

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

На правах рукописи

Цыбина Мария Михайловна

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

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

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
к.т.н., Сорокин Михаил Юрьевич

Ульяновск – 2017

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ И АНАЛИЗ СРЕДСТВ ВОСПРИЯТИЯ ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ.....	10
1.1 Особенности измерения высотно-скоростных параметров на вертолете	10
1.2 Обзор средств восприятия давлений для летательных аппаратов зарубежных производителей.....	15
1.3 Обзор средств восприятия давлений для летательных аппаратов отечественных производителей.....	29
1.4 Оценка метрологических характеристик исходного макета приемника воздушных давлений в индуктивном потоке.....	36
1.5 Выбор направления исследования и постановка задачи	38
1.6 Результаты и выводы	41
2. МЕТОДИКА МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИЕМНИКОВ ВОЗДУШНЫХ ДАВЛЕНИЙ.....	42
2.1 Методика проведения математического моделирования приемников воздушных давлений	43
2.1.1 Подготовка геометрической модели	43
2.1.2 Подготовка сетки конечных элементов	44
2.1.3 Подготовка расчетной модели	50
2.1.4 Проведение расчетов	55
2.1.5 Анализ результатов	55
2.2 Математическое моделирование приемника воздушных давлений, выбор модели турбулентности	61
2.3 Результаты и выводы.....	78
3. ИССЛЕДОВАНИЕ ВАРИАНТОВ КОМПЕНСАЦИИ ВОСПРИЯТИЯ ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЙ ПВД.....	79
3.1 Разработка математических моделей восприятия полного и статического давлений приемниками воздушных давлений.....	80

3.2 Математическое моделирование различных вариантов прототипа.....	87
3.2.1 Распределение коэффициента давления по длине приемника воздушных давлений.....	87
3.2.2 Распределение давления в плоскости поперечного сечения.....	89
3.2.3 Влияние угла наклона отверстий отбора статического давлений.....	92
3.2.4 Приемник со скошенной воспринимающей частью.....	100
3.2.5 Исследование приемника воздушных давлений с компенсационным контуром.....	103
3.3 Рекомендации по проектированию приемников воздушных давлений с аэродинамической компенсацией.....	109
3.4 Результаты и выводы.....	110
4. МЕТОДИКА КОМПЕНСАЦИИ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ И ВЫСОТЫ	113
4.1 Формирование эталонных значений.....	113
4.2 Компенсация погрешности восприятия полного и статического давления без угла скоса потока.....	117
4.3 Компенсация погрешности восприятия полного и статического давления с учетом угла скоса потока.....	121
4.4 Математическая модель информационного комплекса высотно-скоростных параметров.....	122
4.5 Оценка результатов летных испытаний и требуемого уровня компенсации полного и статического давления.....	130
4.6 Результаты и выводы.....	141
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	143
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	150
ПРИЛОЖЕНИЕ А.....	161
ПРИЛОЖЕНИЕ Б.....	167
ПРИЛОЖЕНИЕ В.....	182
ПРИЛОЖЕНИЕ Г Акт внедрения результатов диссертационной работы.....	185

ВВЕДЕНИЕ

Вычисление скорости и высоты полета летательных аппаратов производится косвенным методом, основанным на измерении статического и полного давлений с помощью приемников воздушных давлений (ПВД), являющихся элементами бортовых систем управлений летательных аппаратов (ЛА). Появление новых типов и модификаций летательных аппаратов, в частности вертолетов, ужесточение требований к измерению высотно-скоростных параметров требует своевременного развития авиационного приборостроения [1].

Приемники давлений во многом определяют метрологические и эксплуатационные характеристики системы воздушных сигналов (СВС) [2], такие как погрешность, диапазоны измерения, надежность, долговечность, габаритные размеры.

Использование приемников на вертолетах требует особого подхода к их разработке, так как часто происходит их установка в зонах влияния различных дестабилизирующих факторов (индуктивный поток от несущего винта, различные местные неровности фюзеляжа и т.д.), что приводит к искажению воспринимаемой первичной информации. Для уменьшения влияния дестабилизирующих факторов разрабатывают различного рода компенсации (конструктивные – внешней формой приемника воздушных давлений добиваются компенсации погрешности восприятия первичной информации, алгоритмические – в алгоритмах работы систем и комплексов закладываются аэродинамические поправки для компенсации погрешности) [3].

Таким образом, производится доработка ПВД под конкретный тип летательного аппарата. Испытания и подтверждение метрологических характеристик указанных приемников проводятся в аэродинамических трубах. В России подобными испытаниями занимается Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ). Экспериментальные исследования являются весьма дорогостоящими, поэтому, благодаря увеличению вычислительной мощности, наблюдается широкое внедрение средств вычислительной гидрогазодинамики, что ведет к снижению

трудоемкости и стоимости работ, и, соответственно, себестоимости и повышения конкурентоспособности выпускаемой продукции.

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

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

Целью диссертационной работы является повышение точности измерения высотно-скоростных параметров бортовыми указателями скорости и высоты, входящих в состав систем и комплексов бортового оборудования вертолета, за счет компенсации воспринятых приемниками воздушных давлений полного и статического давлений в условиях изменения воздействия индуктивного потока от несущего винта во всем диапазоне эксплуатационных скоростей.

Поставленная цель достигается решением следующих задач.

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

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

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

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

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

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

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

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

При решении поставленных задач предполагается использовать численные методы математического моделирования физических процессов (в том числе и метод конечных объемов при моделировании процессов газодинамики), метод множественной регрессии, методы обработки экспериментальных данных.

Научная новизна результатов исследования заключается в следующем.

1. Разработана методика математического моделирования внешнего обтекания воздухом приемников воздушных давлений при дестабилизирующих факторах, подходящая для любого сочетания программ подготовки расчетной модели, проведения непосредственно самого расчета и просмотра результатов,

которая позволяет заменить значительную часть экспериментальных исследований математическим моделированием, что в конечном итоге сокращает время выполнения опытно-конструкторских работ по разработке приемников воздушных давлений.

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

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

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

Основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту.

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

2. Способ компенсации статического давления, который позволит добиться требуемой погрешности восприятия при воздействии индуктивного потока от несущего винта в месте установки ПВД, за счет изменения не только положения

отверстий отбора статического давления вдоль длины и в плоскости поперечного сечения приемника, но и путем изменения диаметра отверстий.

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

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

Практическая ценность.

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

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

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

Полученные научные и практические результаты внедрены в АО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения» при разработке

соответствующих приемников воздушных давлений с аэродинамической компенсацией.

Апробация работы. Основные положения диссертационной работы, научные и практические результаты исследований докладывались и обсуждались на:

- симпозиуме с международным участием «Самолетостроение России. Проблемы и перспективы» (г. Самара, 2012 г.);

- III и IV международных конференциях «Облачные вычисления. Образование. Исследования. Разработка» (г. Москва, 2012 и 2013 гг.);

- всероссийской научно-технической конференции «Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы ИВК-2013» (г. Ульяновск, 2013 г.);

- 7-м и 8-м межотраслевыми молодежными конкурсами научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» (г. Москва, 2015 и 2016 гг.);

- VI и VIII всероссийских научно-технических конференциях аспирантов, студентов и молодых ученых «Информатика и вычислительная техника» (г. Ульяновск, 2014 и 2016 гг.);

- научно-технических конференциях профессорско-преподавательского состава ульяновского государственного технического университета «Вузовская наука в современных условиях» (Ульяновск, 2014-2017 гг.).

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

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

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

ГЛАВА 1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ И АНАЛИЗ СРЕДСТВ ВОСПРИЯТИЯ ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

1.1 Особенности измерения высотно-скоростных параметров на вертолете

На данный момент наибольшее распространение получил аэрометрический метод измерения скоростей летательного аппарата, который заключается в вынесении за обшивку фюзеляжа летательного аппарата зондовых средств восприятия воздушных давлений: приемники полного давления или комбинированные приемники воздушных давлений [1,4]. По воспринятым воздушным давлениям (полному и статическому) вычисляются необходимые для управления летательным аппаратом высотно-скоростные параметры: абсолютная барометрическая высота, истинная и приборная воздушные скорости, число Маха, вертикальная скорость. Указанные высотно-скоростные параметры имеют важнейшее значение при пилотировании и прямым образом влияют на безопасность полета и выполнение поставленной задачи.

В связи со сложностью выбора места установки приемника на борту летательного аппарата, конструктивных особенностей самого летательного аппарата и другими противоречивыми условиями, восприятие воздушных давлений происходит с искажениями, которые в конечном итоге приводят к значительным погрешностям измерения высотно-скоростных параметров, превышающие требуемые в соответствии с Авиационными правилами [5,6].

По результатам летных испытаний определяются аэродинамические поправки (ошибки восприятия статического давления), которые могут быть учтены либо в программном обеспечении бортовых вычислителей, либо конструктивной доработкой приемников воздушных давлений. Данные аэродинамические поправки чаще всего зависят от скорости и высоты полета, аэродинамических углов (атаки и скольжения), конфигурации механизации крыльев и положения стоек и створок шасси.

Однако для вертолетов имеет место индуктивный поток от несущего винта, который кардинальным образом изменяет картину обтекания кабины вертолета при изменении скорости полета. Соответственно, меняется и картина обтекания приемников воздушных давлений, установленных на борту вертолета: изменяется как местный угол скоса потока по отношению к приемнику воздушных давлений, так и местная скорость потока, и местное статическое давление.

Теория идеального винта, являющаяся основой теории об индуктивном потоке несущего винта вертолета, дает наглядное представление о физических процессах движения потоков воздуха [7,8], несмотря на такие упрощения, как ограниченное число лопастей реального несущего винта и закручивание струи, отбрасываемой винтом. В данной работе не рассматриваются характеристики индуктивного потока, пульсации от лопастей несущего винта и другие вопросы, а упор делается на обеспечение восприятия неискаженных воздушных давлений при различных (зачастую даже противоположных) условиях обтекания приемников воздушных давлений в местах установки на борту вертолета.

Рассмотрим два режима обтекания несущего винта и, соответственно, фюзеляжа вертолета. Режимом осевого обтекания называется такой режим, при котором воздушный поток направлен вдоль оси вращения винта, см. рисунок 1.1а. На режиме осевого обтекания несущий винт работает при висении, вертикальном подъеме и вертикальном снижении вертолета.

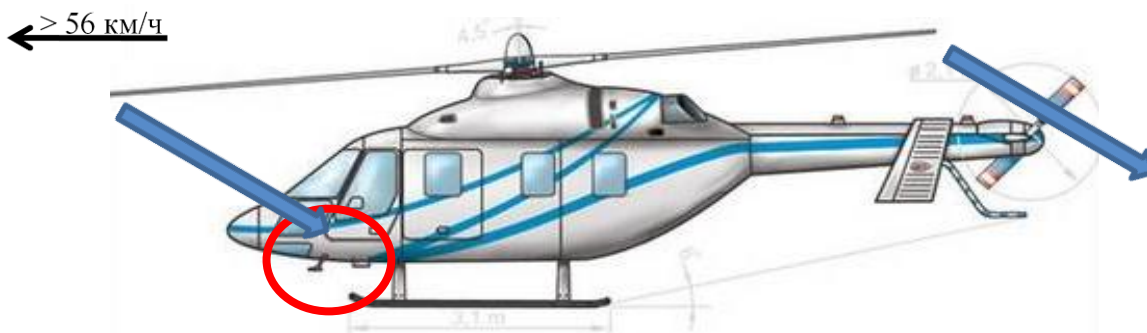
Под режимом косо́го обтекания понимают режим, при котором воздушный поток направлен под некоторым произвольным углом атаки к плоскости вращения несущего винта, см. рисунок 1.1б. Этот режим осуществляется при горизонтальном полете вертолета, а также при подъеме и снижении по наклонной траектории.

При этом для приемника воздушных давлений, место установки которого обозначено на рисунках 1.1а и 1.1б, полностью меняются условия обтекания, фактически местный угол атаки для данного места установки изменяется от 90° до нуля. Кроме того, обозначенная на рисунке 1.1 скорость 56 км/ч является весьма условной и для указанного вертолета она обозначает именно ту

продольную скорость, при которой происходит выход приемника из-под влияния индуктивного потока несущего винта. При этом скорость индуктивного потока зависит от многих параметров: вес вертолета, плотность атмосферы и т.п. Традиционные приемники воздушных давлений в соответствии с угловой характеристикой воспринимают воздушные давления (полное и статическое) с наименьшими искажениями в достаточно узком диапазоне углов атаки, порядка 15-20°.



а) Скорость движения менее, чем 56 км/ч



б) Скорость движения более, чем 56 км/ч

Рисунок 1.1 – Схема движения индуктивного потока, влияние на ПВД
(местоположение ПВД выделено красным; стрелки голубого цвета условно показывают направление индуктивного потока)

Другими словами, в условиях воздействия индуктивного потока от несущего винта изменяется угол скоса набегающего потока по отношению к установленным на борту приемникам воздушных давлений, что в свою очередь ведет к изменению погрешности восприятия воздушных давлений при изменении продольной скорости движения вертолета [3, 9, 10].

Воспринятое статическое давление используется для измерения барометрической высоты, а по разнице полного и статического давления измеряется приборная скорость. При этом получается так, что измерение высоты, а, значит, и восприятие статического давления, не должно зависеть от изменения условий обтекания приемника. В тоже время, измерение скорости имеет свои особенности: при изменении условий местного обтекания приемника изменяется восприятие как полного, так и статического давления, однако на данный момент имеющиеся инструментальные средства позволяют измерять скорости полета с величин порядка 50-80 км/ч. Таким образом, задача делится на две подзадачи: а) компенсация восприятия статического давления с целью уменьшения погрешности измерения высоты во всем диапазоне эксплуатационных скоростей; б) компенсация восприятия статического и полного давлений с целью уменьшения погрешности измерения скорости с учетом диапазона измеряемых скоростей применяемыми инструментальными средствами (указателями скорости).

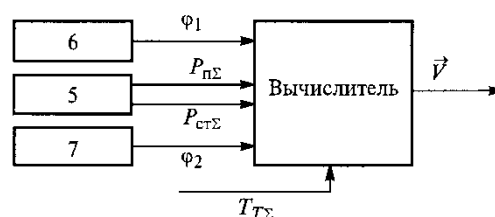
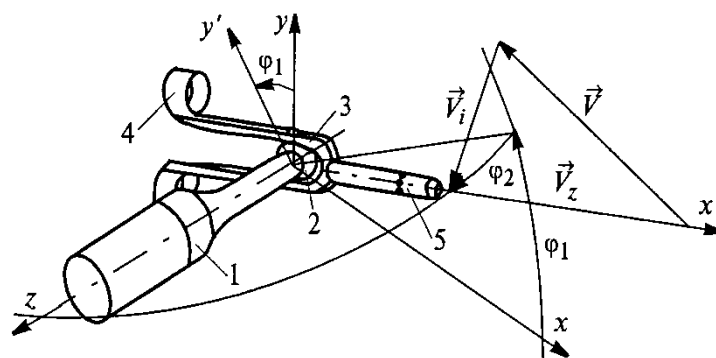
В качестве измерителей малых скоростей известны системы измерения высотно-скоростных параметров отечественной и зарубежной разработки, которые представляют собой приемник воздушных давлений, установленный на двухступенном подвесе и всегда ориентированный по набегающему потоку, при этом по углам наклона можно судить о продольной скорости. Впервые такая система была разработана в начале семидесятих годов английской фирмой Маркони Авионикс (Marconi Avionics) и получила условное название ЛЭССИ (LASSIE).

Другая подобная система измерения высотно-скоростных параметров разработки АО «УКБП» в своей основе имеет ориентируемый по направлению суммарного воздушного потока датчик вектора скорости (ДВС), рисунок 1.2а.

На рисунке 1.2б схематично представлен датчик вектора скорости вертолета ДВС-ВЗ и его ориентация относительно связанной с вертолетом системы координат OXYZ [11].

