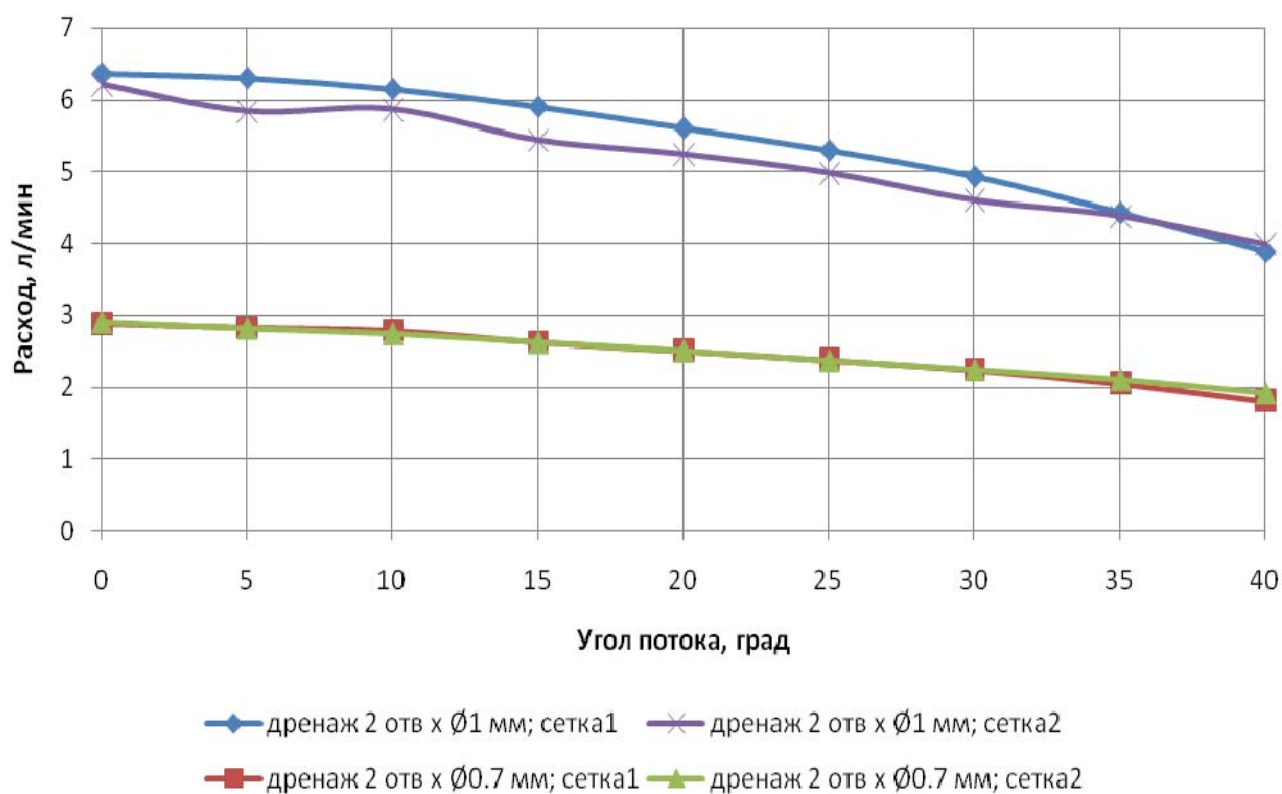


Рисунок 3.14 – Расход воздуха через дренажные отверстия в зависимости от угла потока

Таблица 3.5 – Результаты моделирования приемников при угле потока 20°

	$V_{\text{ПР. км/ч}}$	$\Delta V = V_{\text{ПР}} - V_{350.}$ км/ч	$V_{\text{ПР}}/V_{350}$	Расход. л/мин
ПВД-10				
сетка1	348.60	-1.40	0.996	5.70
сетка2	348.52	-1.48	0.996	5.69
Предварительная конструкция приемника ППД	349.13	-0.9	0.998	2.62
Приемник ППД со скругленной внутренней носовой частью				
дренаж 1 мм; сетка1	341.27	-8.7	0.975	5.61
дренаж 1 мм; сетка2	342.39	-7.6	0.978	5.24
дренаж 0.7 мм; сетка1	346.12	-3.9	0.989	2.50
дренаж 0.7 мм; сетка2	346.17	-3.8	0.989	2.50
Нарко				
сетка 1, 1 отв	353.94	3.94	1.01	1.04
сетка 2, 1 отв	353.20	3.20	1.01	1.03
сетка 1, 2 отв	351.97	1.97	1.01	1.86
сетка 2, 2 отв	351.53	1.53	1.00	1.85

Таблица 3.6 – Результаты моделирования приемников при угле потока 25°

	$V_{\text{ПР. км/ч}}$	$\Delta V = V_{\text{ПР}} - V_{350.}$ км/ч	$V_{\text{ПР}}/V_{350}$	Расход. л/мин
ПВД-10				
сетка1	344.62	-5.38	0.985	5.37
сетка2	344.69	-5.31	0.985	5.38
Предварительная конструкция приемника ППД	344.88	-5.1	0.985	2.45
Приемник ППД со скругленной внутренней носовой частью				
дренаж 1 мм; сетка1	338.40	-11.6	0.967	5.30
дренаж 1 мм; сетка2	339.48	-10.5	0.970	4.98
дренаж 0.7 мм; сетка1	342.85	-7.2	0.980	2.38
дренаж 0.7 мм; сетка2	342.87	-7.1	0.980	2.37
Нарко				
сетка 1, 1 отв	352.05	2.05	1.01	1.02
сетка 2, 1 отв	351.85	1.85	1.01	1.02
сетка 1, 2 отв	350.34	0.34	1.00	1.78
сетка 2, 2 отв	350.34	0.34	1.00	1.77

3.1.5. Результаты и выводы

В целом полученные результаты проведенного математического моделирования различных приемников полностью соответствуют экспериментальным исследованиям специалистов NASA и ЦАГИ [12, 13].

По результатам проведенного анализа существующих дозвуковых приемников полного давления и результатов экспериментов, проведенных специалистами NASA и 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 ПВД-10 и ПВД-К4-2 с учетом обеспечения обогрева воспринимающей части.

Проведены экспериментальные исследования разработанного приемника ППД (предварительная конструкция) и существующих приемников ПВД-10, ППД-1С и ПВД ф. Нарco в аэродинамической трубе.

Проведено исследование с использованием математическое моделирование разработанного ППД (предварительная конструкция и скругленная внутренняя часть).

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

Рассмотрено влияние диаметра дренажных отверстий на погрешность восприятия полного давления. 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 ф.Нarco.

При добавлении скругления внутренней части погрешность измерения скорости разработанным приемником ППД увеличивается до 2% при угле набегающего потока 25° .

По результатам математического моделирования ПВД ф.Narco угловая характеристика сохраняется вплоть до 30° , при этом угле набегающего потока погрешность измерения полного давления составляет 2%.

3.2. Исследование и повышение точностных характеристик ПВД

Целью исследования в данной части диссертации является анализ влияния геометрических параметров изолированного приемника на погрешность определения высоты и скорости при различных углах обтекания потоком и выбор предпочтительной конструкции ПВД.

Прототипом выступает приемник ПВД-КЗ-1 [101]. Характерные размеры приемника ПВД-КЗ-1 представлены на рисунке 3.15. Восемь отверстий статического давления диаметром 1 мм расположены с равным шагом в плоскости поперечного сечения.

В качестве математического аппарата для проведения этих исследований используется программа моделирования течения жидкости и газа OpenFOAM и математические модели, приведенные в предыдущей главе.

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.

Настоящие исследования проводились для малых скоростей потока, в которых функционирует приемник.

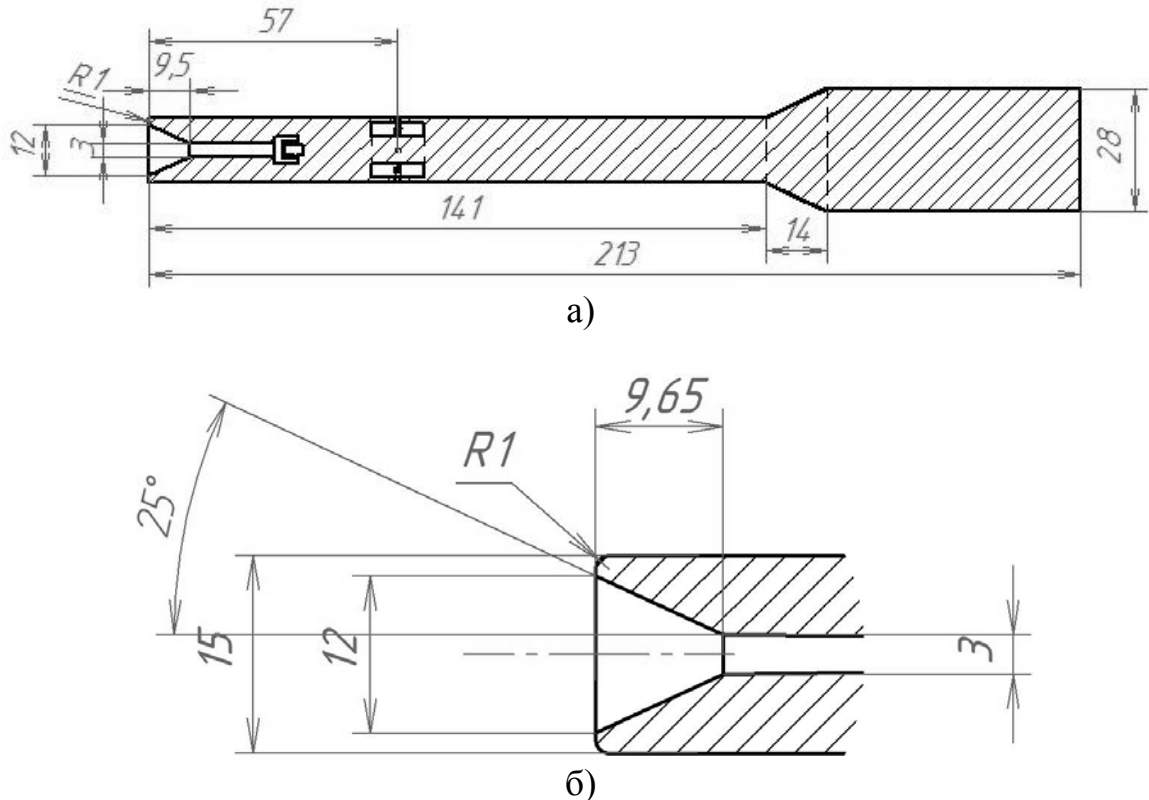


Рисунок 3.15 – Геометрические размеры приемника ПВД-КЗ-1
а) приемник полностью; б) передняя часть приемника

Давление невозмущенного потока на высоте 0 м над уровнем моря 760 мм. рт. ст., температура 15°C, массовая плотность 1,225 кг/м³. Принималась низкая турбулентность набегающего потока (0,03).

Приборная скорость вычислялась по формуле:

$$V_{\text{пр}} = 760,92125 \cdot \sqrt{\left(1 + (P_d - P_{\text{ст}}) / 101325,2\right)^{\frac{1}{3,5}} - 1}, \text{ [км/ч]}. \quad (3.1)$$

Горизонтальная продольная скорость V_x вычислялась по формуле:

$$V_x = V \cdot \cos(\text{Alfa}), \text{ [км/ч]}, \quad (3.2)$$

где *Alfa* – угол скоса потока, град.

Схема изменения угла вдоль продольной плоскости приемника приведена на рисунке 3.16.

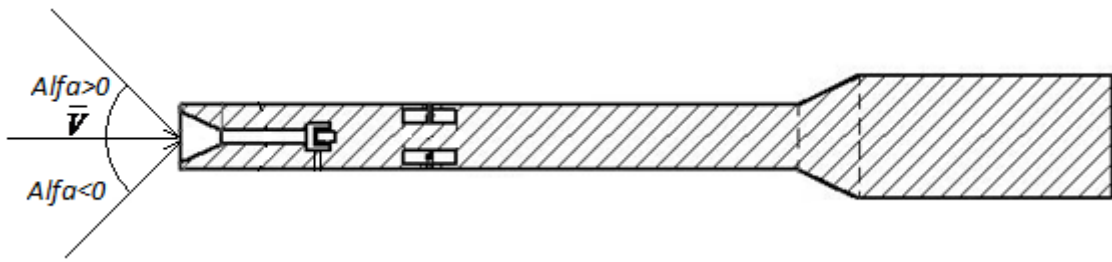


Рисунок 3.16 – Схема изменения угла скоса потока

Погрешность вычисления скорости определялась по формуле:

$$\Delta V_{\text{пр}} = V_{\text{пр}} - V_x, [\text{км/ч}]. \quad (3.3)$$

3.2.1. Исследование формы воспринимающей части

Форма передней части приемников существенно влияет на величину статического давления. Для восприятия статического давления наиболее подходящей является оживальная форма воспринимающей части, однако она более чувствительна к восприятию полного давления при увеличении угла скоса потока.

Для улучшения точностных характеристик по статическому давлению приемника ПВД-КЗ-1 была предложена оживальная воспринимающая часть приемника.

Для сохранения показаний по скорости при низких скоростях или режимах взлета-посадки вертолета использована цилиндрическая форма приемника со скошенным носиком.

Сечение приемника с оживальной воспринимающей частью приведено ниже на рисунке 3.17, с цилиндрической на рисунке 3.15 и со скошенной на рисунке 3.18.

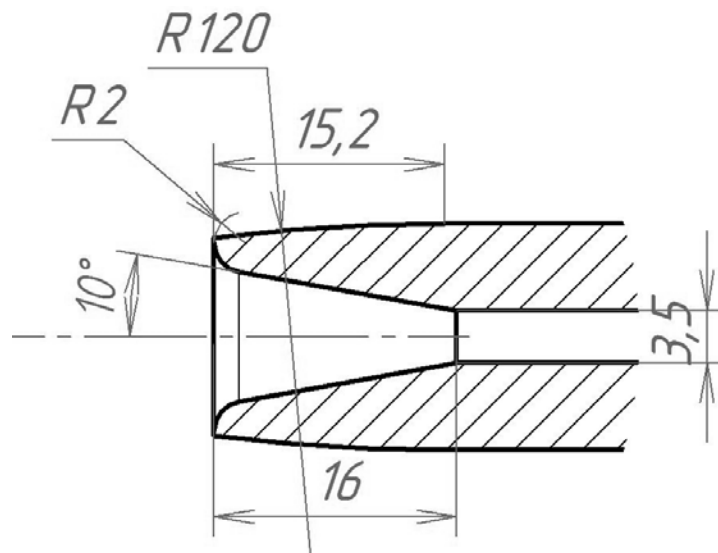


Рисунок 3.17 – ПВД с оживальной воспринимающей частью.

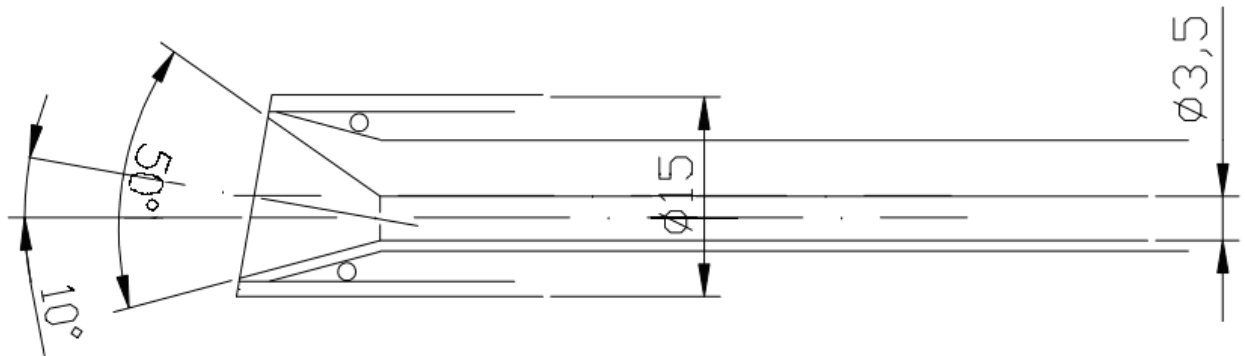


Рисунок 3.18 – ПВД с цилиндрической скошенной частью

Отверстия отбора статического давления расположены с равным шагом в плоскости поперечного сечения приемника, как показано на рисунке 3.19. Диаметр отверстий 1,5 мм.

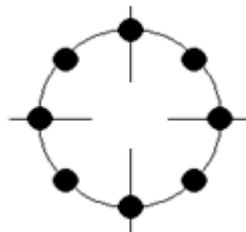


Рисунок 3.19 – Расположение отверстий отбора статического давления

Результаты моделирования приведены в таблицах 3.7 – 3.9.

Сравнение форм воспринимающих частей приемников по результатам математического моделирования приводится на рисунке 3.20.

Таблица 3.7 – Результаты моделирования приемника с цилиндрической формой воспринимающей части

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	P_d , Па	$\overline{P_d}$	P_{CT} , Па	$\overline{P_{CT}}$	V_{IP} , км/ч	ΔV_{IP} , км/ч	ΔH , м
0	50	50.00	116.36	0.98	1.46	0.01	49.30	-0.70	0.20
10	50	49.24	115.89	0.98	-1.11	-0.01	49.75	0.50	-0.15
20	50	46.99	114.75	0.97	-12.03	-0.10	51.78	4.80	-1.67
30	50	43.30	107.04	0.91	-22.36	-0.19	52.31	9.01	-3.10
40	50	38.30	87.91	0.74	-36.81	-0.31	51.36	13.06	-5.10
50	50	32.14	58.37	0.49	-48.25	-0.41	47.49	15.35	-6.69
60	50	25.00	19.80	0.17	-56.50	-0.48	40.17	15.17	-7.83
70	50	17.11	-22.21	-0.19	-68.00	-0.58	31.12	14.02	-9.43
80	50	8.69	-75.48	-0.64	-60.21	-0.51			-8.35
90	50	0.00	-113.41	-0.96	-43.14	-0.37			-5.98
0	150	150.00	1054.63	0.99	16.28	0.02	147.95	-2.05	2.26
10	150	147.72	1049.85	0.99	-2.62	0.00	148.95	1.23	-0.36
20	150	140.96	1038.78	0.98	-105.55	-0.10	155.29	14.34	-14.63
30	150	129.91	969.11	0.91	-219.46	-0.21	158.25	28.35	-30.43
0	250	250.00	2936.55	0.99	43.79	0.01	246.16	-3.84	6.07
10	250	246.20	2922.09	0.99	-7.99	0.00	247.73	1.52	-1.11
20	250	234.93	2889.69	0.98	-276.45	-0.09	257.41	22.48	-38.33
30	250	216.51	2700.62	0.91	-612.39	-0.21	263.24	46.73	-84.90

Таблица 3.8 – Результаты моделирования приемника с оживальной формой воспринимающей части

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	P_d , Па	$\overline{P_d}$	P_{CT} , Па	$\overline{P_{CT}}$	V_{IP} , км/ч	ΔV_{IP} , км/ч	ΔH , м
0	50	50.00	118.86	1.01	1.48	0.01	49.83	-0.17	0.21
10	50	49.24	119.28	1.01	-1.00	-0.01	50.44	1.20	-0.14
20	50	46.99	117.59	1.00	-12.31	-0.10	52.41	5.43	-1.71
30	50	43.30	110.27	0.93	-22.45	-0.19	52.98	9.68	-3.11
40	50	38.30	94.29	0.80	-37.30	-0.32	52.75	14.45	-5.17
50	50	32.14	64.85	0.55	-48.25	-0.41	48.91	16.77	-6.69
60	50	25.00	19.04	0.16	-54.87	-0.46	39.54	14.54	-7.61
70	50	17.11	-40.41	-0.34	-71.33	-0.60	25.58	8.47	-9.89
80	50	8.69	-93.35	-0.79	-61.67	-0.52			-8.55
90	50	0.00	-130.30	-1.10	-42.85	-0.36			-5.94
0	150	1054.63	1063.96	1.00	17.03	0.02	148.56	-1.44	2.36
10	150	1049.85	1064.10	1.00	-1.78	0.00	149.90	2.17	-0.25
20	150	1038.78	1051.41	0.99	-104.39	-0.10	156.07	15.11	-14.47
30	150	969.11	990.51	0.93	-194.21	-0.18	158.00	28.09	-26.93
0	250	250.00	2955.70	1.00	47.33	0.02	246.82	-3.18	6.56
10	250	246.20	2957.04	1.00	-5.39	0.00	249.08	2.87	-0.75
20	250	234.93	2919.76	0.99	-279.25	-0.09	258.72	23.80	-38.72
30	250	216.51	2753.40	0.93	-492.81	-0.17	260.60	44.09	-68.32

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.

Таблица 3.9 – Результаты моделирования приемника со скошенной воспринимающей частью

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	P_d , Па	$\overline{P_d}$	$P_{ст}$, Па	$\overline{P_{ст}}$	$V_{пр}$, км/ч	$\Delta V_{пр}$, км/ч	ΔH , м
0	50	50.00	116.98	0.99	3.25	0.03	49.05	-0.95	0.45
10	50	49.24	116.87	0.99	-0.02	0.00	49.72	0.48	0.00
20	50	46.99	117.73	1.00	-12.35	-0.10	52.45	5.47	-1.71
30	50	43.30	116.39	0.99	-23.04	-0.20	54.30	11.00	-3.20
40	50	38.30	106.16	0.90	-34.27	-0.29	54.50	16.19	-4.75
50	50	32.14	87.76	0.74	-53.02	-0.45	54.56	22.42	-7.35
60	50	25.00	58.28	0.49	-70.26	-0.59	52.14	27.14	-9.74
70	50	17.11	19.23	0.16	-55.73	-0.47	39.82	22.71	-7.73
80	50	8.69	-33.36	-0.28	-59.28	-0.50			-8.22
90	50	0.00	-83.21	-0.70	-44.06	-0.37			-6.11
0	150	150.00	1054.49	0.99	32.01	0.03	146.82	-3.18	4.44
10	150	147.72	1054.18	0.99	5.53	0.01	148.68	0.96	0.77
20	150	140.96	1062.09	1.00	-108.40	-0.10	157.05	16.10	-15.03
30	150	129.91	1050.48	0.99	-188.08	-0.18	161.53	31.63	-26.08
0	250	250.00	2931.80	0.99	88.64	0.03	244.06	-5.94	12.29
10	250	246.20	2929.99	0.99	15.25	0.01	247.08	0.88	2.11
20	250	234.93	2952.42	1.00	-288.84	-0.10	260.41	25.48	-40.05
30	250	216.51	2922.70	0.99	-642.97	-0.22	272.98	56.47	-89.14

Приемник со скошенной на 10° цилиндрической воспринимающей частью позволяет более точно измерять динамическое давление при больших положительных 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.

Полученные данные подтверждают исследования отечественных и зарубежных специалистов [47, 82, 85, 106].

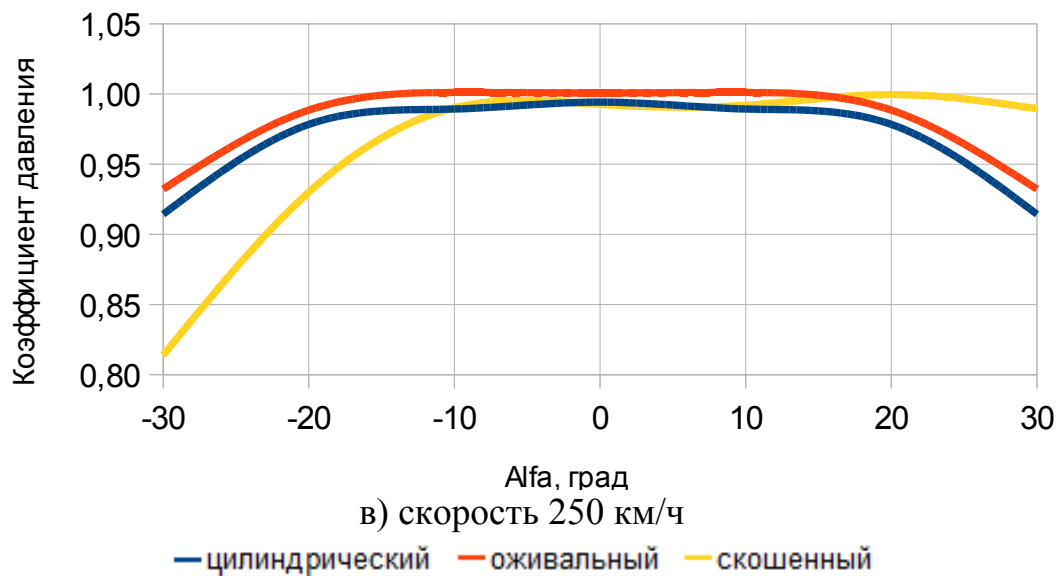
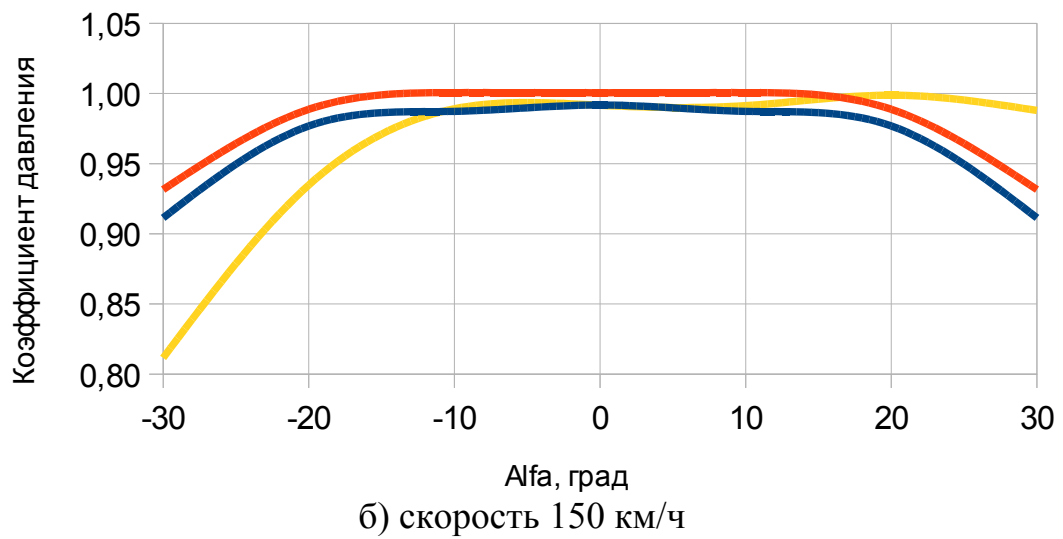
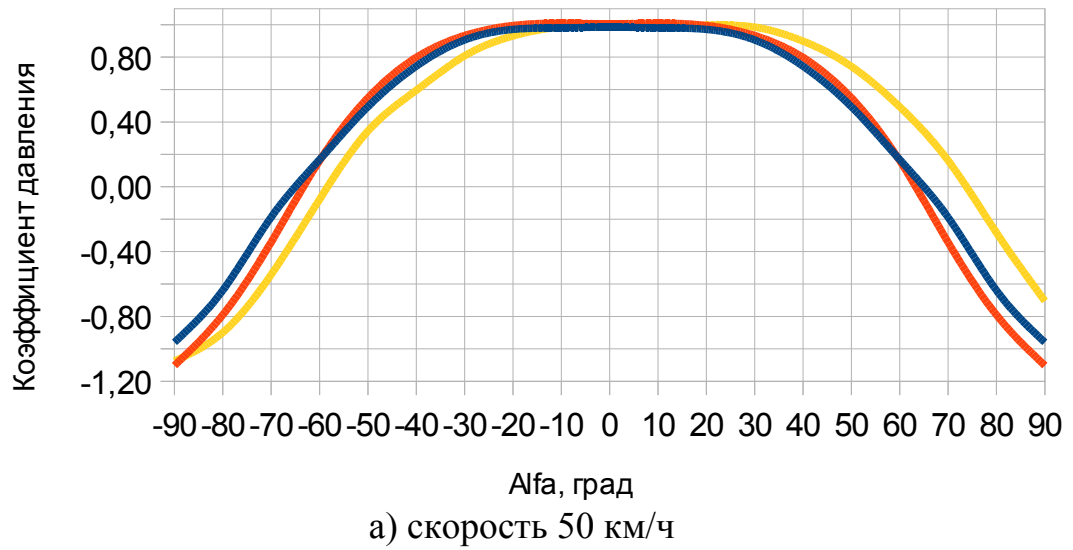


Рисунок 3.20 – Зависимость коэффициента динамического давления от угла набегающего потока

3.2.2. Влияние расстояния от начала приемника до отверстий отбора статического давления на воспринимаемое статическое давление

Место расположения отверстий отбора статического давления необходимо выбирать так, чтобы по возможности снизить влияние скоса потока.

Для определения оптимального расположения отверстий отбора статического давления проведено моделирование изолированного приемника без отверстий отбора статического давления ПВД-КЗ-1 на скоростях 80, 100, 120, 160, 200 км/ч, углы установки приемника в потоке 0, 10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90 градусов; для зоны возможного расположения статических отверстий (45, 57, 70 мм от начала приемника) построены эпюры распределения давлений и коэффициентов давлений.

На рисунках 3.22 – 3.24 приведено распределение давления и коэффициента давления по поверхности приемника в плоскости поперечного сечения на расстояниях 45 мм (начало камеры статического давления), 57 мм (расположение отверстий как у реального ПВД-КЗ-1) и 70 мм (конец камеры статического давления). Эпюры строились для скоростей 80, 100, 120, 160, 200 км/ч при всех углах скоса потока. Вне зависимости от скорости потока эпюры получились подобные, поэтому в данной главе приводятся эпюры только для скорости 80 км/ч. Схема изменения угла Θ по плоскости поперечного сечения приведена на рисунке 3.21. Изменение угла атаки происходит в продольной плоскости приемника, проходящей через точки соответствующие углам 0° и 180° на рисунке 3.21.

При углах скоса набегающего воздушного потока больше 20° на поверхности приемника в плоскостях поперечного сечения в диапазоне углов от 70 до 290° появляются колебания давлений за счет срыва потока от стенок приемника.

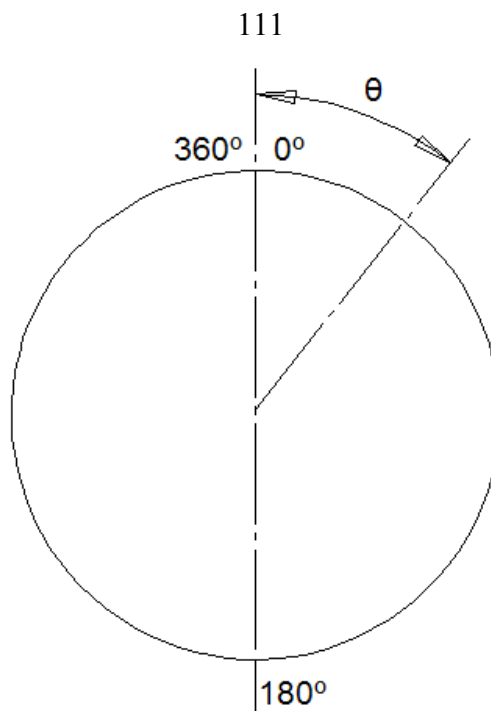


Рисунок 3.21 – Схема изменения угла Θ в плоскости поперечного сечения ПВД

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.

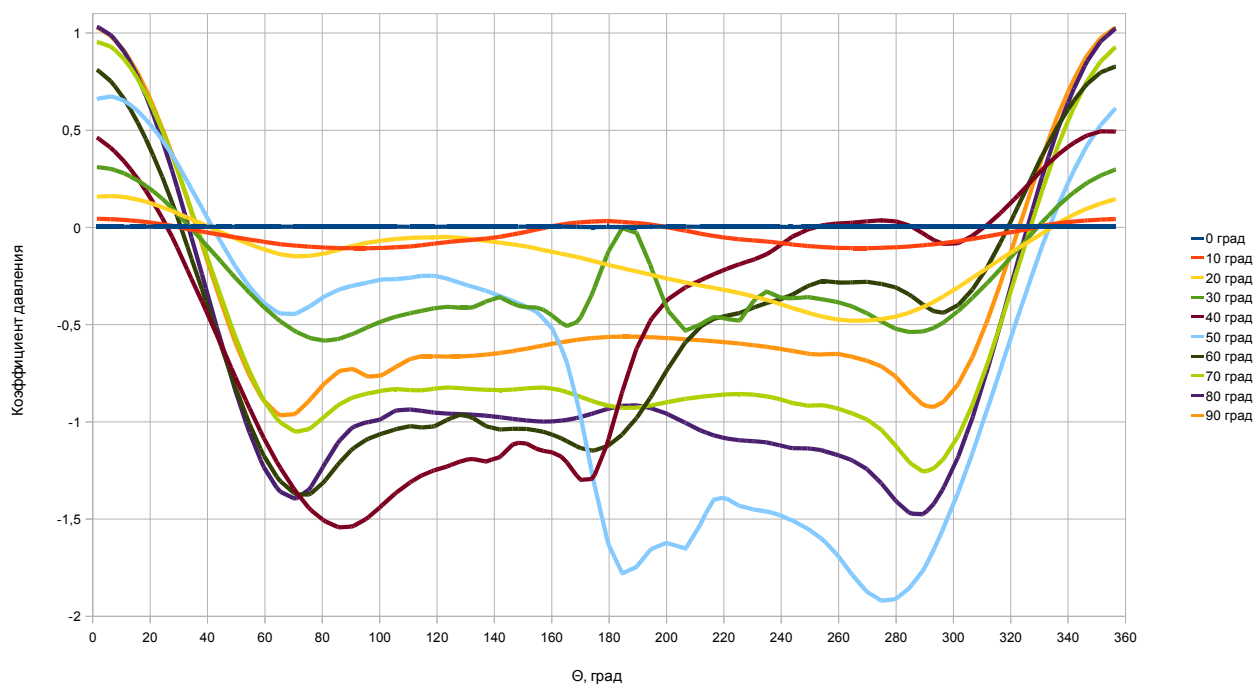


Рисунок 3.22 – Распределение коэффициентов давлений на расстоянии от начала приемника 45 мм

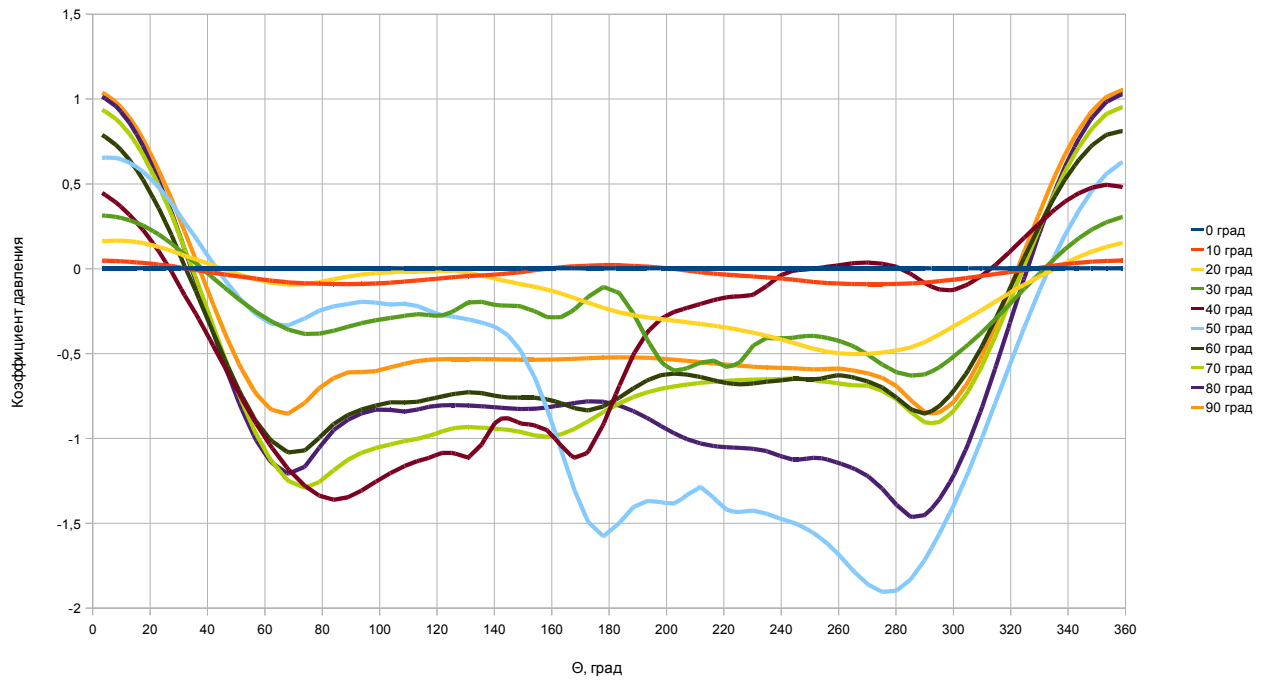


Рисунок 3.23 – Распределение коэффициентов давлений на расстоянии от начала приемника 57 мм

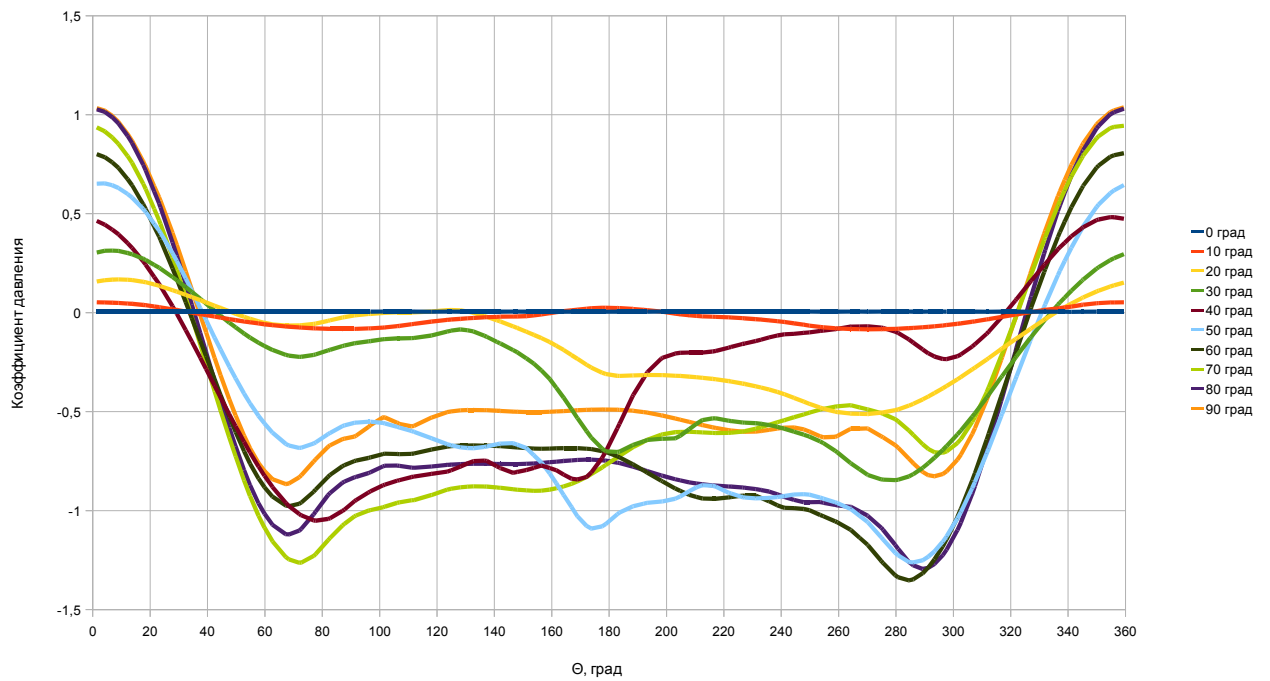


Рисунок 3.24 – Распределение коэффициентов давлений на расстоянии от начала приемника 70 мм

По результатам, полученным с помощью математической модели, построена зависимость статического давления от угла скоса потока и расстояния от начала приемника до отверстий отбора статического давления при диаметре приемника 15 мм и скорости потока 150 км/ч (рисунок 3.25). Для других скоростей и диаметров приемников получаются подобные графики.

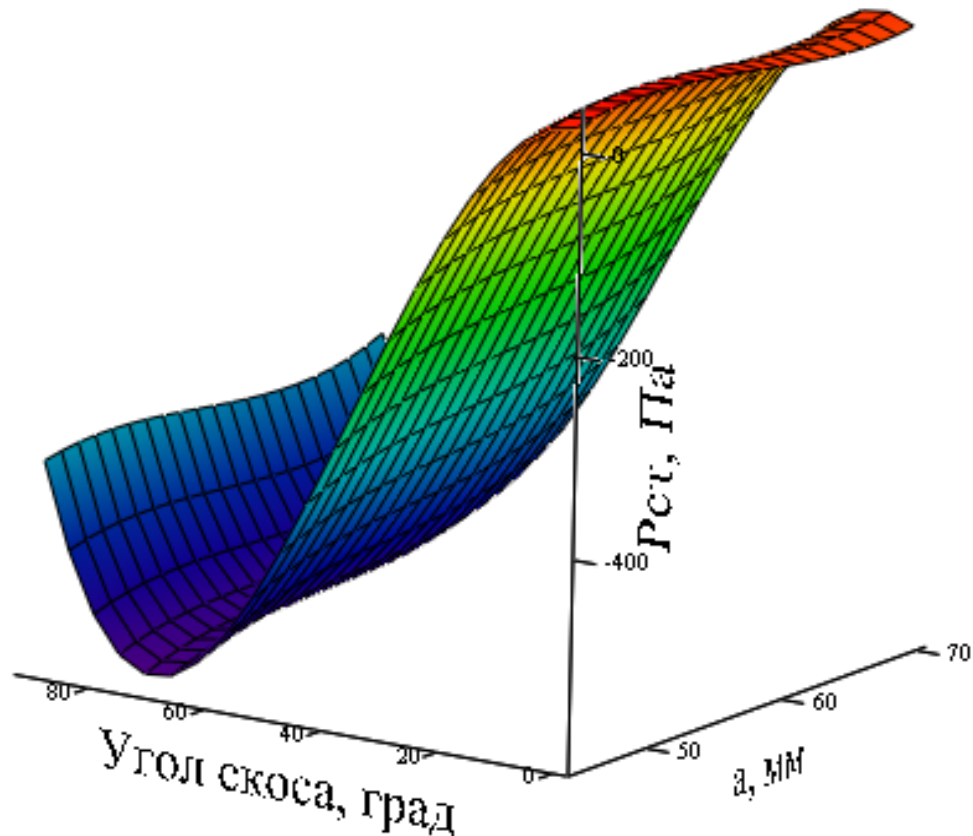


Рисунок 3.25 – Зависимость $P_{ст}$ от расположения отверстий статического давления и угла скоса потока

Существенного влияния на величину давления на внешних стенках приемника продольное смещение зоны расположения отверстий отбора статического давления в диапазоне 45 – 70 мм не принесло. Все последующие исследования проводятся для отверстий, отстоящих от носика приемника на 57 мм.

3.2.3. Влияние угла наклона отверстий отбора статического давления относительно оси вращения приемника

С помощью различных способов ориентации отверстий отбора статического давления можно добиваться компенсации статического давления. Проведено математическое моделирование приемника ПВД с отверстиями, повернутыми на 45° относительно оси симметрии приемника (Вариант 13.1, рисунок 3.26а), на 70° относительно оси симметрии приемника (Вариант 13.2, рисунок 3.26б) и на 135° (Вариант 13.3, рисунок 3.26в). Исследовано влияния 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, от 0° до 30° при скорости 150 и 250 км/ч.

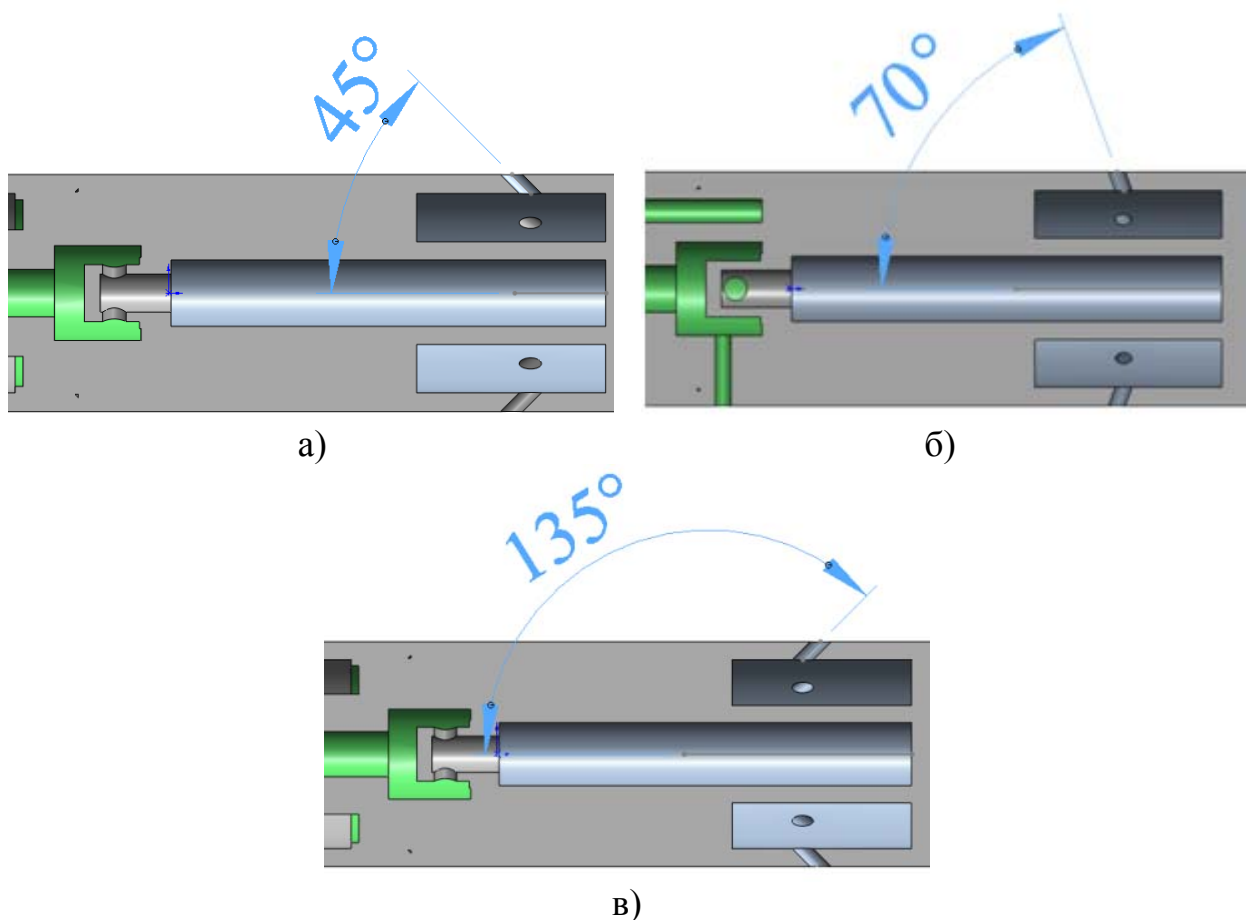


Рисунок 3.26 – Вариант 13.1(а), Вариант 13.2 (б), Вариант 13.3 (в)

Результаты моделирования для всех вариантов расположения отверстий при скоростях 50, 150, 250 км/ч и различных углах скоса потока приведены в таблицах 3.10 – 3.13 и на рисунке 3.27 (для скорости 50 км/ч).

Приемник Вариант 13.1 (отверстия повернуты вперед к потоку под углом 45° относительно оси симметрии) измеряет высоту и скорость во всех диапазонах скоростей и углов скоса потока с минимальной погрешностью. Погрешность не превышает по высоте минус 8.14 м, по скорости 11.98 км/ч при скорости набегающего потока 50 м/с.

Таблица 3.10 – Моделирование приемника Вариант 13.1 с отверстиями, расположенными под углом 45° к оси симметрии приемника

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	P_d , Па	$\overline{P_d}$	P_{CT} , Па	$\overline{P_{CT}}$	V_{IP} , км/ч	ΔV_{IP} , км/ч	ΔH , м
0	50	50.00	116.03	0.98	2.98	0.03	48.90	-1.10	0.41
10	50	49.24	116.84	0.99	1.23	0.01	49.45	0.21	0.17
20	50	46.99	114.97	0.97	-5.13	-0.04	50.40	3.41	-0.71
30	50	43.30	107.43	0.91	-11.42	-0.10	50.14	6.83	-1.58
40	50	38.30	87.98	0.74	-21.35	-0.18	48.09	9.78	-2.96
50	50	32.14	57.95	0.49	-34.08	-0.29	44.12	11.98	-4.72
60	50	25.00	14.91	0.13	-46.15	-0.39	35.94	10.94	-6.40
70	50	17.11	-35.00	-0.30	-58.69	-0.50	22.39	5.28	-8.14
80	50	8.69	-81.49	-0.69	-57.17	-0.48			-7.93
90	50	0.00	-110.50	-0.94	-42.18	-0.36			-5.85
0	150	150.00	1044.89	0.98	25.43	0.02	146.61	-3.39	3.53
10	150	147.72	1053.84	0.99	21.29	0.02	147.54	-0.18	2.95
20	150	140.96	1036.74	0.97	-36.62	-0.03	150.42	9.46	-5.08
30	150	129.91	970.42	0.91	-64.21	-0.06	147.69	17.78	-8.90
0	250	250.00	2907.11	0.98	78.76	0.03	243.43	-6.57	10.92
10	250	246.20	2937.95	0.99	70.77	0.02	245.08	-1.12	9.81
20	250	234.93	2894.03	0.98	-100.16	-0.03	250.39	15.47	-13.89
30	250	216.51	2703.17	0.92	-175.51	-0.06	245.56	29.05	-24.33

Таблица 3.11 – Моделирование приемника Вариант 13.2 с отверстиями, расположенными под углом 70° к оси симметрии приемника

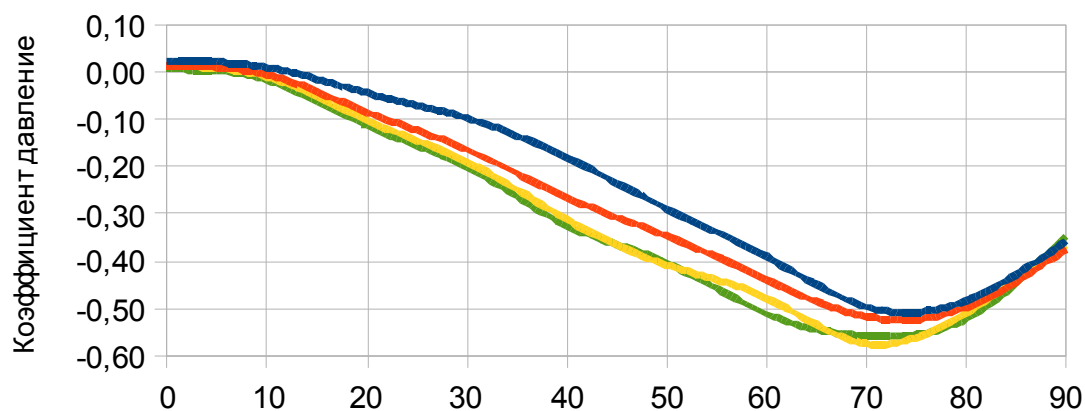
α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	P_d , Па	$\overline{P_d}$	P_{CT} , Па	$\overline{P_{CT}}$	V_{PP} , км/ч	ΔV_{PP} , км/ч	ΔH , м
0	50	50.00	115.03	0.97	1.59	0.01	49.30	-0.70	0.20
10	50	49.24	116.15	0.98	-0.53	0.00	49.75	0.50	-0.15
20	50	46.99	114.30	0.97	-10.00	-0.08	51.78	4.80	-1.67
30	50	43.30	106.94	0.91	-19.29	-0.16	52.31	9.01	-3.10
40	50	38.30	88.02	0.74	-31.29	-0.26	51.36	13.06	-5.10
50	50	32.14	58.02	0.49	-40.98	-0.35	47.49	15.35	-6.69
60	50	25.00	16.54	0.14	-51.93	-0.44	40.17	15.17	-7.83
70	50	17.11	-33.11	-0.28	-61.16	-0.52	31.12	14.02	-9.43
80	50	8.69	-83.68	-0.71	-58.85	-0.50			-8.35
90	50	0.00	-111.98	-0.95	-44.22	-0.37			-5.98
0	150	150.00	1036.78	0.97	18.72	0.02	147.95	-2.05	2.26
10	150	147.72	1049.35	0.99	1.45	0.00	148.95	1.23	-0.36
20	150	140.96	1029.32	0.97	-87.07	-0.08	155.29	14.34	-14.63
30	150	129.91	970.53	0.91	-152.56	-0.14	158.25	28.35	-30.43
0	250	250.00	2892.24	0.98	50.41	0.02	246.16	-3.84	6.07
10	250	246.20	2916.36	0.99	5.30	0.00	247.73	1.52	-1.11
20	250	234.93	2857.02	0.97	-235.75	-0.08	257.41	22.48	-38.33
30	250	216.51	2707.07	0.92	-416.88	-0.14	263.24	46.73	-84.90

Таблица 3.12 – Моделирование приемника Вариант 13 с отверстиями, расположенными под углом 90° к оси симметрии приемника

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	P_d , Па	$\overline{P_d}$	P_{CT} , Па	$\overline{P_{CT}}$	V_{PP} , км/ч	ΔV_{PP} , км/ч	ΔH , м
0	50	50.00	116.36	0.98	1.46	0.01	49.30	-0.70	0.20
10	50	49.24	115.89	0.98	-1.11	-0.01	49.75	0.50	-0.15
20	50	46.99	114.75	0.97	-12.03	-0.10	51.78	4.80	-1.67
30	50	43.30	107.04	0.91	-22.36	-0.19	52.31	9.01	-3.10
40	50	38.30	87.91	0.74	-36.81	-0.31	51.36	13.06	-5.10
50	50	32.14	58.37	0.49	-48.25	-0.41	47.49	15.35	-6.69
60	50	25.00	19.80	0.17	-56.50	-0.48	40.17	15.17	-7.83
70	50	17.11	-22.21	-0.19	-68.00	-0.58	31.12	14.02	-9.43
80	50	8.69	-75.48	-0.64	-60.21	-0.51			-8.35
90	50	0.00	-113.41	-0.96	-43.14	-0.37			-5.98
0	150	150.00	1054.63	0.99	16.28	0.02	147.95	-2.05	2.26
10	150	147.72	1049.85	0.99	-2.62	0.00	148.95	1.23	-0.36
20	150	140.96	1038.78	0.98	-105.55	-0.10	155.29	14.34	-14.63
30	150	129.91	969.11	0.91	-219.46	-0.21	158.25	28.35	-30.43
0	250	250.00	2936.55	0.99	43.79	0.01	246.16	-3.84	6.07
10	250	246.20	2922.09	0.99	-7.99	0.00	247.73	1.52	-1.11
20	250	234.93	2889.69	0.98	-276.45	-0.09	257.41	22.48	-38.33
30	250	216.51	2700.62	0.91	-612.39	-0.21	263.24	46.73	-84.90

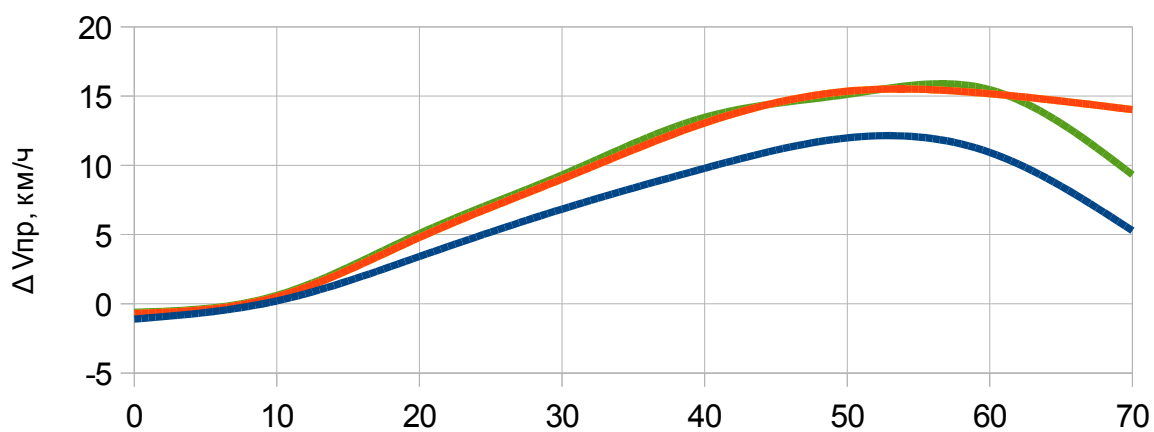
Таблица 3.13 – Моделирование приемника Вариант 13.3 с отверстиями, расположенными под углом 135° к оси симметрии приемника

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	P_d , Па	$\overline{P_d}$	P_{CT} , Па	$\overline{P_{CT}}$	V_{PP} , км/ч	ΔV_{PP} , км/ч	ΔH , м
0	50	50.00	116.09	0.98	0.76	0.01	49.39	-0.61	0.11
10	50	49.24	115.57	0.98	-1.89	-0.02	49.84	0.60	-0.26
20	50	46.99	114.68	0.97	-13.44	-0.11	52.06	5.07	-1.86
30	50	43.30	107.21	0.91	-23.65	-0.20	52.61	9.31	-3.28
40	50	38.30	88.33	0.75	-38.35	-0.32	51.76	13.46	-5.32
50	50	32.14	57.99	0.49	-47.62	-0.40	47.26	15.12	-6.60
60	50	25.00	16.93	0.14	-60.49	-0.51	40.47	15.47	-8.39
70	50	17.11	-33.03	-0.28	-66.03	-0.56	26.42	9.32	-9.15
80	50	8.69	-80.64	-0.68	-61.70	-0.52			-8.55
90	50	0.00	-114.39	-0.97	-40.90	-0.35			-5.67
0	150	150.00	1049.65	0.99	13.13	0.01	147.82	-2.18	1.82
10	150	147.72	1041.46	0.98	-11.83	-0.01	149.01	1.29	-1.64
20	150	140.96	1032.97	0.97	-119.35	-0.11	155.83	14.88	-16.55
30	150	129.91	973.65	0.92	-200.32	-0.19	157.28	27.38	-27.77
0	250	250.00	2914.89	0.99	38.07	0.01	245.49	-4.51	5.28
10	250	246.20	2905.61	0.98	-29.42	-0.01	247.93	1.73	-4.08
20	250	234.93	2883.23	0.98	-325.94	-0.11	259.13	24.21	-45.19
30	250	216.51	2715.78	0.92	-564.71	-0.19	261.96	45.45	-78.29



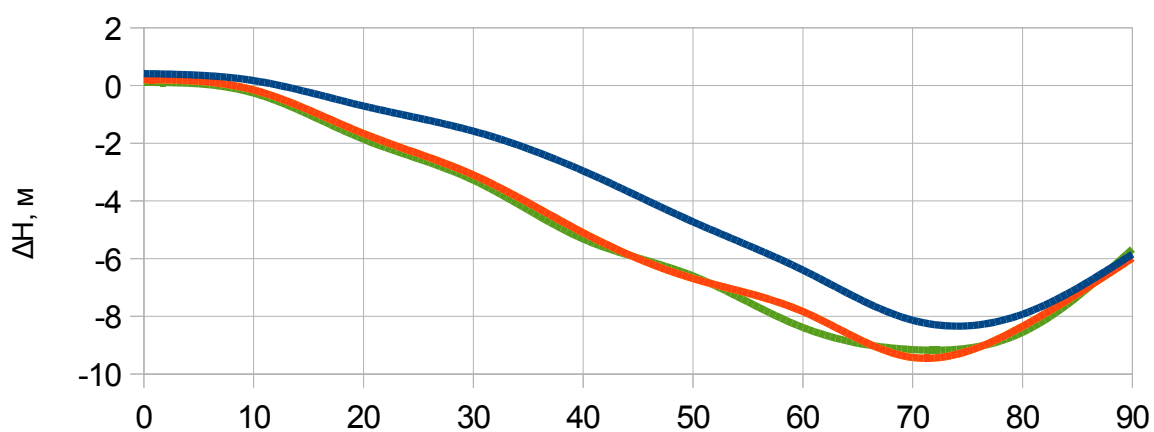
Alfa, град

а) коэффициента статического давления



Alfa, град

б) погрешность определения приборной скорости



Alfa, град

в) погрешность определения высоты полета

— 45 град — 70 град — 90 град — 135 град

Рисунок 3.27 – Зависимость коэффициента давления и характеристик ПВД от угла схода при скорости потока 50 км/ч

3.2.4. Выбор количества, диаметра и расположения в плоскости поперечного сечения отверстий отбора статического давления

Путем подбора и на основе анализа распределения давления в плоскости поперечного сечения приемника было выбрано подходящее расположение отверстий статического давления. В процессе подбора было промоделировано несколько вариантов расположения отверстий отбора статического давления:

- 1 Вариант – восемь отверстий расположенных как у исходного приемника ПВД-КЗ-1, все отверстия диаметром 1 мм;
- 2 Вариант – два отверстия сверху разведены от крайней верхней точки на угол 37° относительно оси вращения приемника, отверстия диаметром 1 мм;
- 3 Вариант – два отверстия сверху разведены от крайней верхней точки на угол 35° относительно оси вращения приемника и одно снизу, все отверстия диаметром 2 мм;
- 4 Вариант – два отверстия сверху разведены от крайней верхней точки на угол 37° относительно оси вращения приемника и одно снизу, все отверстия диаметром 2 мм;
- 5 Вариант – два отверстия сверху разведены от крайней верхней точки на угол 30° относительно оси вращения приемника и одно снизу, все отверстия диаметром 2 мм;
- 6 Вариант – два отверстия сверху разведены от крайней верхней точки на угол 25° относительно оси вращения приемника и одно снизу, все отверстия диаметром 2 мм.

Диаметр отверстий отбора статического давления увеличен до двух миллиметров для эффективного удаления из камеры статического давления различных частиц пыли пуха и т.п.

Результаты моделирования приведены ниже в таблицах ПЗ.1 – ПЗ.6 и на рисунках 3.28 – 3.30.

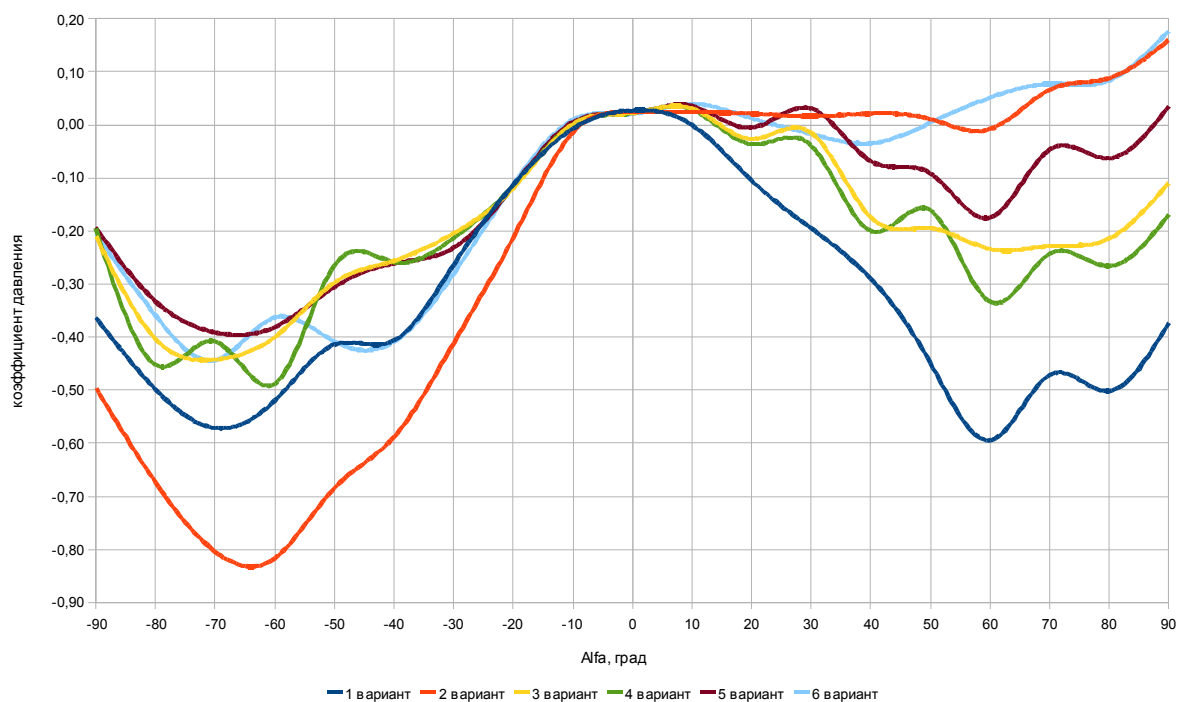


Рисунок 3.28 – Зависимость коэффициента статического давления от угла набегающего потока, скорость 50 км/ч

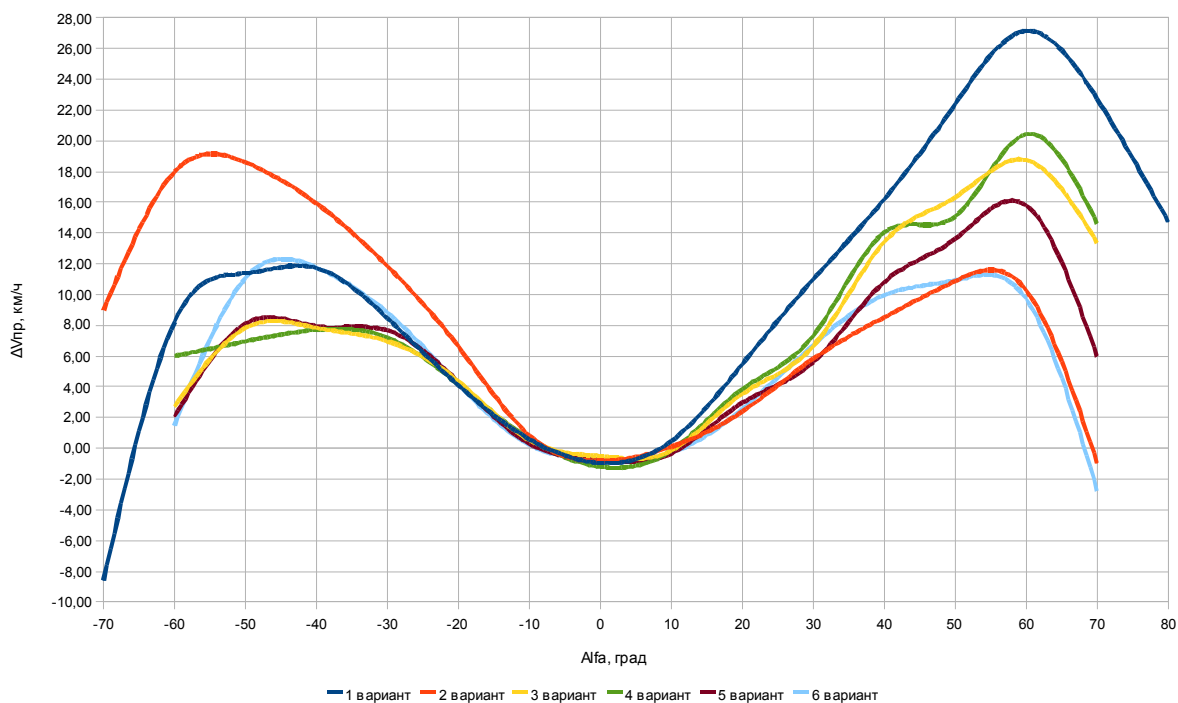


Рисунок 3.29 – Зависимость погрешности измерения приборной скорости от угла схода потока, скорость потока 50 км/ч

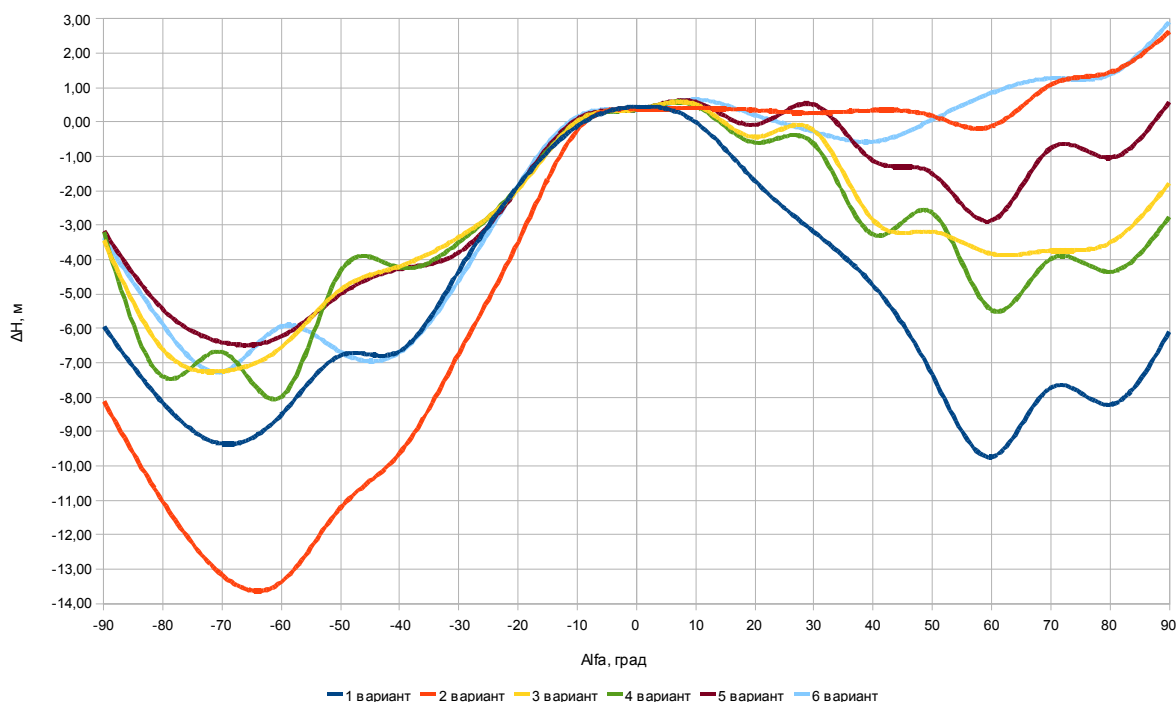


Рисунок 3.30 – Зависимость погрешности измерения высоты от угла скоса потока, скорость потока 50 км/ч

Вариант 2 расположения отверстий отбора статического давления у приемника со скошенной формой воспринимающей части (два отверстия диаметром 1 мм разведены от крайней верхней точки на угол 37° относительно оси вращения приемника) позволяет измерять высоту с погрешностью менее 1м при углах от минус 10 до 60° и скорости 50 км/ч. В диапазоне от минус 90 до 90° погрешность измерения не превышает минус 13,38 км/ч. Продольную скорость данный приемник измеряет с погрешностью до 10 км/ч при скорости набегающего потока 50 км/ч в диапазоне углов скоса потока от минус 20 до 40° . В диапазоне от минус 70 до 70° погрешность измерения не превышает 18,59 км/ч. Однако использование такого расположения отверстий на практике затруднено, так как попадающие в камеру частицы не могут быть удалены под действием силы тяжести, возможно забивание камеры и канала статического давления.

Наиболее оптимальным расположением отверстий отбора статического давления является вариант 6 (два отверстия разведены от крайней верхней точки на угол 25° относительно оси вращения приемника и одно снизу, все отверстия диаметром 2.0 мм) приемника со скошенной формой воспринимающей части, так как дает наименьшую погрешность измерения высоты: до 2.6 м при углах скоса

потока от 0 до 90° и до минус 4.6 м при углах от минус 30 до 0° при скорости набегающего воздушного потока 50 км/ч. Измерять продольную скорость данный вариант позволяет с абсолютной погрешностью до 10.93 км/ч при углах скоса потока от 0 до 70° и до 8.83 км/ч при углах от минус 30° до 0°.