Датчик состоит из следующих элементов:

- опорный элемент 1, с помощью которого осуществляется крепление датчика на борту вертолета; опорный элемент 1 жестко связан с бортом и неподвижен относительно него;
- первый шарнирный элемент 2, имеющий возможность совершать вращательное движение относительно опорного элемента 1 вокруг оси OZ ;
- второй шарнирный элемент 3, имеющий возможность совершать вращательно-колебательное движение относительно первого шарнирного элемента вокруг оси OY' , лежащей в плоскости OXY и развернутой относительно оси OY на угол разворота первого шарнирного элемента 2 относительно опорного элемента 1;
- флюгер 4, жестко связанный со вторым шарнирным элементом 3 так, что ось вращения последнего перпендикулярна продольной оси флюгера 4;



а)

б)

Рисунок 1.2 – Датчик вектора скорости: а) внешний вид датчика; б) схема относительно связанной системы координат [3, 12]

При наличии воздушного потока $\vec{V}_{\Sigma}$, действующего на флюгер 4 (рисунок 1.2б), комбинированный приемник 5 ориентируется по его направлению. Ориентирование осуществляется посредством двух разворотов: разворотом первого шарнирного элемента 2 на угол φ_1 относительно опорного элемента 1 и разворотом второго шарнирного элемента 3 на угол φ_2 относительно первого

шарнирного элемента 2. Информация о направлении (электрические сигналы φ_1 и φ_2) и модуле (пневматические сигналы $P_{П\Sigma}$ и $P_{СТ\Sigma}$) вектора воздушной скорости $\vec{V}_{\Sigma}$ суммарного воздушного потока поступает в вычислитель СВС, где при наличии сигнала о температуре заторможенного суммарного потока $T_{Т\Sigma}$ могут быть определены проекции этого вектора на оси связанной с вертолетом системы координат OXYZ.

С эксплуатационной и с метрологической точек зрения небезразлично, в каком месте под несущим винтом будет установлен датчик. При выборе этого места под несущим винтом необходимо учитывать, что модуль вектора $\vec{V}_{\Sigma}$ скорости суммарного воздушного потока во всем эксплуатационном диапазоне скоростей вертолета должен быть хотя бы 10 м/с [12-14].

Однако указанные системы имеют несколько иное предназначение и выходят за рамки решаемой задачи уменьшения погрешности измерения высотно-скоростных параметров с использованием неподвижных приемников воздушных давлений. В случае подключения указанных неподвижных приемников воздушных давлений к резервным механическим указателям высоты и скорости остается единственный способ уменьшения погрешности измерения высоты и скорости – изменять конструкцию приемника воздушных давлений.

Далее рассмотрим, как решалась данная задача компенсации погрешности восприятия воздушных давлений различными разработчиками приемников воздушных давлений.

1.2 Обзор средств восприятия давлений для летательных аппаратов зарубежных производителей

Со времен зарождения авиации появилась потребность в приемниках давлений для целей контроля действующего напора на летательный аппарат и его скорости относительно воздушной среды.

Погрешность измерения пилотажных параметров летательного аппарата существенным образом зависит от точности восприятия давлений.

Точность восприятия, минимальные габариты и вес, минимум запаздывания в трактах передачи давлений, способность надежной работы в условиях обледенения при минимуме потребляемой мощности обогрева являются основными требованиями к средствам восприятия давлений. В обеспечение этих и других требований (корректная работа в условиях воздействия индуктивного потока) направлены изыскания проектных организаций на совершенствование приемников давлений.

Прообразом будущих приемников полного давления является трубка Пито, предложенная для определения скорости движения воды в открытом русле [15,16] на основе измерения полного давления $P_{\text{п}}$. При отборе статического давления $P_{\text{ст}}$ с этой трубки, рисунок 1.3, ориентированной навстречу потоку, имеем уже скоростную трубку для измерения динамического давления $P_{\text{д}}$ – трубка Пито-Прандтля. Динамическое давление вычисляется по формуле:

$$P_{\text{д}} = P_{\text{п}} - P_{\text{ст}}, \text{ Па} \quad (1.1)$$

Следовательно, скорость исследуемого потока:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot P_{\text{д}}}{\rho}}, \quad (1.2)$$

где ρ – плотность потока жидкости или газа.

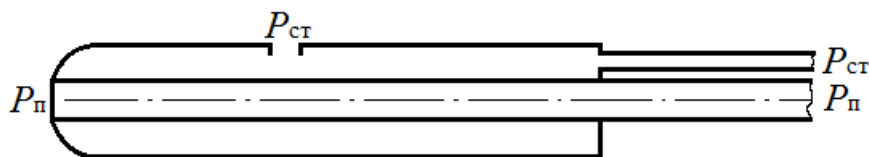


Рисунок 1.3 – Трубка Пито-Прандтля для определения скорости потока

За пятидесятилетний период развития и совершенствования приемников давлений можно отметить общую тенденцию дополнительного восприятия давлений, чувствительных к скосам потока. Данная тенденция объясняется попыткой исключить флюгерные измерители углов атаки и скольжения, тем самым сократить количество датчиков на борту самолета. Далее приведены

патенты зарубежных производителей, которые используют конструктивную компенсацию восприятия воздушных давлений.

В патенте США №3482445 9.12.1969г. [17] Ричард Де Лео предложил конструкцию приемника давлений с двумя камерами статического давления.

Как видно из чертежей (здесь и далее приведены рисунки из оригиналов с сохранением надписей), передняя часть 14 приемника, фигура 1 (Fig.1) рисунок 1.4, выполнена в виде оживала, переходящего в цилиндрическую часть 26, которая стыкуется с конической частью 27.

Располагая приемные отверстия 23 и 35 вдоль приемника на цилиндрической и конической части можно получить различный уровень измеряемого давления P_{m_1} , P_{m_2} по отношению к местному статическому давлению P , позволяющий в некоторой степени обеспечить компенсацию возможных ошибок восприятия.

На фигуре 2 (Fig. 2) рисунка 1.4 показана иллюстрация такой возможности. Так кривая 41 показывает распределение давления вдоль приемника со стойкой, но без конической части. Кривая 42 показывает распределение давления вдоль приемника с конической частью и стойкой. Кривая 43 показывает распределение давления вдоль приемника без стойки.

Кривая 42 указывает на то, что вдоль поверхности приемника устанавливаются относительные давления - $\frac{P_m - P}{q_c}$, где q_c - динамическое давление (или скоростной напор), P_m , P - измеряемое давление и местное статическое давление соответственно.

В данном конкретном случае показано, что:

$$P_{m_1} = P_{m_2} , \quad (1.3)$$

$$\frac{P_{m_1} - P}{q_c} = \frac{P_{m_2} - P}{q_c} \quad (1.4)$$

При данном расположении отверстий 23, 35 может быть обеспечена компенсация, когда давление в месте установки приемника меньше истинного статического.

На фигуре 3 (Fig. 3) рисунок 1.5 приемник показан в разрезе с элементами обогрева, камерами полного 17 и статического давления 22, 34 и соответствующими трубопроводами передачи давлений 18, 37 и 38.

На фигуре 4 (Fig. 4) рисунка 1.5 для приемника с конусной частью в 4 градуса проведена его калибровка от числа M , то есть:

$$\frac{P_m - P}{q_c} = f(M; X), \quad (1.5)$$

где X - перемещение в дюймах вдоль приемника отсчитываемое в обе стороны от места сопряжения цилиндрической 26 и конической 27 частей приемника.

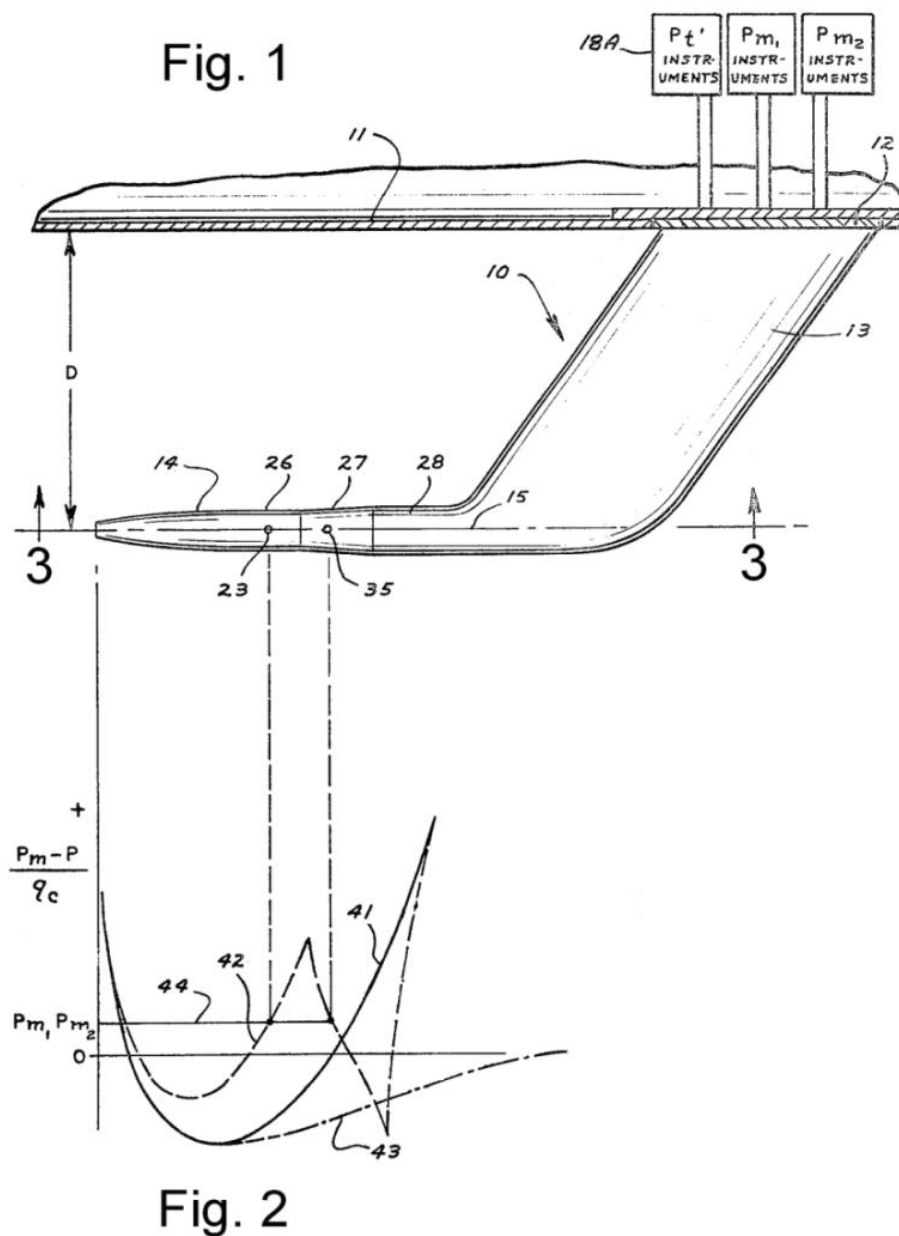


Рисунок 1.4 – Приемник давлений по патенту США 3482445 от 09.12.1969 [17]

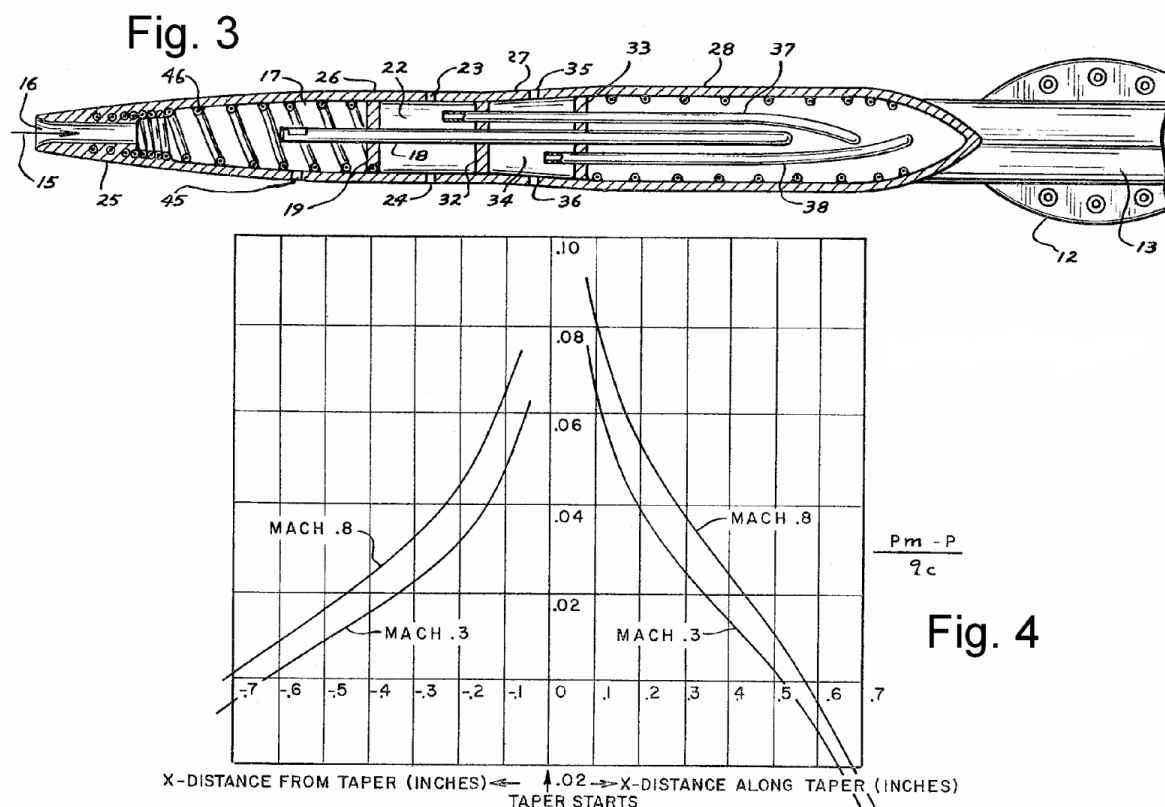


Рисунок 1.5 – Приемник в разрезе с элементами обогрева. Калибровка приемника от числа M из описания патента США 3482445 от 09.12.1969 [17]

Автор указывает на некоторые более приемлемые параметры приемника, а именно, его конусная часть может иметь угол в пределах $2 \div 8$ градусов, а расстояние между приемными отверстиями статического давления вдоль поверхности приемника должно быть не менее $0.375 \div 0.5$ дюйма.

Задача компенсации ошибок восприятия статического давления решается в приемнике полного и статического давления в патенте Великобритании №1413990 [18] 12.11.1975г. Компенсация давления от подпора самолета (носа, штанги) осуществляется выбором отверстий для приема статического давления на конической поверхности приемника, фигура 1 (Fig.1) рисунок 1.6. Основная идея компенсации ошибок восприятия статического давления – это создание в их зоне турбулентного потока, что позволяет в более широком диапазоне изменения скорости и углов скоса потока обеспечить более стабильные показания. Согласно описанию и чертежам на фигурах 2 (Fig.2) и 3 (Fig. 3) рисунок 1.6, за счет выступа при сопряжении конических частей приемника 2 и 3 и зубцов 10 образуется

турбулентное течение вдоль приемника, обеспечивая желаемый эффект компенсации.

Приводятся некоторые конструктивные данные этого приемника: диаметр отверстия полного давления – 6.35 мм, угол полу-раствора первой (2) конической части - 10° , длина – 24.64 мм, угол полу-раствора второй (3) конической части равен 1.6° , а отверстие для отбора статического давления расположено на расстоянии 133 мм от начала первой конической части, высота зубца 0.5 мм, угловое расстояние между зубцами 12° .

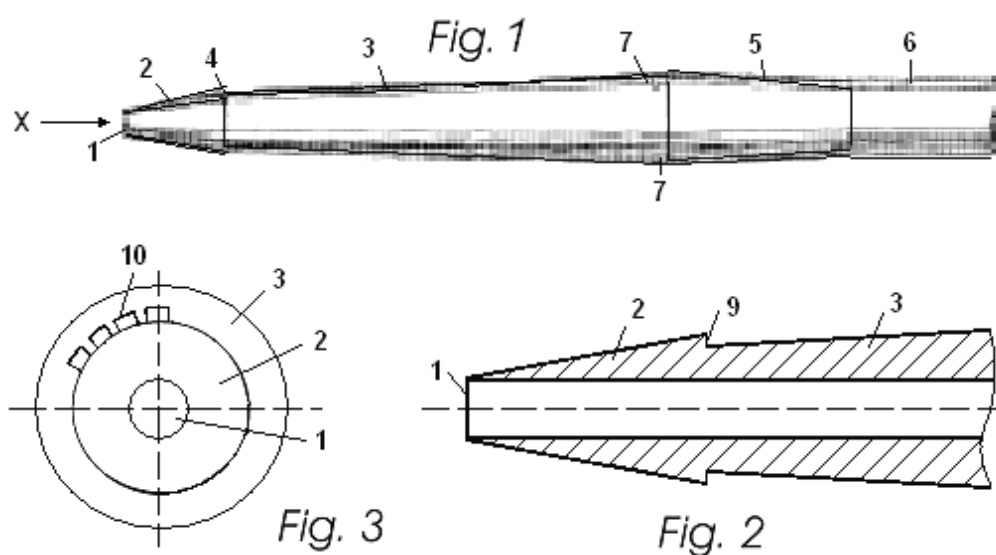


Рисунок 1.6 – Приемник полного и статического давления по патенту Великобритании 1413990 от 12.11.1975 [18]

В патенте США №3673866 4.07.1972г. [19] предложена конструкция приемника полного и статического давления, в котором в качестве компенсаторов применены (как это следует из фигур 1÷3 (Fig. 1÷3) описания рисунка 1.7) наружные кольца 7, 8 фигуры 4 и 5 (Fig. 4 и 5) рисунок 1.7.