3.2.5. Моделирование ПВД со скошенным носиком в условиях индуктивного потока

В таблице 3.14 приводятся результаты математического моделирования ПВД со скошенным носиком и вариантом расположения отверстий номер шесть (два отверстия сверху разведены от крайней верхней точки на угол 25° относительно оси вращения приемника и одно снизу, все отверстия диаметром 2 мм) в индуктивном потоке вертолета КА-226.

Максимальная погрешность по определению высоты составляет 8,36 м при продольной скорости набегающего потока 200,00 км/ч и угле скоса потока 4,19°. Максимальная погрешность измерения скорости составляет 14,93 км/ч при продольной скорости потока 35,01 км/ч и угле скоса потока 54,38°.

Таблица 3.14 – ПВД в индуктивном потоке

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	P_o , Па	$\overline{p_o}$	ΔP_{cm} , Па	$\overline{\Delta p_{cm}}$	V_{np} , км/ч	ΔV_{np} , км/ч	ΔH , м
54.38	60.1	35.01	114.83	0.67	-3.06	-0.02	49.93	14.93	-0.42
15.78	103.62	99.72	506.50	1.00	19.20	0.04	101.46	1.74	2.66
4.19	200.54	200.00	1886.76	0.99	60.27	0.03	195.96	-4.04	8.36

3.2.6. Результаты и выводы

1. Получены результаты математического моделирования различных модификаций приемника ПВД-КЗ-1. 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. Давление невозмущенного потока на высоте 0 м над уровнем моря 760 мм. рт. ст., температура 15°C, массовая плотность 1.225 кг/м³. Принималась низкая турбулентность набегающего потока (0.03). Моделирование проводилось с помощью программы OpenFOAM. Использовался решатель simpleFoam – стационарная программа решения для турбулентного течения неньютоновой жидкости.

2. Проводился поиск оптимального с точки зрения минимизации воздействия индуктивного потока на восприятие статического давления расположения отверстий. По результатам математического моделирования приемника ПВД-КЗ-1 без отверстий отбора статического давления построены эпюры распределения давлений для расстояний 45, 57, 70 мм от начала приемника. Существенного влияния на величину давления на внешних стенках приемника продольное смещение зоны расположения отверстий отбора статического давления не оказало. Все последующие исследования и выводы проводятся для отверстий, отстоящих от носика приемника на 57 мм, как у исходного приемника ПВД-КЗ-1.

3. 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.

4. 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.

5. Проведено исследование влияния 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, от 0° до 30° при скорости 150 и 250 км/ч. Лучшим приемником для измерения высоты и скорости для всех диапазонов скоростей и углов скоса потока является приемник Вариант 13.1 – отверстия повернуты вперед к потоку под углом 45° относительно оси симметрии. Погрешность не превышает по высоте минус 8.14 м, по скорости 11.98 км/ч при скорости набегающего потока 50 км/ч.

6. Увеличение диаметра отверстий отбора статического давления позволяет эффективнее удалять частицы пыли, пуха, воды из камеры статического давления. Для оценки влияния диаметра отверстий отбора статического давления на вычисление скорости и высоты проведено моделирование приемника ПВД-КЗ-1 с отверстиями 1.0 мм и модели приемника ПВД-КЗ-1 с увеличенными отверстиями до 1.5 мм. Переход от отверстий диаметром 1.0 мм к отверстиям 1.5 мм не ведет к заметному влиянию на величину воспринятого статического давления. Рекомендуется использовать отверстия диаметром не менее 1.5 мм.

7. В соответствии с эпюрами распределения давлений по п. 3.2.2 выбраны места расположения отверстий, для которых статическое давление близко к давлению невозмущенного потока. Проведено математическое моделирование различных вариантов расположения отверстий отбора статического давления при различных скоростях и углах скоса набегающего воздушного потока. Вариант 9

(два отверстия сверху и снизу диаметром 1,5 мм) расположения отверстий цилиндрического приемника позволяет получать наименьшую погрешность по высоте не превышающую 4.85 м при $V=50$ км/ч и $\text{Alfa}<90^\circ$; 7.06 м при $V=150$ км/ч и $0^\circ<\text{Alfa}<30^\circ$. По скорости 5.64 км/ч при $V=50$ км/ч и $0^\circ<\text{Alfa}<90^\circ$; 16.17 км/ч при $V=150$ км/ч и $0^\circ<\text{Alfa}<30^\circ$ во всех диапазонах углов скоса потока.

8. Проведено исследование цилиндрического и оживального приемников с восьмью отверстиями отбора статического давления, расположение и размер которых совпадает с исходным приемником ПВД-КЗ-1. 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.

9. 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.

10. Вариант 2 расположения отверстий отбора статического давления у приемника со скошенной формой воспринимающей части (два отверстия диаметром 1 мм разведены от крайней верхней точки на угол 37° относительно оси вращения приемника) позволяет измерять высоту с погрешностью менее 1м при углах от минус 10 до 60° и скорости 50 км/ч. В диапазоне от минус 90° до 90° погрешность измерения не превышает минус 13,38 км/ч.

Продольную скорость данный приемник измеряет с погрешностью до 10 км/ч при скорости набегающего потока 50 км/ч в диапазоне углов скоса потока от минус 20 до 40°. В диапазоне от минус 70 до 70° погрешность измерения не превышает 18,59 км/ч.

Однако использование такого расположения отверстий на практике затруднено, так как попадающие в камеру частицы не могут быть удалены под действием силы тяжести, возможно забивание камеры и канала статического давления.

11. Наиболее оптимальным расположением отверстий отбора статического давления является вариант 6 (два отверстия разведены от крайней верхней точки на угол 25° относительно оси вращения приемника и одно снизу, все отверстия диаметром 2,0 мм) приемника со скошенной формой воспринимающей части, так как дает наименьшую погрешность измерения высоты: до 2,6 м при углах скоса потока от 0° до 90° и до минус 4,6 м при углах от минус 30° до 0° при скорости набегающего воздушного потока 50 км/ч. Измерять продольную скорость данный вариант позволяет с абсолютной погрешностью до 10 км/ч при углах скоса потока от 0° до 70° и до 8,83 км/ч при углах от минус 30° до 0°.

12. Получены результаты моделирования 6 варианта (два отверстия разведены от крайней верхней точки на угол 25° относительно оси вращения приемника и одно снизу, все отверстия диаметром 2,0 мм) расположения отверстий у скошенного приемника в условиях воздействия индуктивного потока объекта КА-226.

Максимальная погрешность по определению высоты составляет 8,36 м при продольной скорости набегающего потока 200 км/ч и угле скоса потока 4,19°.

Максимальная погрешность измерения скорости составляет 14,9 км/ч при продольной скорости потока 35 км/ч и угле скоса потока 54,38°.

3.3. Исследование и повышение точностных характеристик ДВС

Целью работы в данном разделе является исследование аэродинамических моментов различных вариантов датчика вектора скорости (ДВС) с помощью математических моделей и математического моделирования.

В отличие от ППД, ПВД датчики типа ДВС устанавливаются на фюзеляже вертолета непосредственно под несущим винтом. Давление от винта является опорным для вычисления скорости полета.

Аэродинамический устанавливающий момент имеет огромное значение для ДВС. Как только аэродинамический момент превышает момент трения в подвижной рамке, она начинает поворачиваться.

При модернизации и усложнении конструкции ДВС момент трения повышается и требуется одновременно увеличивать устанавливающий момент.

Необходимо учитывать, что при увеличении площади флюгеров возрастает лобовое сопротивление, поэтому нужно стремиться повышать устанавливающий момент за счет изменения формы флюгеров.

Силу лобового сопротивления датчика требуется по возможности уменьшить путем снижения габаритных размеров за счет переноса отверстий восприятия аэродинамического давления с ПВД на рамку в район оси поворота.

Расчетная модель исходного датчика вектора скорости ДВС с характерными размерами представлена на рисунке 3.31.

Результаты математического моделирования приведены в таблице П4.1. Все расчеты здесь и далее выполнены в соответствии с обозначениями углов и осей координат на рисунке 2.20.

Необходимо отметить, что при нулевых углах φ_1 и φ_2 возникает аэродинамический момент. В существующей конструкции ДВС-В3 момент трения составляет 30...40 гс·см ($2.94\text{E-}3 \dots 3.92\text{E-}3$ Н·м) по углу φ_1 и 50...60 гс·см ($4.90\text{E-}3 \dots 5.88\text{E-}3$ Н·м) по углу φ_2 .

Из приведенных выше исследований в разделах 3.1 и 3.2 следует, что при углах скоса потока до 2° погрешность восприятия полного давления обусловлена только наличием дренажного отверстия в камере торможения приемника, поэтому здесь и далее рассматриваются углы поворота рамки до 2° .

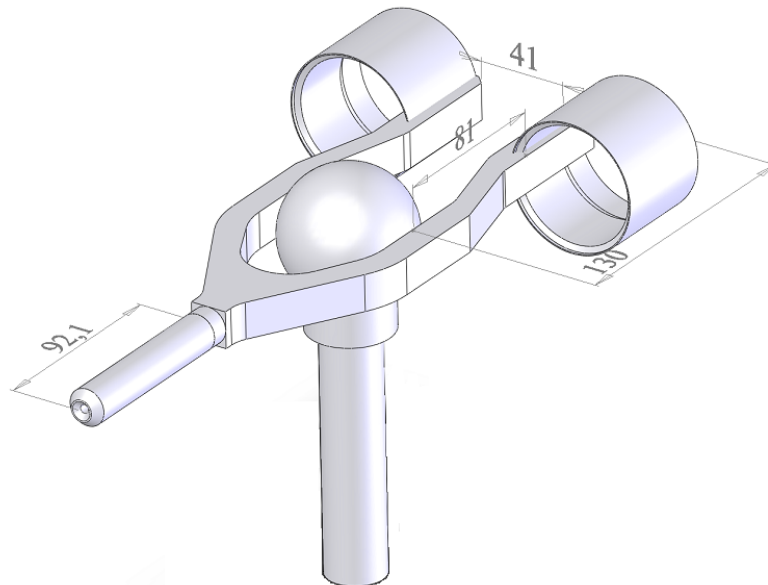


Рисунок 3.31 – Внешний вид датчика ДВС-В3 и ориентация его осей

3.3.1. Исследование формы флюгеров

В связи с уменьшением длины подвижной части (уменьшена в продольном направлении на 30%) и приближением колец флюгера к оси поворота соответственно уменьшился и аэродинамический момент. Для оценки моментов M_z и M_y выполнен компьютерный расчет данных моментов при различных углах установки модели. Данные моделирования и расчета представлены в таблице П2.2 (приведены аэродинамические силы и моменты по связанным с датчиком осям при различных скоростях набегающего потока и под различными углами наклона подвижной части датчика) и на рисунке 3.32 (показаны воздушные потоки,

обтекающие ДВС-ВЗ под нулевыми углами, а также распределение давления по поверхности ДВС-ВЗ).

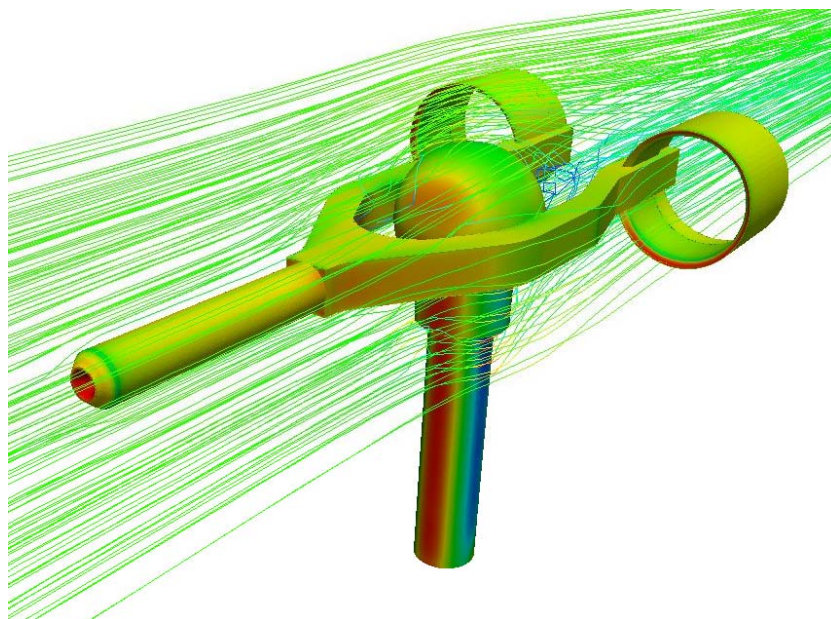


Рисунок 3.32 – Спектр обтекания ДВС-ВЗ

Анализ этих данных показывает, что при уменьшении длины подвижной части моменты трения начинают преобладать над аэродинамическими, т.е. ориентирование флюгера при малых углах затруднено. Одним из путей решения этой задачи является замена кольцевых флюгеров на более совершенные с аэродинамической точки зрения крыльевые флюгеры. В дальнейшем при сравнении различных вариантов этот вариант конструкции не рассматривается.

К недостаткам такой конструкции относится малый аэродинамический момент, создаваемый флюгером, выполненным в виде двух цилиндров. Для преодоления сил трения и уменьшения погрешности измерения аэродинамических углов требуется увеличивать аэродинамический момент, что достигается увеличением геометрических размеров флюгера, а это в свою очередь приводит к увеличению балансирующей массы и силы лобового сопротивления.

В целях исключения влияния опоры на возникновение аэродинамических моментов и оценки эффективности формы флюгеров в целом, проведено моделирование обтекания только подвижной части датчика, без опоры. Данные представлены в таблице П4.3.

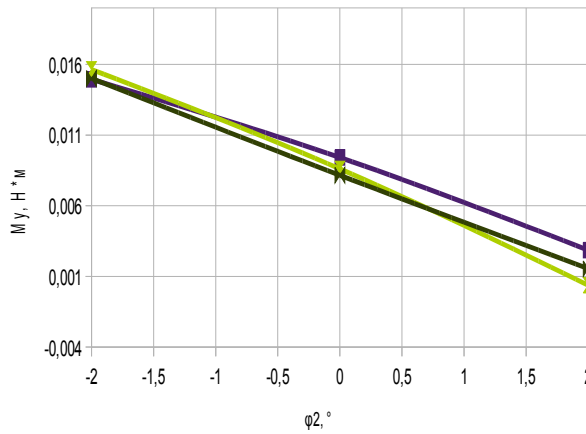
3.3.2. Исследование взаимного расположения крыльевых флюгеров

Поскольку взаимное расположение флюгеров влияет на аэродинамические моменты подвижной рамки, то оценивается влияние угла между флюгерами на требуемые моменты M_y и M_z . В исходной конструкции (ДВС Вариант 6) угол ω между флюгерами составляет 90° , рисунок 2.20.

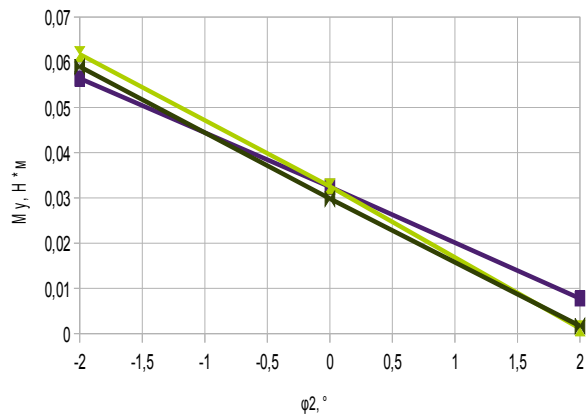
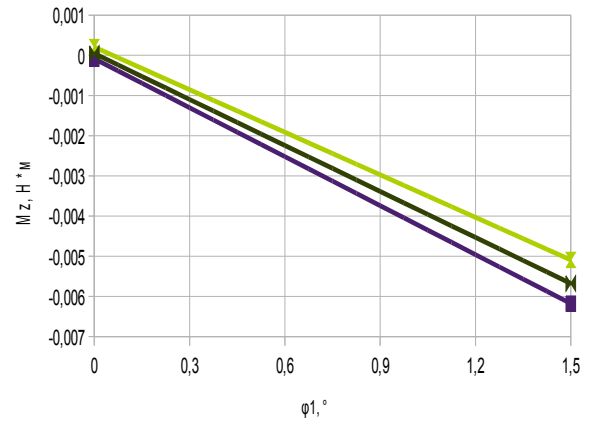
С помощью, построенной во второй главе математических моделей 2.13 и 2.14, получена зависимость между углом взаимного расположения флюгеров и устанавливающими аэродинамическими моментами.

Далее на рисунках 3.33, 3.34 показано изменение аэродинамических моментов от угла между флюгерами при различных условиях.

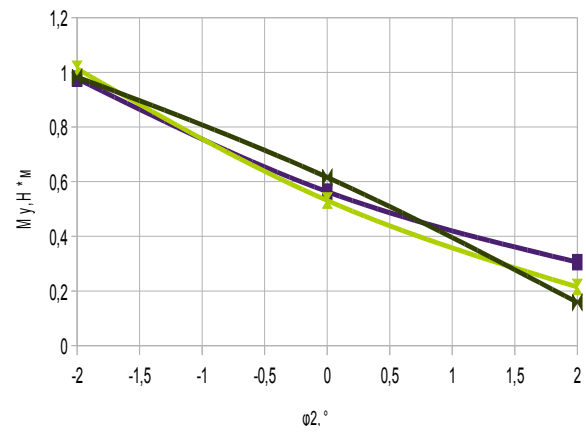
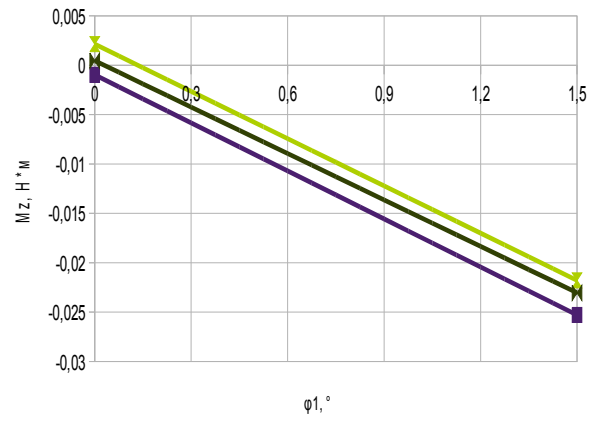
Получены также трехмерные графики устанавливающего аэродинамического момента в зависимости от углов поворота флюгеров по моделям для различных углов ω и скоростей потока (рисунки 3.35–3.37). Заметно, что при увеличении скорости набегающего потока влияние стойки на устанавливающие аэродинамические моменты ослабевает.



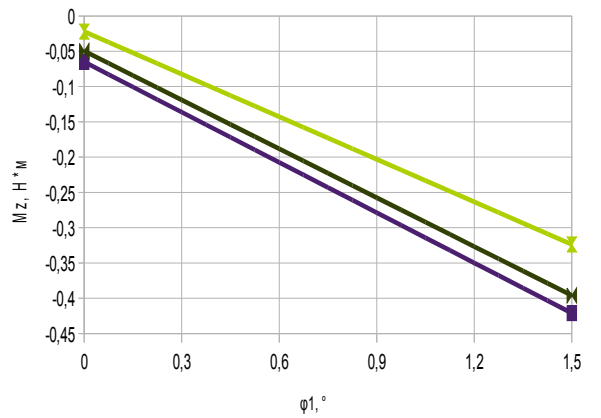
а) б)
 скорость набегающего потока 50 км/ч



а) б)
 скорость набегающего потока 100 км/ч

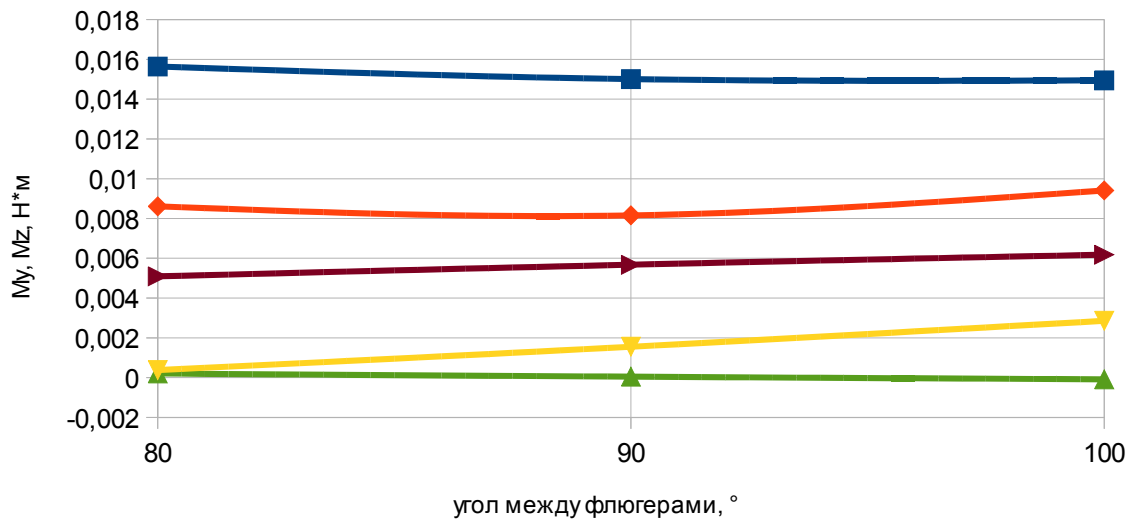


а) б)
 скорость набегающего потока 400 км/ч

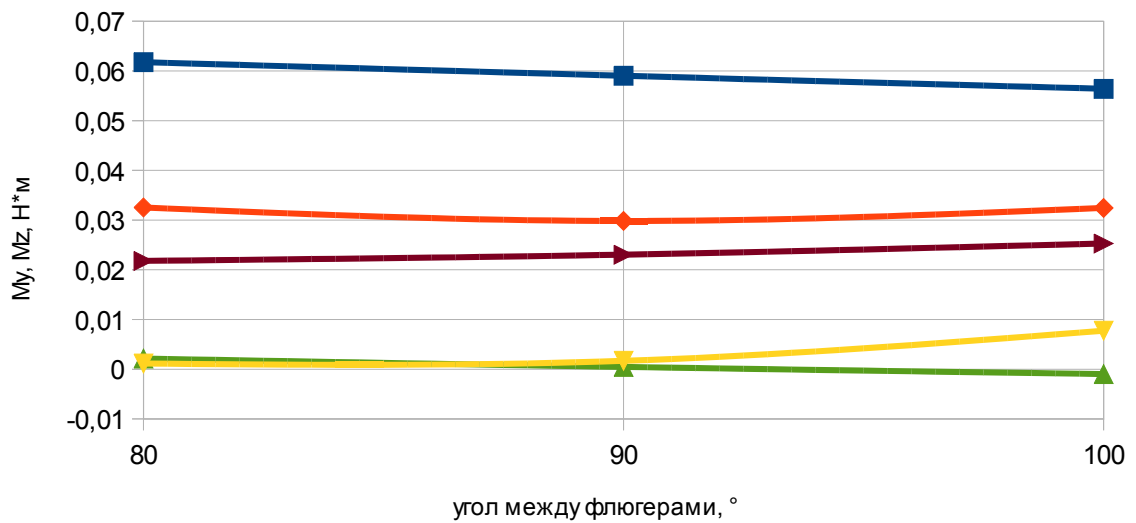


◆ Вар.6 ◆ Вар.6-1 ◆ Вар.6-2

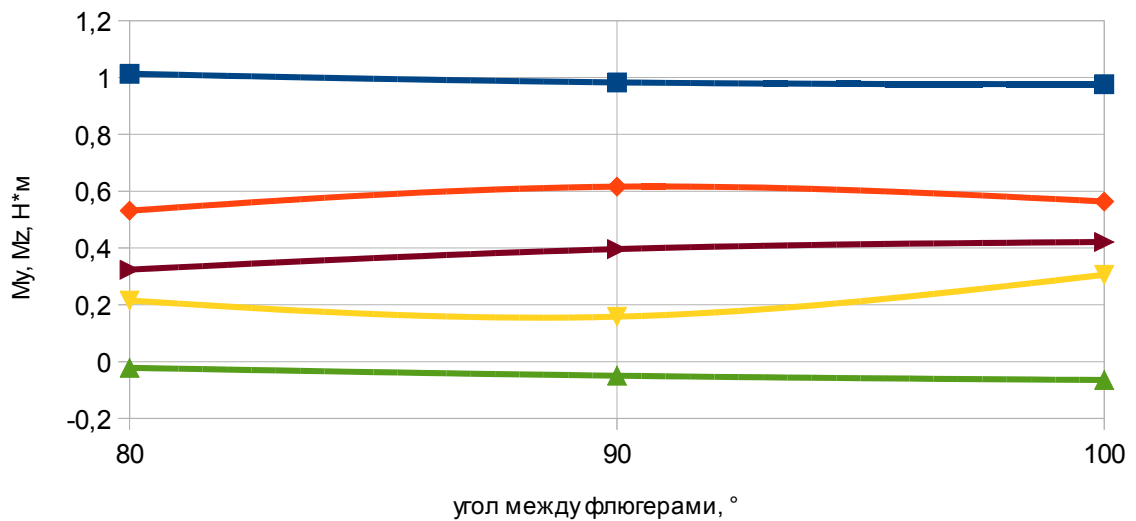
Рисунок 3.33 – Изменение M_y (а) и M_z (б) при смене углов φ_2 ($\varphi_1=0$) и φ_1 ($\varphi_2=0$) соответственно



а) скорость набегающего потока 50 км/ч



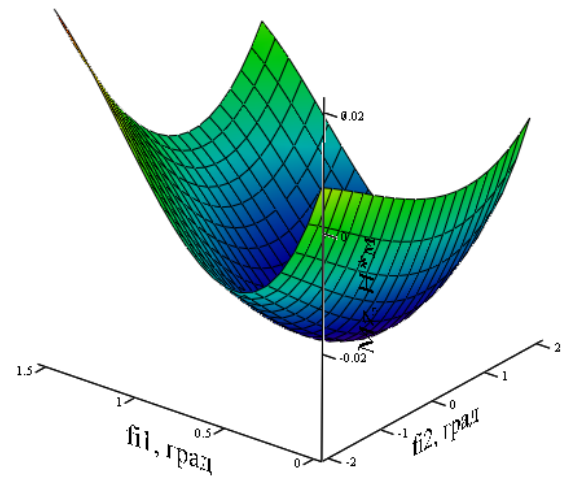
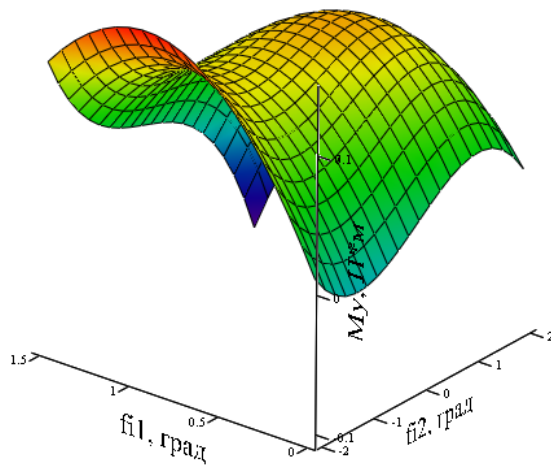
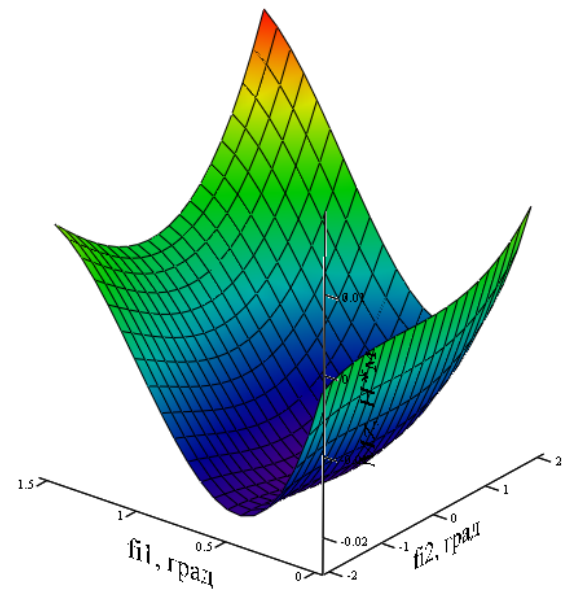
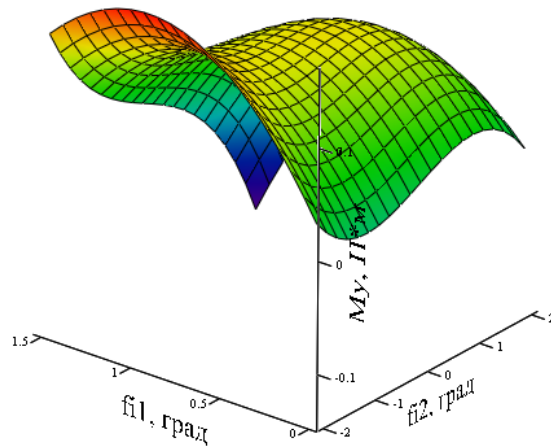
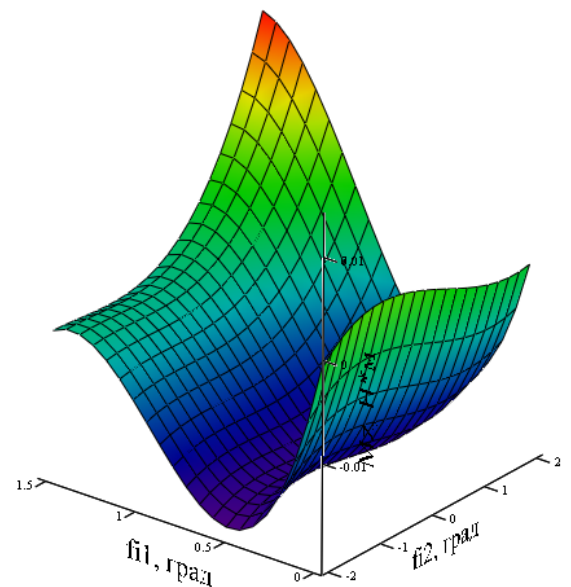
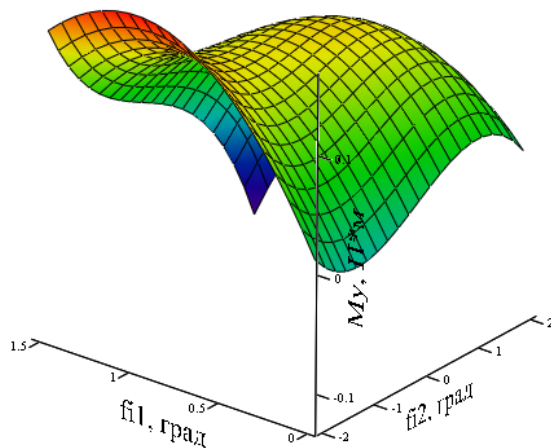
б) скорость набегающего потока 100 км/ч

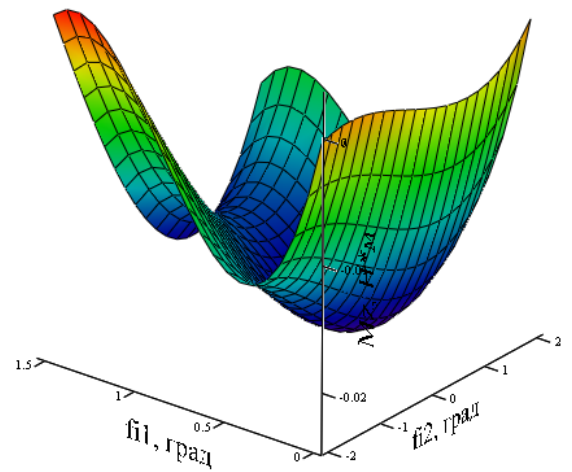
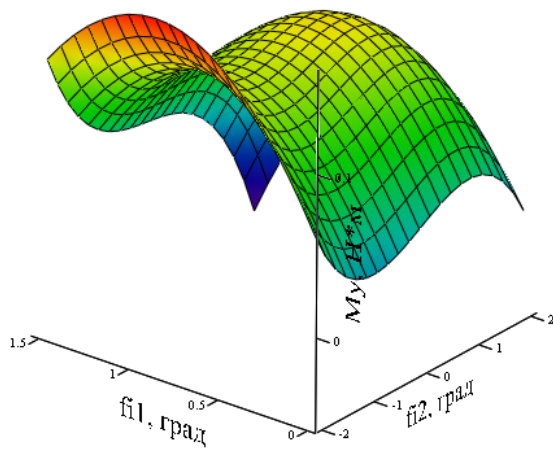


в) скорость набегающего потока 400 км/ч

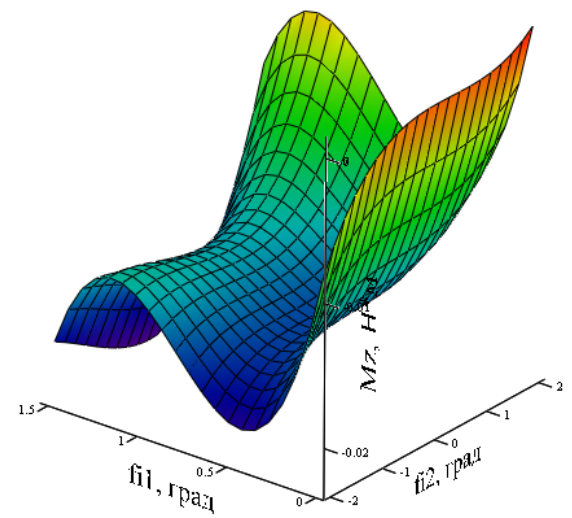
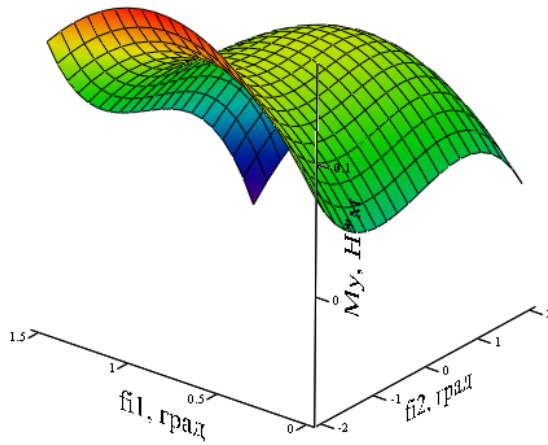
■ $M_y \varphi_2=-2$ ♦ $M_y \varphi_2=0$ ▾ $M_y \varphi_2=2$ ▲ $M_z \varphi_1=0$ ▴ $M_z \varphi_1=1,5$

Рисунок 3.34 – Изменение M_y и M_z при изменении угла между флюгерами

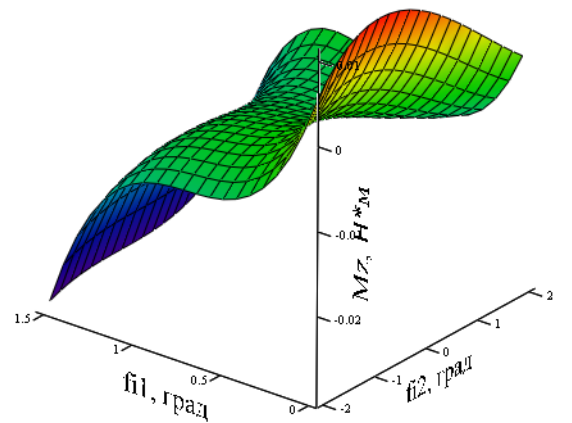
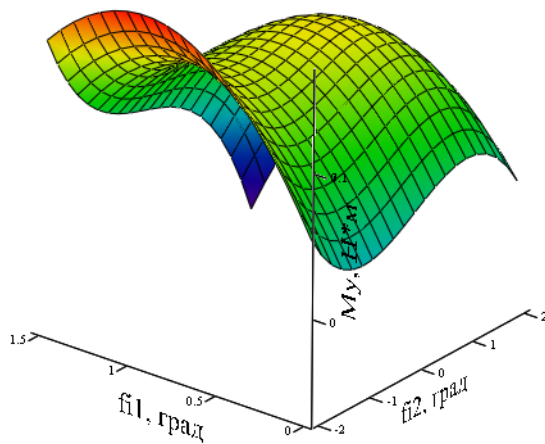
а) $\omega=80^\circ$ б) $\omega=90^\circ$ в) $\omega=100^\circ$ Рисунок 3.35 – Зависимость M_y и M_z от углов поворота рамки при $V=50$ км/ч



а) $\omega=80^\circ$

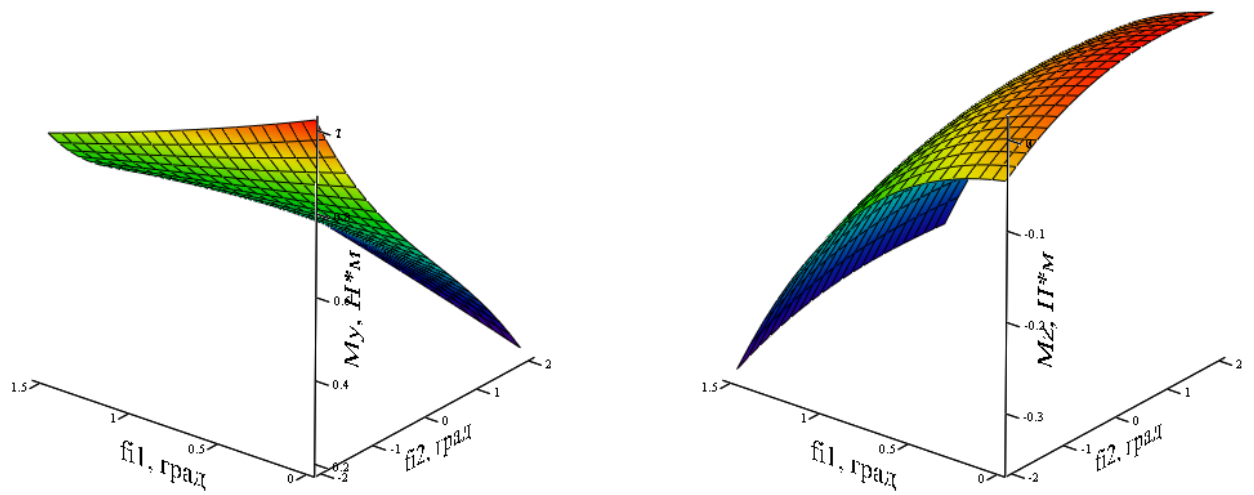


б) $\omega=90^\circ$

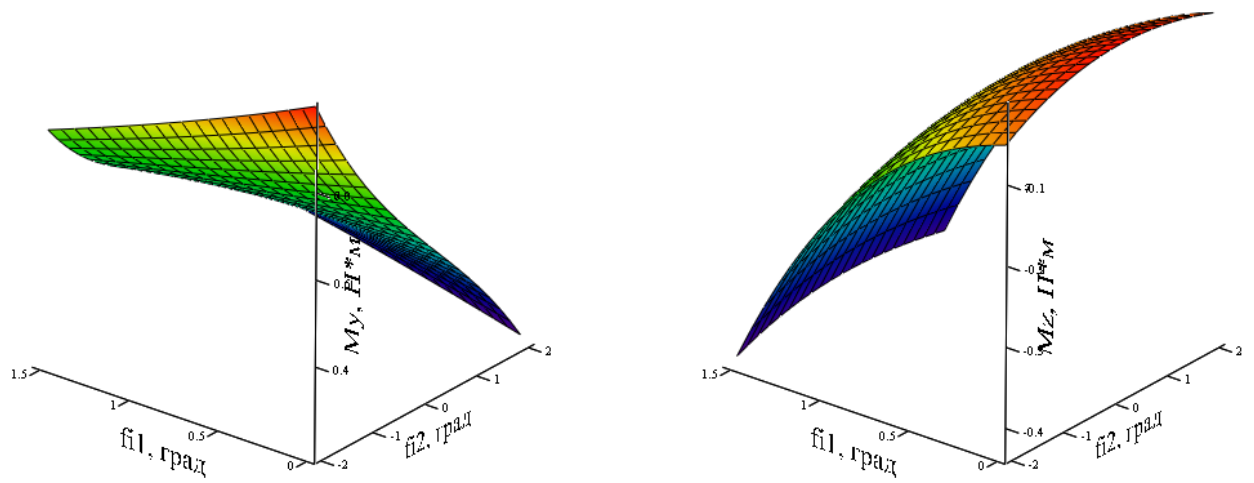


в) $\omega=100^\circ$

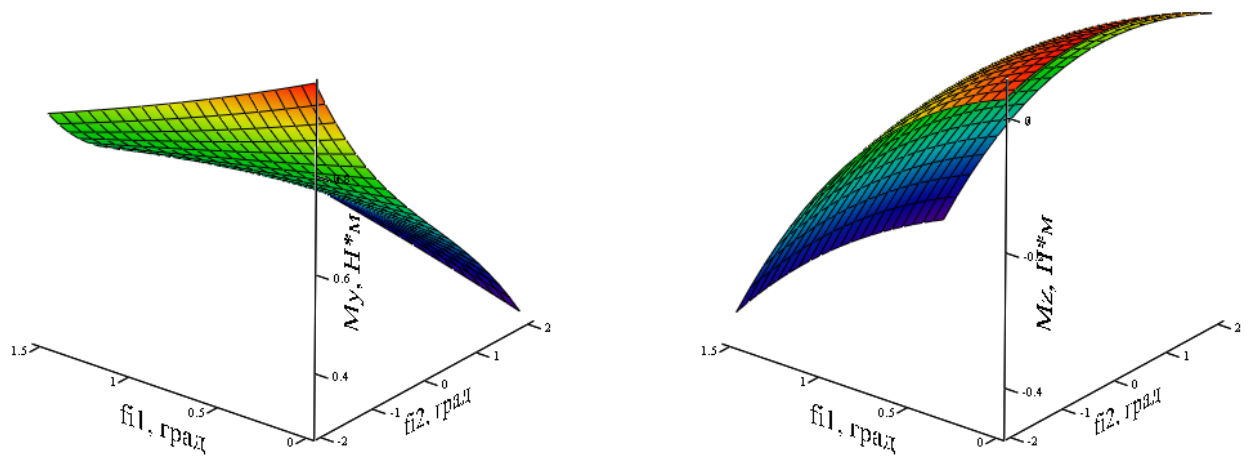
Рисунок 3.36 – Зависимость M_y и M_z от углов поворота рамки при $V=100$ км/ч



а) $\omega = 80^\circ$



б) $\omega = 90^\circ$



в) $\omega = 100^\circ$

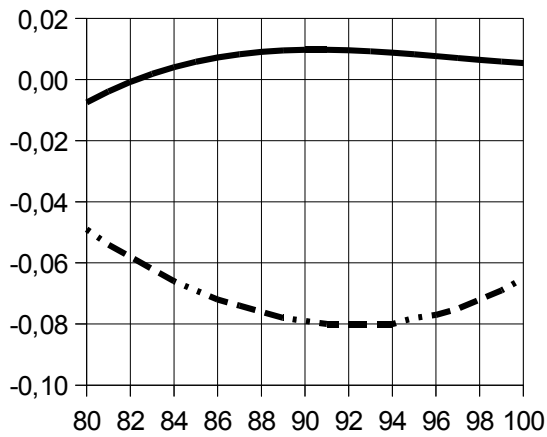
Рисунок 3.37 – Зависимость M_y и M_z от углов поворота рамки при $V=400$ км/ч

Для поиска оптимального угла α по математической модели построены графики зависимости аэродинамических моментов от угла между флюгерами при различных скоростях и углах поворота рамки $\varphi_1=1.5^\circ$ и $\varphi_2=\pm 1.5^\circ$ (рисунки 3.38, 3.39).

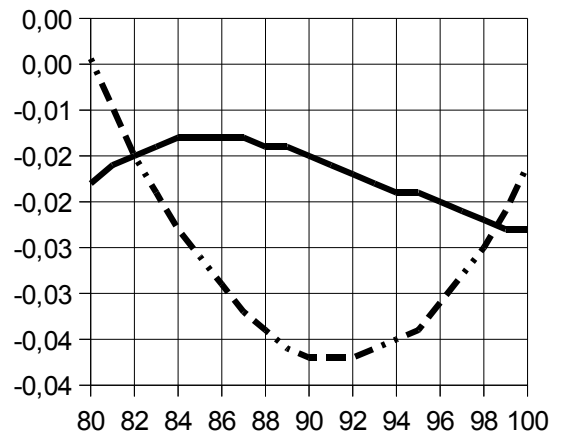
Заметно, что влияние стойки сильнее на низких скоростях набегающего потока: при увеличении скорости потока график M_y распрямляется. При $\varphi_2=-1.5^\circ$ влияние стойки не столь заметно, так как стойка перекрывает флюгеры значительно меньше.

Для х-образных крыльев (к которым относятся флюгера подвижной рамки) характерно уменьшение подъемной силы при увеличении угла от 50° и выше (максимальная подъемная сила наблюдается при $40\div 50^\circ$), что в данном случае соответствует уменьшению аэродинамического момента M_y при увеличении угла ω . Аналогично происходит изменение аэродинамического момента M_z при изменении угла ω .

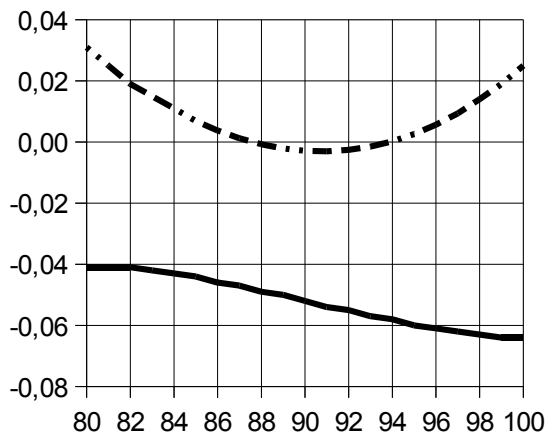
По математическим моделям получена неоднозначная зависимость аэродинамических моментов M_y и M_z от угла между флюгерами α при изменении угла φ_2 (перемещение ПВД вверх/вниз). Такая зависимость, вероятно, является следствием влияния стойки датчика на хвостовую часть подвижной рамки. При изменении угла φ_1 (поворот ПВД влево/вправо) наблюдается подтверждение теории х-образных крыльев.



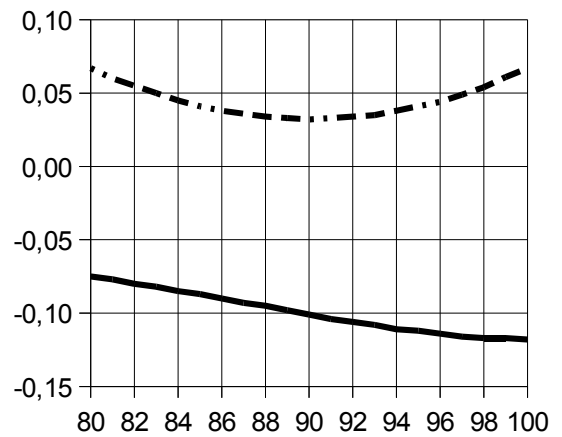
50 км/ч



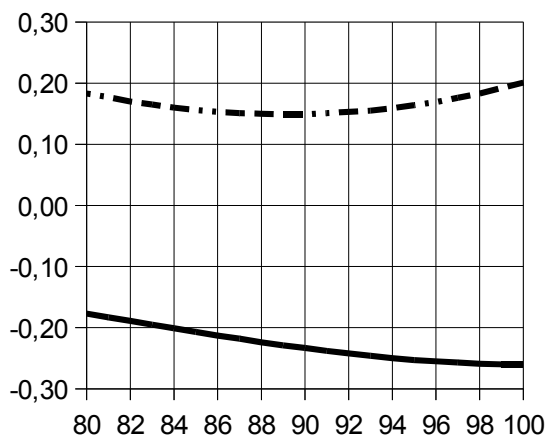
100 км/ч



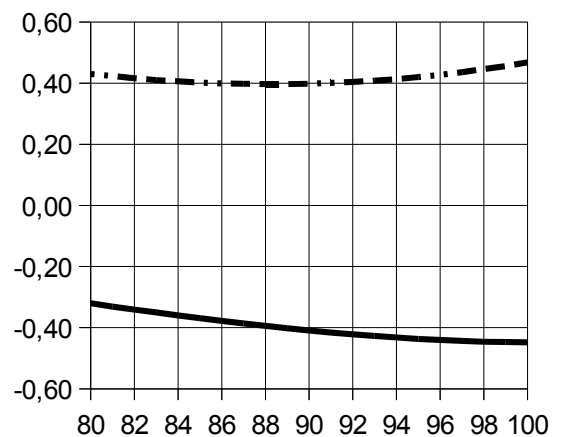
150 км/ч



200 км/ч



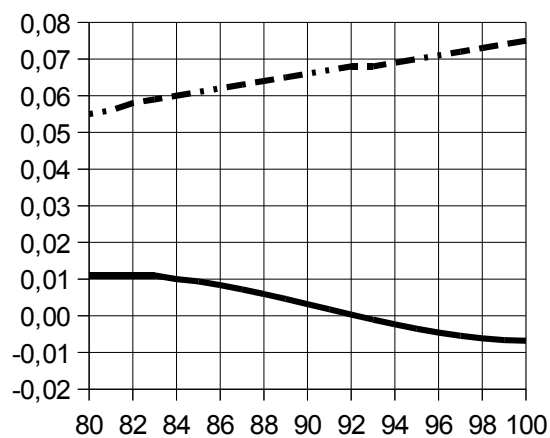
300 км/ч



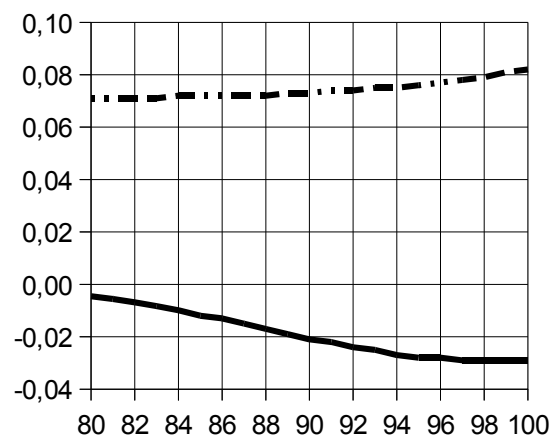
400 км/ч

--- M_y — M_z

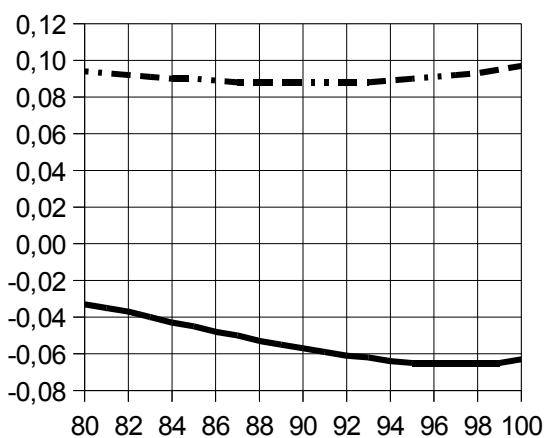
Рисунок 3.38 – Зависимости аэродинамических моментов от угла между флюгерами при различных скоростях $\varphi_1=1.5^\circ$ и $\varphi_2=1.5^\circ$ (ПВД смотрит вверх)



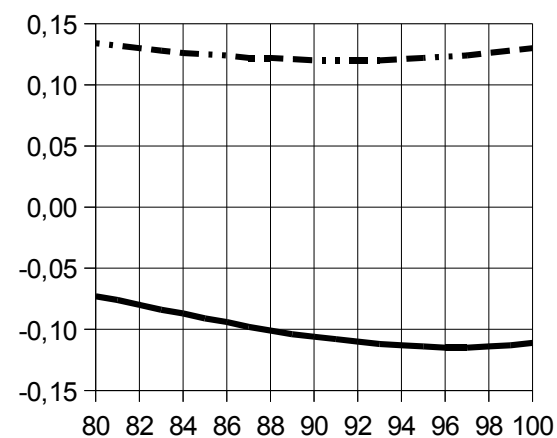
50 км/ч



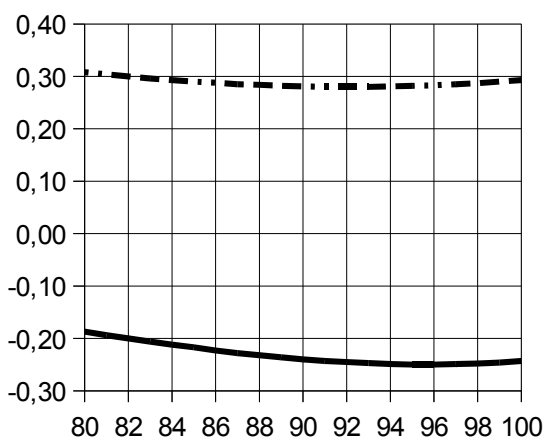
100 км/ч



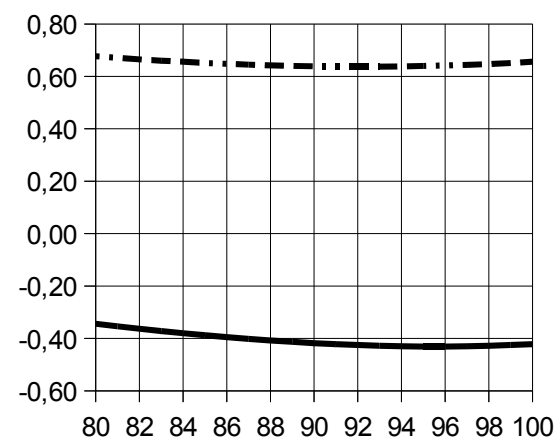
150 км/ч



200 км/ч



300 км/ч



400 км/ч

--- M_y — M_z

Рисунок 3.39 – Зависимости аэродинамических моментов от угла между флюгерами при различных скоростях $\varphi_1=1.5^\circ$ и $\varphi_2=-1.5^\circ$ (ПВД смотрит вниз)

При скорости 50 км/ч аэродинамические моменты меняются следующим образом относительно случая $\alpha=90^\circ$:

- $\varphi_1=0^\circ$, $\varphi_2=-2^\circ$ (ПВД наклонен вниз):
 - при $\alpha=80^\circ$ M_y увеличивается на 4,19%;
 - при $\alpha=100^\circ$ M_y уменьшается на 0,44%;
- $\varphi_1=0^\circ$, $\varphi_2=0^\circ$ (начальное положение):
 - при $\alpha=80^\circ$ M_y увеличивается на 5,57%, M_z увеличивается на 340%;
 - при $\alpha=100^\circ$ M_y увеличивается на 15,4%, M_z уменьшается на 280,2%;
- $\varphi_1=0^\circ$, $\varphi_2=2^\circ$ (ПВД наклонен вверх):
 - при $\alpha=80^\circ$ M_y уменьшается на 75,56%;
 - при $\alpha=100^\circ$ M_y увеличивается на 83,9%;
- $\varphi_1=1,5^\circ$, $\varphi_2=0^\circ$ (ПВД повернут в сторону):
 - при $\alpha=80^\circ$ M_z уменьшается на 10,31%;
 - при $\alpha=100^\circ$ M_z увеличивается на 8,84%.

При скорости 100 км/ч аэродинамические моменты меняются следующим образом относительно случая $\alpha=90^\circ$:

- $\varphi_1=0^\circ$, $\varphi_2=-2^\circ$ (ПВД наклонен вниз):
 - при $\alpha=80^\circ$ M_y увеличивается на 4,63%;
 - при $\alpha=100^\circ$ M_y уменьшается на 4,45%;
- $\varphi_1=0^\circ$, $\varphi_2=0^\circ$ (начальное положение):
 - при $\alpha=80^\circ$ M_y увеличивается на 9%, M_z увеличивается на 363%;
 - при $\alpha=100^\circ$ M_y увеличивается на 8,8%, M_z уменьшается на 310%;
- $\varphi_1=0^\circ$, $\varphi_2=2^\circ$ (ПВД наклонен вверх):
 - при $\alpha=80^\circ$ M_y уменьшается на 32%;
 - при $\alpha=100^\circ$ M_y увеличивается на 361%;
- $\varphi_1=1,5^\circ$, $\varphi_2=0^\circ$ (ПВД повернут в сторону):
 - при $\alpha=80^\circ$ M_z уменьшается на 5,45%;
 - при $\alpha=100^\circ$ M_z увеличивается на 9,75%.

При скорости 400 км/ч аэродинамические моменты меняются следующим образом относительно случая $\alpha=90^\circ$:

- $\varphi_1=0^\circ$, $\varphi_2=-2^\circ$ (ПВД наклонен вниз):
 - при $\alpha=80^\circ$ M_y увеличивается на 3,08%;
 - при $\alpha=100^\circ$ M_y уменьшается на 0,63%;
- $\varphi_1=0^\circ$, $\varphi_2=0^\circ$ (начальное положение):
 - при $\alpha=80^\circ$ M_y уменьшается на 13,76%, M_z уменьшается на 55,5%;
 - при $\alpha=100^\circ$ M_y уменьшается на 8,51%, M_z увеличивается на 30,84%;
- $\varphi_1=0^\circ$, $\varphi_2=2^\circ$ (ПВД наклонен вверх):
 - при $\alpha=80^\circ$ M_y уменьшается на 35,9%;
 - при $\alpha=100^\circ$ M_y увеличивается на 93,1%;
- $\varphi_1=1,5^\circ$, $\varphi_2=0^\circ$ (ПВД повернут в сторону):
 - при $\alpha=80^\circ$ M_z уменьшается на 18,24%;
 - при $\alpha=100^\circ$ M_z увеличивается на 6,34%.

3.3.3. Исследование различных вариантов исполнения ДВС

Проведено исследование различных вариантов исполнения ДВС, отличающихся габаритными размерами, формами подвижных рамок, флюгерами.

Внешний вид и размеры приемника ДВС Вариант 1 приведены на рисунке 3.40.

Отличительной особенностью данной конструкции от ДВС-ВЗ является крыльевые флюгеры. Центральная часть выполнена в соответствии с предположительной компоновкой внутренних элементов. В таблице П.4.5 приведены результаты моделирования ДВС Вариант 1.

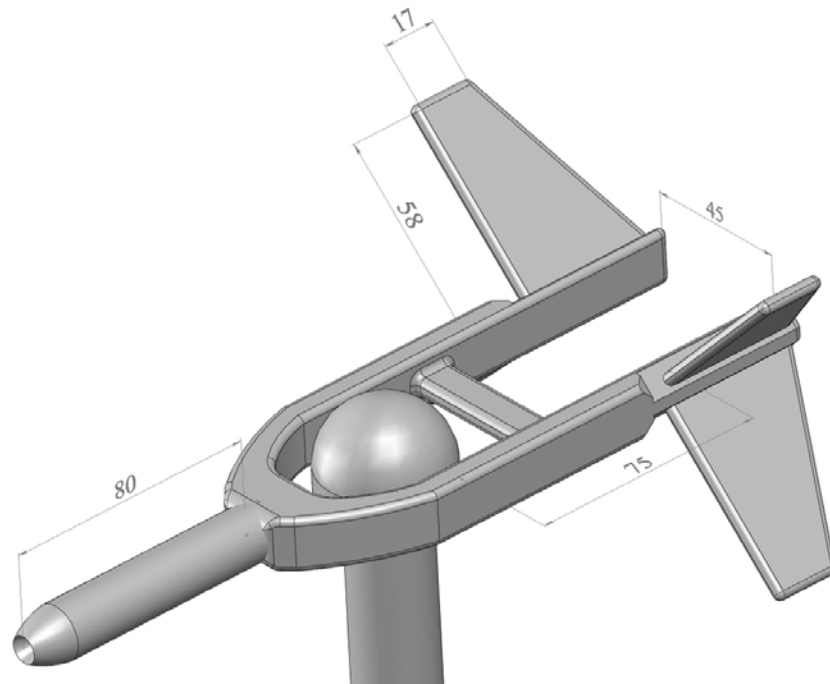


Рисунок 3.40 – Размеры приемника ДВС Вариант 1

Внешний вид ДВС Вариант 2 и его основные геометрические размеры приведены на рисунке 3.41. Центральная часть датчика представляет собой цилиндр диаметром 50 мм, внутри которого размещен узел передачи давлений и токосъемники для обогрева приемника и флюгеров. В этом варианте также использованы крыльевые флюгеры. Результаты моделирования приведены в таблице П2.6.

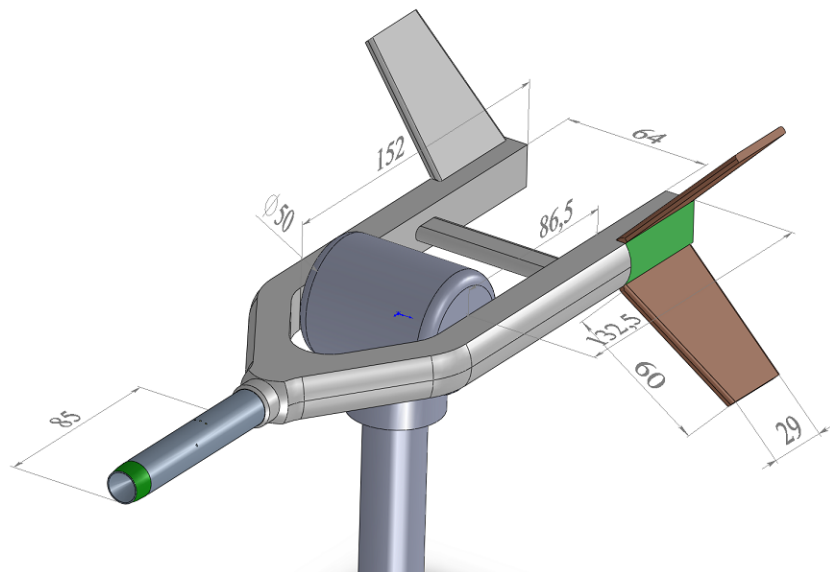


Рисунок 3.41 – Размеры приемника ДВС Вариант 2

Внешний вид ДВС Вариант 3 и его основные геометрические размеры приведены на рисунке 3.42. Отличие от ДВС Вариант 2 заключается в исключении скруглений вдоль подвижной рамки датчика с целью выявления степени влияния на результирующие аэродинамические моменты.

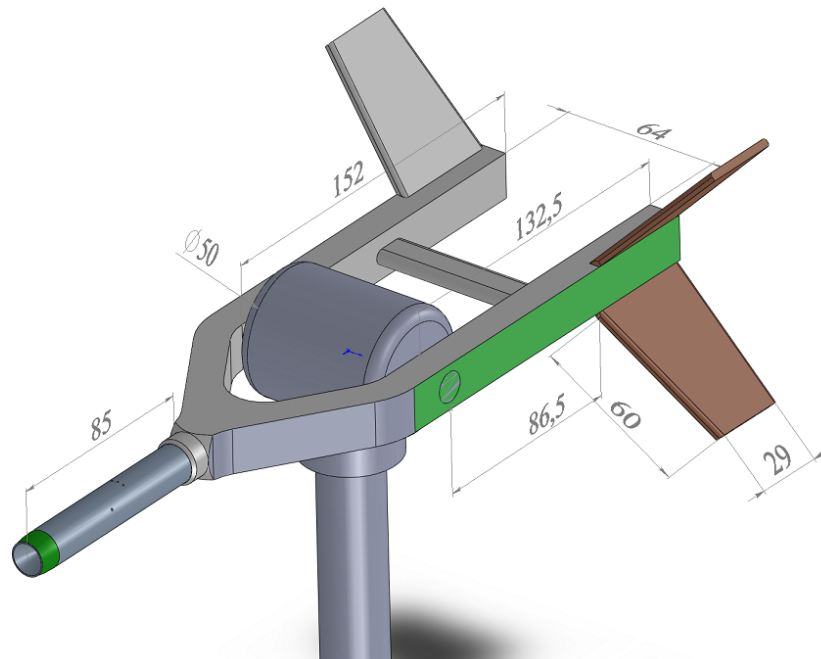


Рисунок 3.42 – Размеры приемника ДВС Вариант 3

Результаты моделирования приведены в таблице П2.7. Отсутствие скругления приводит к незначительному увеличению силы лобового сопротивления.

Внешний вид ДВС Вариант 4 и его основные геометрические размеры приведены на рисунке 3.43. Отличие от ДВС Вариант 2 заключается в уменьшении габаритных размеров подвижной рамки, в частности, длина ПВД уменьшена с 85 до 69 мм, рамка имеет полностью скругленные углы. Результаты моделирования приведены в таблице П3.8.

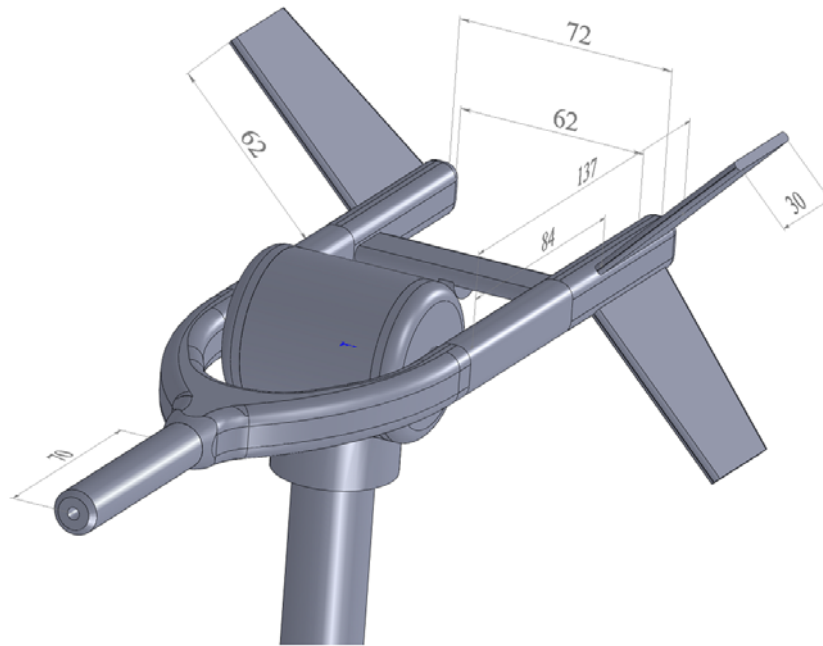


Рисунок 3.43 – Размеры приемника ДВС Вариант 4

Внешний вид ДВС Вариант 5 и его основные геометрические размеры приведены на рисунке 3.44. Отличие от ДВС Вариант 4 заключается в уменьшении габаритных размеров хвостовой части подвижной рамки, т.е. флюгеры сжаты между собой, рамка имеет полностью скругленные углы. Результаты моделирования приведены в таблице ПЗ.9.

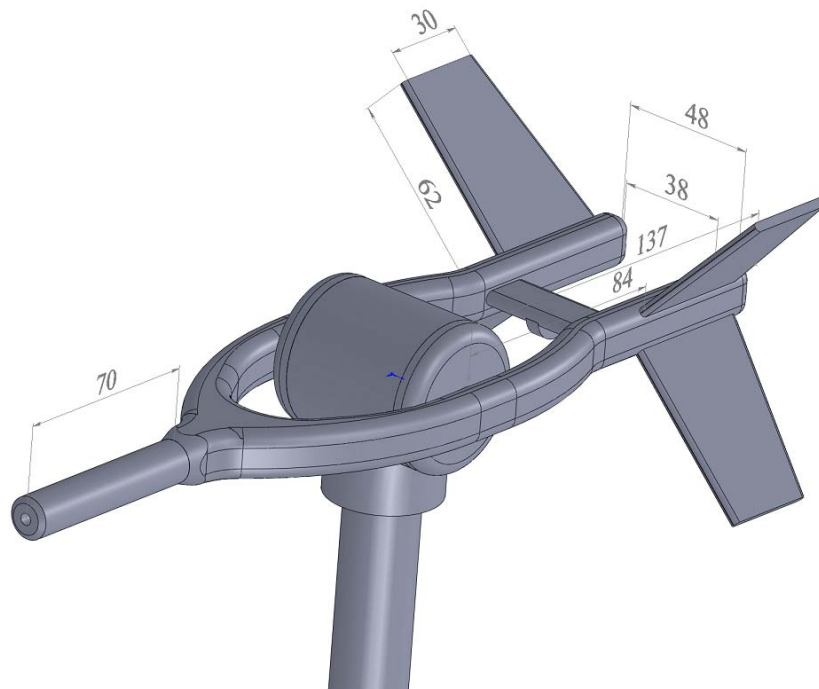


Рисунок 3.44 – Размеры приемника ДВС Вариант 5

Внешний вид ДВС Вариант 6 и его основные геометрические размеры приведены на рисунке 3.45. Отличие от ДВС Вариант 5 заключается в уменьшении продольного габаритного размера подвижной рамки за счет сжатия центральной части рамки. Результаты моделирования приведены в таблице ПЗ.10.

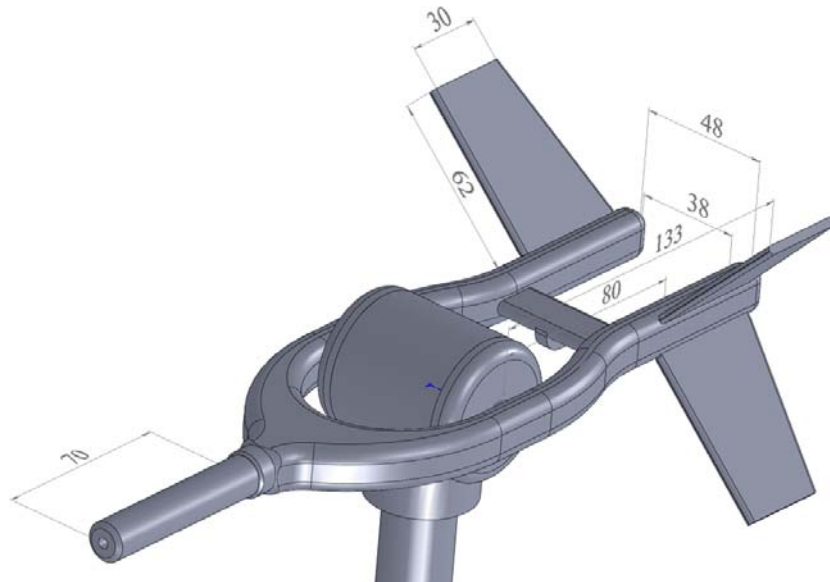


Рисунок 3.45 – Размеры приемника ДВС Вариант 6

Внешний вид ДВС Вариант 7 и его основные геометрические размеры приведены на рисунке 3.46. Основное отличие от предыдущего варианта – уменьшены габаритные размеры подвижной части датчика. Результаты моделирования приведены в таблице ПЗ.13.

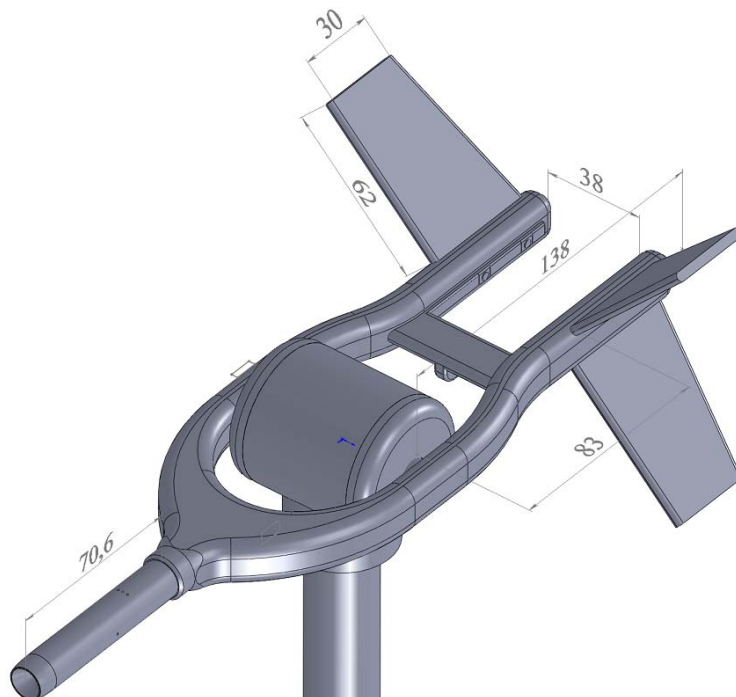


Рисунок 3.46 – Размеры приемника ДВС Вариант 7

Результаты моделирования рассмотренных вариантов датчика по интересующим аэродинамическим моментам сведены в таблице ПЗ.13, а также приведены на рисунках ПЗ.1 – ПЗ.6.