При расположении колец перед статическими отверстиями, фигура 1 (Fig. 1) рисунок 1.7, в них устанавливается давление меньше статического давления потока, а при расположении колец после статических отверстий, фигура 3 (Fig. 3) рисунок 1.7, в них устанавливается давление больше статического давления потока. Расстояние колец 7, 8 от статических отверстий 6 определяет степень понижения или повышения давления.

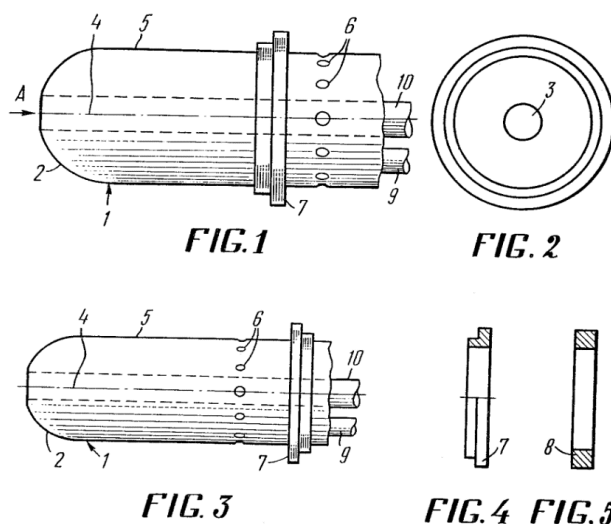


Рисунок 1.7 – Приемник полного и статического давления по патенту США
3673866 от 04.07.1972 [19]

В патенте США №4096744 27.06.1978г. [20] Ричард В. Де Лео, Флойд В. Хаген и др. предложили приемник воздушных давлений для измерения высоты, скорости и угла атаки.

Согласно описанию и чертежам рисунки 1.8÷1.12 приемник представляет собой трубку полного давления с двумя каналами статического давления.

Приемник представлен в двух вариантах: для установки на борт фюзеляжа на стойке рисунок 1.8 и для установки на штанге рисунок 1.10.

На рисунке 1.8 через отверстие 15A воспринимается полное давление P_t , с помощью отверстий 22 и 27, на рисунке 1.9 воспринимаются статические давления P_{m_1} и P_{m_2} . На основе этих давлений решаются высота, скорость в 29, 32 и угол атаки в 33÷35. Угол θ_1 на фигуре 2 (Fig. 2) рисунка 1.9 выбран равным 37° таким, что при нулевом угле атаки давления $P_{m_1} = P_{22}$ и $P_{m_2} = P_{27}$ на фигуре 3 (Fig. 3) рисунок 1.9 равны между собой. В определенном диапазоне углов атаки давление в камере 24 практически не изменяется, а в камере 26 на фигуре 3 (Fig. 3) рисунок 1.9 изменяется.

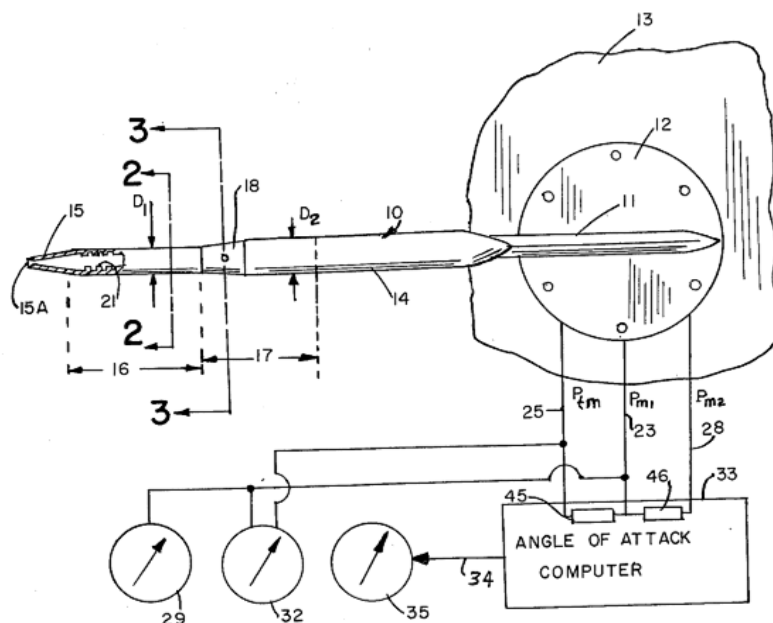


Рисунок 1.8 – Приемник воздушных давлений для установки на борт фюзеляжа по патенту США 4096744 от 27.06.1978 [20]

На основе сформированного отношения $\frac{P_t - P_{m_2}}{q_{cm_1}}$, где $P_{m_2} = P_{27}$, $q_{cm_1} = P_t - P_{m_1} = P_t - P_{22}$ вычисляется угол атаки из зависимости на рисунке 1.13 (верхняя кривая).

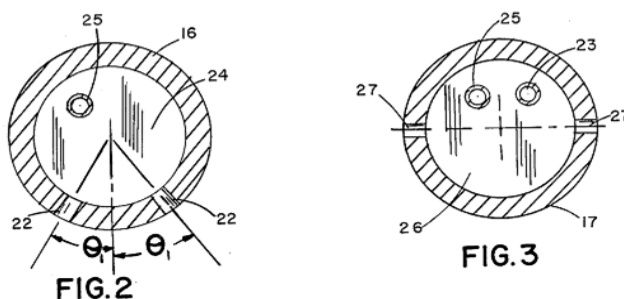


Рисунок 1.9 – Поперечный разрез приемника по линиям 2-2 и 3-3 из описания патента США 4096744 от 27.06.1978 [20]

Для второго варианта приемника устанавливаемого на штанге рисунки 1.10 и 1.11 для $\theta_2 = 10^\circ$, $\theta_1 = 26^\circ$ наоборот давление $P_{m_1} = P_{54}$ на фигуре 6 (Fig. 6) рисунок 1.11 практически не изменяется в определенном диапазоне углов атаки, а давление $P_{m_2} = P_{55}$ на фигуре 5 (Fig. 5) рисунок 1.11 изменяется.

На основе сформированного отношения $\frac{P_t - P_{m_2}}{q_{cm_1}}$, где $P_{m_2} = P_{55}$, $q_{cm_1} = P_t - P_{m_1} = P_t - P_{54}$ вычисляется угол атаки из зависимости, представленной на рисунке 1.12 (нижняя кривая).

Как видно из рисунка 1.12, чувствительность на малых углах атаки до $5 \div 7^\circ$ низкая, а с увеличением угла - увеличивается.

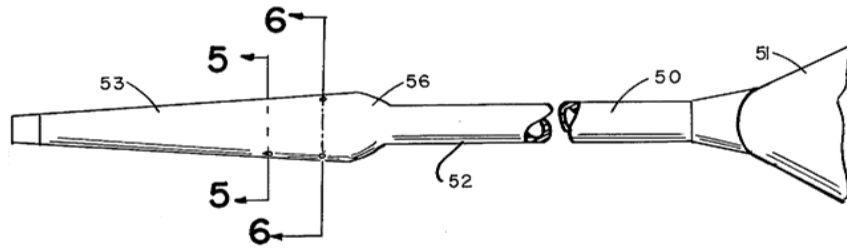


Рисунок 1.10 – Приемник воздушных давлений для установки на штанге по патенту США 4096744 от 27.06.1978 [20]

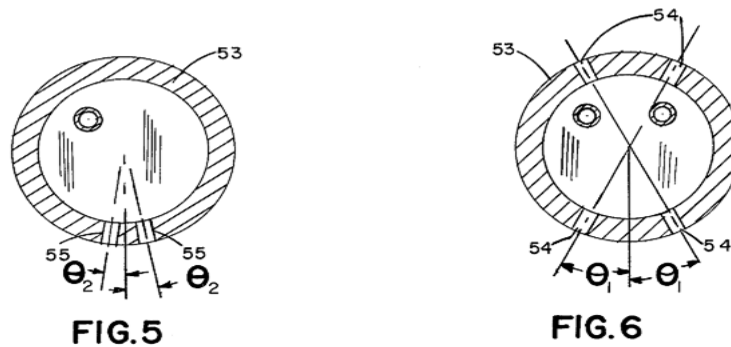


Рисунок 1.11 – Поперечный разрез приемника по линиям 5-5 и 6-6 из описания патента США 4096744 от 27.06.1978 [20]

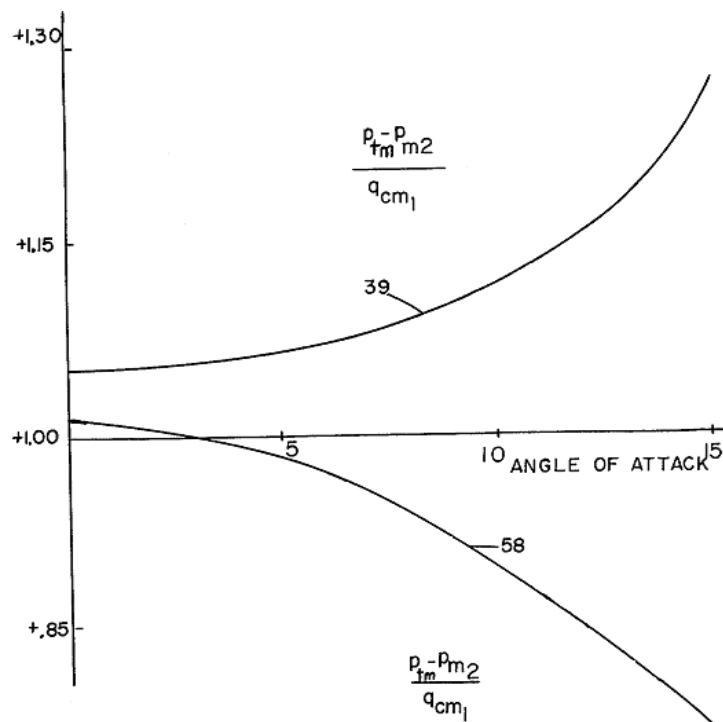


Рисунок 1.12 – Угол атаки, вычисленный на основе отношения $\frac{p_t - p_{m2}}{q_{cm1}}$, для первого и второго вариантов приемника по патенту США 4096744 от 27.06.1978 [20]

Для компенсации ошибок восприятия в многоканальном приемнике статического давления Ричард В. Де Лео и др. предложили конструкцию приемника по патенту США №4378697, 05.04.1983г. [21], в котором информация о статическом давлении снимается с волнистой поверхности цилиндрического приемника, рисунок 1.13.

На фигуре 6 (Fig. 6) рисунка 1.13 показана часть многоканального приемника статического давления в виде гофрированной волнистой поверхности с диаметрами D_1 и D_2 .

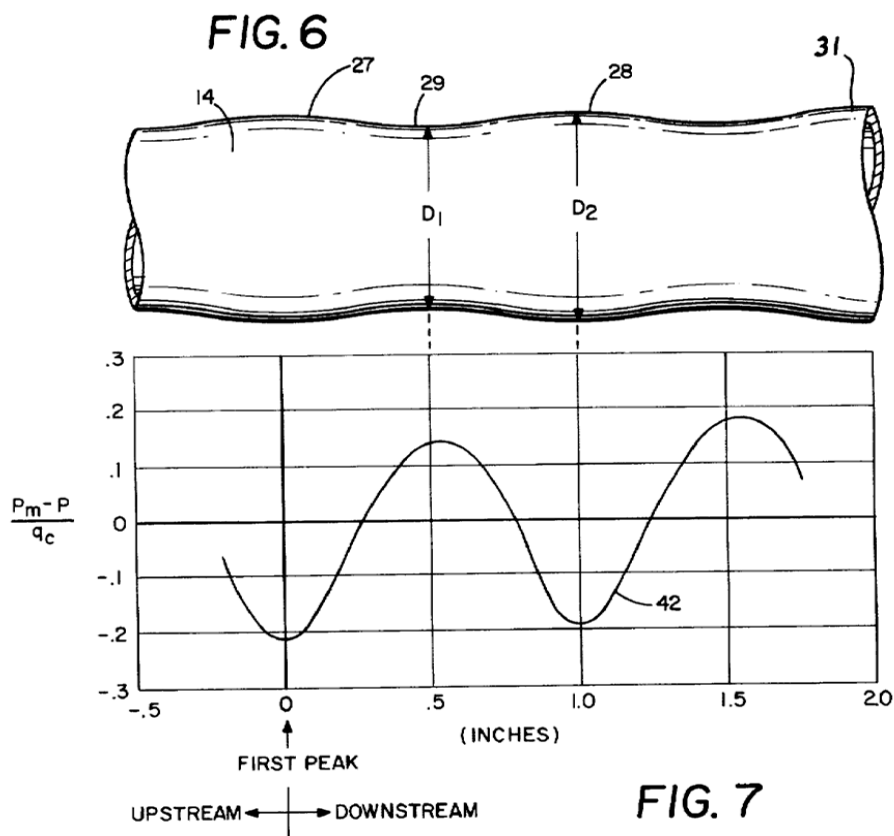


Рисунок 1.13 – Многоканальный приемник статического давления и относительная величина $\frac{P_m - P}{q_c}$, в зависимости от расстояния вдоль оси приемника по патенту США 4378697 от 05.04.1983 [21]

На фигуре 7 (Fig. 7) рисунок 1.13 приведена относительная величина разности между местным статическим давлением P_m и измеренным P отнесенная к скоростному напору q_c в зависимости от расстояния вдоль оси приемника (в дюймах).

Такая характеристика объясняется тем, что ускорение потока на выпуклой и замедление на вогнутой части поверхности приемника приводит соответственно к уменьшению и увеличению давления на его поверхности.

Как видно из фигуры 7 (Fig. 7) рисунок 1.13 приемник имеет возможность компенсации до $\pm 20\%$ от скоростного напора. Рекомендован приемник для небольших скоростей, с диапазоном изменения величины

$$\frac{D_2 - D_1}{2} = 0,02 \div 0,12 \cdot D_2 \quad (1.6)$$

Приемник воздушных давлений по данному патенту представлен на вертолете Agusta Westland AW139, рисунок 1.14.



Рисунок 1.14 – Приемник воздушных давлений по патенту США 4378697 от 05.04.1983 на вертолете Augusta Westland AW139

Продолжая совершенствование конструкций приемников статического давления, Ричард В. Де Лео, Флойд В. Хаген и др. предлагают в патенте США №4730487 15.03.1988г. [22] семейство многоканальных трубок с аэродинамической компенсацией.

Как это следует из описания и чертежей на рисунках 1.15 и 1.16 аэродинамическая компенсация в приемнике осуществляется за счет размещения в нем сопряженных между собой нескольких конических поверхностей 51, 52, 53, 54 на рисунке 1.15 и отверстий отбора статических давлений с 23, 35, размещенных на этих частях. Здесь, так же как и в патенте №4378697 [21], за счет ускорения и замедления потока вдоль приемника происходит локальное уменьшение и повышение статического давления, что и обеспечивает возможность аэродинамической компенсации от повышения давления за счет подпора несущими конструкциями самолета.