3.3.4. Выбор места расположения отверстий статического давления

На рисунке 3.47 представлена форма наружной поверхности воспринимающей части. Далее на рисунке 3.48 показано распределение коэффициента давления по поверхности приемника воздушных давлений вдоль оси исходного ДВС при различных скоростях набегающего потока, по оси абсцисс – расстояние от начала приемника в метрах, по оси ординат – значение коэффициента давления.

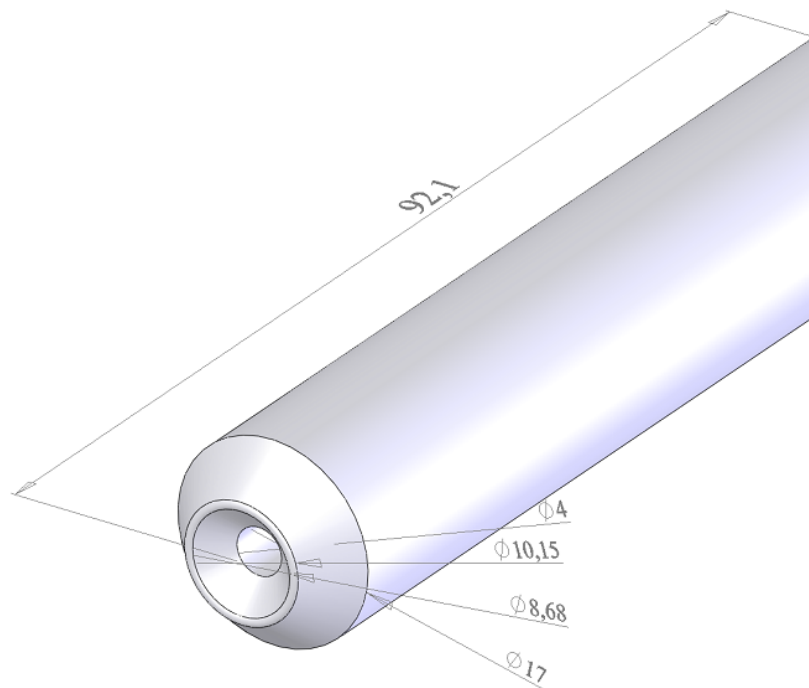
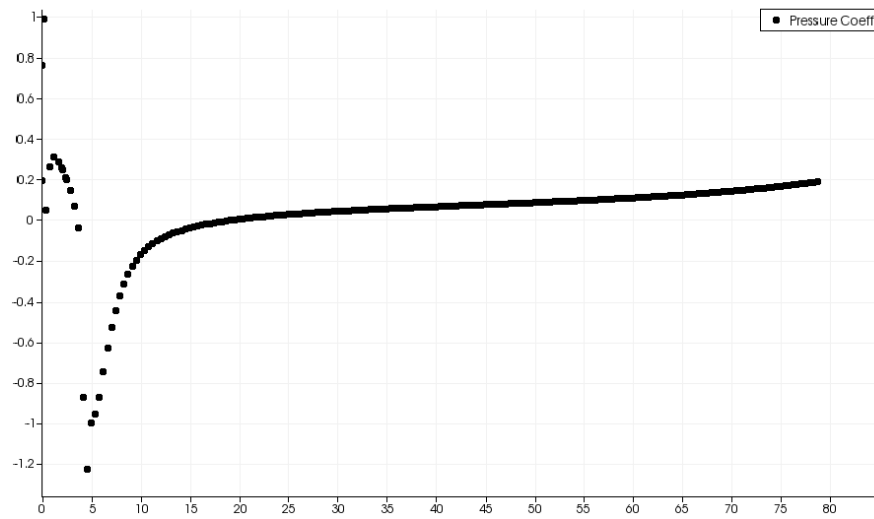
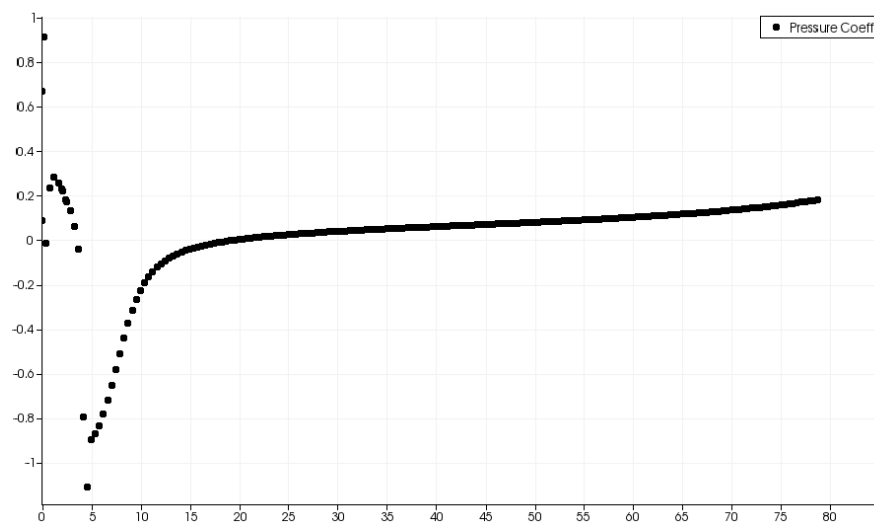


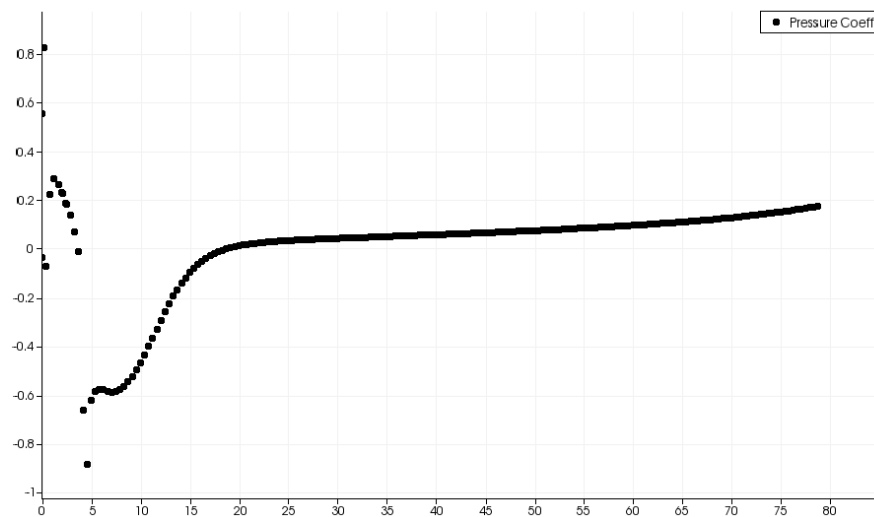
Рисунок 3.47 – Форма наружной поверхности воспринимающей части исходного ДВС



а) скорость потока 50 км/ч



б) скорость потока 100 км/ч



в) скорость потока 400 км/ч

Рисунок 3.48 – Распределение коэффициента давления, исходный ДВС

На расстоянии 19 мм от начала ПВД коэффициент давления равен нулю для скоростей 50, 100, 400 км/ч.

На рисунке 3.49 представлена форма наружной поверхности воспринимающей части. Далее на рисунке 3.50 показано распределение коэффициента давления по поверхности приемника воздушных давлений вдоль оси ДВС Вариант 6 при различных скоростях набегающего потока, по оси абсцисс – расстояние от начала приемника в метрах, по оси ординат – значение коэффициента давления.

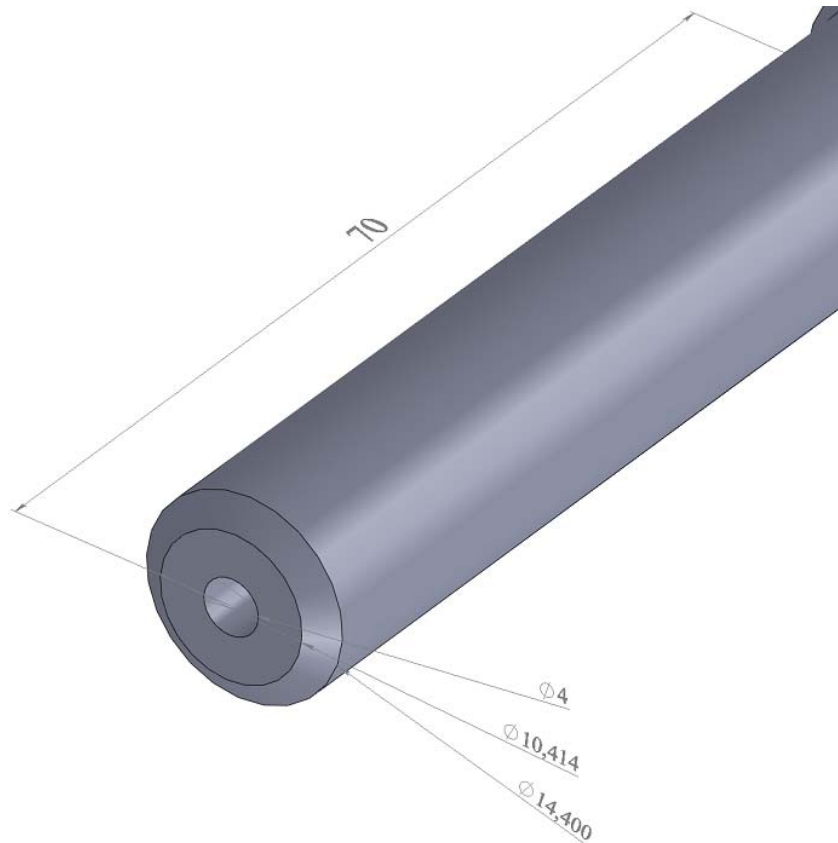
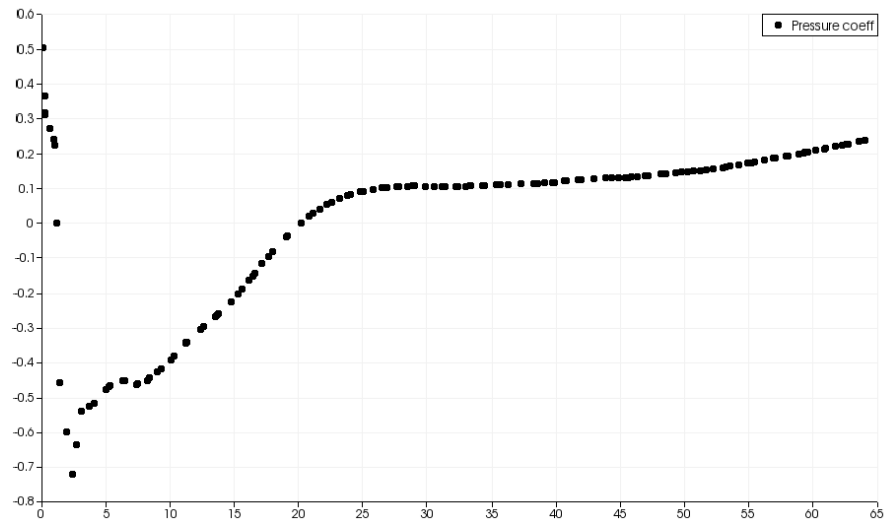
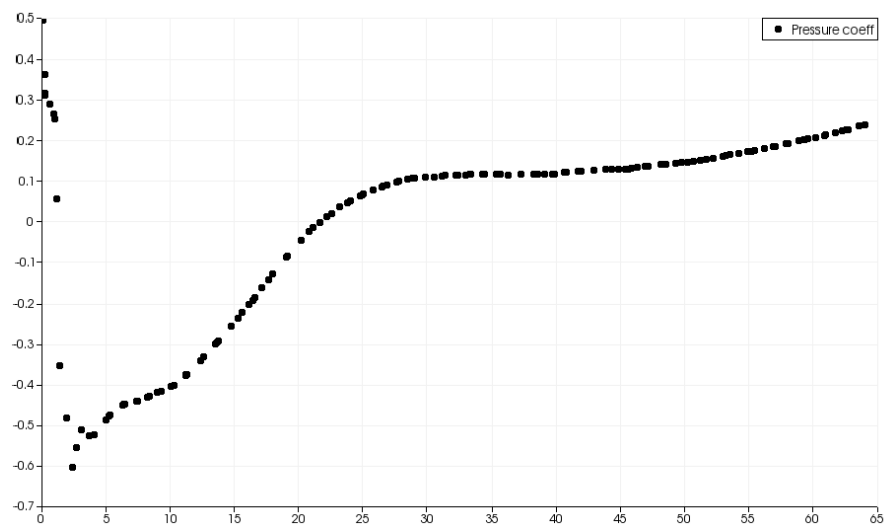


Рисунок 3.49 – Форма наружной поверхности воспринимающей части ДВС Вариант 6

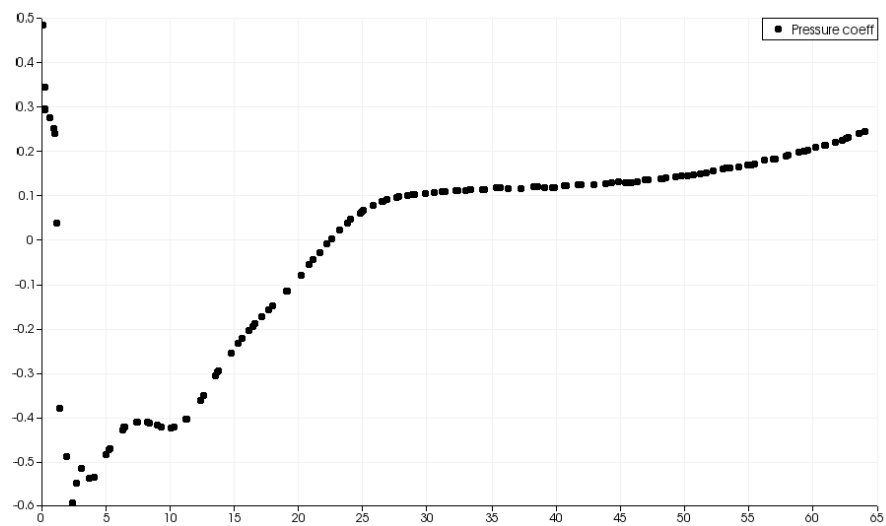
На расстоянии 17 мм от начала ПВД коэффициент давления равен нулю для скоростей 50, 100, 400 км/ч. Для выбранного расположения статических отверстий (52 мм) коэффициент давления равен 0,15.



а) скорость потока 50 км/ч



б) скорость потока 100 км/ч



в) скорость потока 400 км/ч

Рисунок 3.50 – Распределение коэффициента давления,
ДВС Вариант 6

На рисунке 3.51 представлена форма наружной поверхности воспринимающей части. На рисунке 3.52 показано распределение коэффициента давления по поверхности приемника воздушных давлений вдоль оси ДВС Вариант 7 при различных скоростях набегающего потока, по оси абсцисс – расстояние от начала приемника в метрах, по оси ординат – значение коэффициента давления.

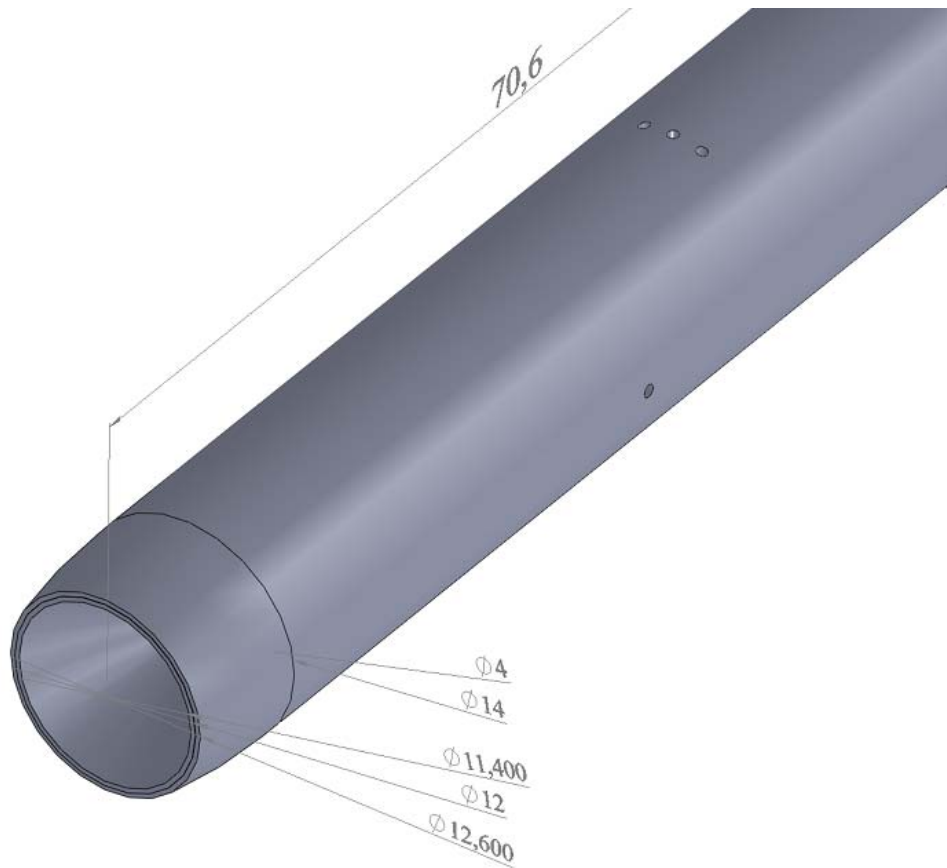
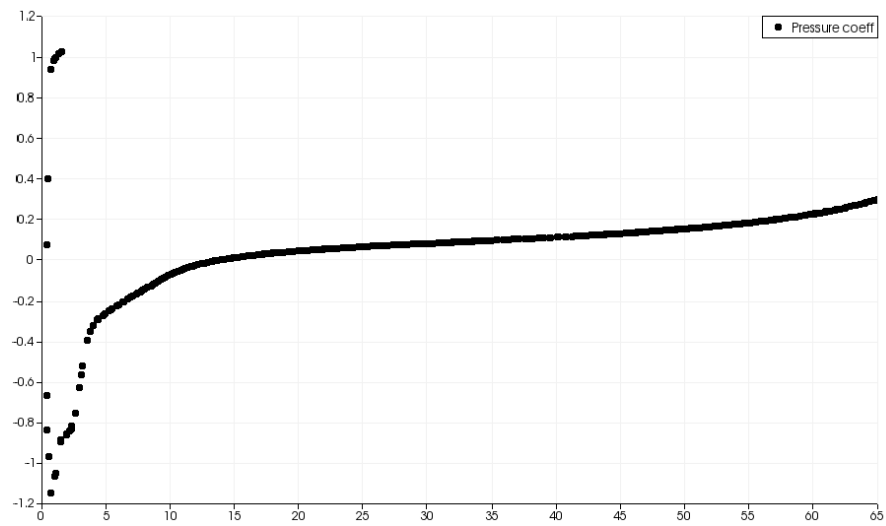
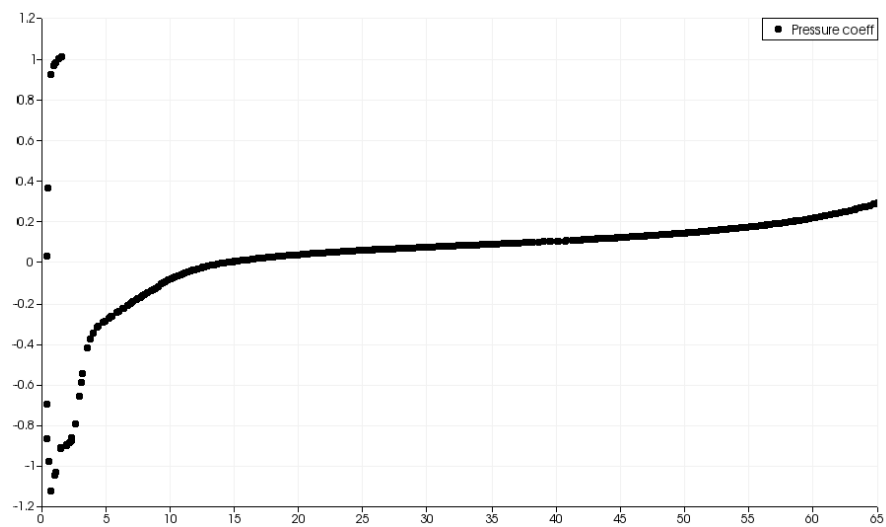


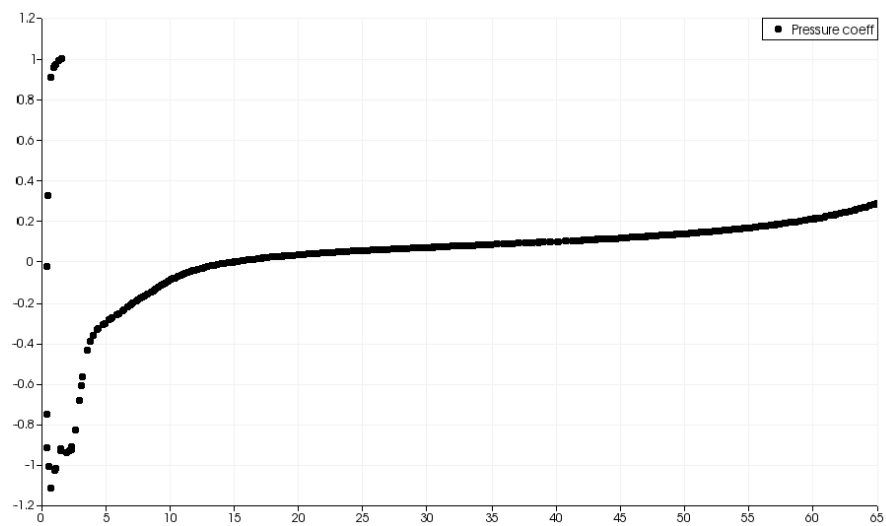
Рисунок 3.51 – Форма наружной поверхности воспринимающей части ДВС Вариант 7



а) скорость потока 50 км/ч



б) скорость потока 100 км/ч



в) скорость потока 400 км/ч

Рисунок 3.52 – Распределение коэффициента давления,
ДВС Вариант 7

На расстоянии 15 мм от начала ПВД коэффициент давления равен нулю для скоростей 50, 100, 400 км/ч. Для выбранного расположения статических отверстий (52 мм) коэффициент давления равен 0,15.

В дальнейшем представляется возможным уменьшить лобовое сопротивление ДВС Вариант 7 за счет уменьшения габаритного размера датчика путем переноса отверстий восприятия статического давления с ПВД на рамку. На рисунках 3.53 – 3.56 показано распределение коэффициента давления вдоль подвижной части датчика при различных углах атаки и скорости набегающего потока 50 км/ч. При других скоростях набегающего потока получается схожее распределение коэффициента давления вдоль поверхности рамки.

В районе оси поворота рамки коэффициент давления приблизительно равен минус 0,25.

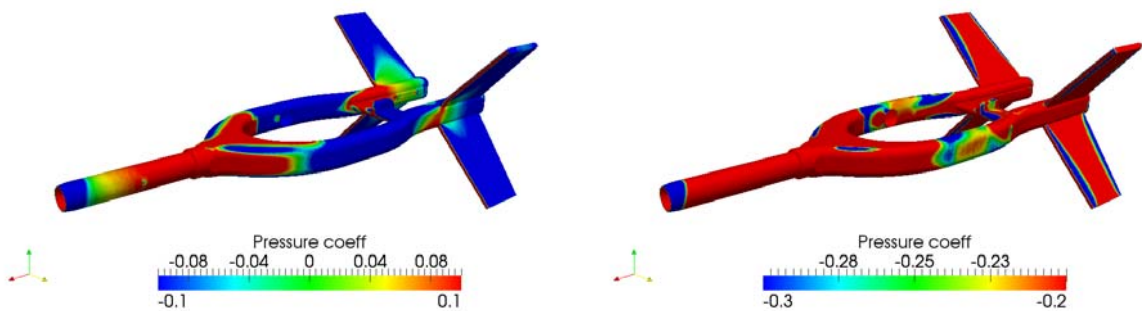


Рисунок 3.53 – Распределение коэффициента давления, углы атаки $\varphi_1=0^\circ$, $\varphi_2=-2^\circ$

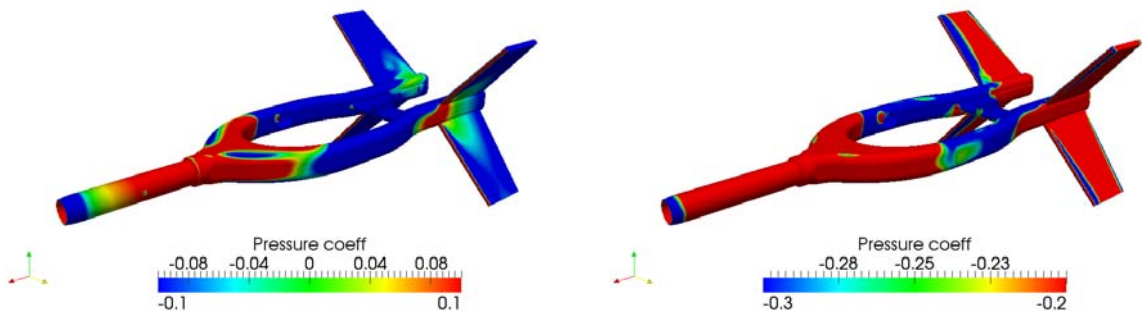


Рисунок 3.54 – Распределение коэффициента давления, углы атаки $\varphi_1=0^\circ$, $\varphi_2=0^\circ$

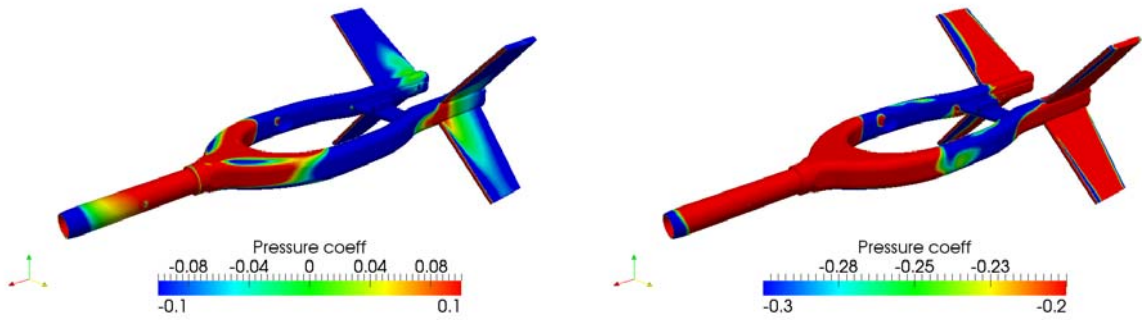


Рисунок 3.55 – Распределение коэффициента давления, углы атаки $\varphi_1=0^\circ$, $\varphi_2=2^\circ$

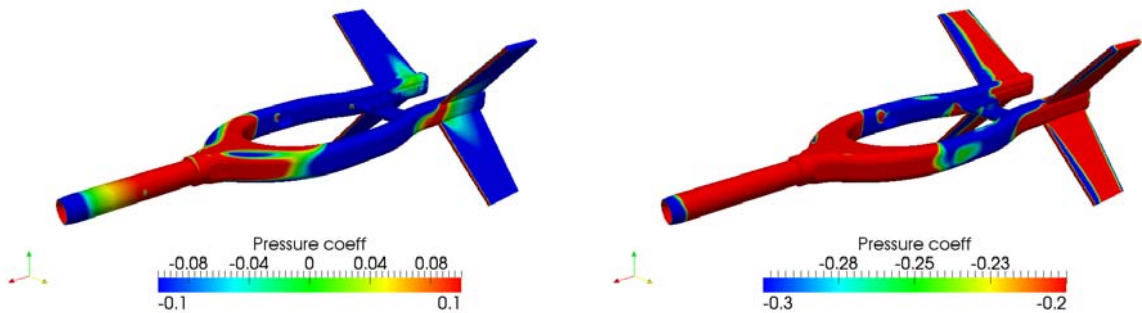


Рисунок 3.56 – Распределение коэффициента давления, углы атаки $\varphi_1=1,5^\circ$, $\varphi_2=0^\circ$

3.3.5. Результаты и выводы

Проведено исследование различных вариантов исполнения ДВС с помощью математического моделирования и математических моделей.

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.

На примере ДВС Вариант 6 показано влияние угла взаимного расположения флюгеров на аэродинамические моменты. При увеличении угла с 90° до 100° происходит уменьшение момента относительно оси ОУ 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 результатам математического моделирования для выбранной формы пластинок и полученных величин сил трения в кардановом подвесе требуется угол между флюгерами равный 90° , а возможный диапазон изменения угла между флюгерами составляет от 80° до 100° .

Окончательный вариант ДВС – это ДВС Вариант 7, разработанный с учетом внутренней компоновки и полученных результатов исследования ДВС Вариант 1 – 6. По сравнению с исходным ДВС-В3 сила лобового сопротивления уменьшена на 74%, аэродинамические моменты увеличены приблизительно на 20%, а габаритные размеры уменьшены на 27%.

При выбранном расположении статических отверстий ДВС Вариант 7 коэффициент давления равен 0,15, у исходного – 0,09.

Нулевой коэффициент давления для ДВС Вариант 7 наблюдается на расстоянии 15 мм от начала приемника при всех значениях рассмотренных скоростей (50, 100 и 400 км/ч).

В случае переноса отверстий восприятия статического давления с ПВД на рамку в районе оси вращения с целью уменьшения продольного размера рамки и упрощения конструкции приемника коэффициент давления равен минус 0,25 для ДВС Вариант 7.

В силу несимметричного обтекания ДВС Вариант 7 при изменении угла φ_2 наблюдается смещение нуля аэродинамического момента M_y . Так, нулевой аэродинамический момент M_y наблюдается при скорости 50 км/ч и $\varphi_2=0,7$, при скорости 100 км/ч и $\varphi_2=1,2$, при скорости 400 км/ч и $\varphi_2=1,8$.

Возникающие аэродинамические моменты ДВС Вариант 7 превышают моменты трения в конструкции исходного ДВС-В3, что ведет к уменьшению зоны нечувствительности по углам φ_1 и φ_2 .

ГЛАВА 4. РЕКОМЕНДАЦИИ РАЗРАБОТЧИКАМ И МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДАП

4.1. Рекомендации разработчикам ДАП

При разработке предварительной конструкции приемника разработчику предлагается воспользоваться рекомендациями по выбору геометрических параметров ДАП.

Рекомендации разработчику разрабатывались на основе обзора и анализа отечественной и зарубежной литературы, практики опытно-конструкторских работ автора.

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

Угол конусности воспринимающей части выбирается согласно графику (рисунок 3.1) в зависимости от необходимой зоны нечувствительности к скосам потока, а также возможности изготовления с учетом возможности обогрева воспринимающей части.

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 скоса до 20° приемлемый диапазон

при положительных углах атаки может быть увеличен на величину, равную примерно 1° на каждый градус скоса, рисунок 1.4 [104, 106].

Диаметр дренажных отверстий и их количество подбирается исходя из диаметра входного канала (модель 2.6), 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 2.6.

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 (рисунок 4.1).

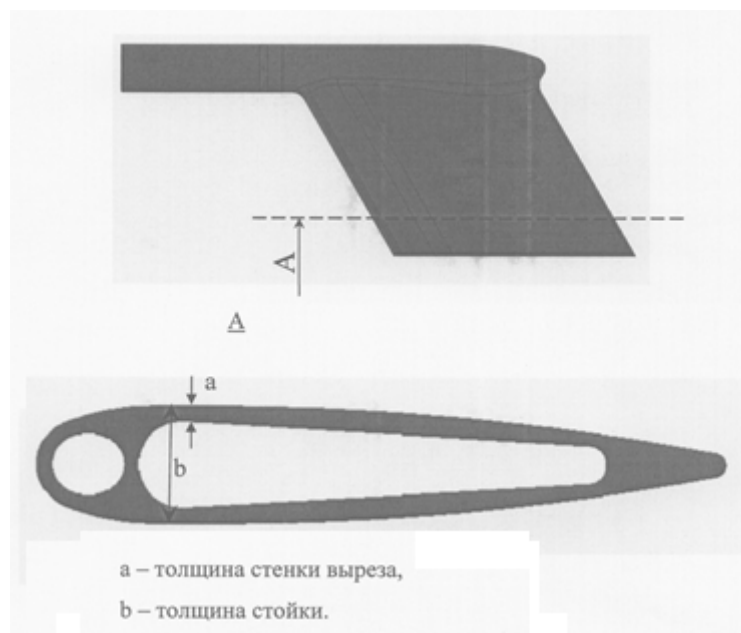


Рисунок 4.1 – Сечение стойки

Расстояние от начала приемника до дренажных отверстий выбирается на расстоянии трех диаметров приемника. Распределение коэффициента давления вдоль поверхности приемника проводится на рисунке 4.2.

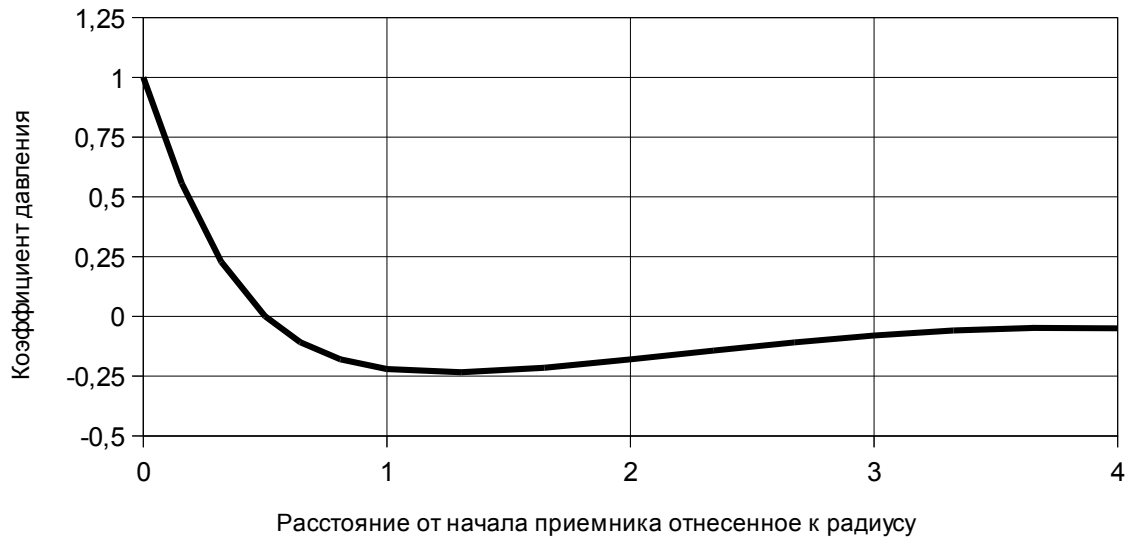
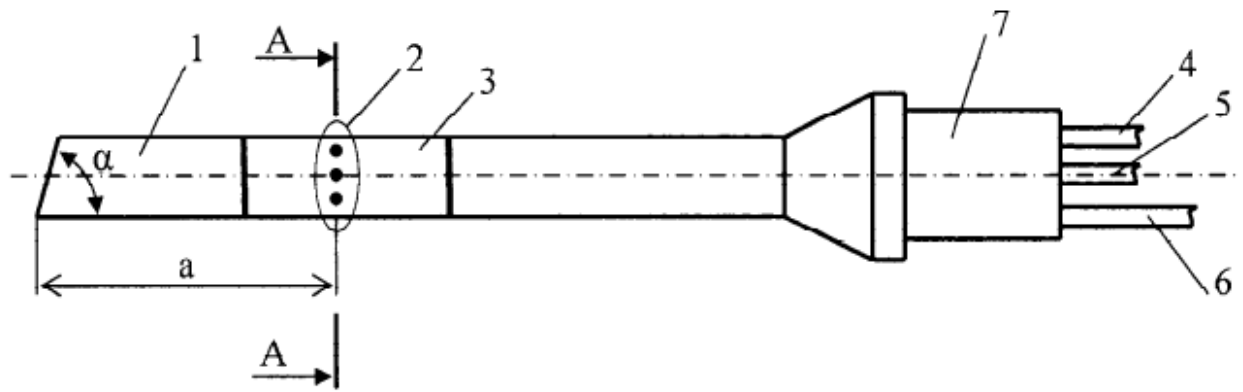


Рисунок 4.2 – Распределение коэффициента давления вдоль поверхности приемника

Для ПВД в качестве оптимальной рекомендуется конструкция приемника (рисунок 4.3), 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.

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 (рисунки 4.3, 4.4).



Вид А
Увеличено

Вид Б
Увеличено

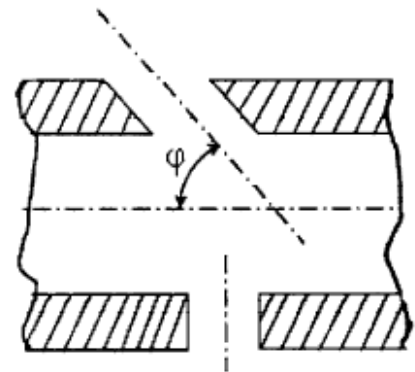
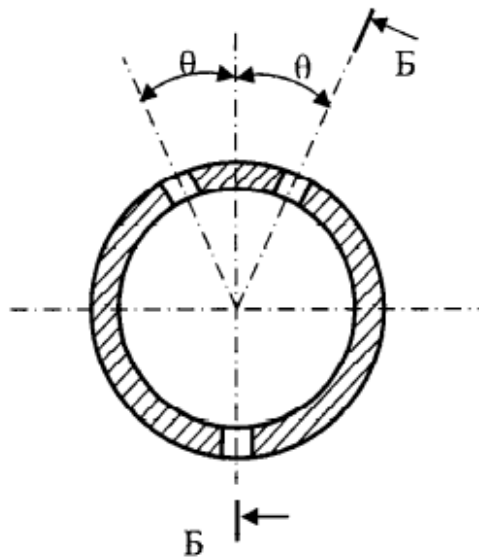


Рисунок 4.3 – Оптимальная конструкция ПВД

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 статическое давление приемником угол между осями отверстий отбора статического давления и вертикальной осью симметрии приемника изменяется в диапазоне от 5° до 90° (рисунок 4.3, вид А).

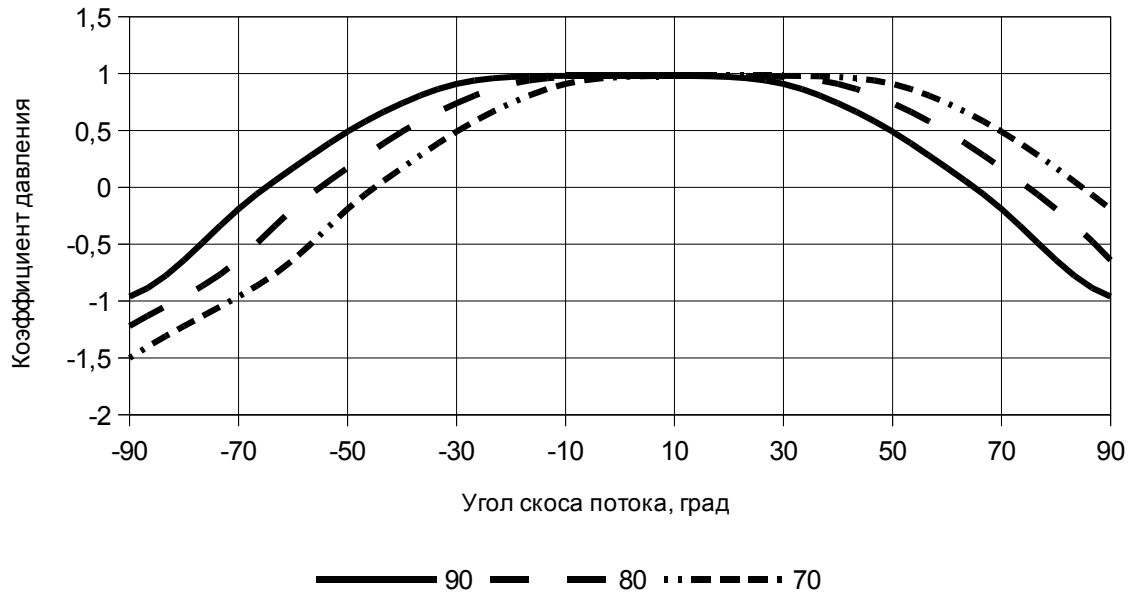


Рисунок 4.4 – Влияние угла скоса носика на угловую характеристику приемников

Расположение отверстий в плоскости поперечного сечения выбирается с помощью эпюров приведенных в п.3.2.2.

Расстояние от начала приемника до отверстий отбора статического давления подбирается равным 3 – 4,5 диаметрам цилиндрической воспринимающей части самого приемника.

Угол между осями отверстий отбора статического давления и продольной осью приемника изменяется в диапазоне от 45° до 135° (рисунок 4.3, вид Б). На рисунке 4.5 приводится угловая характеристика ПВД при различном расположении отверстий отбора статического давления.

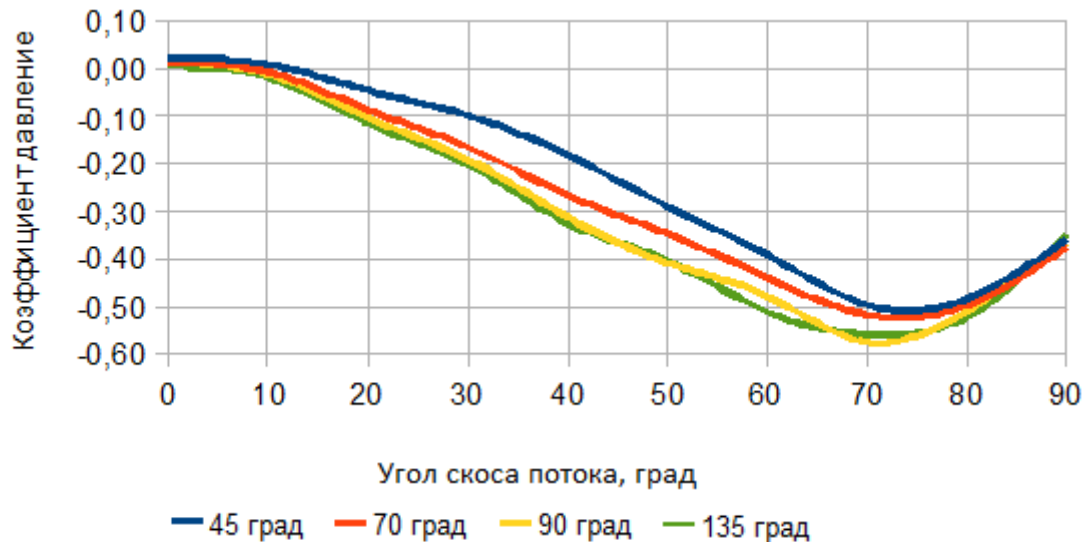


Рисунок 4.5 – Влияние угла между осями отверстий отбора статического давления и продольной осью приемника на угловую характеристику

Для исследования влияния отклонения геометрических параметров приемника на точностные характеристики построено уравнение точности, с помощью которого можно вычислить изменение коэффициента давления, задавая отклонение по радиусу воспринимающей части приемника и расстоянию от начала воспринимающей части до отверстий отбора статического давления.

Уравнение точности построено на основе математической модели 2.12:

$$\Delta \bar{p} = A_1 \Delta R - A_2 \Delta a, \quad (4.1)$$

где $\Delta \bar{p}$ – погрешность по коэффициенту давления,

ΔR – отклонение по радиусу цилиндрической воспринимающей части, мм,

Δa – отклонение по расстоянию от начала приемника до отверстий отбора статического давления, мм,

A_1, A_2 – коэффициенты уравнения точности.

Коэффициенты уравнения точности рассчитывались как частные производные разработанной математической модели 2.12 численным методом по двум параметрам: радиусу цилиндрической воспринимающей части приемника и расстоянию от начала приемника до отверстий отбора статического давления (рисунок 4.6).

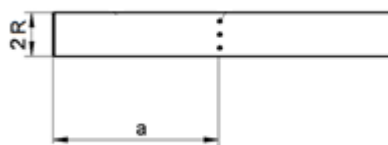


Рисунок 4.6 – Воспринимающая часть ПВД

Коэффициенты уравнения точности приводятся в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Коэффициенты уравнения точности

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

Результаты расчета абсолютной погрешности по высоте ΔH от скорости полета V и отклонения коэффициента давления $\Delta \bar{P}$ представлены в таблице 4.2.

В настоящее время различные мировые стандарты определяют погрешность измерения высоты над уровнем моря не превышающую 10 м при всех скоростных режимах эксплуатации ЛА.

При выборе допусков для разработки и изготовления ПВД возможно руководствоваться уравнением точности.

Для диапазона скоростей набегающего воздушного потока до 250 км/ч общее отклонение по коэффициенту статического давления не должно превышать 0.04. Для диапазона скоростей набегающего воздушного потока до 400 км/ч общее отклонение по коэффициенту статического давления не должно превышать 0.01.

Таблица 4.2 – Зависимость погрешности определения скорости от погрешности по коэффициенту давления

$V, \text{ м/с}$	Погрешность по коэффициенту давления					
	0.01	0.02	0.03	0.04	0.05	0.10
250	-2	-5	-7	-10	-12	-25
400	-6	-13	-19	-25	-31	-63

Для оценки влияния изменения геометрических параметров ЛА на величину коэффициента давления построены графики (рисунки 4.7, 4.8).

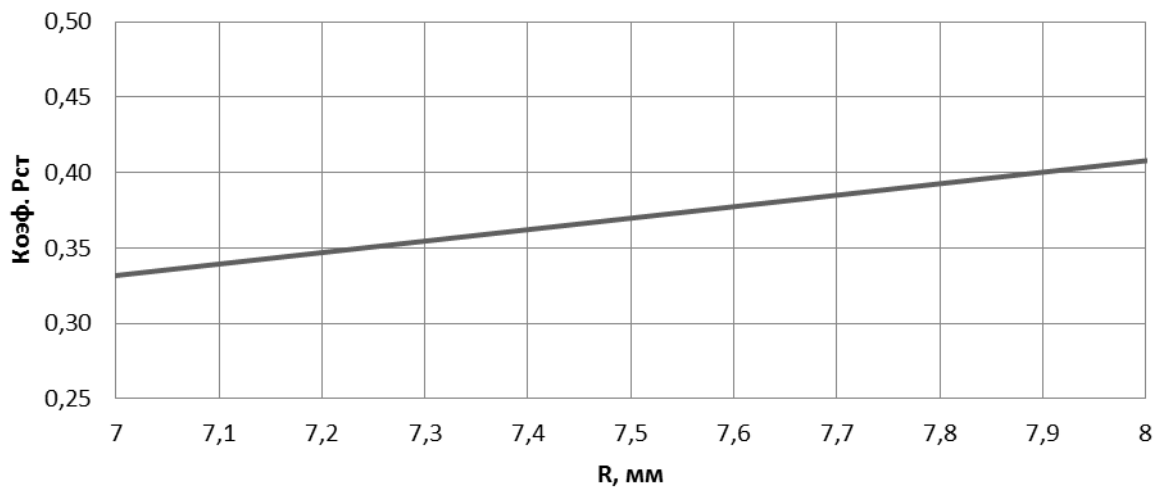


Рисунок 4.7 – Влияние изменения радиуса воспринимающей части приемника на величину коэффициента давления

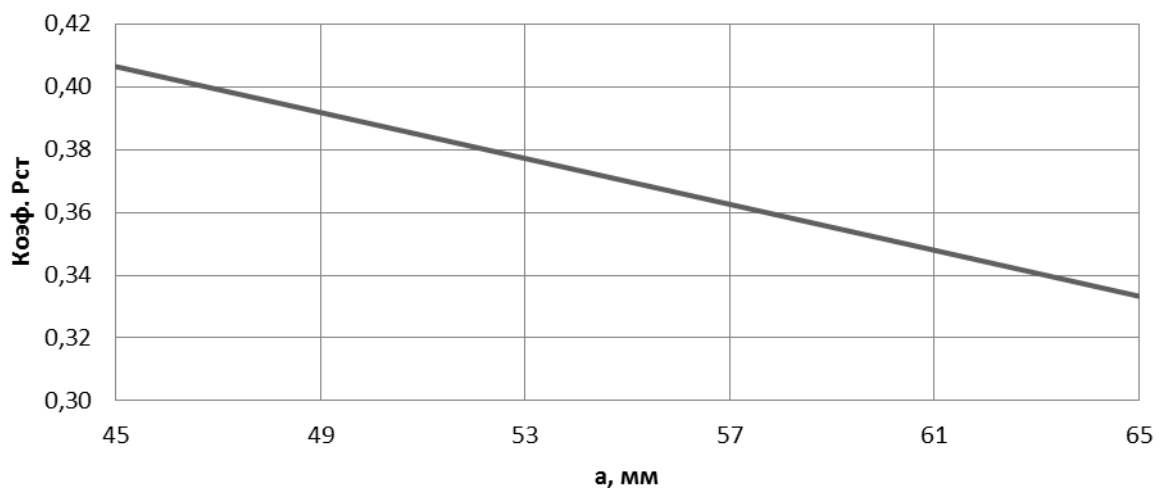


Рисунок 4.8 – Влияние расстояния от начала приемника до отверстий отбора статического давления на величину коэффициента давления

В таблице 4.3 приводятся варианты допусков в зависимости от режимов полета ЛА.

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.

Таблица 4.3 – Варианты допусков в зависимости от скоростных диапазонов работы

Скорости эксплуатации, км/ч	Варианты допусков	
	R, мм	a, мм
до 250	0.5	1.0
до 400	0.1	0.5

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.

Для уменьшения габаритных размеров ДВС отверстия отбора статического давления допускается расположить в районе оси поворота рамки.

Наиболее оптимальной 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. При увеличении угла с 90° до 100° происходит уменьшение момента относительно оси OY на 9%, увеличение относительно оси OZ на 31%. При уменьшении угла с 90° до 80° происходит уменьшение момента относительно оси OY на 14%, относительно оси OZ на 55%.

Величина аэродинамического момента зависит от площади миделевого сечения пластинки при прочих равных условиях (расстояние от центра карданного подвеса и т.д.). В связи с этим при увеличении угла ω между пластинками от минимального ω_{min} до максимального ω_{max} аэродинамический момент M_y уменьшается от максимального $M_{y_{max}}$ до минимального $M_{y_{min}}$ значения, а аэродинамический момент M_z увеличивается от минимального $M_{z_{min}}$ до максимального $M_{z_{max}}$, причем градиенты изменения аэродинамических моментов от угла между пластинками ω разные (рисунок 4.9). Другими словами, угол между пластинками $\omega_{треб}$ выбирается в соответствии с требуемой погрешностью измерения аэродинамических углов и величинами сил трения по осям Y и Z, причем требуемые аэродинамические моменты M_y и M_z могут быть разными.

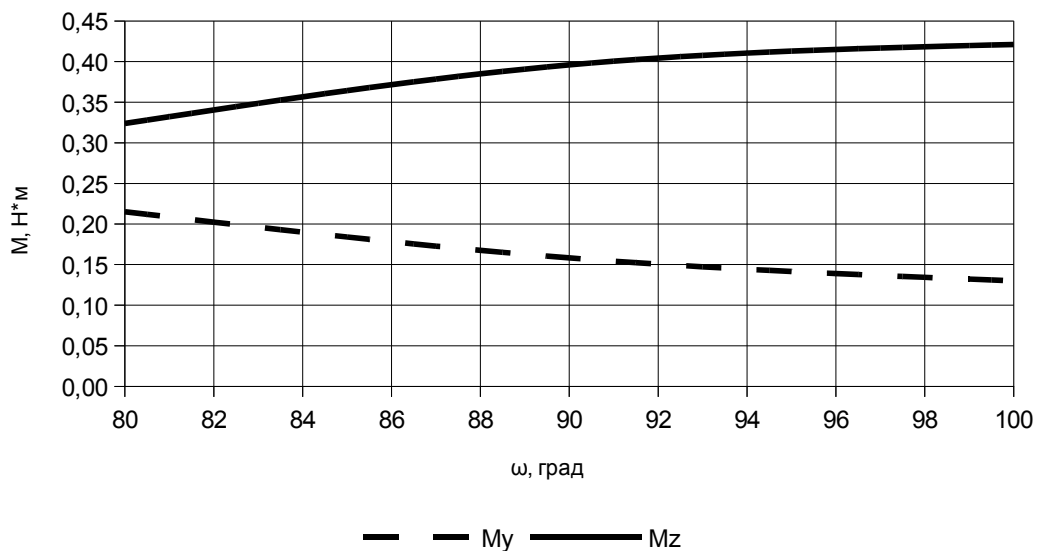


Рисунок 4.9 – Изменение аэродинамических моментов в зависимости от угла между флюгерами

По результатам математического моделирования для выбранной формы пластинок и полученных величин сил трения в кардановом подвесе требуется угол между флюгерами равный 90° , а возможный диапазон изменения угла между флюгерами составляет от 80° до 100° .

В случае переноса отверстий восприятия статического давления с ПВД на рамку в районе оси вращения с целью уменьшения продольного размера рамки и габаритных размеров приемника коэффициент давления равен минус 0,25.

4.2. Методика проектирования ДАП

В ходе проведенных в третьей главе исследований была выработана методика проектирования ДАП с использованием математического моделирования с помощью разработанных моделей и программ моделирования течений газа.

Основным отличием предлагаемой методики разработки от описанной выше в п. 1.2 является дополнительное сокращение времени и средств разработки за счет использования рекомендаций разработчикам и применения математических моделей по выбору конструктивных элементов ДАП, позволяющих оценить конструкцию ДАП еще до проведения математического моделирования.

Во второй главе данной диссертации был разработан комплекс математических моделей для использования при проектировании ДАП с прогнозируемыми точностными характеристиками конструкторскими бюро. Комплекс математических моделей построен по результатам математического моделирования и имеет в своем составе:

- 1) математическую модель внутренней камеры приемника полного давления для выбора диаметра дренажных отверстий в зависимости от допустимой погрешности и требуемого расхода для удаления влаги из камеры торможения (для камер торможения с соотношением площадей дренажных отверстий и входного канала от 0.0089 до 0.2222, скоростей набегающего воздушного потока от 50 до 531 км/ч);
- 2) математические модели цилиндрического приемника воздушных давлений для определения: статического давления, динамического давления, погрешности измерения высоты полета на нулевой высоте, скорости полета, погрешности измерения скорости полета по заранее известным основным геометрическим размерам приемников (для ПВД с радиусом воспринимающей части от 6.5 до 8.5

мм, расстоянием от начала приемника до отверстий отбора статического давления от 45 до 70 мм, углов скоса потока от 0 до 90 град., скорости набегающего воздушного потока от 50 до 250 км/ч);

3) математическую модель приемника воздушных давлений на двухступенном подвесе для вычисления устанавливающего аэродинамического момента в зависимости от угла взаимного расположения крыльевых флюгеров (для ДВС с углами взаимного расположения флюгеров от 80 до 100 град., скоростей набегающего потока от 50 до 400 км/ч, углом поворота подвижной рамки вокруг оси Y от минус 2 до 2 град., углом поворота подвижной рамки вокруг оси Z от 0 до 2 град.).

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

Области применения математических моделей при разработке различных типов датчиков отображено в Таблице 4.4.

Таблица 4.4 – Использование математических моделей при разработке ДАП

Тип датчика	№ модели
ППД	1, 2
ПВД	1, 2
ДВС	1, 2, 3

В настоящее время процесс разработки состоит из следующих этапов:

1) разработка ТЗ на опытно-конструкторские работы (ОКР);

2) проведение ОКР, включающих:

- разработку технической документации (конструкторской и технологической);

- изготовление опытных образцов;

- испытания приемных образцов;

- приемку результатов ОКР;

3) постановку на производство, включающую:

- подготовку производства;

- освоение производства: изготовление установочной серии и квалификационные испытания.

В процессе разработки документации по выбору и проверке новых технических решений, обеспечивающих достижение основных потребительских свойств продукции, могут быть проведены лабораторные, исследовательские, стендовые и другие испытания, а также доводочные испытания экспериментальных и опытных образцов продукции в условиях, имитирующих реальные условия эксплуатации.

В настоящее время процесс проектирования ДАП состоит из следующих этапов (рисунок 4.9):

- 1) анализ технического задания на разработку ДАП;
- 2) разработка предварительной конструкции приемника, подготовка макета ДАП;
- 3) проведение экспериментальных исследований ДАП;

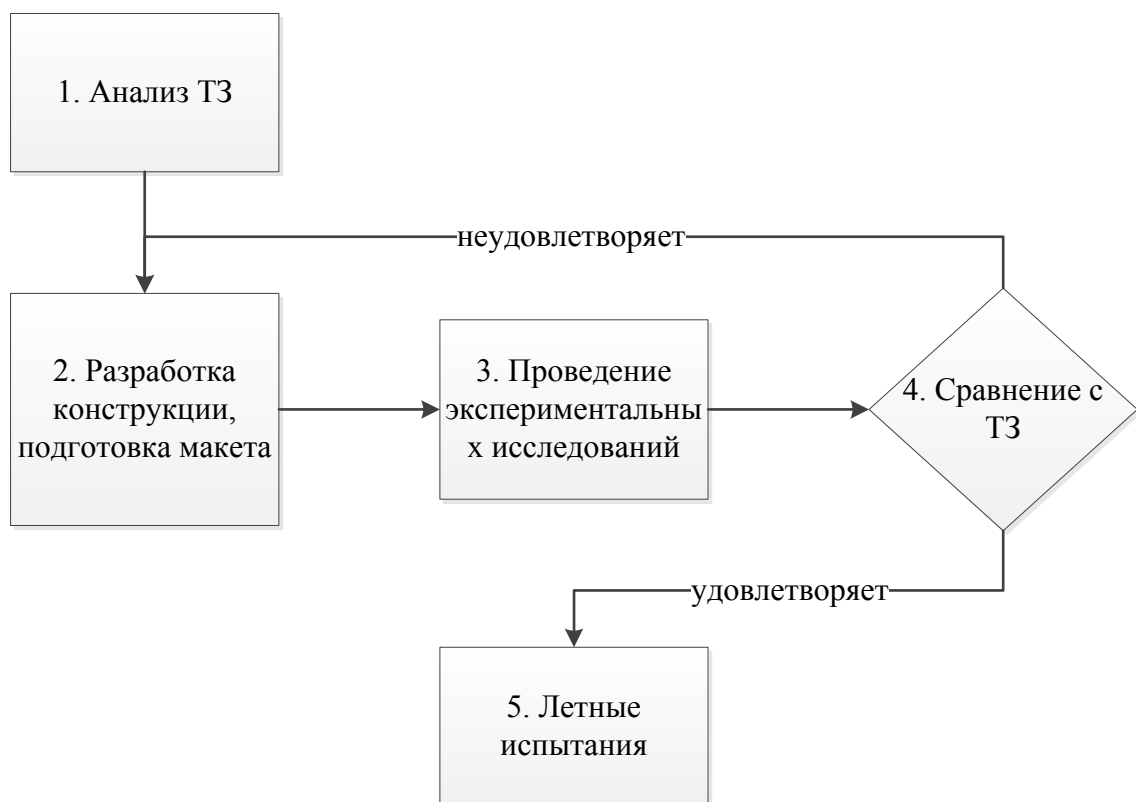


Рисунок 4.10 – Процесс проектирования ДАП существующий

4) 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;

5) летные испытания.

Предлагается скорректировать существующую методику проектирования ДАП следующим образом (рисунок 4.10):

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 (указания по использованию математических моделей приводятся в таблице 4.4);

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.

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 ДАП примерно на 20%.

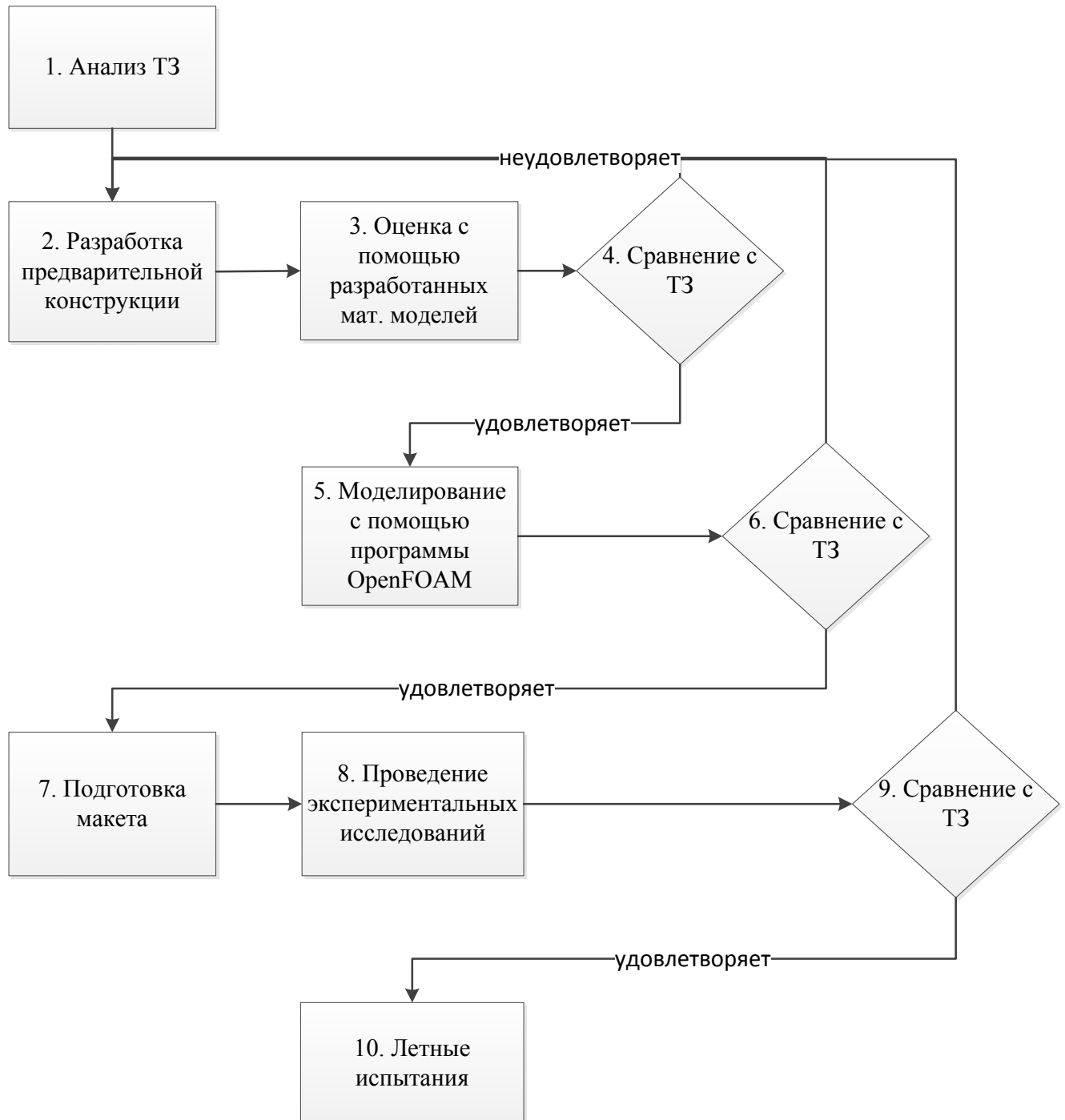


Рисунок 4.11 – Процесс проектирования ДАП предлагаемый

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основные результаты работы можно сформулировать следующим образом.

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. Комплекс математических моделей построен на основании аппроксимации данных, полученных в результате математического моделирования ДАП, и имеет в своем составе:

- математическую модель внутренней камеры приемника полного давления для выбора диаметра дренажных отверстий в зависимости от допустимой погрешности измерения скорости и требуемого расхода для удаления влаги из камеры торможения;
- математическую модель цилиндрического приемника воздушных давлений для определения: статического и динамического давлений, погрешности

измерения высоты и скорости полета по заранее известным основным геометрическим параметрам приемников;

– математическая модель приемника воздушных давлений на двухступенном подвесе для вычисления устанавливающего аэродинамического момента в зависимости от угла взаимного расположения крыльевых флюгеров.

Комплекс математических моделей обеспечивает:

– вычисление полного давления, приборной скорости, погрешности приборной скорости, расхода воздуха через дренажные отверстия, при нулевых углах скоса потока за счет расхода воздуха через дренажные отверстия при различных соотношениях площадей дренажных и входного отверстий, скоростях потока;

– вычисление статического и полного давлений, погрешности определения высоты, скорости и погрешности скорости полета при различном радиусе цилиндрической воспринимающей части приемника, расстоянии от начала приемника до отверстий отбора статического давления, скорости набегающего воздушного потока, углах скоса потока;

– вычисление устанавливающих аэродинамических моментов подвижной рамки ДВС при изменяющихся углах между флюгерами, скорости набегающего воздушного потока, угла поворота подвижной рамки вокруг осей.

5. Полученные математические модели позволят 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 [79, 80].

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.

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» [33, 68].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абрамович, Г.Н. Теория турбулентных струй / Г.Н. Абрамович. – М. : Физматгиз, 2011. – 720 с.
2. Абрамович, Г.Н. Прикладная газовая динамика / Г.Н. Абрамович. – М. : Наука, 1991. – 600 с.
3. Авиационные приборы и измерительные системы / Под ред. В.Г. Воробьева. – М. : Транспорт, 1981.
4. Аксенов, А.А. Применение программного комплекса FlowVision для моделирования режимов глиссирования самолета-амфибии [Электронный ресурс] / А.А. Аксенов, В.В. Шмелев, П.В. Сафронов, Ю.П. Ледовский // САПР и графика. – 2007. – Режим доступа: http://www.tesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv_sapr0307.pdf.
5. Аксенов, А.А. Применение программного комплекса FlowVision для проектирования авиакосмических конструкций [Электронный ресурс] / А.А. Аксенов, В.Н. Коньшин // САПР и графика. – 2004. – Режим доступа: http://www.tesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv_sapr1104.pdf.
6. Александров, В.Г. Справочник инженера по авиационному и радиоэлектронному оборудованию самолетов и вертолетов / В.Г. Александров, Б.И. Базанов, А.В. Майоров и др. Под. ред. В.Г. Александрова. – М. : Транспорт, 1978. – 640 с.
7. Ашихмин, В.Н. Введение в математическое моделирование: Учеб. пособие / В.Н. Ашихмин, М.Б. Гитман, И.Э. Келлер, О.Б. Наймарк, В.Ю. Столбов, П.В. Трусов, П.Г. Фрик; под ред. П.В. Трусова. – М. : Логос, 2005. – 440 с.
8. Аэромеханика самолета: Динамика полета: Учебник для авиационных вузов / А.Ф. Бочкарев, В.В. Андреевский, В.М. Белоконов и др.; Под ред. А.Ф. Бочкарева и В.В. Андреевского. 2-е изд. перераб. и доп. – М. : Машиностроение 1985. – 360 с.

9. Базов, Д.И. Аэродинамика вертолетов / Д.И. Базов. – М. : Транспорт, 1969. – 196 с.
10. Безопасность полетов / Сакач Р.В., Зубков Б.В., Давиденко М.Ф. и др.; Под ред. Р.В. Сакача. – М. : Транспорт, 1989. – 239 с.
11. Боднер, В.А. Приборы первичной информации: Учебник для авиационных вузов / В. А. Боднер. – М. : Машиностроение, 1981.
12. Боднер, В.А. Теория автоматического управления полетом / В.А. Боднер. – М. : Наука, 1964. – 698 с.
13. Браславский, Д.А. Приборы и датчики летательных аппаратов / Д.А. Браславский. – М. : Машиностроение, 1970. – 391 с.
14. Бриверман, А.С. Динамика вертолета. Предельные режимы полета / А.С. Бриверман, А.П. Вайнтриб. – М. : Машиностроение, 1988. – 280 с.
15. Брюшгенс, Г.С. Аэродинамика самолета: Динамика продольного и бокового движения / Г.С. Брюшгенс, Р.В. Студнев. – М. : Машиностроение, 1979. – 352 с.
16. Веников, В.А. Теория подобия и моделирования (применительно к задачам электроэнергетики) : учеб. пособие для вузов. Изд. 2-е, доп. и перераб. / В.А. Веников. – М. : Высш. Школа, 1976. – 479 с. с ил.
17. Володко, А.М. Безопасность полетов вертолетов / А.М. Володко. – М. : Транспорт, 1981. – 223 с.
18. Воробьев, В.Г. Технические средства и методы обеспечения безопасности полетов / В.Г. Воробьев, Б.В. Зубков, Б.Д. Уриновский. – М. : Транспорт, 1989. – 151 с.
19. ГОСТ 20058–80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. – М. : Издательство стандартов, 1981. – 54 с.
20. ГОСТ 2.103–68 Единая система конструкторской документации. Основные положения. – М. : Стандартиформ, 2007. – 3 с.
21. ГОСТ 3295–73. Таблицы гипсометрические для геопотенциальных высот до 50000 м. Параметры. – М. : Издательство стандартов, 1974. – 78 с.

22. ГОСТ 4401–81. Атмосфера стандартная. Параметры. – М. : Издательство стандартов, 1981. – 182 с.
23. ГОСТ 5212–74. Таблица аэродинамическая. Динамические давления и температуры торможения воздуха для скорости полета от 10 до 4000 км/ч. Параметры. – М. : Издательство стандартов, 1974. – 239 с.
24. Дейч, М.Е. Техническая газодинамика / М.Е. Дейч. – М. : Энергия, 1974. – 592 с.
25. Дядькин, А.А. Опыт использования программы программного комплекса FlowVision в процессе проектирования ракетно-космической техники в РКК «Энергия» им. С.П. Королева [Электронный ресурс] / А.А. Дядькин, Т.В. Симакова // РКК «Энергия». – Режим доступа: http://www.tesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv_energia_07_1.pdf.
26. Ельчанинова, А.Н. Опыт использования программы «FlowVision» для расчета внешнего обтекания [Электронный ресурс] / А.Н. Ельчанинова, А.В. Лысенков, В.М. Поляков // Инженерные системы 2004. – 2004. – Режим доступа: http://www.tesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/avia_step_04.pdf.
27. 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.
28. Ефимов, И.П. Исследование и синтез приемников воздушных давлений для малых дозвуковых скоростей: дис. ... канд. техн. наук : 05.13.05 / Ефимов Иван Петрович. – Ульяновск, 1995. – 250 с.
29. Ефимов, И.П. К расчету проточных приемников воздушных давлений / И.П. Ефимов, В.А. Мишин – Ульяновск, 1994. Деп. в ВИНТИ ДР5173 – пр. 07.94. – 14 с.