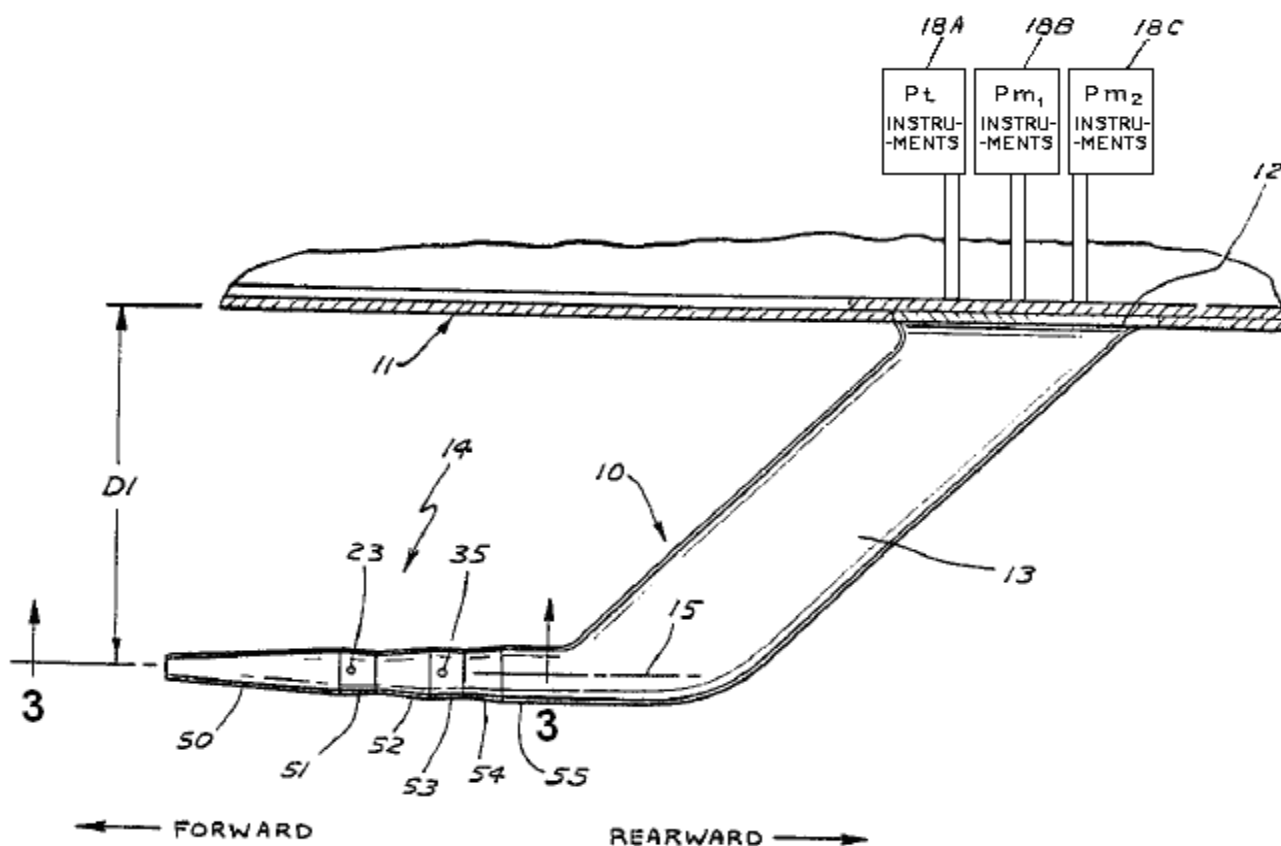


Рисунок 1.15 – Приемник статического давления с аэродинамической компенсацией по патенту США 4730487 от 15.03.1988 [22]

На фигурах 2А÷2С рисунок 1.16 показано семейство приемников с коническими частями различной конусности, а на фигурах 2D и 2Е для этого семейства показаны возможности компенсации соответственно при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях обтекания. Здесь P_m – измеренное статическое давление, P_c – истинное статическое давление, $q_c = P_t - P_c$, P_t – полное давление. Такая конструкция является частным случаем приемника с волнистой гофрированной поверхностью, предложенной в [21], но с позиций простоты изготовления и контроля, совокупность конических поверхностей является более предпочтительной, чем волнистая.

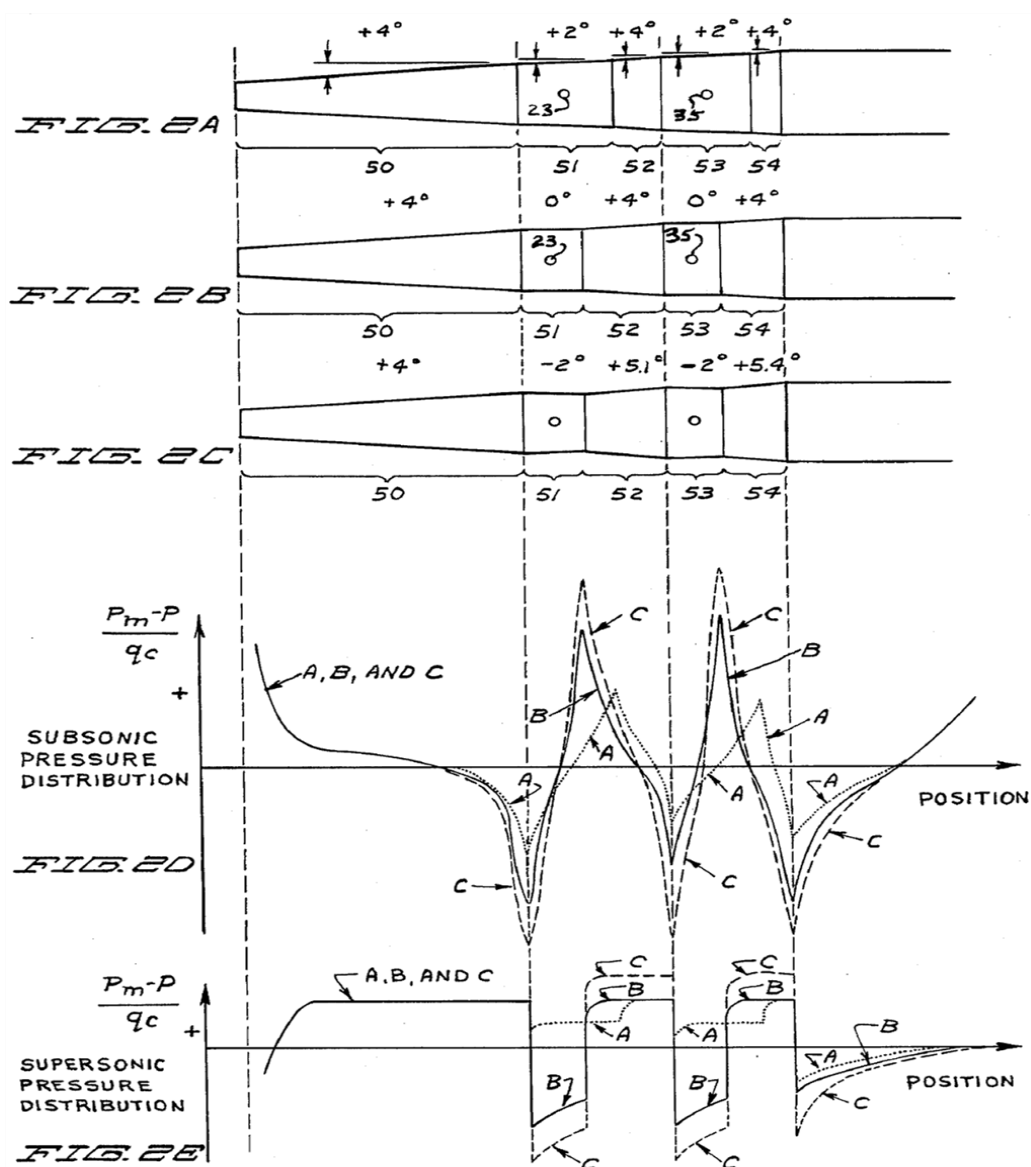


Рисунок 1.16 – Семейство приемников с коническими частями различной конусности по патенту США 4730487 от 15.03.1988 [22]

Таким образом, для повышения точности восприятия воздушных давлений и для уменьшения влияния дестабилизирующих факторов разрабатывают различного рода конструктивные компенсации.

Из рассмотренных выше патентов можно сделать вывод, что в большинстве случаев реализована лишь компенсация восприятия статического давления – это ведет к уменьшению погрешности измерения высоты полета, но к увеличению погрешности измерения скорости, поскольку скомпенсированное статическое давление используется также при вычислении скорости.

Идеи компенсации ошибок восприятия статического давления заключаются в следующем:

- размещение отверстий отбора статического давления в зоне установившегося потока, что позволяет в более широком диапазоне изменения скорости и углов скоса потока обеспечить стабильные показания;
- в качестве компенсаторов могут быть применены наружные кольца (для создания подпора давления или разряжения);
- расположение отверстий отбора статического давления на волнистой поверхности цилиндрического приемника или на сопряженных между собой нескольких конических поверхностях в соответствии с требуемым коэффициентом давления.

Для рассмотренных приемников величина аэродинамической компенсации является постоянной величиной и не зависит от скорости набегающего потока. Но так как мы ориентируемся на приемники воздушных давлений преимущественно для вертолетов, то в условиях воздействия индуктивного потока от несущего винта изменяется угол скоса набегающего потока по отношению к установленным на борту приемникам воздушных давлений, что в свою очередь ведет к изменению ошибки восприятия воздушных давлений при изменении продольной скорости движения вертолета.

Поэтому разработка конструкции приемника воздушных давлений, которая обеспечивает изменение величины аэродинамической компенсации в зависимости от продольной скорости движения вертолета, является актуальной.

1.3 Обзор средств восприятия давления для летательных аппаратов отечественных производителей

В России существуют два основных предприятия, АО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения» (АО УКБП) и АО «Аэроприбор-Восход», у которых важным направлением деятельности является разработка приемников воздушных давлений.

Представителями приемников воздушных давлений с аэродинамической компенсацией фирмы АО «Аэроприбор-Восход» являются модели приемников ПВД-18 и ПВД-6М, рисунок 1.17.



Рисунок 1.17 Приемник воздушных давлений а) ПВД-18; б) ПВД-6М

В приемнике ПВД-18 предусмотрены три отдельные камеры статического давления. Первые два ряда расположены на цилиндрической части приемника. Третий ряд расположен на корпусе компенсатора. Причем в каждом ряду отверстия расположены по окружности двумя группами: в первых двух рядах по четыре отверстия сверху и снизу. Отверстия третьего ряда, расположенные на корпусе аэродинамического компенсатора, позволяют во всем диапазоне дозвуковых скоростей получать более точное восприятие статического давления по сравнению с восприятием давления на первых двух рядах. Однако на сверхзвуковых скоростях картина меняется: ошибки восприятия статического давления с третьей камеры значительно больше, чем у первых двух. Поэтому на

сверхзвуковом режиме полета забор статического давления осуществляется с первой или второй статической камеры [3].

Конструкция приемника ПВД-6М подразумевает в качестве компенсатора наружное кольцо. При расположении кольца перед статическими отверстиями в них устанавливается давление меньше статического давления потока, а при расположении колец после статических отверстий в них устанавливается давление больше статического давления потока [23].

АО УКБП в результате реализации своих собственных изобретений разработало и изготовило ряд экспериментальных образцов приемников воздушных давлений для вертолетов с возможностью аэродинамической компенсации искажений, вносимых как собственно самим приемником, так и искажений, вносимых фюзеляжем вертолета в месте размещения приемника.

В зависимости от типа летательного аппарата и решаемых задач разработано много вариантов ПВД, отличающихся между собой количеством камер полного и статического давлений, наличием или отсутствием компенсаторов ошибок восприятия.

Приемники с компенсационным контуром позволяют в некоторой степени уменьшить нестабильность восприятия статического давления, обусловленную нестационарностью набегающего потока. С другой стороны, они также могут компенсировать искажение давления на фюзеляже летательного аппарата в области их установки [24].

Итак, в конструкции по патенту полезной модели РФ №66059 [25] от 27.08.2007 года, АО УКБП, рисунок 1.18, глубокая компенсация избыточного давления по отношению к истинному статическому давлению невозмущенного потока в месте размещения приемника осуществляется за счет отбора давления с конусных частей приемника.

Задачей, на решение которой направлено заявляемое техническое решение, является создание приемника статического давления, обладающего более широкими возможностями аэродинамической компенсации и, соответственно, более широкими возможностями размещения на фюзеляже вертолетов и других

специальных летательных аппаратах, где искажения статического давления достигают значительных величин.

Технический результат заключается в повышении точности измерения статического давления.

Заявляемый приемник статического давления содержит приемное отверстие и камеру торможения потока, размещенную внутри приемника, и сообщающуюся с приемными отверстиями камеру статического давления, первую и вторую цилиндрические части, первую коническую часть, сопряженную меньшим диаметром с первой цилиндрической частью приемника, вторую конусную часть, сопряженную с первой конусной частью по большому диаметру, а по малому диаметру со второй цилиндрической частью приемника, при этом угол конусности обеих конусных частей 15° , державку (кронштейн), трубопроводы полного и статического давления и элементы обогрева приемника, причем соответствующие отношения длин частей приемника к диаметру D_1 , рисунок 1.19, передней цилиндрической его части составляют:

$$D_1 = 15 \text{ мм}; a/D_1 = 3.67; b/D_1 = c/D_1 = 1;$$

$$d/D_1 = 3.8; e/D_1 = 3.4; D_2/D_1 = 2;$$

$$\alpha = 15; \beta = 25. \quad (1.7)$$

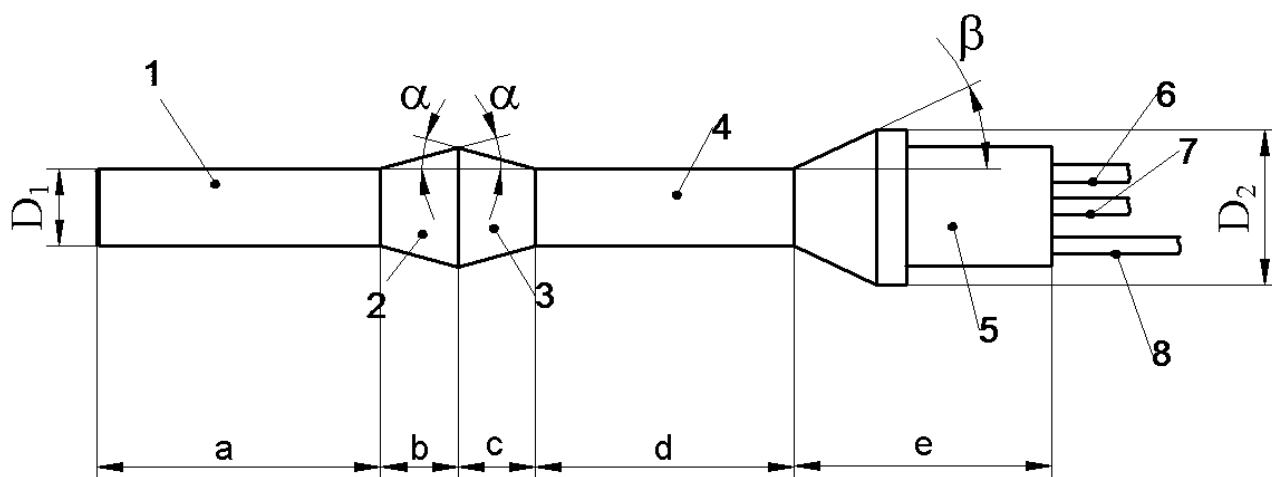


Рисунок 1.18 – Приемник давлений по патенту РФ №66059 27.08.2007г. [25]

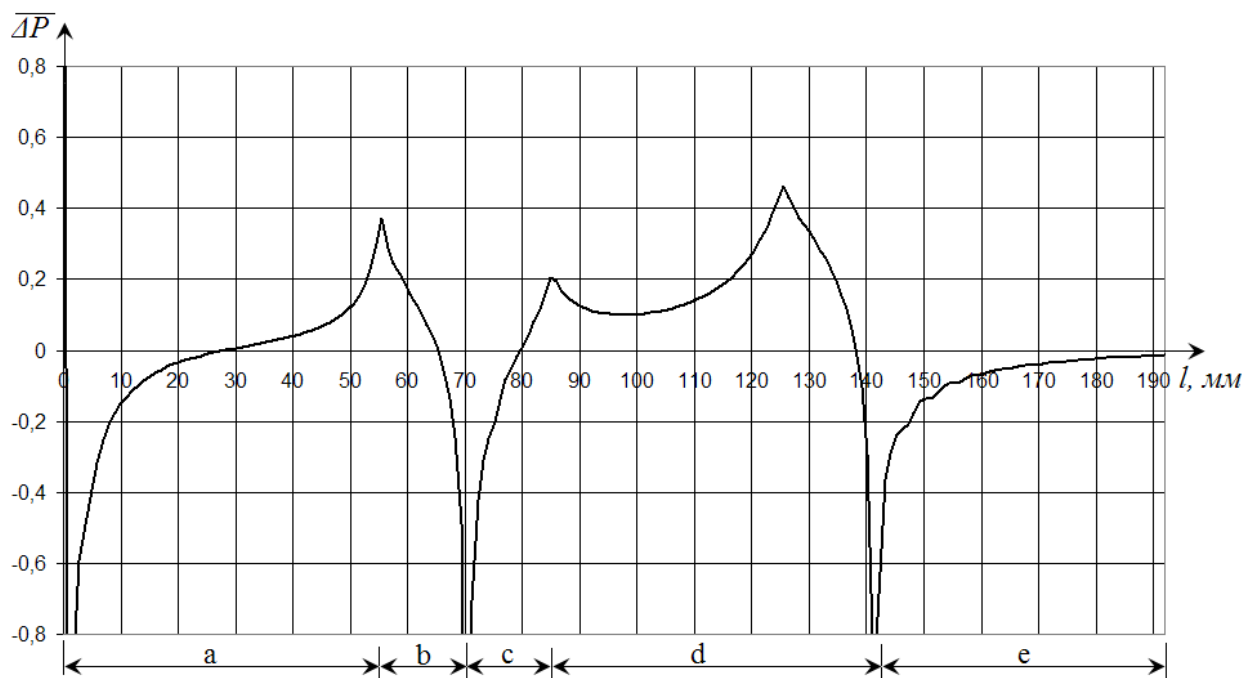


Рисунок 1.19 – Диаграмма изменения коэффициента давления $\Delta \bar{P}$ для приемника давлений по патенту РФ №66059 27.08.2007г. [25]

На рисунке 1.19 приведена диаграмма изменения по длине приемника коэффициента давления $\Delta \bar{P}$, из которого видно, что выбором в зонах «b» и «с» отверстий для отбора давлений, можно компенсировать как положительное, так и отрицательное значение местного статического давления по отношению к истинному давлению невозмущенного потока.