30. Ефимов, И.П. Математическая модель проточного приемника воздушных давлений / И.П. Ефимов, Г.А. Конюхов, Н.Г. Федоров – Ульяновск, 1994. Деп. в ВИНТИ ДР5129 – пр. 07.93. – 16 с.
31. Ефимов, И.П. Математическая модель проточного приемника воздушных давлений с учетом концевго эффекта / И.П. Ефимов, Н.Г. Федоров // 27-я научно-техническая конференция Ульяновского политехнического института: Тез. докл., Ульяновск, 1993. – Ч.2, С. 52 – 54.
32. Ефимов, И.П. Моделирование первичных преобразователей давлений систем воздушных сигналов / И.П. Ефимов, В.А. Мишин // Труды международной научно-технической конференции «Непрерывно логические и нейронные сети и модели», Ульяновск, 1995. – Т.3, С. 50.
33. Ефимов, И.П. Основы моделирования газодинамических течений : сборник лабораторных работ для студентов специальности 20010365 / сост. И.П. Ефимов, В.Н. Моисеев, М.Ю. Сорокин. – Ульяновск : УлГТУ, 2013. – 45 с. – Режим доступа: <http://ofap.ulstu.ru/1400>.
34. 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.
35. Жулев, В.И. Безопасность полетов летательных аппаратов / В.И. Жулев, В.С. Иванов. – М. : Транспорт, 1986. – 224 с.
36. Засухин, И.Н. Приборы для измерения скорости воздуха в вентиляционных приборах различного назначения / И.Н. Засухин, В.Г. Бернадский // Измерительная техника. –1991. – №10 – С.38-40.
37. Идельчик, И.Е. Аэродинамика потока и потери напора в диффузорах / И.Е. Идельчик // Промышленная аэродинамика. – 1947. – №3. С.132-209.
38. Идельчик, И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. 3-е изд., перераб. и доп. / И.Е. Идельчик – М. : Машиностроение, 1992. – 672 с.

39. Исследование приемников давления для вертолетов : отчет о НИР / Научн. рук. Н.Г. Федоров, Исп. Г.А. Конюхов, К.Н. Сорокин, Н.В. Короткова. – №12-2/84. №ГР 0182.6025057, Ульяновск : УлПИ, 1985. – 92 с.
40. Исследование систем восприятия первичных аэрометрических параметров в нестационарных потоках : отчет о НИР / Научн. рук. Н.Г. Федоров, Исп. Е.В. Антонец, Г.А. Конюхов, Г.В. Великов, И.П. Ефимов. – №12-38/88. №ГР 01880026757, Ульяновск : УлПИ, 1990. – 88 с.
41. Исследования требований к характеристикам устойчивости и управляемости самолетов : труды ЦАГИ. – вып. 2312, 1986. – 156с.
42. 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.
43. Истомин, Д.А. Проектирование приемников статического давления / Д.А. Истомин, 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.
44. Истомин, Д.А. Проектирование приемников воздушных давлений [Электронный ресурс] / Д.А. Истомин, И.П. Ефимов, М.Ю. Сорокин // ОАО «УКБП». – Режим доступа: http://www.tesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv_es09_ukbp.pdf.
45. Качурин, Л.Г. Методы метеорологических измерений. Методы зондирования атмосферы / Л.Г. Качурин. – Л. : Гидрометеизда, 1985. – 456с.
46. Ключев, Г.И. Авиационные приборы и системы: Учебное пособие / Г.И. Ключев, Н.Н. Макаров, В.М. Солдаткин. – Ульяновск : УлГТУ, 2000. – 343 с.
47. Ключев, Г.И. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов: учебное пособие/ Г.И. Ключев, Н.Н. Макаров, В.М. Солдаткин, И.П. Ефимов; под. ред. В.А. Мишина. – Ульяновск : УлГТУ, 2005. – 509 с.
48. Козицин, В.К. Алгоритмическое обеспечение систем воздушных сигналов вертолета на основе свободно ориентированного приемника давлений / В.К. Козицин // Авиационная техника. – 2004. – Вып. 4.

49. Конюхов, Г.А. Математические модели потерь энергии на конфузорных и диффузорных участках приемников воздушных давлений / Г.А. Конюхов // 27-я научно-техническая конференция УлПИ: Тез. докл., Ульяновск, 1993. – Ч.2. – С.55.
50. Лебедев, А.А. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов / А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. – М. : Оборонгиз, 1962. 548 с.
51. Мартынов, А.К. Прикладная аэродинамика / А.К. Мартынов. – М. : Машиностроение, 1972. – 448 с.
52. Михалев, И.А. Системы автоматического управления самолетом / И.А. Михалев, В.Н. Окоемов, М.О. Чикулаев. Издан. 2-е, перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1987. – 240 с.
53. Михалев, И.А. Системы автоматической посадки / И.А. Михалев, Б.Н. Окаемов, М.С. Чикучаев. – М. : Машиностроение, 1975. – 416 с.
54. 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.
55. 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.
56. 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.
57. 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.

58. 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.

59. 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.

60. 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.

61. 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.

62. 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.

63. 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.

64. 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.

65. 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.

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

67. 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.

68. Моисеев, В.Н. Математическое моделирование обтекания аэродинамических тел средствами OpenFOAM : сборник лабораторных работ для студентов специальности 20010365 / сост. В.Н. Моисеев, М.Ю. Сорокин, И.П. Ефимов. – Ульяновск : УлГТУ, 2013. – 47 с.

69. Навигационно-пилотажные приборы / Ю.А. Гаськевич, А.В. Калашников, Н.Ф. Калинин, З.З. Мирошкина, О.Н. Мыльникова, Г.М. Лафазан, В.П. Сельдяков, А.И. Шехтман; под. ред. Р.Г. Чачикян, А.В. Дмитриев. – Москва : Машиностроение, 1973. – 388 с.
70. Определение погрешности восприятия полного давления приемниками ППД-С1, ППД-С1-вариант 1, ППД-1М, ПВД фирмы Нарго : научно-технический отчет / И.В. Егоров, С.И. Коновалов, А.Б. Миллер, Ю.Ф. Потапов, Я.Ш. Флакман. – Жуковский : ФГУП «ЦАГИ», 2010. – 29 с.
71. Осадчий, Е.П. Погрешности датчиков: Учебное пособие / Е.П. Осадчий, В.И. Карпов, Н.В. Мясникова. – Пенза : ПГТУ, 1993.
72. Основы метрологии и теории точности измерительных устройств / В.П. Коротков, Б.А. Тайц. – М.: Издательство стандартов, 1978.
73. Особенности использования FlowVision в условиях КБ [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.tesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/energia_04.pdf.
74. Острославский, И.В. Аэродинамика самолета / И.В. Острославский. – М. : Оборонгиз, 1957. – 560 с.
75. Острославский, И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов / И.В. Острославский, И.В.Стражева. – М. : Машиностроение, 1969. – 499 с.
76. Официальный сайт программы Ansys. – Режим доступа: <http://www.ansys.com>.
77. Официальный сайт программы FlowVision. – Режим доступа: <http://www.flowvision.ru>.
78. Официальный сайт программы OpenFOAM. – Режим доступа: <http://www.openfoam.com>.
79. 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.

80. Пат. 135813 Российская Федерация, 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» – №2013121143/28; заяв. 07.05.2013; опубл. 20.12.2013.

81. Пейн, П.Р. Динамика и аэродинамика вертолета / П.Р. Пейн. – М. : Оборонгиз, 1963.

82. Петунин, А.Н. Методы и техника измерений параметров газового потока (приемники давления и скоростного напора) / А.Н. Петунин. – Москва : Машиностроение, 1972. – 332 с.

83. Печенюк, А.В. Численное моделирование обтекания крыла конечного размаха с аэродинамическим профилем НАСА-2406 потоком несжимаемой жидкости при малых числах Маха [Электронный ресурс] / А.В. Печенюк // ООО «Digital Marine Technology». – Режим доступа: http://www.tesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv_nasa2406.pdf.

84. Приборостроение и средства автоматики: Справочник / Под общ. ред. А.Н. Гаврилова. – М. : Машиностроение, 1964. Т.2, кн.1. – 569с.

85. Пушкин С.Г. Погрешность восприятия полного давления приемником с протоком в камере торможения / С.Г. Пушкин, Е.Г. Харин, В.Р. Кожурин, Л.Л. Ловицкий // Авиакосмическое приборостроение. – 2010. – №5. – С. 3-8.

86. Попов, С.Г. Измерение воздушных потоков / С.Г. Попов. – М. : Гостехиздат, 1947. – 342 с.

87. Ромасевич, В.Ф. Практическая аэродинамика вертолетов / В.Ф. Ромасевич, Г.А. Самойлов. – М. : Воениздат, 1980 – 384 с.

88. Семенов, А.В. Компьютерное моделирование флюгерного датчика скорости вертолета / А.В. Семенов, И.П. Ефимов // Датчики и системы. – 2007. – №11. – с. 14-16.

89. Семенов, А.В. Повышение точности и помехозащищенности элементов бортовых систем обеспечения безопасности полета летательных аппаратов : дис. ... канд. техн. наук : 05.13.05 / Семенов Алексей Владимирович. – Ульяновск, 2008. – 281 с.
90. Семенов, А.В. Математическая модель формирования составляющих вектора воздушной скорости вертолета / А.В. Семенов // Датчики и системы. – 2007. – №12. – С. 43-46.
91. Сытин, Е.Д. Авиационное и радиоэлектронное оборудование вертолета К-26 / Е.Д. Сытин, К.П. Чупина, С.И. Шполянский, В.П. Янин. – М. : Транспорт, 1976. – 263 с.
92. Сергель, О.С. Прикладная гидрогазодинамика / О.С. Сергель. – М. : Машиностроение, 1981. – 374 с.
93. Солдаткин, В.М. Система воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного аэрометрического приемника и информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта : монография / В.М. Солдаткин. – Казань : КГТУ, 2012. – 284 с.
94. Солдаткин, В.М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов / В.М. Солдаткин. – Казань : КГТУ, 2001. – 448 с.
95. Стрижов, В.В. Методы выбора регрессионных моделей / В.В. Стрижов, Е.А. Крымова. – Москва : Вычислительный центр РАН, 2010. – 60 с.
96. Таленс, Я.Ф. Работа конструктора / Я.Ф. Таленс // Ленинград : Машиностроение, 1987.
97. Теория автоматического управления / Под. ред. А.В. Нетушила. Учебник для вузов. Изд. 2-ое, доп. И перераб. – М. : Высшая школа, 1976. – 400 с.
98. Фабрикант, Н.Я. Аэродинамика / Н.Я. Фабрикант, М. : Наука, 1964.
99. Федоров, Н.Г. Исследование возможности расширения диапазона измерения скорости летательного аппарата дис. ... канд. техн. наук 05.13.05 / Федоров Николай Герасимович. – Казань, 1973. – 19 с.

100. Хиврич, И.Г. Автоматизированное вождение воздушных судов / И.Г. Хиврич, А.М. Белкин. – М. : Транспорт, 1985. – 328 с.
101. Экспериментальное исследование погрешности восприятия полного и статического давления приемником ПВД-КЗ-1 : научно-технический отчет / И.В. Егоров, С.И. Коновалов, А.Б. Миллер, Ю.Ф. Потапов, Я.Ш. Флакман. – Жуковский : ФГУП «ЦАГИ», 2010. – 40 с.
102. Andradóttir, S. Introduction to modeling and simulation / S. Andradóttir, K.J. Healy, D.H. Withers, B.L. Nelson // Winter Simulation Conference. – 1997.
103. Contributions of CFD to the 787 – and Future Needs : Technical Report / Douglas N. Ball, 2008.
104. Measurement of Aircraft Speed and Altitude : NASA Reference Publication 1046 / William Gracey, 1980.
105. Measurement of static pressure on aircraft : Technical Report 1364 / William Gracey, 1958.
106. Wind-tunnel investigation of a number of total-pressure tubes at high angles of attack subsonic, transonic and supersonic speeds : Technical Report 1303 / William Gracey, 1956.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1. Акт внедрения

ПРИЛОЖЕНИЕ 2. Пример расчетной задачи моделирования макета ППД в программы OpenFOAM. Модель турбулентности kOmegaSST, решатель simpleFoam

Содержимое папки /0 :

Файл k:

FoamFile

```
{
  version    2.0;
  format     ascii;
  class      volScalarField;
  location   "0";
  object     k;
}
dimensions   [0 2 -2 0 0 0 0];
internalField uniform 0.28;//0.47;
boundaryField
{
  inlet
  {
    type      fixedValue;
    value      $internalField;
  }
  outlet
  {
    type      inletOutlet;
    inletValue $internalField;
    value      $internalField;
  }
  side_wall
  {
    type      slip;
  }
  down_wall
  {
    type      kqRWallFunction;
    value      $internalField;
  }
  full_trube
  {
    type      kqRWallFunction;
    value      uniform 0;
  }
  ppd
  {
    type      kqRWallFunction;
    value      uniform 0;
  }
  full_holes
  {
    type      kqRWallFunction;
```

```

    value      uniform 0;
}
full_ppd
{
    type      kqRWallFunction;
    value      uniform 0;
}
inlet_right
{
    type      slip;
}
outlet_left
{
    type      slip;
}
}
Файл omega:
FoamFile
{
    version    2.0;
    format     ascii;
    class      volScalarField;
    location   "0";
    object     omega;
}
dimensions    [0 0 -1 0 0 0 0];
internalField uniform 10.6;
boundaryField
{
    inlet
    {
        type      fixedValue;
        value      $internalField;
    }
    outlet
    {
        type      inletOutlet;
        inletValue  $internalField;
        value      $internalField;
    }
    side_wall
    {
        type      slip;
    }
    down_wall
    {
        type      omegaWallFunction;
        value      $internalField;
    }
    full_trube
    {
        type      omegaWallFunction;

```

```

        value      $internalField;
    }
    ppd
    {
        type        omegaWallFunction;
        value      $internalField;
    }
    full_holes
    {
        type        omegaWallFunction;
        value      $internalField;
    }
    full_ppd
    {
        type        omegaWallFunction;
        value      $internalField;
    }
    inlet_right
    {
        type        slip;
    }
    outlet_left
    {
        type        slip;
    }
}
Файл p:
FoamFile
{
    version      2.0;
    format        ascii;
    class        volScalarField;
    object        p;
}
dimensions      [0 2 -2 0 0 0 0];
internalField    uniform 0;
boundaryField
{
    inlet
    {
        type        zeroGradient;
    }
    inlet_right
    {
        type        slip;
    }
    outlet
    {
        type        fixedValue;
        value      $internalField;
    }
    outlet_left

```

```

{
    type        slip;
}
down_wall
{
    type        zeroGradient;
}
side_wall
{
    type        slip;
}
full_trube
{
    type        zeroGradient;
}
ppd
{
    type        zeroGradient;
}
full_holes
{
    type        zeroGradient;
}
full_ppd
{
    type        zeroGradient;
}
}
Файл U:
FoamFile
{
    version     2.0;
    format      ascii;
    class       volVectorField;
    object      U;
}
dimensions     [0 1 -1 0 0 0 0];
internalField   uniform (29.19 0 0);
boundaryField
{
    inlet
    {
        type        fixedValue;
        value        $internalField;
    }
    inlet_right
    {
        type        slip;
    }
    outlet
    {
        type        inletOutlet;
    }
}

```

```

    inletValue    uniform (0 0 0);
    value         $internalField;
}
outlet_left
{
    type          slip;
}
down_wall
{
    type          fixedValue;
    value         $internalField;
}
side_wall
{
    type          slip;
}

full_trube
{
    type          fixedValue;
    value         uniform (0 0 0);
}
ppd
{
    type          fixedValue;
    value         uniform (0 0 0);
}
full_holes
{
    type          fixedValue;
    value         uniform (0 0 0);
}
full_ppd
{
    type          fixedValue;
    value         uniform (0 0 0);
}
}

```

Содержимое папки /constant :

Файл RASProperties:

FoamFile

```
{
    version    2.0;
    format     ascii;
    class      dictionary;
    location   "constant";
    object     RASProperties;
}
RASModel     kOmegaSST;
turbulence   on;
printCoeffs  on;
```

Файл transportProperties:

FoamFile

```
{
    version    2.0;
    format     ascii;
    class      dictionary;
    location   "constant";
    object     transportProperties;
}
transportModel Newtonian;
rho          rho [ 1 -3 0 0 0 0 ] 1.1945;
nu           nu [ 0 2 -1 0 0 0 ] 14.607e-06;
CrossPowerLawCoeffs
{
    nu0       nu0 [ 0 2 -1 0 0 0 ] 1e-06;
    nuInf     nuInf [ 0 2 -1 0 0 0 ] 1e-06;
    m         m [ 0 0 1 0 0 0 ] 1;
    n         n [ 0 0 0 0 0 0 ] 1;
}
BirdCarreauCoeffs
{
    nu0       nu0 [ 0 2 -1 0 0 0 ] 1e-06;
    nuInf     nuInf [ 0 2 -1 0 0 0 ] 1e-06;
    k         k [ 0 0 1 0 0 0 ] 0;
    n         n [ 0 0 0 0 0 0 ] 1;
}
```


Содержимое папки /system:

Файл controlDict:

```
FoamFile
{
    version    2.0;
    format     ascii;
    class      dictionary;
    location   "system";
    object     controlDict;
}
application    simpleFoam;
startFrom      startTime;
startTime      0;
stopAt         endTime;
endTime        2000;
deltaT         1;
writeControl    timeStep;
writeInterval   10;//2000;
purgeWrite     0;
writeFormat     ascii;
writePrecision  6;
writeCompression compressed;
timeFormat      general;
timePrecision   6;
runTimeModifiable yes;
functions
{
    pres
    {
        type          faceSource;
        functionObjectLibs ("libfieldFunctionObjects.so");
        enabled        true;
        outputControl   timeStep;//timeStep; outputTime
        outputInterval  1;
        log             true;//true
        valueOutput     false;//true
        source          patch;
        sourceName       full_trube;
        operation        areaAverage;//weightedAverage;
        weightField      p;
        fields           ( p );
    }
}
}
```

Файл decomposeParDict:

```
FoamFile
{
    version    2.0;
    format     ascii;
    class      dictionary;
    location   "system";
    object     decomposeParDict;
}
```

```

numberOfSubdomains 4;
method      scotch;
distributed  no;
roots      ( );
Файл fvSchemes:
FoamFile
{
    version 2.0;
    format  ascii;
    class   dictionary;
    location "system";
    object   fvSchemes;
}
ddtSchemes
{
    default      steadyState;
}
gradSchemes
{
    default      Gauss linear;
}

divSchemes
{
    default      Gauss upwind;
    div(phi,U)    Gauss linearUpwindV grad(U);//limitedLinearV 1;//
    div((nuEff*dev(T(grad(U)))) Gauss linear;
}
laplacianSchemes
{
    default      Gauss linear corrected;
}
interpolationSchemes
{
    default      linear;
    interpolate(U) linear;
}

snGradSchemes
{
    default      corrected;
}
fluxRequired
{
    default      no;
    p            ;
}

```

Файл fvSolution:

FoamFile

```
{
  version    2.0;
  format     ascii;
  class      dictionary;
  location   "system";
  object     fvSolution;
}
solvers
{
  p
  {
    solver      GAMG;
    tolerance   1e-12;
    relTol      0.01;
    smoother    GaussSeidel;
    nPreSweeps  0;
    nPostSweeps 2;
    cacheAgglomeration true;
    nCellsInCoarsestLevel 10;
    agglomerator  faceAreaPair;
    mergeLevels  1;
  };
  "(U|k|epsilon|omega|nuTilda)"
  {
    solver      smoothSolver;
    smoother    GaussSeidel;
    nSweeps     2;
  //   solver      PBiCG;
  //   preconditioner DILU;
    tolerance   1e-12;
    relTol      0.1;
  };
}
SIMPLE
{
  nNonOrthogonalCorrectors 2;
  pRefCell 0;
  pRefValue 0;

  residualControl
  {
    p      1e-5;
    U      1e-5;
    "(k|epsilon|omega|nuTilda)" 1e-5;
  }
}
potentialFlow
{
  nNonOrthogonalCorrectors 15;
}
```

```
relaxationFactors
{
  default      0;
  p            0.2;
  U            0.6;
  "(k|epsilon|omega|nuTilda)" 0.3;
}
```

ПРИЛОЖЕНИЕ 3. Таблицы с результатами математического моделирования ПВД со скошенным носиком при различных вариантах расположения отверстий отбора статического давления

Таблица П.3.1 – ПВД со скошенным носиком Вариант 1

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	P_d , Па	$\overline{P_d}$	$P_{ст}$, Па	$\overline{P_{ст}}$	$V_{пп}$, км/ч	$\Delta V_{пп}$, км/ч	ΔH , м
-90	50	0.00	-127.11	-1.08	-42.91	-0.36			-5.95
-80	50	8.69	-106.27	-0.90	-58.91	-0.50			-8.17
-70	50	17.11	-64.08	-0.54	-67.50	-0.57	8.50	-8.60	-9.36
-60	50	25.00	-9.21	-0.08	-61.42	-0.52	33.23	8.23	-8.52
-50	50	32.14	40.57	0.34	-48.95	-0.41	43.52	11.37	-6.79
-40	50	38.30	70.29	0.59	-48.07	-0.41	50.03	11.73	-6.66
-30	50	43.30	95.44	0.81	-31.21	-0.26	51.76	8.45	-4.33
-20	50	46.99	109.96	0.93	-13.40	-0.11	51.08	4.09	-1.86
-10	50	49.24	116.52	0.99	-0.87	-0.01	49.83	0.59	-0.12
0	50	50.00	116.98	0.99	3.25	0.03	49.05	-0.95	0.45
10	50	49.24	116.87	0.99	-0.02	0.00	49.72	0.48	0.00
20	50	46.99	117.73	1.00	-12.35	-0.10	52.45	5.47	-1.71
30	50	43.30	116.39	0.99	-23.04	-0.20	54.30	11.00	-3.20
40	50	38.30	106.16	0.90	-34.27	-0.29	54.50	16.19	-4.75
50	50	32.14	87.76	0.74	-53.02	-0.45	54.56	22.42	-7.35
60	50	25.00	58.28	0.49	-70.26	-0.59	52.14	27.14	-9.74
70	50	17.11	19.23	0.16	-55.73	-0.47	39.82	22.71	-7.73
80	50	8.69	-33.36	-0.28	-59.28	-0.50	23.42	14.73	-8.22
90	50	0.00	-83.21	-0.70	-44.06	-0.37			-6.11
-30	150	129.91	862.99	0.81	-267.72	-0.25	154.37	24.46	-37.12
-20	150	140.96	994.04	0.93	-120.55	-0.11	153.27	12.31	-16.71
-10	150	147.72	1051.79	0.99	-0.59	0.00	148.95	1.23	-0.08
0	150	150.00	1054.49	0.99	32.01	0.03	146.82	-3.18	4.44
10	150	147.72	1054.18	0.99	5.53	0.01	148.68	0.96	0.77
20	150	140.96	1062.09	1.00	-108.40	-0.10	157.05	16.10	-15.03
30	150	129.91	1050.48	0.99	-188.08	-0.18	161.53	31.63	-26.08
-30	250	216.51	2403.84	0.81	-776.38	-0.26	257.97	41.46	-107.64
-20	250	234.93	2764.02	0.94	-317.18	-0.11	253.97	19.04	-43.97
-10	250	246.20	2924.57	0.99	-0.65	0.00	247.52	1.32	-0.09
0	250	250.00	2931.80	0.99	88.64	0.03	244.06	-5.94	12.29
10	250	246.20	2929.99	0.99	15.25	0.01	247.08	0.88	2.11
20	250	234.93	2952.42	1.00	-288.84	-0.10	260.41	25.48	-40.05
30	250	216.51	2922.70	0.99	-642.97	-0.22	272.98	56.47	-89.14

Таблица ПЗ.2 – ПВД со скошенным носиком Вариант 2

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	P_d , Па	$\overline{P_d}$	P_{CT} , Па	$\overline{P_{CT}}$	V_{PP} , км/ч	ΔV_{PP} , км/ч	ΔH , м
-90	50	0.00	-125.78	-1.06	-58.60	-0.50			-8.13
-80	50	8.69	-105.73	-0.89	-79.64	-0.67			-11.04
-70	50	17.11	-62.90	-0.53	-95.05	-0.80	26.08	8.97	-13.18
-60	50	25.00	-9.13	-0.08	-96.52	-0.82	42.99	17.99	-13.38
-50	50	32.14	40.78	0.35	-80.91	-0.68	50.73	18.59	-11.22
-40	50	38.30	69.57	0.59	-69.53	-0.59	54.24	15.93	-9.64
-30	50	43.30	95.18	0.81	-48.60	-0.41	55.14	11.84	-6.74
-20	50	46.99	110.61	0.94	-25.19	-0.21	53.59	6.60	-3.49
-10	50	49.24	116.80	0.99	-1.73	-0.01	50.07	0.83	-0.24
0	50	50.00	117.15	0.99	2.82	0.02	49.17	-0.83	0.39
10	50	49.24	117.97	1.00	2.87	0.02	49.34	0.10	0.40
20	50	46.99	117.78	1.00	2.50	0.02	49.38	2.39	0.35
30	50	43.30	116.01	0.98	1.91	0.02	49.12	5.82	0.26
40	50	38.30	106.15	0.90	2.50	0.02	46.82	8.52	0.35
50	50	32.14	88.80	0.75	1.27	0.01	43.03	10.89	0.18
60	50	25.00	57.87	0.49	-0.94	-0.01	35.27	10.27	-0.13
70	50	17.11	20.08	0.17	7.79	0.07	16.12	-0.98	1.08
80	50	8.69	-34.75	-0.29	10.41	0.09			1.44
90	50	0.00	-78.19	-0.66	18.91	0.16			2.62

Таблица ПЗ.3 – ПВД со скошенным носиком Вариант 3

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	P_d , Па	$\overline{P_d}$	P_{CT} , Па	$\overline{P_{CT}}$	V_{PP} , км/ч	ΔV_{PP} , км/ч	ΔH , м
-90	50	0.00	-130.41	-1.10	-24.78	-0.21			-3.44
-80	50	8.69	-97.15	-0.82	-47.68	-0.40			-6.61
-70	50	17.11	-63.20	-0.53	-52.25	-0.44			-7.24
-60	50	25.00	-10.93	-0.09	-47.27	-0.40	27.73	2.73	-6.55
-50	50	32.14	40.40	0.34	-35.15	-0.30	39.98	7.83	-4.87
-40	50	38.30	70.33	0.60	-30.29	-0.26	46.13	7.83	-4.20
-30	50	43.30	95.31	0.81	-24.14	-0.20	50.26	6.96	-3.35
-20	50	46.99	110.45	0.93	-14.15	-0.12	51.33	4.35	-1.96
-10	50	49.24	117.28	0.99	0.16	0.00	49.77	0.53	0.02
0	50	50.00	118.37	1.00	2.65	0.02	49.47	-0.53	0.37
10	50	49.24	117.60	1.00	3.65	0.03	49.09	-0.15	0.51
20	50	46.99	117.56	1.00	-3.12	-0.03	50.52	3.54	-0.43
30	50	43.30	116.26	0.98	-1.74	-0.01	49.96	6.66	-0.24
40	50	38.30	105.94	0.90	-20.57	-0.17	51.73	13.42	-2.85
50	50	32.14	88.04	0.75	-23.01	-0.19	48.46	16.32	-3.19
60	50	25.00	62.83	0.53	-27.64	-0.23	43.74	18.74	-3.83
70	50	17.11	16.86	0.14	-27.00	-0.23	30.46	13.35	-3.74
80	50	8.69	-35.41	-0.30	-25.33	-0.21			-3.51
90	50	0.00	-82.81	-0.70	-12.91	-0.11			-1.79

Таблица ПЗ.4 – ПВД со скошенным носиком Вариант 4

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	P_D , Па	$\overline{P_D}$	P_{CT} , Па	$\overline{P_{CT}}$	V_{IP} , км/ч	ΔV_{IP} , км/ч	ΔH , м
-90	50	0.00	-127.88	-1.08	-23.08	-0.20			-3.20
-80	50	8.69	-98.81	-0.84	-53.45	-0.45			-7.41
-70	50	17.11	-64.26	-0.54	-48.20	-0.41			-6.68
-60	50	25.00	-12.21	-0.10	-57.65	-0.49	31.00	6.00	-7.99
-50	50	32.14	40.90	0.35	-31.36	-0.27	39.10	6.96	-4.35
-40	50	38.30	69.53	0.59	-30.55	-0.26	46.01	7.71	-4.24
-30	50	43.30	95.33	0.81	-25.25	-0.21	50.50	7.20	-3.50
-20	50	46.99	110.01	0.93	-13.63	-0.12	51.14	4.15	-1.89
-10	50	49.24	117.60	1.00	0.02	0.00	49.87	0.63	0.00
0	50	50.00	115.22	0.98	2.62	0.02	48.80	-1.20	0.36
10	50	49.24	117.42	0.99	3.41	0.03	49.11	-0.13	0.47
20	50	46.99	117.89	1.00	-4.30	-0.04	50.84	3.85	-0.60
30	50	43.30	116.63	0.99	-4.63	-0.04	50.64	7.34	-0.64
40	50	38.30	105.86	0.90	-23.67	-0.20	52.34	14.04	-3.28
50	50	32.14	86.42	0.73	-19.06	-0.16	47.23	15.09	-2.64
60	50	25.00	58.14	0.49	-39.43	-0.33	45.43	20.43	-5.47
70	50	17.11	18.80	0.16	-28.71	-0.24	31.71	14.60	-3.98
80	50	8.69	-35.98	-0.30	-31.42	-0.27			-4.36
90	50	0.00	-84.75	-0.72	-19.96	-0.17			-2.77

Таблица ПЗ.5 – ПВД со скошенным носиком Вариант 5

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	P_D , Па	$\overline{P_D}$	P_{CT} , Па	$\overline{P_{CT}}$	V_{IP} , км/ч	ΔV_{IP} , км/ч	ΔH , м
-90	50	0.00	-130.34	-1.10	-22.90	-0.19			-3.17
-80	50	8.69	-105.18	-0.89	-39.29	-0.33			-5.45
-70	50	17.11	-63.77	-0.54	-46.21	-0.39			-6.41
-60	50	25.00	-10.40	-0.09	-45.02	-0.38	27.06	2.06	-6.24
-50	50	32.14	40.43	0.34	-36.16	-0.31	40.25	8.11	-5.01
-40	50	38.30	70.24	0.59	-30.85	-0.26	46.24	7.94	-4.28
-30	50	43.30	95.40	0.81	-27.38	-0.23	50.96	7.66	-3.80
-20	50	46.99	110.64	0.94	-13.76	-0.12	51.29	4.31	-1.91
-10	50	49.24	116.66	0.99	0.62	0.01	49.54	0.30	0.09
0	50	50.00	117.23	0.99	2.60	0.02	49.24	-0.76	0.36
10	50	49.24	117.29	0.99	4.21	0.04	48.91	-0.34	0.58
20	50	46.99	117.36	0.99	-0.61	-0.01	49.95	2.97	-0.08
30	50	43.30	116.74	0.99	3.64	0.03	48.91	5.61	0.50
40	50	38.30	105.95	0.90	-8.11	-0.07	49.12	10.81	-1.12
50	50	32.14	88.19	0.75	-10.82	-0.09	45.76	13.62	-1.50
60	50	25.00	57.99	0.49	-20.67	-0.17	40.79	15.79	-2.87
70	50	17.11	19.67	0.17	-5.50	-0.05	23.08	5.97	-0.76
80	50	8.69	-34.26	-0.29	-7.46	-0.06			-1.03
90	50	0.00	-86.19	-0.73	4.14	0.04			0.57

Таблица ПЗ.6 – ПВД со скошенным носиком Вариант 6

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	P_d , Па	$\overline{P_d}$	P_{CT} , Па	$\overline{P_{CT}}$	V_{IP} , км/ч	ΔV_{IP} , км/ч	ΔH , м
-90	50	0.00	-128.78	-1.09	-24.39	-0.21			-3.38
-80	50	8.69	-107.20	-0.91	-42.50	-0.36			-5.89
-70	50	17.11	-60.60	-0.51	-52.43	-0.44			-7.27
-60	50	25.00	-9.78	-0.08	-42.92	-0.36	26.48	1.48	-5.95
-50	50	32.14	40.03	0.34	-48.24	-0.41	43.21	11.07	-6.69
-40	50	38.30	70.18	0.59	-48.29	-0.41	50.06	11.75	-6.70
-30	50	43.30	95.31	0.81	-33.19	-0.28	52.13	8.83	-4.60
-20	50	46.99	110.37	0.93	-13.35	-0.11	51.15	4.17	-1.85
-10	50	49.24	116.80	0.99	1.13	0.01	49.46	0.22	0.16
0	50	50.00	117.49	0.99	2.52	0.02	49.31	-0.69	0.35
10	50	49.24	117.98	1.00	4.67	0.04	48.96	-0.29	0.65
20	50	46.99	117.53	0.99	1.46	0.01	49.55	2.56	0.20
30	50	43.30	116.38	0.98	-2.02	-0.02	50.04	6.74	-0.28
40	50	38.30	106.02	0.90	-4.13	-0.03	48.27	9.96	-0.57
50	50	32.14	88.18	0.75	0.49	0.00	43.07	10.93	0.07
60	50	25.00	63.00	0.53	6.06	0.05	34.71	9.70	0.84
70	50	17.11	18.82	0.16	9.10	0.08	14.34	-2.77	1.26
80	50	8.69	-32.99	-0.28	9.91	0.08			1.37
90	50	0.00	-84.84	-0.72	20.92	0.18			2.90
-30	150	129.91	863.12	0.81	-249.03	-0.23	153.10	23.20	-34.53
-20	150	140.96	997.59	0.94	-97.39	-0.09	151.92	10.97	-13.50
-10	150	147.72	1055.17	0.99	19.92	0.02	147.73	0.01	2.76
0	150	150.00	1058.22	1.00	23.91	0.02	147.67	-2.33	3.32
10	150	147.72	1064.34	1.00	45.84	0.04	146.54	-1.18	6.36
20	150	140.96	1060.14	1.00	25.63	0.02	147.68	6.73	3.55
30	150	129.91	1050.46	0.99	-17.60	-0.02	150.05	20.14	-2.44
-30	250	216.51	2414.68	0.82	-367.02	-0.12	241.43	24.92	-50.89
-20	250	234.93	2774.99	0.94	-237.16	-0.08	251.14	16.21	-32.88
-10	250	246.20	2934.61	0.99	62.98	0.02	245.27	-0.94	8.73
0	250	250.00	2937.64	0.99	66.36	0.02	245.25	-4.75	9.20
10	250	246.20	2958.39	1.00	126.04	0.04	243.60	-2.60	17.47
20	250	234.93	2946.60	1.00	76.02	0.03	245.22	10.30	10.54
30	250	216.51	2892.20	0.98	-79.40	-0.03	249.46	32.95	-11.01

ПРИЛОЖЕНИЕ 4. Таблицы и рисунки с результатами математического моделирования различных вариантов исполнения датчика вектора скорости и сводные таблицы и рисунки

Таблица П4.1 – Силы и аэродинамические моменты для ДВС Исходный

Скорость, км/ч	Угол $\varphi_2, ^\circ$	Угол $\varphi_1, ^\circ$	Аэродинамические силы, Н			Аэродинамические моменты, Н·м		
			F_x	F_y	F_z	M_x	M_y	M_z
50	-2	0	-0.1779	0.0007	-0.0543	0.0000	0.0108	0.0001
	0	0	-0.1784	-0.0011	0.0935	0.0000	0.0038	-0.0001
	2	0	-0.1883	0.0003	0.2313	-0.0001	-0.0027	0.0000
	0	1.5	-0.1779	-0.0511	0.0908	-0.0007	0.0039	-0.0028
100	-2	0	-0.6499	-0.0310	-0.2836	0.0009	0.0336	-0.0019
	0	0	-0.6361	0.0168	0.2178	-0.0007	0.0100	0.0008
	2	0	-0.6575	0.0179	0.7159	-0.0007	-0.0121	0.0011
	0	1.5	-0.6303	-0.2139	0.2247	-0.0013	0.0093	-0.0113
400	-2	0	-10.1103	0.9641	-4.8623	-0.0176	0.4879	0.0663
	0	0	-9.8952	-0.9654	1.4175	-0.0294	0.2886	-0.0637
	2	0	-10.1831	-0.7661	9.9717	-0.0400	-0.0888	-0.0550
	0	1.5	-9.9321	-1.9065	1.2014	-0.0007	0.2928	-0.0899