Для глубокой аэродинамической компенсации статического давления предприятием АО «УКБП» для вертолета был разработан комбинированный приемник полного и статического давления модели ПВД-К. Разработана серия таких моделей различной степени аэродинамической компенсации: ПВД-К4-1 на рисунке 1.20 имеет $\bar{p} = +0,17$ и давление отбирается с передней части конуса, а ПВД-К4-2 на рисунке 1.21 обладает $\bar{p} = -0,37$ и отбор давления осуществляется с задней части конуса.

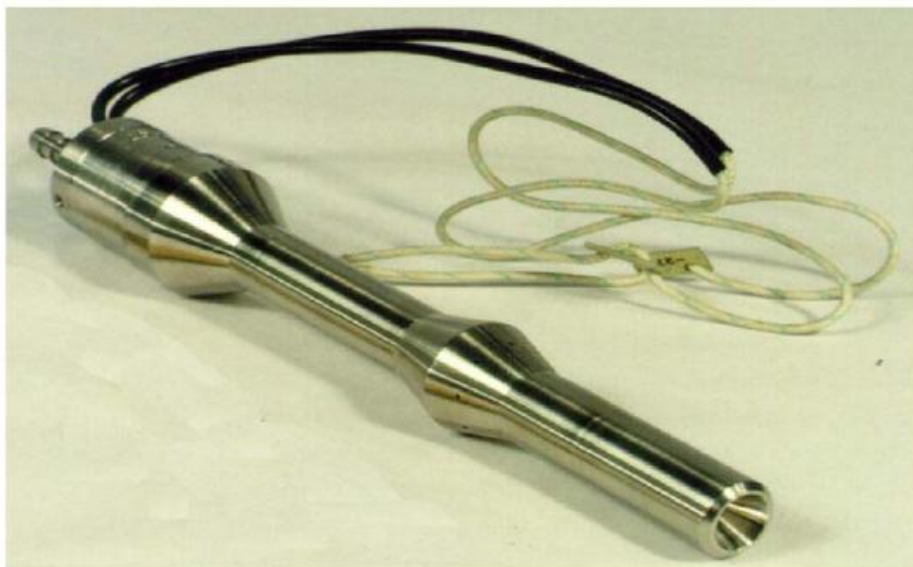


Рисунок 1.20 – Комбинированный приемник полного статического давления
ПВД-К4-1



Рисунок 1.21 – Комбинированный приемник полного статического давления
ПВД-К4-2

Приемники данной модели установлены на многоцелевых вертолетах Ансат и Ми-28, рисунок 1.22.



Рисунок 1.22 – Комбинированный приемник полного статического давления на многоцелевом вертолете Ансат

Можно сделать вывод, что при установке ПВД на фюзеляже летательного аппарата может появиться дополнительная составляющая погрешности, тогда результирующая погрешность в полученных значениях аэрометрических параметрах превысит допустимое значение, которое в соответствии с Авиационными правилами составляет ± 10 км/ч по скорости и ± 10 м по высоте полета [5,6].

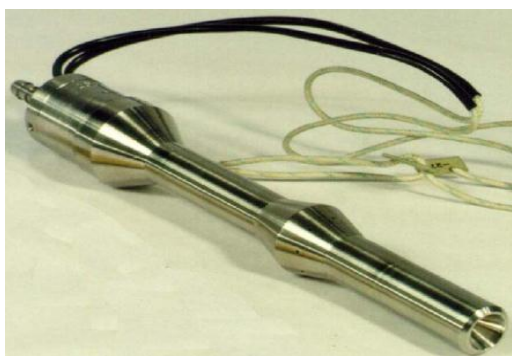
В этом случае для определения значения статического давления с допустимой погрешностью производится компенсация этой погрешности. АО «УКБП», так же как и зарубежные производители, предпочло конструктивный метод компенсации. Конструктивный способ компенсации является единственно возможным при наличии механических указателей высоты и скорости полета, поэтому он является наиболее привлекательным и заключается в следующем: коэффициент статического давления приемника должен быть по модулю равен коэффициенту давления в месте установки приемника на борту летательного аппарата, но противоположный по знаку, что обеспечивает тогда восприятие неискаженного статического давления. Для полной компенсации необходимо, чтобы это равенство выполнялось во всем диапазоне скоростей летательного аппарата. Для получения требуемого коэффициента давления приемника вводят компенсационный контур, который оказывает геометрическое воздействие на воздушный поток, что в свою очередь приводит к перераспределению потенциальной и кинетической энергии последнего [26,27]. Таким образом, производится доработка приемников под конкретный тип летательного аппарата.

Однако указанные приемники также обладают постоянным уровнем компенсации аэродинамической погрешности, которая не зависит от скорости набегающего потока.

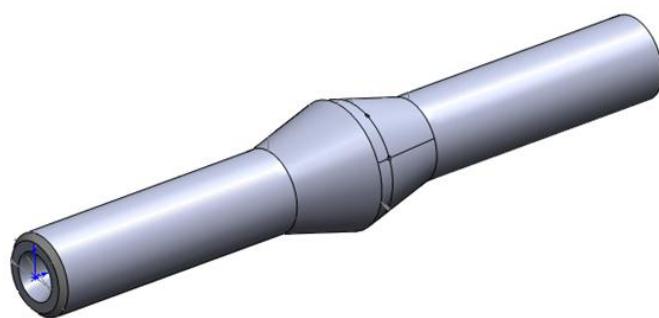
Далее в работе рассматриваются вопросы исследования непроточных приемников воздушных давлений с компенсационным контуром в виде гофрированной поверхности, уровень компенсации которого будет изменяться в зависимости от скорости и угла скоса набегающего потока, что в привязке к месту установки означает нечувствительность к индуктивному потоку от несущего винта.

1.4 Оценка метрологических характеристик исходного макета приемника воздушных давлений в индуктивном потоке

Для оценки метрологических характеристик исходного макета приемника воздушных давлений разработки АО «УКБП» на основе ПВД по патенту РФ № 66059 [25] проведено математическое моделирование внешнего обтекания воздухом. Внешний вид макета представлен на рисунке 1.23. Расчеты проводились с помощью программы OpenFoam, которая применяется для моделирования течения жидкости и газа.



Внешний вид



Геометрическая модель

Рисунок 1.23 – Исходный приемник воздушных давлений - Макет 1

Аэродинамическая погрешность, включающая погрешность восприятия полного и статического давлений, определяемая скоростным способом, должна быть не более ± 10 км/ч в горизонтальном полете на малых скоростях. Величины аэродинамических погрешностей систем статического давления должны быть не более ± 10 м на нулевой высоте [5,6].

Математическое моделирование макета проводилось при скорости 50 км/ч и углах скоса потока α , указанных в таблице 1.1.

Полное давление P_n определялось в канале полного давления после камеры торможения. Избыточное давление по отношению к статике невозмущенного потока $P_{ст}$ (абсолютное значение статического давления) определялось в камере отбора статического давления.

Коэффициенты полного $\bar{P}_n$ и статического $\bar{P}_{ст}$ давления определялись по формуле [28-32]:

$$\bar{P} = \frac{P}{0,5 \cdot 1,225 \cdot V^2} \quad (1.8)$$

где P – давление $P_{\text{п}}$ или $P_{\text{ст}}$, Па, V – скорость набегающего потока, м/с.

Приборная скорость вычислялась по формуле

$$V_{\text{пр}} = 2739,3165 \sqrt{\left(1 + \left(\frac{P_{\text{п}} - P_{\text{ст}}}{101325}\right)^{1/3,5} - 1\right)}, [\text{км/ч}]. \quad (1.9)$$

Горизонтальная продольная скорость V_x вычислялась по формуле:

$$V_x = 3,6 \cdot V \cdot \cos(\alpha), [\text{км/ч}], \quad (1.10)$$

где α – угол скоса потока, град.

Погрешность вычисления скорости $\Delta V_{\text{пр}}$ определялась по формуле:

$$\Delta V_{\text{пр}} = V_{\text{пр}} - V_x, [\text{км/ч}] \quad (1.11)$$

где V_x – продольная составляющая скорости, [км/ч].

Таблица 1.1 – Результаты математического моделирования макета ПВД

α , град	V_x , км/ч	$\bar{P}_{\text{п}}$	$\bar{P}_{\text{ст}}$	$V_{\text{пр}}$, км/ч	$\Delta V_{\text{пр}}$, км/ч	ΔH , м
0	50	0,98	-0,29	56,43	6,43	-4,79
10	49	0,98	-0,38	58,36	9,11	-6,22
20	47	0,97	-0,46	59,84	12,86	-7,57
30	43	0,91	-0,51	59,61	16,30	-8,32
40	38	0,76	-0,51	56,49	18,19	-8,41
50	32	0,55	-0,51	51,29	19,14	-8,30
60	25	0,18	-0,49	41,05	16,03	-8,07
70	17	-0,21	-0,53	28,24	11,14	-8,69
80	9	-0,64	-0,44			-7,18

Из полученных результатов можно сделать вывод: при $\alpha > 70^\circ$ статическое давление становится больше полного давления, физически такого быть не может (см. формулу 1.9) и вычисление скорости невозможно; погрешность вычисления скорости и погрешность вычисления высоты, противоположные по знаку; величина погрешности приборной скорости выходит за допустимые пределы ± 10 км/ч, при этом погрешность измерения высоты полета соответствует требуемой.

1.5 Выбор направления исследования и постановка задачи

Развитие традиционных летательных аппаратов - вертолетов, появление их новых типов и модификаций, в частности БПЛА типа мультикоптеров, ужесточение требований к обеспечению летной безопасности требует своевременного развития авиационного приборостроения, особенно в области повышения точности измерения высотно-скоростных параметров. Приемники давлений, используемые для этого, во многом определяют метрологические и эксплуатационные характеристики системы воздушных сигналов (СВС) такие как погрешность, диапазоны измерения, надежность, долговечность, габаритные размеры.

Использование приемников на указанных типах ЛА - вертолетах и мультикоптерах требует особого подхода к их разработке, так как часто происходит их установка в зонах влияния различных дестабилизирующих факторов (индуктивный поток от несущего винта, различные местные неровности фюзеляжа и т.д.), что приводит к искажению воспринимаемой первичной информации. Для уменьшения влияния дестабилизирующих факторов разрабатывают различного рода компенсации (конструктивные – внешней формой приемника воздушных давлений добиваются компенсации погрешности восприятия первичной информации, алгоритмические – в алгоритмах работы систем и комплексов закладываются аэродинамические поправки для компенсации погрешности). При этом проведенный обзор отечественных и зарубежных средств восприятия давлений для летательных аппаратов показал, что в большинстве случаев реализуется только компенсация восприятия статического давления - это ведет к уменьшению погрешности измерения высоты полета, но к увеличению погрешности измерения скорости.

Доработка ПВД при этом производится под конкретный тип летательного аппарата. Испытания и подтверждение метрологических характеристик приемников проводятся в аэродинамических трубах. В России подобными испытаниями занимается Центральный аэрогидродинамический институт имени

профессора Н.Е. Жуковского. Экспериментальные исследования являются весьма дорогостоящими и длительными.

В то же время, благодаря быстрому увеличению вычислительной мощности, наблюдается широкое внедрение средств вычислительной гидрогазодинамики, что позволяет на многих этапах разработки ПВД заменить экспериментальные исследования моделированием, снизить трудоемкость и стоимость работ, ускорить процесс разработки, что положительно сказывается на конкурентоспособности выпускаемой продукции.

Таким образом, в диссертации должна быть решена важная прикладная задача авиационного приборостроения - повышение точности измерения высотно-скоростных параметров приемниками воздушных давлений, входящих в состав систем и комплексов бортового оборудования вертолета. Повышение точности предлагается обеспечить за счет компенсации воспринятого полного и статического давлений в условиях воздействия индуктивного потока от несущего винта при сохранении метрологических характеристик приемника во всем диапазоне эксплуатационных скоростей.

Для решения данной задачи необходимо, прежде всего, исследовать особенности восприятия воздушных давлений приемниками и работу систем бортового оборудования в зависимости от режима обтекания ПВД и кабины вертолета в целом, оценить влияние индуктивного потока на погрешность восприятия воздушных давлений приемниками. Выполнить это можно проведя оценку метрологических характеристик некоторого исходного макета ПВД, определить его аэродинамические погрешности в типичном диапазоне скоростей и скосов воздушного потока.

Для решения поставленных задач можно использовать численные методы математического моделирования физических процессов (метод конечных объемов при моделировании процессов газодинамики), метод множественной регрессии, методы обработки экспериментальных данных, используя которые необходимо разработать методику математического моделирования зондовых средств восприятия воздушных давлений, оценить и подтвердить адекватность

результатов математического моделирования по разработанной методике с использованием экспериментальных данных и далее показать пути наиболее эффективного использования в процессе разработки ПВД.

Для разработки и анализа различных конструктивных вариантов приемников и выявления закономерности изменения погрешностей восприятия давлений от их геометрических параметров, математические модели ПВД должны описывать изменение восприятия полного и статического давлений от угла скоса и скорости набегающего потока. Так же необходимо предложить методику оценки требуемого уровня компенсации статического давления в зависимости от режимов полета по результатам летных испытаний и провести оценку адекватности разработанной методики компенсации погрешности измерения скорости и высоты с использованием полетных данных. Это позволит провести оценку компенсации погрешности измерения скорости и высоты с использованием полетных данных и подтвердить повышение точности измерения высотно-скоростных параметров.

Завершающим этапом исследования должна стать разработка имитационной модели информационного комплекса высотно-скоростных параметров, входящего в общий контур управления вертолета, содержащая в своем составе разработанные математические модели приемников воздушных давлений. Модель предназначена для сокращения времени доработки приемника с аэродинамической компенсацией для выбранного места установки его на борту во время летных испытаний.

Таким образом, в ходе научного исследования должен быть получен набор моделей и методик, для разработки ПВД, устанавливаемых на ЛА со сложным характером обтекания и сами ПВД, обеспечивающие повышение точности измерения высотно-скоростных параметров при использовании на подобных аппаратах. Полезными будут также практические рекомендации по использованию разработанных средств моделирования в процессе разработки ПВД.

1.6 Результаты и выводы

1. Исследовано влияние индуктивного потока от несущей системы вертолета на восприятие полного и статического давлений, которое показало необходимость измерения высотно-скоростных параметров приемниками воздушных давлений при малых скоростях полета, в которых реализована конструктивная компенсация погрешности восприятия воздушных давлений.

2. Проведен обзор средств восприятия давлений для летательных аппаратов зарубежных производителей, сделан вывод, что в большинстве случаев реализована только компенсация восприятия статического давления - это ведет к уменьшению погрешности измерения высоты полета, но к увеличению погрешности измерения скорости.

3. Обзор средств восприятия давлений отечественных производителей показал, что рассмотренные приемники также обладают постоянным уровнем компенсации аэродинамической погрешности, которая не зависит от скорости набегающего потока.

4. Проведенная оценка метрологических характеристик исходного макета приемника воздушных давлений показала, что величина погрешности приборной скорости выходит за допустимые пределы ± 10 км/ч при угле скоса потока более 10° [5,6].

5. Выбрано направление исследования, заключающееся в исследовании возможности уменьшения погрешности измерения высотно-скоростных параметров, которое включает в себя анализ конструктивных вариантов компенсации воспринятого полного и статического давлений с применением математического моделирования ПВД, а также разработке рекомендаций для проектирования и методике выбора геометрических параметров приемника на основании результатов оценки летных испытаний.

ГЛАВА 2. МЕТОДИКА МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИЕМНИКОВ ВОЗДУШНЫХ ДАВЛЕНИЙ

Математическое моделирование позволяет посредством математических символов и зависимостей составить описание функционирования технического объекта в окружающей внешней среде, определить выходные параметры и характеристики, получить оценку показателей эффективности и качества, осуществить поиск оптимальной структуры и параметров объекта. Применение математического моделирования при проектировании в большинстве случаев позволяет отказаться от физического моделирования, значительно сократить объёмы испытаний и доводочных работ, обеспечить создание технических объектов с высокими показателями эффективности и качества. Одним из основных компонентов системы проектирования в этом случае становится математическая модель [33].

Современное инженерное проектирование трудно представить без инструментов для решения задач моделирования течения жидкости и газа. Низкая стоимость и короткие сроки выполнения компьютерного эксперимента, а также большой объем и наглядность полученной информации о ходе технологического процесса и качестве будущего изделия делают компьютерное моделирование важнейшим инструментом опытного производства.

В данной главе речь пойдет о методике проведения математического моделирования приемников воздушных давлений для вертолетов, направленная на унификацию моделирования внешнего обтекания приемников с целью получения схожих результатов при одинаковых начальных условиях, диапазона скоростей (до 300 км/ч) и высот (до 5000 м). Как будет показано далее, получаемые результаты зависят от многих параметров и диапазон разброса результатов достаточно широк. В предложенной методике будет рассмотрен процесс подготовки геометрической модели приемника для расчета, а также самого расчета, просмотра и анализа результатов. Представлено подтверждение

адекватности методики моделирования на примере исследования влияния выбора модели турбулентности на результаты расчета.

2.1 Методика проведения математического моделирования приемников воздушных давлений

2.1.1 Подготовка геометрической модели

Суть первого этапа заключается в формировании воздушного пространства вокруг исследуемого зондового средства.

В идеальном случае требования к воздушному пространству аналогично требованиям к аэродинамическим трубам, где исследуемая модель не должна занимать 3-х процентов миделевого сечения [15]. Конечно же, практически это сложно реализовать, поэтому на практике стараются соблюдать, чтобы расстояние до боковых границ было порядка 4-6 характерных размеров исследуемого объекта, а по длине - порядка 10 характерных размеров, рисунок 2.1-2.2.



Рисунок 2.1 – Исследуемый объект - приемник воздушных давлений

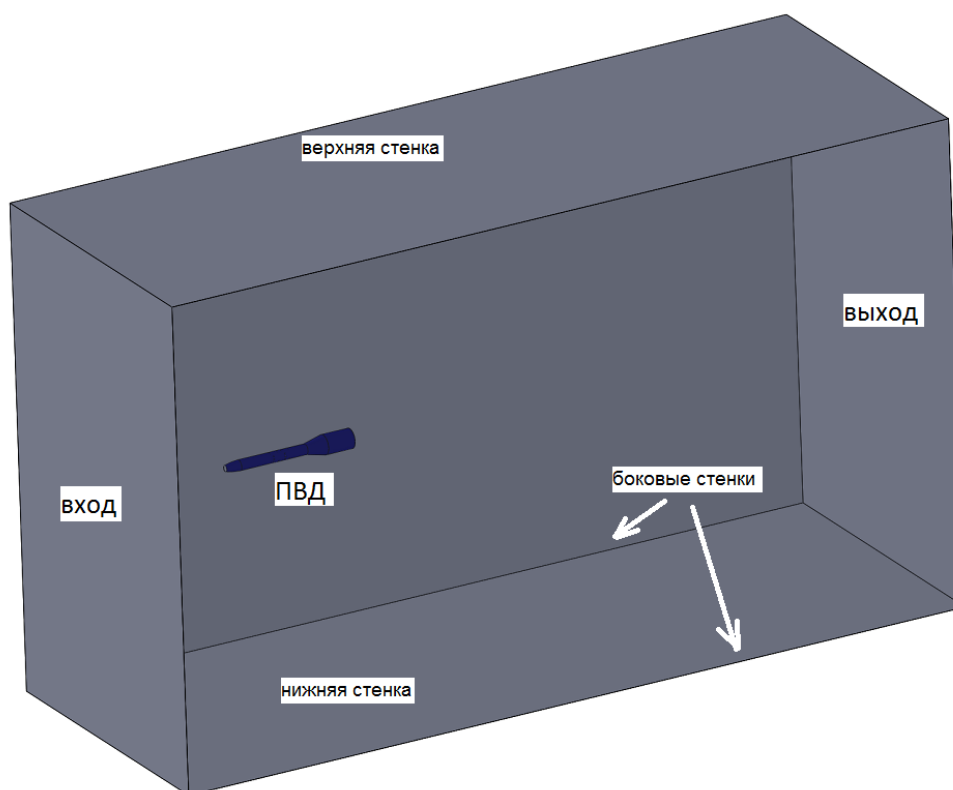


Рисунок 2.2 – Общий вид исследуемой области вокруг приемника воздушных давлений

2.1.2 Подготовка сетки конечных элементов

На данный момент большинство программ математического моделирования используют конечно-элементный (конечно-объемный) подход, заключающийся в разбиении исследуемой области на малые элементы конечного объема [34-36].

Как следует из многочисленных исследований, наилучшим выбором является гексагональная сетка конечных элементов по соотношению «затраченные вычислительные ресурсы/точность решения», однако создание такой сетки является трудоемкой операцией и требует от инженера определенной подготовки. В связи с этим рекомендуется построение тетраэдральной сетки конечных элементов, которую можно быстро подготовить, управляя лишь размерами конечных элементов.

Чаще всего обтекание исследуемых зондовых средств носит турбулентный характер, рисунок 2.3, для которого характерно распределение скорости вокруг приемника по логарифмическому закону [37-39].

Для корректного описания пограничного слоя вокруг исследуемого объекта необходимо измельчение сетки конечных элементов, однако, использование тетраэдров в пограничном слое ведет к значительному увеличению количества конечных элементов. Для того чтобы избежать этого, выполняют призматический слой, идея которого заключается в использовании призм, в основании которой сравнительно большая площадь, а высота такой призмы - сравнительно малая.

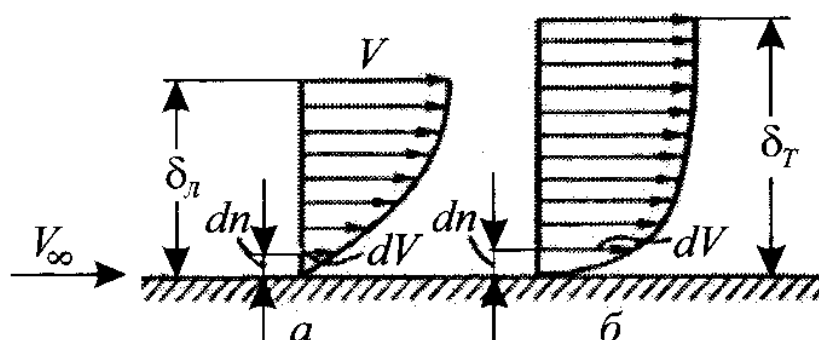


Рисунок 2.3 – Изменение скорости воздушного потока в пограничном слое:

а – ламинарный слой; б - турбулентный слой

Для различных моделей турбулентности есть свои особенности построения сетки конечных элементов. Желательно, чтобы по толщине пограничного слоя было не менее 10 элементов. Толщина пограничного слоя меняется в различных сечениях обтекаемого тела, но оценить среднюю толщину пограничного слоя можно по следующему выражению [40,41]:

$$\delta = 0,0355 * L * R_L^{-1/7}, \quad (2.1)$$

где

$R = \frac{\rho * U_{\infty} * L}{\mu}$ – число Рейнольдса;

ρ – плотность, кг/м³;

U_{∞} – характерная скорость, м/с;

L – характерная длина, м;

μ – кинематическая вязкость, м²/с (для воздуха $14.607 \cdot 10^{-6}$ м²/с).

Как видно из приведенного выражения, толщина пограничного слоя зависит от характерной длины исследуемого объекта и скорости набегающего потока при прочих равных условиях. Сам характер обтекания приведен на рисунке 2.4, где есть зона ламинарного течения, переходный участок и зона турбулентного течения.

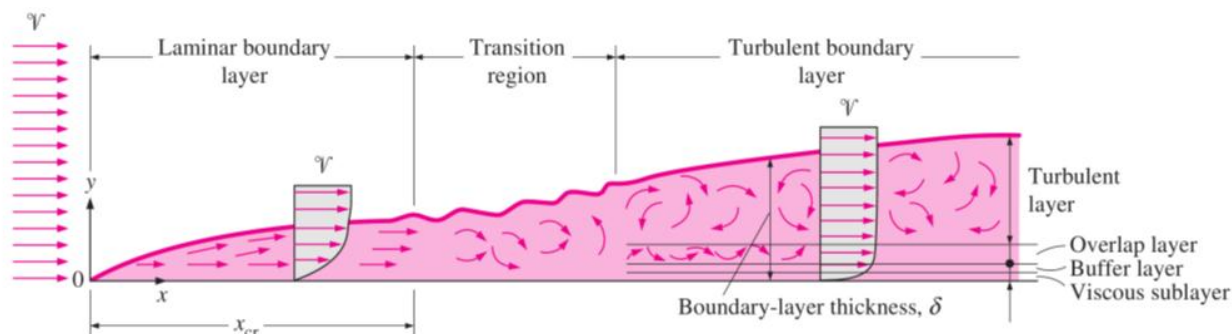


Рисунок 2.4 – Структура пограничного слоя [42]

Для оценки точности описания пограничного слоя используется параметр « y^+ » (широко используемый параметр в вычислительной газодинамике), значения которого приблизительно соответствуют вязкому подслою $y^+ < 3$, логарифмическому слою $30 < y^+ < 300$.

Пример реализации сетки в программе FlowVision [43-47] с адаптацией по поверхности исследуемого тела представлен на рисунок 2.5

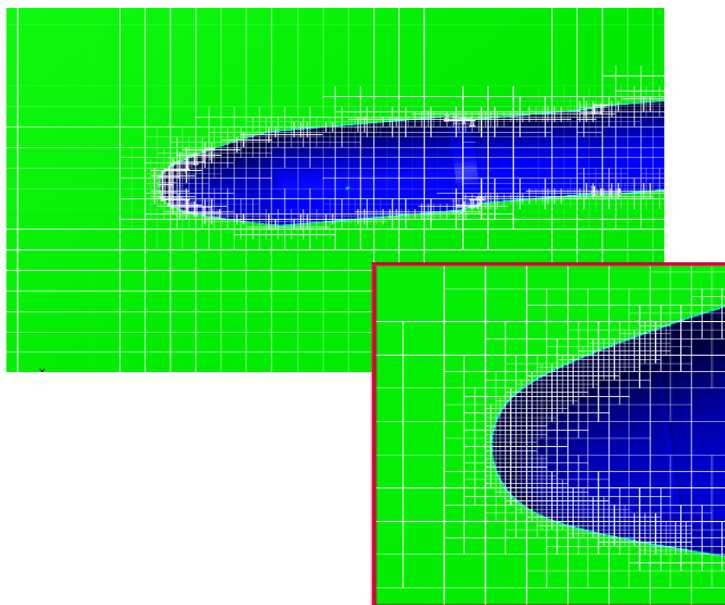


Рисунок 2.5 – Реализация сетки в программе FlowVision с адаптацией по поверхности

Следует отметить, что на данный момент имеется большое число коммерческих и свободных программ для подготовки сетки конечных элементов. Пример сетки конечных элементов с призматическими слоями, созданной при помощи утилиты snappyHexMesh из состава OpenFoam [48], приведен на рисунке 2.6.

Ниже на рисунках 2.7, 2.9 приведены тетраэдральные сетки, полученные с применением Ansys [49] и NetGen [50] соответственно. На рисунках 2.8 и 2.10 приведена тетраэдральная сетка с призматическими слоями (высота призматических слоев увеличена для наглядности), подготовленная в Ansys и NetGen соответственно.

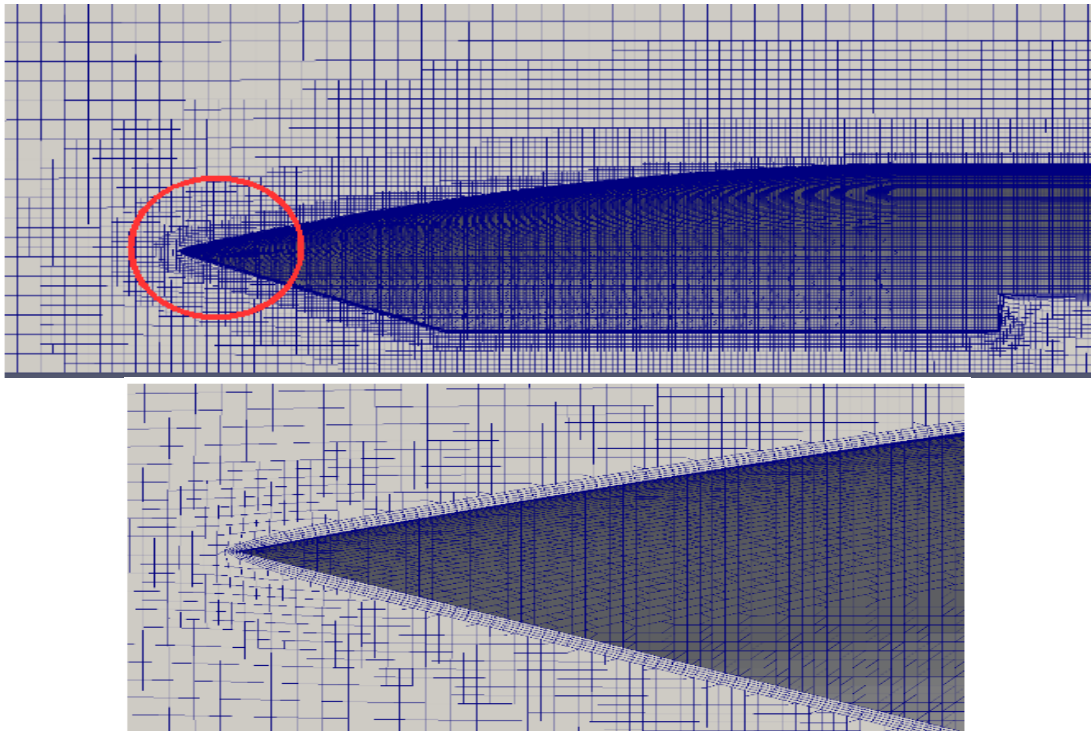


Рисунок 2.6 – Реализация сетки конечных элементов с призматическим слоем, подготовленная с помощью snappyHexMesh