Таблица П4.2 – Силы и аэродинамические моменты для ДВС Исходный с уменьшенной длиной подвижной части

Скорость, км/ч	Угол $\varphi_2, ^\circ$	Угол $\varphi_1, ^\circ$	F_x , Н	F_y , Н	F_z , Н	M_x , Н·м	M_y , Н·м	M_z , Н·м
50	0	2	- 0.171	- 0.002	- 0.065	0	0.007	0
	0	0	- 0.187	- 0.002	- 0.173	0	0.002	0
	0	-2	- 0.182	- 0.003	- 0.245	0	- 0.009	0
	1.5	0	- 0.130	- 0.035	- 0.516	0	0	0.002
100	0	2	- 0.535	0.121	0.295	0.009	0.018	- 0.005
	0	0	- 0.512	0.082	- 0.097	0.009	0.005	- 0.003
	0	-2	- 0.556	0.188	- 0.456	0.0096	- 0.004	- 0.008
	1.5	0	- 0.542	- 0.128	- 0.198	- 0.001	0.003	0.006
400	0	2	- 10.714	0.001	- 6.618	- 0.003	0.460	- 0.003
	0	0	- 9.863	0.113	- 5.148	0.023	- 0.062	0.002
	0	-2	- 11.873	- 0.253	- 19.309	0.0191	- 0.443	0.062
	1.5	0	- 8.576	- 2.740	- 4.339	- 0.010	0.020	0.165

Таблица П4.3 – Силы и аэродинамические моменты для ДВС Исходный при обтекании только подвижной части

Скорость, км/ч	Угол $\varphi_2, ^\circ$	Угол $\varphi_1, ^\circ$	$F_x, \text{Н}$	$F_y, \text{Н}$	$F_z, \text{Н}$	$M_x, \text{Н}\cdot\text{м}$	$M_y, \text{Н}\cdot\text{м}$	$M_z, \text{Н}\cdot\text{м}$
100	0	2	- 0.8902	0.0066	0.4701	0.0001	0.0279	- 0.0007
	0	0	0.9129	0.0098	- 0.0294	0.0002	- 0.0007	- 0.0009
	0	-2	- 0.8939	0.0183	- 0.5188	- 0.0001	- 0.0289	0

Таблица П4.4 – Поиск угла нулевого момента ДВС Исходный

Скорость, км/ч	Угол $\varphi_2, ^\circ$	Угол $\varphi_1, ^\circ$	$F_x, \text{Н}$	$F_y, \text{Н}$	$F_z, \text{Н}$	$M_x, \text{Н}\cdot\text{м}$	$M_y, \text{Н}\cdot\text{м}$	$M_z, \text{Н}\cdot\text{м}$
100	0	0	- 0.512	0.082	- 0.097	0.009	0.005	- 0.003
	0	-2	- 0.556	0.188	- 0.456	0.010	- 0.004	- 0.008
	0	-4	- 0.602	- 0.012	- 0.928	- 0.010	- 0.033	0

Таблица П4.5 – Силы и аэродинамические моменты для ДВС Вариант 1

Скорость, км/ч	Угол $\varphi_2, ^\circ$	Угол $\varphi_1, ^\circ$	Аэродинамические силы, Н			Аэродинамические моменты, Н·м		
			F_x	F_y	F_z	M_x	M_y	M_z
50	-2	0	-0.0697	0.0012	-0.0213	0.0000	0.0055	0.0001
	0	0	-0.0694	0.0013	0.0632	0.0000	0.0009	0.0001
	2	0	-0.0752	0.0008	0.1456	0.0001	-0.0038	0.0001
	0	1.5	-0.0690	-0.0614	0.0604	-0.0001	0.0010	-0.0040
100	-2	0	-0.2392	-0.0074	-0.0620	0.0002	0.0179	-0.0005
	0	0	-0.2392	0.0016	0.2438	-0.0005	0.0015	0.0003
	2	0	-0.2534	0.0109	0.5731	0.0002	-0.0173	0.0007
	0	1.5	-0.2322	-0.2060	0.1254	-0.0037	0.0055	-0.0116
400	-2	0	-2.6091	-0.0708	-1.3975	-0.0042	0.2948	-0.0022
	0	0	-2.5703	0.4512	3.1539	-0.0512	0.0363	0.0597
	2	0	-2.7173	0.6022	6.6989	-0.0219	-0.1393	0.0516
	0	1.5	-2.4264	-3.8651	1.8350	-0.0654	0.1092	-0.2380

Таблица П4.6 – Силы и аэродинамические моменты для ДВС Вариант 2

Скорость, км/ч	Угол $\varphi_2, ^\circ$	Угол $\varphi_1, ^\circ$	Аэродинамические силы, Н			Аэродинамические моменты, Н·м		
			F_x	F_y	F_z	M_x	M_y	M_z
50	-2	0	-0.1588	-0.0057	0.0632	0.0000	0.0109	-0.0003
	0	0	-0.1517	0.0001	-0.0931	0.0003	0.0023	-0.0003
	2	0	-0.1531	0.0017	-0.2624	0.0004	-0.0091	-0.0003
	0	1.5	-0.1400	0.1015	-0.1147	0.0000	-0.0004	-0.0087
100	-2	0	-0.5954	0.0742	0.1773	-0.0050	0.0392	-0.0051
	0	0	-0.5569	-0.0215	-0.4822	0.0013	-0.0076	-0.0007
	2	0	-0.5575	0.0280	-1.0850	-0.0010	-0.0417	-0.0037
	0	1.5	-0.5322	0.3696	-0.4742	0.0018	-0.0030	-0.0304
400	-2	0	-8.2689	-1.0527	1.2512	-0.0116	0.2808	0.0149
	0	0	-7.8507	0.0754	-9.9824	-0.0447	-0.2377	0.0028
	2	0	-7.8148	-0.2777	-18.8937	0.0699	-0.7573	0.0142
	0	1.5	-7.5040	6.2727	-9.2305	0.0521	-0.2499	-0.4654

Таблица П4.7 – Силы и аэродинамические моменты для ДВС Вариант 3

Скорость, км/ч	Угол $\varphi_2, ^\circ$	Угол $\varphi_1, ^\circ$	Аэродинамические силы, Н			Аэродинамические моменты, Н·м		
			F_x	F_y	F_z	M_x	M_y	M_z
50	-2	0	-0.1638	-0.0010	0.0607	-0.0001	0.0106	-0.0004
	0	0	-0.1571	0.0080	-0.1086	0.0001	0.0010	-0.0004
	2	0	-0.1588	-0.0018	-0.2715	0.0003	-0.0089	-0.0002
	0	1.5	-0.1424	0.0814	-0.1267	0.0022	-0.0012	-0.0058
100	-2	0	-0.6133	0.0223	0.1679	-0.0018	0.0366	-0.0030
	0	0	-0.5779	0.0253	-0.5430	-0.0009	-0.0077	-0.0024
	2	0	-0.5934	0.0331	-1.1848	-0.0022	-0.0410	-0.0038
	0	1.5	-0.5502	0.3738	-0.5281	0.0026	-0.0065	-0.0297
400	-2	0	-8.5029	0.3512	0.1322	-0.0187	0.2855	-0.0358
	0	0	-8.0969	0.6168	-8.7762	0.0181	-0.2347	-0.0104
	2	0	-8.2189	-0.3970	-19.2165	0.0149	-0.6975	0.0144
	0	1.5	-7.8325	6.0341	-10.1692	0.0552	-0.2892	-0.4452

Таблица П4.8 – Силы и аэродинамические моменты для ДВС Вариант 4

Скорость, км/ч	Угол $\varphi_2, ^\circ$	Угол $\varphi_1, ^\circ$	Аэродинамические силы, Н			Аэродинамические моменты, Н·м		
			F_x	F_y	F_z	M_x	M_y	M_z
50	-2	0	-0.0856	-0.0010	0.1804	-0.0001	0.0189	0.0000
	0	0	-0.0846	0.0024	0.0678	0.0003	0.0121	0.0002
	2	0	-0.0889	0.0032	-0.0644	-0.0003	0.0036	-0.0001
	0	1.5	-0.0842	0.0810	0.0707	0.0013	0.0123	-0.0064
100	-2	0	-0.3034	-0.0275	0.7045	-0.0004	0.0715	0.0009
	0	0	-0.2947	-0.0025	0.2232	0.0020	0.0422	-0.0004
	2	0	-0.2979	0.0043	-0.2520	-0.0011	0.0102	0.0002
	0	1.5	-0.2775	0.3311	0.2874	0.0044	0.0455	-0.0258
400	-2	0	-3.4655	-0.6033	12.5116	-0.0341	1.1547	0.0129
	0	0	-3.6419	-0.0565	1.8959	0.0736	0.4602	0.0133
	2	0	-3.3898	0.2449	-3.8145	-0.0503	0.1546	-0.0489
	0	1.5	-3.3209	5.1849	3.4964	0.0812	0.5471	-0.3976

Таблица П4.9 – Силы и аэродинамические моменты для ДВС Вариант 5

Скорость, км/ч	Угол $\varphi_2, ^\circ$	Угол $\varphi_1, ^\circ$	Аэродинамические силы, Н			Аэродинамические моменты, Н·м		
			F_x	F_y	F_z	M_x	M_y	M_z
50	-2	0	-0.1046	-0.0004	0.1352	-0.0002	0.0150	-0.0001
	0	0	-0.1032	-0.0032	0.0021	-0.0003	0.0072	-0.0001
	2	0	-0.1085	-0.0011	-0.1363	0.0002	-0.0013	0.0000
	0	1.5	-0.1025	0.0821	0.0105	0.0004	0.0077	-0.0065
100	-2	0	-0.3686	-0.0191	0.5492	0.0008	0.0575	0.0008
	0	0	-0.3530	0.0026	0.0568	-0.0016	0.0266	-0.0002
	2	0	-0.3653	-0.0137	-0.6003	0.0025	-0.0170	0.0015
	0	1.5	-0.3496	0.3191	0.0330	0.0017	0.0260	-0.0255
400	-2	0	-4.4226	1.6529	7.4663	0.0623	0.7102	-0.0695
	0	0	-4.2717	0.3385	1.8533	-0.0165	0.5130	-0.0094
	2	0	-4.3133	0.6516	-5.2328	-0.0119	0.0598	-0.0270
	0	1.5	-4.1180	6.0637	1.9131	0.0319	0.4479	-0.4125

Таблица П4.10 – Силы и аэродинамические моменты для ДВС Вариант 6

Скорость, км/ч	Угол $\varphi_2, ^\circ$	Угол $\varphi_1, ^\circ$	Аэродинамические силы, Н			Аэродинамические моменты, Н·м		
			F_x	F_y	F_z	M_x	M_y	M_z
50	-2	0	-0.0703	0.0069	0.1500	0.0001	0.0150	-0.0003
	0	0	-0.0659	-0.0041	0.0234	-0.0004	0.0082	0.0000
	2	0	-0.0752	-0.0003	-0.1074	-0.0006	0.0016	0.0000
	0	1.5	-0.0647	0.0817	0.0416	0.0008	0.0093	-0.0057
100	-2	0	-0.2503	0.0212	0.6155	0.0007	0.0590	-0.0013
	0	0	-0.2413	-0.0018	0.1150	-0.0011	0.0298	0.0005
	2	0	-0.2533	-0.0030	-0.3443	-0.0011	0.0017	-0.0002
	0	1.5	-0.2335	0.3410	0.1708	0.0014	0.0338	-0.0230
400	-2	0	-2.7739	0.0526	11.7160	-0.0495	0.9830	-0.0500
	0	0	-2.4580	-0.5436	4.4880	-0.0076	0.6159	-0.0497
	2	0	-2.5838	-0.3340	-3.6740	-0.0154	0.1583	-0.0094
	0	1.5	-2.6474	5.1318	3.1056	0.0448	0.4869	-0.3960

Таблица П4.11 – Силы и аэродинамические моменты для ДВС Вариант 6-1

Скорость, км/ч	Угол $\varphi_2, ^\circ$	Угол $\varphi_1, ^\circ$	Аэродинамические силы, Н			Аэродинамические моменты, Н·м		
			F_x	F_y	F_z	M_x	M_y	M_z
50	-2	0	-0.0733	-0.0018	-0.1479	-0.0003	0.0156	-0.0002
	0	0	-0.0717	-0.0061	-0.0301	-0.0005	0.0086	-0.0002
	2	0	-0.0747	0.0014	0.1117	-0.0008	0.0004	0.0003
	0	1.5	-0.0680	-0.0722	-0.0357	-0.0012	0.0089	-0.0051
100	-2	0	-0.2657	-0.0174	-0.6172	-0.0012	0.0618	-0.0017
	0	0	-0.2428	-0.0384	-0.1476	0.0002	0.0325	-0.0021
	2	0	-0.2605	0.0090	0.3907	0.0013	0.0011	-0.0010
	0	1.5	-0.2402	-0.3033	-0.1441	-0.0036	0.0321	-0.0218
400	-2	0	-2.9581	-0.1720	-11.0784	0.0198	1.0132	-0.0536
	0	0	-2.9362	-0.4629	-2.9013	-0.1076	0.5312	0.0221
	2	0	-2.4882	-0.2638	2.6878	-0.0181	0.2151	-0.0003
	0	1.5	-2.8414	-5.1015	-3.2983	-0.1028	0.5475	-0.3238

Таблица П4.12 – Силы и аэродинамические моменты для ДВС Вариант 6-2

Скорость, км/ч	Угол $\varphi_2, ^\circ$	Угол $\varphi_1, ^\circ$	Аэродинамические силы, Н			Аэродинамические моменты, Н·м		
			F_x	F_y	F_z	M_x	M_y	M_z
50	-2	0	-0.0734	0.0006	-0.1430	-0.0001	0.0149	0.0002
	0	0	-0.0719	-0.0007	-0.0402	-0.0007	0.0094	0.0001
	2	0	-0.0715	0.0014	0.0838	0.0010	0.0029	0.0000
	0	1.5	-0.0697	-0.0846	-0.0440	-0.0008	0.0097	-0.0062
100	-2	0	-0.2588	0.0117	-0.5598	0.0011	0.0564	0.0009
	0	0	-0.2460	-0.0016	-0.1387	0.0010	0.0324	0.0010
	2	0	-0.2515	0.0087	0.3064	-0.0073	0.0077	0.0015
	0	1.5	-0.2429	-0.3438	-0.1753	-0.0018	0.0351	-0.0253
400	-2	0	-2.7909	0.4150	-10.6810	0.0001	0.9767	0.0103
	0	0	-2.5751	0.2694	-3.8439	-0.0437	0.5635	0.0650
	2	0	-2.2042	-0.4212	1.6191	0.0466	0.3056	-0.0383
	0	1.5	-2.6269	-5.9320	-3.8648	-0.0396	0.5567	-0.4211

Таблица П4.13 – Силы и аэродинамические моменты для ДВС Вариант 7

Скорость, км/ч	Угол $\varphi_2, ^\circ$	Угол $\varphi_1, ^\circ$	Аэродинамические силы, Н			Аэродинамические моменты, Н·м		
			F_x	F_y	F_z	M_x	M_y	M_z
50	-2	0	-0.0503	-0.0155	0.0582	0.0012	0.0094	0.0012
	0	0	-0.0473	0.0001	-0.0311	0.0001	0.0022	0.0000
	2	0	-0.0517	0.0015	-0.1376	0.0000	-0.0038	0.0000
	0	1.5	-0.0474	0.0715	-0.0335	0.0008	0.0019	-0.0053
100	-2	0	-0.1176	-0.0981	-0.0250	0.0039	0.0515	0.0065
	0	0	-0.2016	-0.0024	0.0028	-0.0019	0.0197	-0.0011
	2	0	-0.1974	0.0037	-0.5423	-0.0003	-0.0159	-0.0001
	0	1.5	-0.1787	0.2660	-0.0704	0.0038	0.0105	-0.0201
400	-2	0	-1.7505	-0.4347	-1.1048	-0.0438	0.5663	-0.0047
	0	0	-2.5732	0.1011	0.2655	-0.0246	0.2760	-0.0292
	2	0	-2.6076	0.3162	-5.7076	-0.0416	-0.0379	-0.0331
	0	1.5	-2.5156	4.8820	1.0729	0.0523	0.3263	-0.3608

Таблица П4.14 – Сводная таблица устанавливающих аэродинамических моментов для различных вариантов ДВС

Скорость, км/ч	Угол $\varphi_2, ^\circ$	Угол $\varphi_1, ^\circ$	Ось координат	Аэродинамические моменты, Н*м									
				исходный	Вар.1	Вар.2	Вар.3	Вар.4	Вар.5	Вар.6	Вар.6-1	Вар.6-2	Вар.7
50	0	-2	M_y	0.0108	0.0055	0.01089	0.01059	0.01888	0.01497	0.01501	0.0156	0.0149	0.0094
	0	0	M_y	0.0038	0.0009	0.00230	0.00099	0.01212	0.00724	0.00815	0.0086	0.0094	0.0022
	0	0	M_z	0.0001	-0.0001	-0.00026	-0.00036	0.00016	-0.00013	0.00005	0.0002	-0.0001	0.0000
	0	2	M_y	-0.0027	-0.0038	-0.00909	-0.00886	0.00361	-0.00131	0.00155	0.0004	0.0029	-0.0038
	1.5	0	M_z	-0.0028	-0.0040	-0.00866	-0.00579	-0.00635	-0.00648	-0.00568	-0.0051	-0.0062	-0.0053
100	0	-2	M_y	0.0336	0.0179	0.03921	0.03660	0.07145	0.05750	0.05904	0.0618	0.0564	0.0515
	0	0	M_y	0.0100	0.0015	-0.00761	-0.00767	0.04218	0.02662	0.02982	0.0325	0.0324	0.0197
	0	0	M_z	-0.0008	-0.0003	-0.00069	-0.00237	-0.00043	-0.00019	0.00046	0.0021	-0.0010	-0.0011
	0	2	M_y	-0.0121	-0.0173	-0.04170	-0.04099	0.01021	-0.01700	0.00168	0.0011	0.0077	-0.0159
	1.5	0	M_z	-0.0113	-0.0116	-0.03036	-0.02974	-0.02580	-0.02548	-0.02305	-0.0218	-0.0253	-0.0201
400	0	-2	M_y	0.4879	0.2948	0.28083	0.28551	1.15467	0.71021	0.98296	1.0132	0.9767	0.4966
	0	0	M_y	0.2886	0.0363	-0.23772	-0.23468	0.46017	0.51304	0.61590	0.5312	0.5635	0.2760
	0	0	M_z	0.0637	-0.0597	0.00284	-0.01036	0.01325	-0.00943	-0.04970	-0.0221	-0.0650	-0.0292
	0	2	M_y	-0.0888	-0.1393	-0.75726	-0.69748	0.15464	0.05981	0.15826	0.2151	0.3056	-0.0379
	1.5	0	M_z	-0.0899	-0.2380	-0.46545	-0.44519	-0.39763	-0.41250	-0.39602	-0.3238	-0.4211	-0.3608

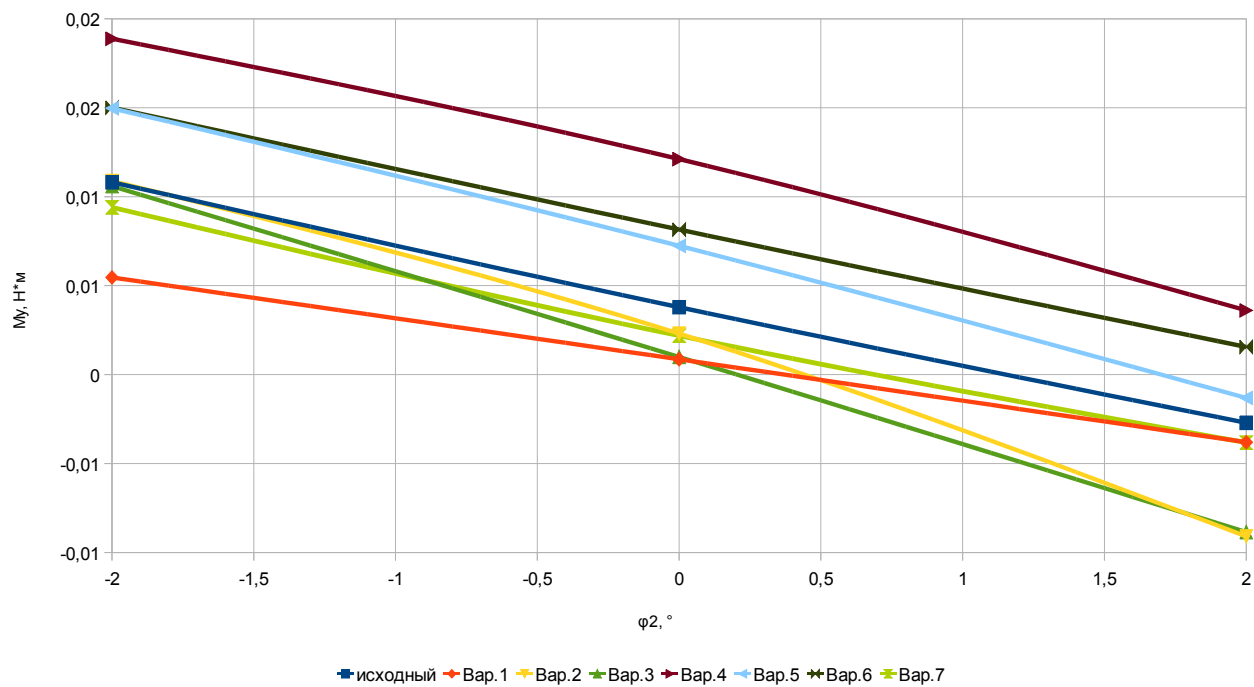


Рисунок П4.1 – Изменение аэродинамического момента M_y , скорость набегающего потока 50 км/ч, $\varphi_1=0^\circ$

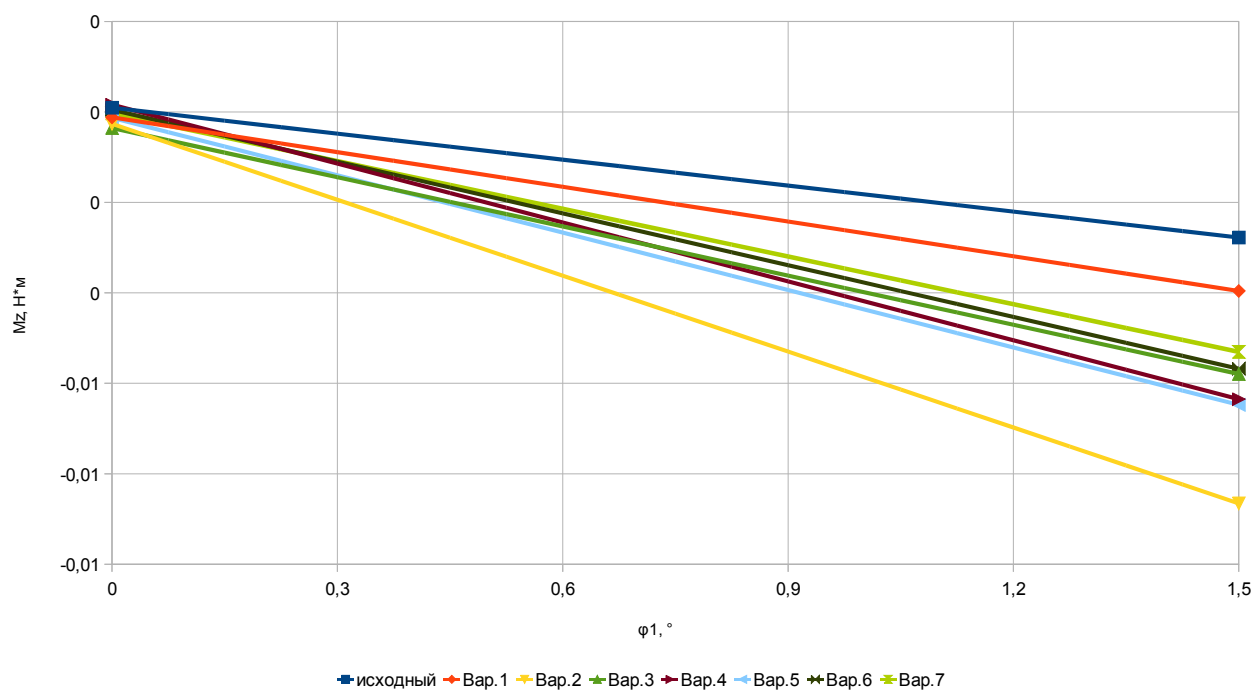


Рисунок П4.2 – Изменение аэродинамического момента M_z , скорость набегающего потока 50 км/ч, $\varphi_2=0^\circ$

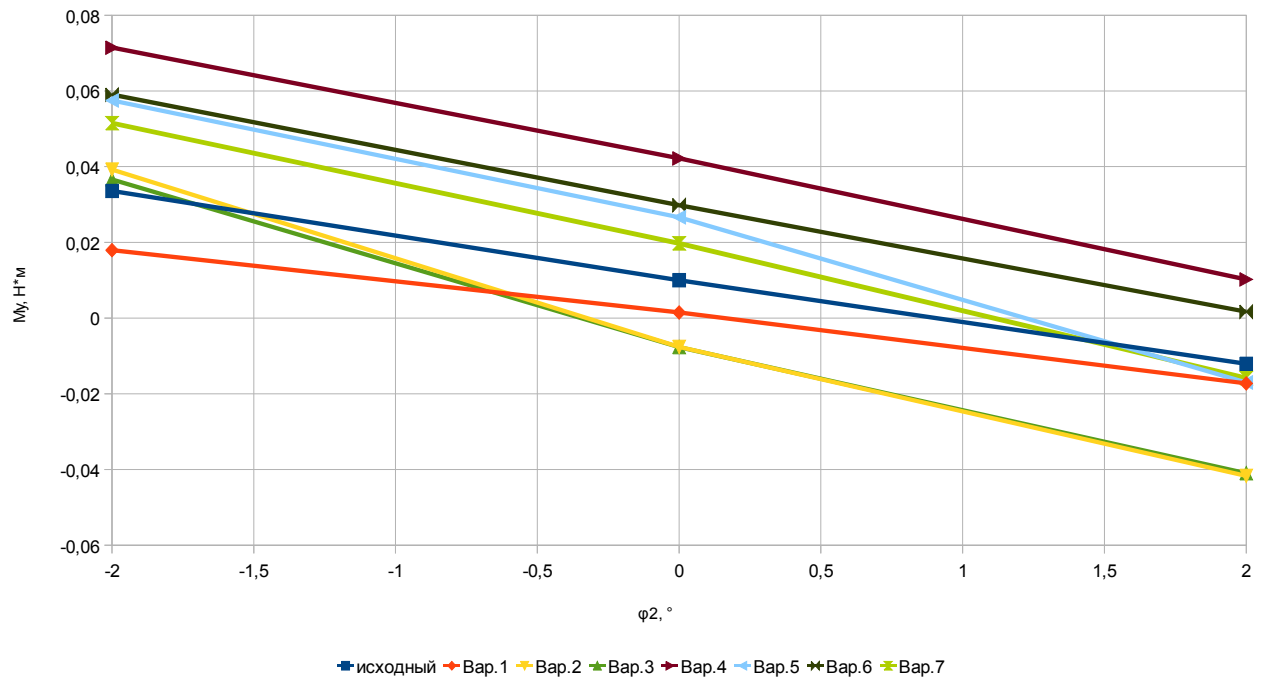


Рисунок П4.3 – Изменение аэродинамического момента M_y , скорость набегающего потока 100 км/ч, $\varphi_1=0^\circ$

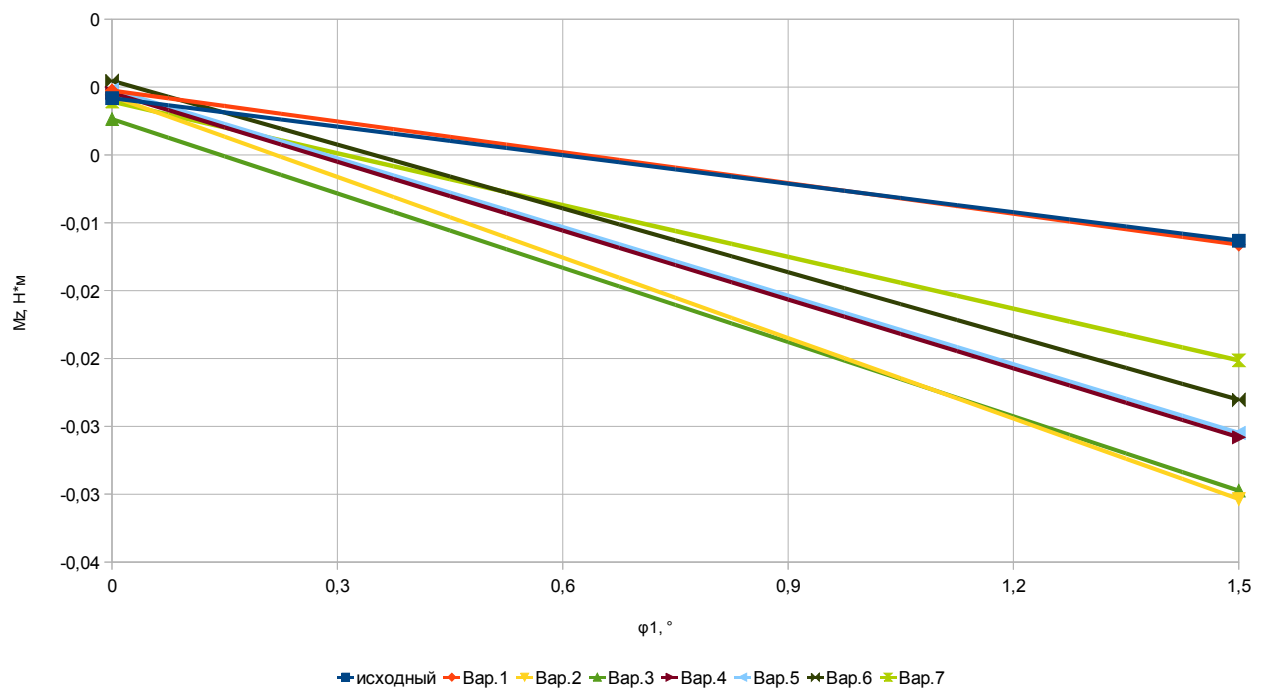


Рисунок П4.4 – Изменение аэродинамического момента M_z , скорость набегающего потока 100 км/ч, $\varphi_2=0^\circ$

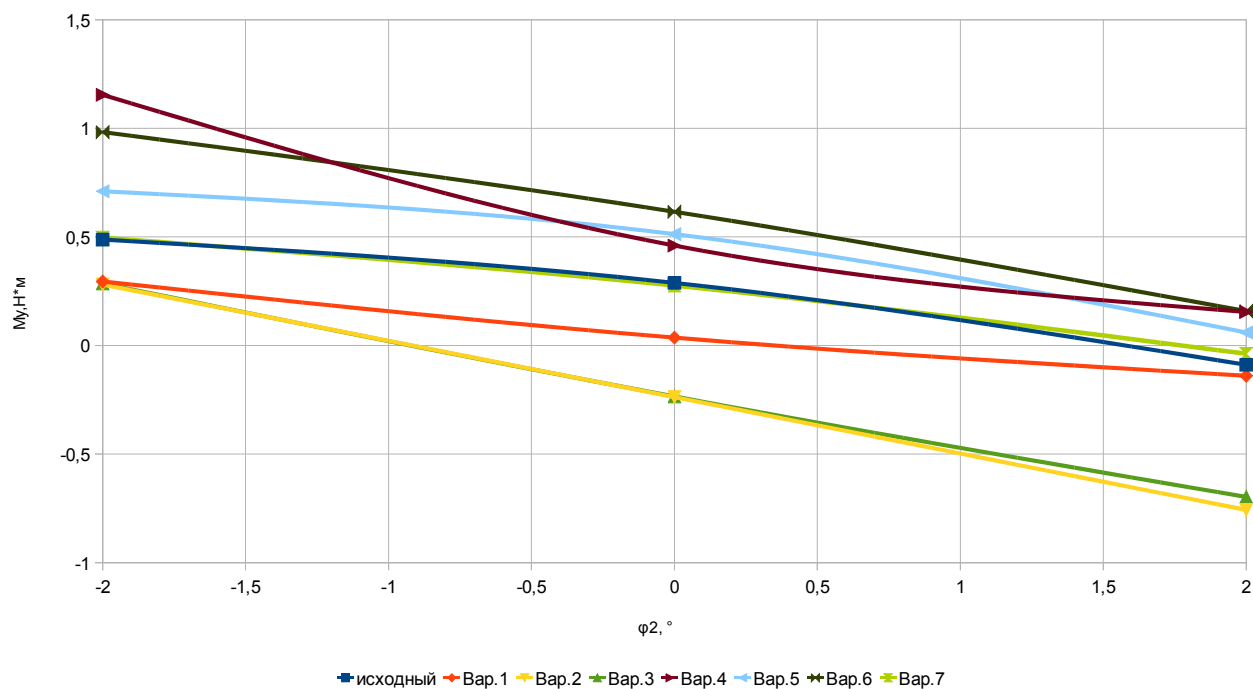


Рисунок П4.5 – Изменение аэродинамического момента M_y , скорость набегающего потока 400 км/ч, $\phi_1=0^\circ$

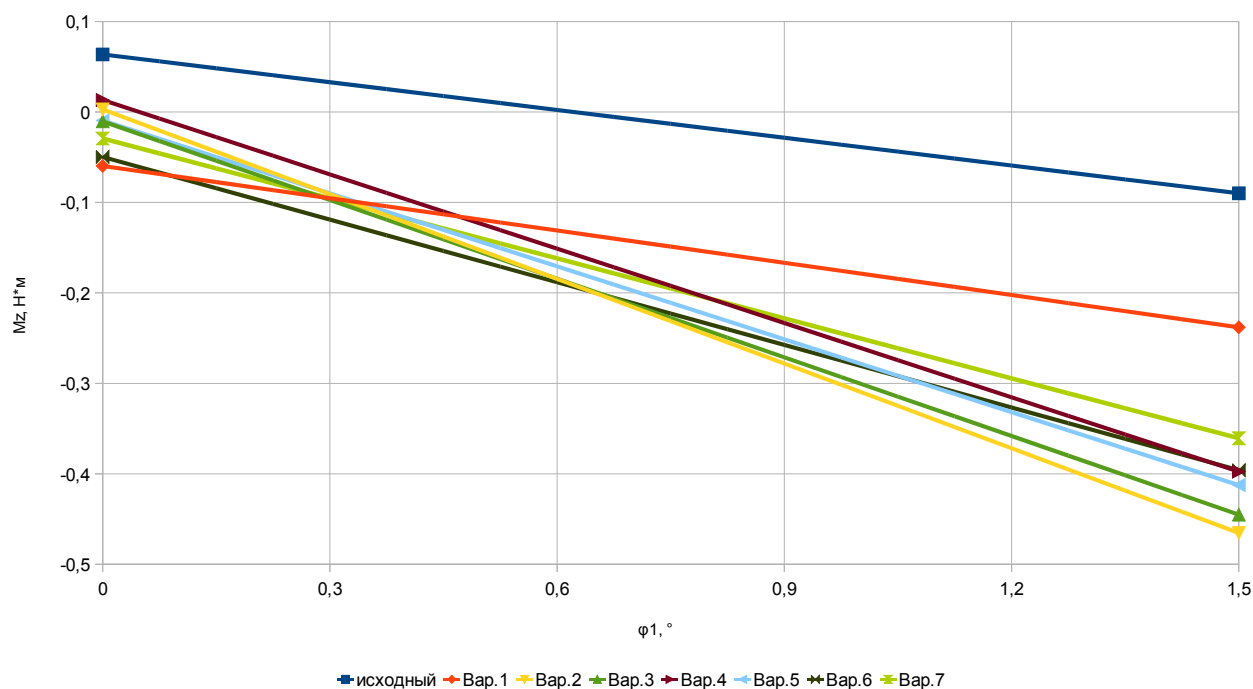


Рисунок П4.6 – Изменение аэродинамического момента M_z , скорость набегающего потока 400 км/ч, $\phi_2=0^\circ$