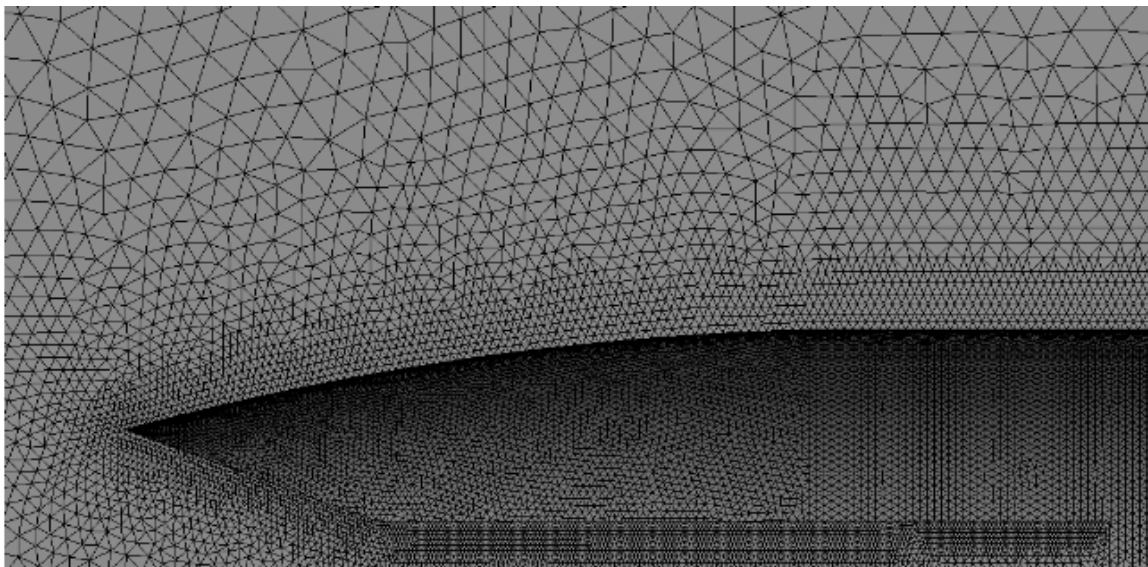


Рисунок 2.7 – Реализация тетраэдральной сетки конечных элементов в Ansys

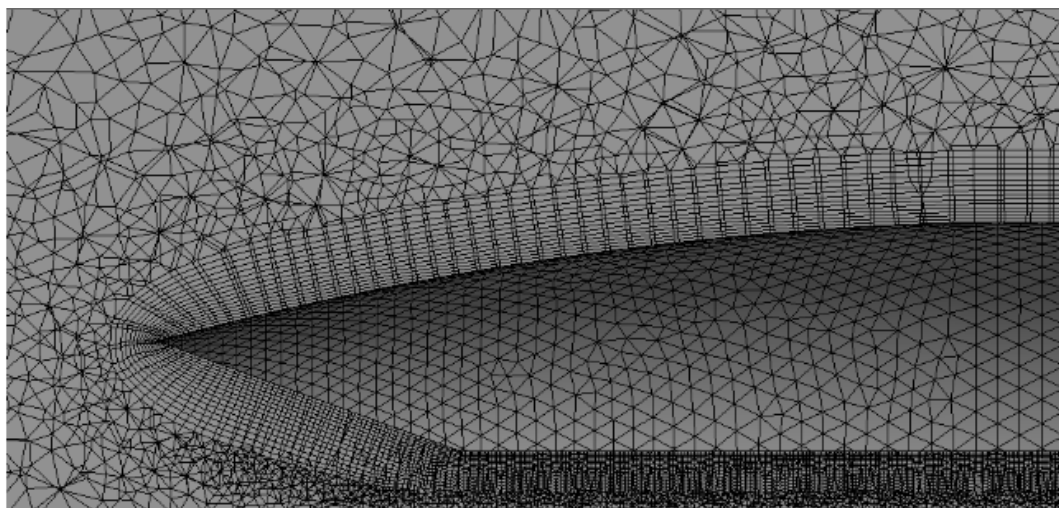


Рисунок 2.8 – Реализация сетки конечных элементов с призматическим слоем в Ansys

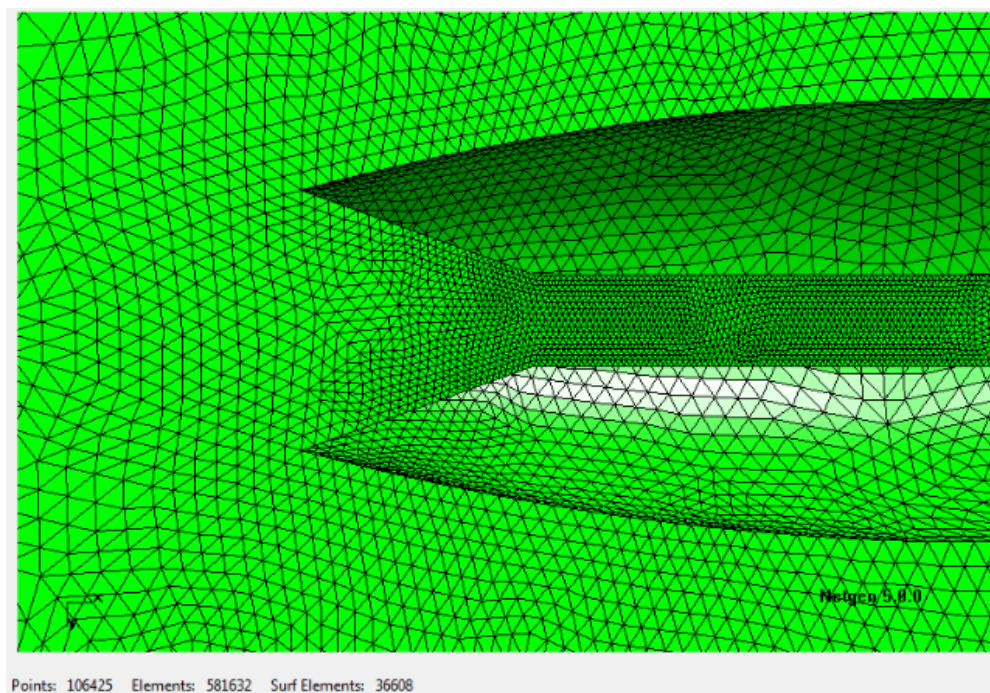


Рисунок 2.9 – Реализация тетраэдральной сетки конечных элементов в NetGen

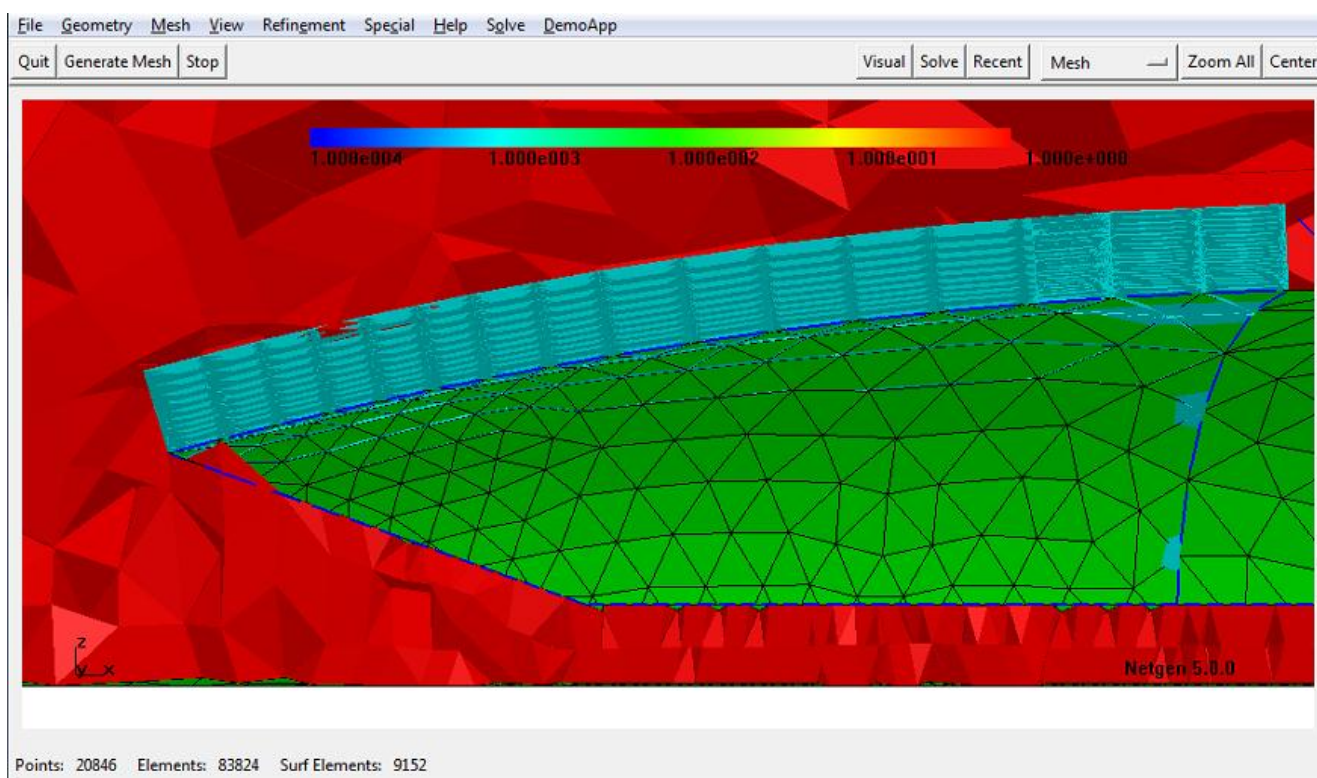


Рисунок 2.10 – Реализация сетки конечных элементов с призматическим слоем в NetGen

При использовании различных программ построения сетки конечных элементов, предлагаемые подходы одинаковы как в свободно-распространяемых

программах (NetGen, EnGrid, Salome и т. д.), так и в коммерческих программах (Ansys, Cosmos и т. д.) [51,52].

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

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

2.1.3 Подготовка расчетной модели

Данный этап заключается в правильности задания свойств среды, определения граничных условий (входа, выхода, плоскостей симметрии, стенки и т. п.), задания типа решаемой задачи (динамическая или стационарная), выборе модели турбулентности.

Описание граничных условий

Наиболее наглядно описаны граничные условия в [41, 53, 54], хотя в любой книге по вычислительной газодинамике можно встретить описание как типовых граничных условий (вход/выход, стенка) так и смешанных граничных условий (например, открытая граница).

Применительно к приемникам воздушных давлений используются граничные условия характерные для картины течения жидкости (газа). На рисунке 2.2. поток ограничен внешними границами:

- вход (inlet) – определяет течение потока в расчетную область. Граничное условие «вход» может быть задано различными способами в зависимости от физической модели, которую надо моделировать: дозвуковые скорости (subsonic) или сверхзвуковые (supersonic). Вертолетный диапазон скоростей ограничивается дозвуковым режимом;

– выход (outlet) – определяет течение потока из расчетной области. Это граничное условие для дозвуковой скорости предполагает задание статического давления;

– нижняя, верхняя, боковые стенки и ПВД (wall) – определяет твердую (непроницаемую) для потока воздуха границу.

Граничное условие плоскость симметрии (symmetry plane) используется при условии нулевого угла скольжения и симметричной геометрии ПВД относительно плоскости ZOX. Задача является симметричной относительно плоскости, когда поток с одной стороны является зеркальным отображением потока с другой стороны. По определению, плоскость симметрии соответствует именно плоской поверхности. При использовании плоскости симметрии расчетная область уменьшается вдвое, соответственно время решения также сокращается.

Комбинация граничных условий: скорость потока (velocity) на входе (inlet), статическое давление (static pressure) на выходе (outlet), - имеет наиболее устойчивую сходимость решения.

Шаг счета для газов (движения воздуха)

Для стационарных задач шаг счета выбирается из условия сходимости решения уравнений: большой шаг счета ведет к «развалу» сходимости, слишком маленький шаг счета ведет к медленной сходимости. Можно порекомендовать при отсутствии сходимости последовательно уменьшать шаг счета, например, в 2 раза.

В следующих ситуациях может потребоваться маленький шаг счета:

- плохое качество сетки конечных элементов;
- околосвуковые скорости потока;
- большие области разделения потока;
- использование «открытых» граничных условий типа Opening (сверхзвуковые течения, неопределенность граничных условий);
- потоки со свободной поверхностью (с границей раздела «жидкость-газ», например, образование волн на поверхности воды);

– многофазные течения.

Применительно к моделированию внешнего обтекания ПВД шаг по времени задается одной десятой времени, за которое возмущение течения проходит через всю расчетную область, т.е. отношение размера приемника к скорости набегающего потока.

Максимальное количество итераций

Расчет потоков жидкостей (газов) представляет собой итерационный процесс. Максимальное количество итераций определяется на основе сходимости расчета. Однако сходимость расчета также зависит от того, является ли движение потока установившимся, в противном случае требуемая сходимость расчета может быть не достигнута. Критерии оценки сходимости приведены далее по тексту.

На основе опыта многочисленного моделирования внешнего обтекания ПВД рекомендуется максимальное количество итераций устанавливать не менее 2000.

Задание начальных условий

Задание начальных условий позволяет ускорить процесс сходимости процесса расчета, обычно для всего объема жидкости (газа) устанавливается скорость в соответствии с граничными условиями, температура также устанавливается в соответствии с граничным условием. Для твердых тел задается начальное условие только для температуры, желательно установить значение ожидаемой температуры по объему твердого тела.

Выбор модели турбулентности

Следует отметить, что большинство моделей турбулентностей полуэмпирические, т. е. нет универсальной модели, каждая модель подходит для конкретного характера движения. В целом от выбора модели турбулентности

зависит погрешность получаемого решения. На данный момент наибольшую популярность получили следующие модели турбулентности:

- Standard k-epsilon Model;
- Zero Equation Turbulence Model (ZeroEq);
- Re-Normalized Group Turbulence Model (RNG);
- k-epsilon Model Due to Shih (NKE);
- Nonlinear Model of Girimaji (GIR);
- Shih, Zhu, Lumley Model (SZL);
- k-omega Turbulence Model;
- Shear Stress Transport Model (SST);
- Spalart-Allmaras (SA).

Стандартная k-ε модель относится к двухпараметрическим моделям турбулентности, то есть использует два транспортных дифференциальных уравнения для расчета кинетической энергии k и турбулентной диссипации ε . Эта модель стабильна, не требует значительных вычислительных ресурсов и долгое время была промышленным стандартом. Хорошо зарекомендовала себя при расчете внутренних течений, но имеет проблемы при расчете потоков с большими градиентами давлений и отрывом потока, начало отрыва определяется слишком поздно и размеры отрывных течений слишком малы по размеру. Таким образом, данная модель дает слишком оптимистичные результаты для потока, в котором происходит отрыв потока.

Модели RNG, NKE, GIR и SZL дают более реалистичные и близкие результаты в регионах с большими напряжениями. В частности, это случаи, в которых потоки сильно ускоряются (замедляются), например, сужающиеся сопла, или в случаях разделения потока или рециркуляции (например, изменяется направление потока на 180°).

k-ω модель более точно описывает пристеночный слой, особенно при наличии градиента давления. k-ω модель является более чувствительной к уровню турбулентности свободных потоков.

При расчете внутренних течений $k-\omega$ модель уступает по точности $k-\epsilon$ модели. По этой причине была разработана Shear Stress Transport Model (SST), которая сочетает преимущества $k-\omega$ модели при описании пристеночных слоев и $k-\epsilon$ модели при описании потоков вдали от стенок. Тем самым при расчете потока SST модель дает хорошие результаты как, в общем, так и в частности при отрыве потока и больших градиентах давления. В большинстве случаев модель SST дает более близкие результаты к эксперименту, особенно в задачах с теплообменом.

В работах [55-57] дается подробное сравнение моделей $k-\epsilon$, $k-\omega$ и SST при различных характерах течения, в том числе и с теплообменом.

Spalart-Allmaras модель турбулентности является относительно простой, с одним дополнительным уравнением переноса турбулентной вязкости. Модель Spalart-Allmaras была специально разработана для аэрокосмической промышленности и показала хорошие результаты решения пограничных слоев, подверженных неблагоприятным градиентам давления, а в последнее время все более широкое применение находит в области турбомашиностроения.

Оригинальная форма модели Spalart-Allmaras рассматривалась, как модель турбулентности для потоков с низким числом Рейнольдса, которая требовала хорошего сеточного разрешения в области пограничного слоя. В случае плохого разрешения пристеночной области используются пристеночные функции, учитывая это, модель является хорошим выбором для задач с грубой сеткой. Кроме того, градиенты турбулентной вязкости в пристеночных областях в таком случае значительно меньше, чем градиенты характеристик переноса турбулентности в моделях $k-\epsilon$ и $k-\omega$. Это делает модель менее чувствительной к численным ошибкам, когда в пристеночной области величина градиента размеров ячеек меняется не плавно.

Но это только общее описание, необходимо выбрать модель турбулентности именно для внешнего обтекания зондовых средств восприятия воздушных давлений с учетом внутренних течений по каналам передачи давлений.

В дальнейшем будет проведено сравнение некоторых моделей турбулентности.

2.1.4 Проведение расчетов

Этот этап подразумевает под собой настройки вычислительного процесса (количества задействованных процессоров, локальные или распределенные вычисления, постановка в очередь в случае использования менеджера задач и т.д.), которые являются индивидуальными для каждой программы и поэтому не рассматриваются в данной методике.

2.1.5 Анализ результатов

При выполнении ответственных инженерных расчетов численными методами для обоснования корректности и адекватности расчетных моделей рекомендуется применять процедуру **верификации и валидации модели** [58]. Верификация проводится в области математики, а валидация – в области физики.

Верификация – процесс установления соответствия между численной моделью и математической моделью.

Процесс верификации позволяет достичь уверенности в корректности численной модели. Процесс верификации модели состоит из двух шагов:

- **Верификация программного кода** для подтверждения того, что математические модели и алгоритмы численного решения систем уравнений работают корректно;

- **Верификация вычислений** для подтверждения того, что дискретизация расчетной области выполнена корректно, и дискретное решение с необходимой степенью точности соответствует математической модели.

Проведение **верификации программного кода** относится к области ответственности разработчика программного обеспечения, который должен использовать современные методики и системы управления качеством, а также проводить тщательное тестирование каждого релиза программного кода.

Для пользователей программного кода одним из распространенных способов верификации является сравнение результатов расчета с аналитическим

решением. Подобное сравнение является основным способом пользовательского тестирования. К сожалению, сложность большинства доступных аналитических решений задач физики затрудняет их использование даже для относительно стандартных возможностей большинства современных коммерческих программных продуктов. Сравнение численного и аналитического решений возможно только для простых - модельных и тестовых задач.

Второй составляющей процесса верификации является **верификация вычислений** – определение точности численного решения для заданной дискретизации расчетной области. Численное и аналитическое решения отличаются, поскольку дискретное решение является лишь аппроксимацией аналитического. Поэтому целью верификации вычислений является установление количественного значения погрешности для заданной дискретной модели.

Погрешности, связанные с дискретизацией, наиболее часто определяются путем сравнения полученного численного решения с другими численными решениями на двух дополнительных дискретных моделях (вычислительных сетках) с уменьшенным размером ячейки (элемента). Проверка сходимости по сетке - это общий принцип оценки точности получаемого решения, который заключается в проведении серии расчетов одной и той же задачи на сетке, которая последовательно сгущается во всей области расчета. При уменьшении расчетных ячеек точность решения исходных уравнении увеличивается пропорционально h^{-n} , где h – размер расчетной ячейки, n – порядок аппроксимации расчетной схемы. Моделируемые параметры задачи (например, воспринимаемые полные и статические воздушные давления, перепады давления на устройстве) при этом сходятся к некоторому значению, соответствующему бесконечно мелкой сетке. Требуется выбрать в качестве базовой сетки самую грубую сетку, на которой значение моделируемых параметров близко к рассчитанным параметрам на мелкой сетке с нужной точностью. Следует отметить, что таким образом оценивается точность решения дифференциальных уравнений, а не точность решения задачи (которая зависит в значительной степени от правильности постановки задачи).

В свою очередь сходимость решения показывают среднеквадратичные невязки (RMS Residual Level). Можно выделить следующие диапазоны:

- больше, чем 10^{-4} – такой уровень невязок достаточен для качественного понимания движения потоков;
- приблизительно 10^{-4} - такой уровень невязок дает относительно неточное решение, однако этот уровень может быть достаточен для многих инженерных задач;
- величина 10^{-5} – этот уровень уже показывает хорошую сходимость, достаточную для большинства инженерных задач;
- величина 10^{-6} и меньше – этот уровень дает наибольшую сходимость и годится для исследовательских задач типа оценки чувствительности к изменению геометрических размеров.

Таким образом, за ошибки в расчетах вследствие грубой или некорректно созданной расчетной сетки, полностью отвечает пользователь программного продукта. Недостаточные исследования чувствительности численного решения к размеру элемента расчетной сетки являются наиболее часто встречающимся упущением исследователей при проведении расчетов численными методами, при том, что данная техника верификации достаточно проста для реализации [59].

Ни один из этапов верификации не позволяет определить, насколько выбранные модели адекватны объекту исследования. Оценка соответствия численной модели реальному миру относится к задачам валидации, которая позволяет определить, насколько физические явления и законы, включенные исследователем в расчетную модель, соответствуют постановке исходной задачи и достаточны для получения требуемых решений.

Лишь физические наблюдения могут подтвердить или опровергнуть адекватность выбранной расчетной схемы и математической модели для представления объекта исследования. Тесное взаимодействие инженеров-расчетчиков и экспериментаторов требуется на всех стадиях процедуры верификации и валидации. Крайне важно, чтобы результаты эксперимента не были бы известны расчетчикам заранее, до получения численного решения.

Основная причина этого – убедиться в "предсказательных возможностях" численной модели. Если результаты эксперимента известны расчетчику заранее, что естественным будет желание «настроить» модель на конкретный результат. Это снижает уровень доверия к численной модели.

Если нет результатов экспериментов (либо они ненадежны), то можно решить аналогичную задачу, для которой есть экспериментальные результаты. Тогда на этой задаче можно провести исследование влияния грубости сетки на получаемый результат и выбрать оптимальное соотношение точность расчета / грубость сетки. Полученные результаты можно перенести на аналогичные расчеты.

Дополнительно важно отметить, что в моделировании и эксперименте важна роль неопределенности и, как следствие - повторяемости результатов. Ожидается, что при проведении одного и того же эксперимента результаты должны в определенной степени коррелировать между собой. Степень корреляции необходимо измерять. Точно также любая численная модель содержит ряд параметров (например, свойства материалов), которые являются в реальном мире не детерминистическими, а стохастическими величинами. Соответственно, при проведении численного моделирования необходимо проводить оценку чувствительности решения к неопределенности исходных данных.

Для анализа результатов математического моделирования приемников воздушных давлений используются вышеописанные критерии:

- исследование на сеточную сходимость, т.е. проводилась серия расчетов, начиная с грубой сетки и постепенно уменьшая размеры конечных элементов. На основании результатов этого исследования были получены рекомендации для построения сетки (см. пункт 2.1.2);

- сравнение результатов моделирования с результатами экспериментальных исследований. Разработанная методика отработана на типовых приемниках с использованием экспериментальных данных специалистов ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского.

В целом рассмотренные этапы методики математического моделирования подходят для любого сочетания программ подготовки расчетной модели, проведения непосредственно самого расчета и просмотра результатов. Соблюдение данной методики гарантирует получение результата моделирования с заранее прогнозируемой погрешностью, не превышающей 1,5% в исследуемом диапазоне скоростей и углов скоса набегающего потока, это будет показано далее при проведении моделирования внешнего обтекания воздухом приемника воздушных давлений [60,61].

Разработка сложного изделия и конструкторской документации на него является трудоемким процессом, связанным с большими финансовыми затратами. Стоимость разработки в отдельных случаях может составлять половину всех капиталовложений, идущих на производство изделия. Чтобы разработка нового изделия достигла поставленных целей, процесс проектирования разбивается на отдельные этапы. На каждом этапе решается определенный круг вопросов, объем и очередность, которых исключает возможность упустить решение важных вопросов проектирования и постоянно приближает к наиболее совершенной конструкции изделия. Этапы разработки устанавливаются в зависимости от сложности разрабатываемого изделия и программы его выпуска [62].

Получив подтверждение разработанной методики математического моделирования внешнего обтекания воздухом приемников воздушных давлений можно заменить экспериментальные исследования отдельных этапов научно-исследовательской работы (НИР) по разработке приемников математическим моделированием, таблица 2.1.

Заменяя экспериментальные исследования приемников на отдельных этапах научно-исследовательской работы математическим моделированием, можно сократить время, отведенное на НИР, в среднем в 2 раза.

Таблица 2.1. Этапы проведения научно-исследовательской работы по разработке приемников воздушных давлений

Этапы разработки ПВД по стандартной схеме проведения НИР	Затраченное время	Замена математическим моделированием	Затраченное время
1. Выбор направления исследования: - подбор и изучение научно-технической литературы, проведение патентно-аналитического обзора, формирование направлений НИР, определение задач для решения; - разработка и утверждение технического задания (ТЗ), сквозного план-графика	3-4 месяца	-	
2. Теоретические и экспериментальные исследования ПВД: - обоснование оптимальных схем и компоновок, разработка технической документации для изготовления макетных образцов; - экспериментальные исследования и испытания макетов, обработка результатов испытаний; - доработка первичных макетов по результатам проведенных экспериментальных исследований, обработка результатов	10-12 месяцев	- отсутствует необходимость изготовления макетных образцов, достаточно разработанной 3D модели макета; - проведение математического моделирования вместо экспериментальных исследований, которое позволит сократить основные временные и финансовые затраты (не все возможные условия эксплуатации возможно проверить при испытаниях, например, испытания на обледенение проводят только в зимнее время года, т.к. летом они становятся более дорогостоящими); - после обработки результатов при необходимости продолжить исследование достаточно скорректировать геометрическую 3D модель, а не изготавливать новые макеты.	6-7 месяцев
3. Обобщение результатов исследований и выпуск отчетной документации: - обобщение результатов и разработка рекомендаций по реализации результатов НИР; - разработка ТЗ на опытно-конструкторские работы; - составление технического отчета по результатам проведения НИР	2-4 месяца		
4. Выполнение опытно-конструкторских работ			

2.2 Математическое моделирование приемника воздушных давлений, выбор модели турбулентности

В данном пункте в соответствии с разработанной методикой проведено математическое моделирование приемника воздушных давлений, обозначенного в дальнейшем «Макет-2».

На первом этапе была создана геометрическая модель, которая соответствует физическим размерам макета. Сечение макета приемника воздушных давлений приведено ниже на рисунке 2.11. Приемник имеет цилиндрическую воспринимающую часть и коническую камеру торможения. Шесть отверстий статического давления диаметром 1 мм расположены с равным шагом по периметру плоскости поперечного сечения.

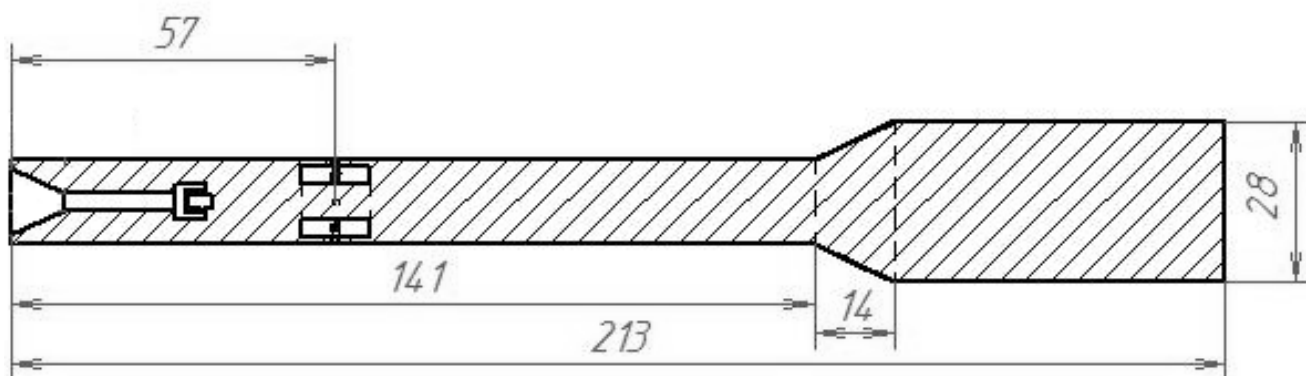


Рисунок 2.11 – Сечение макета ПВД с характерными размерами

Расчеты проводились с помощью программы OpenFOAM [48,63-65], рисунок 2.12. OpenFOAM – программа реализованная на языке программирования C++, в ее развитии принимали участие десятки организаций и сотни разработчиков по всему миру. В программном продукте, моделирующем процессы течения жидкости и газа, реализован метод конечных объемов (МКО).

Согласно МКО пространственная дискретизация задачи осуществляется путем разбиения расчетной области на небольшие соприкасающиеся объемы, для каждого из которых записывается балансовое соотношение. Внутри каждого контрольного объема находится одна (и только одна) точка «привязки» искомого сеточного решения. В большинстве разработок, ориентированных на решение

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, рисунок 2.13. Использовался решатель simpleFoam для стационарного несжимаемого, турбулентного потока. Использовалась тетраэдральная сетка с призматическим слоем вблизи поверхности приемника для учета пограничного слоя, рисунок 2.14. 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 [67-70].

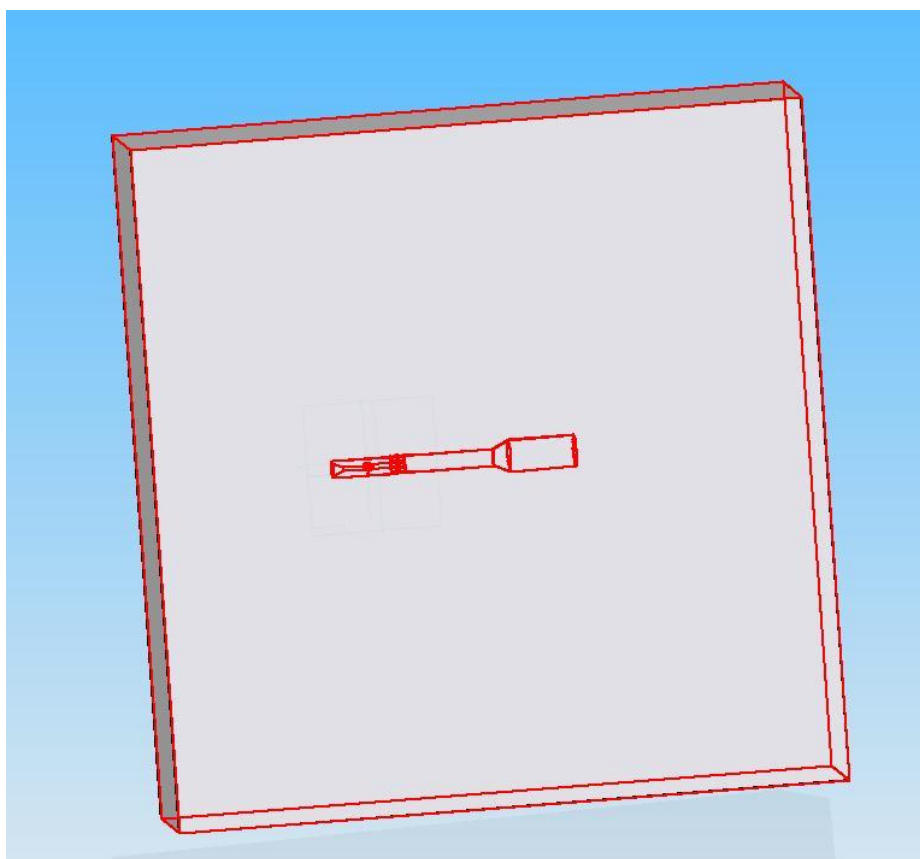


Рисунок 2.13 – Общий вид исследуемой области вокруг приемника
воздушных давлений

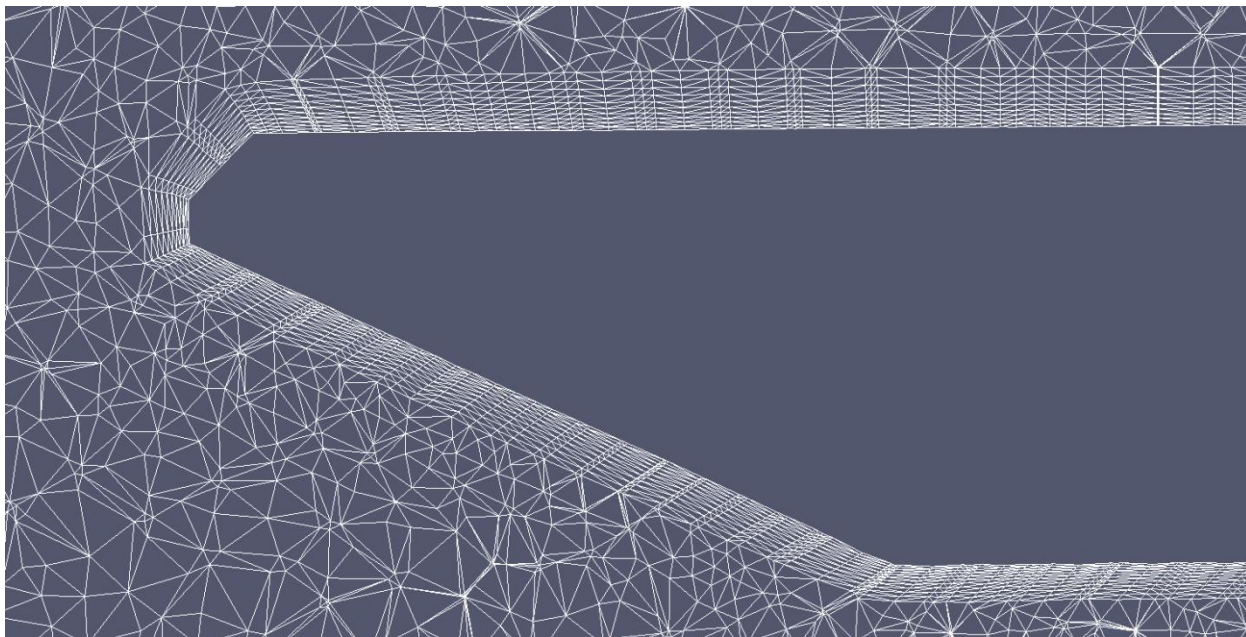


Рисунок 2.14 – Сетка конечных элементов приемника воздушных давлений

При выборе схем численного решения уравнений необходимо учитывать, что они оказывают значительное влияние на погрешность получаемого решения. Выбрана схема по результатам исследований с использованием данных ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, которая дает наименьшие значения погрешности моделирования [71-73]. В таблице 2.2 приведены параметры и настройки для kOmegaSST модели турбулентности, аналогично задаются параметры для остальных моделей турбулентности. Как видно из таблицы 2.2 на «входе» расчетной области задавалась соответствующая скорость набегающего потока, на ее боковых границах движение потока принималось невозмущенным, на «выходе» расчетной области ставилось граничное условие «свободный выход с нулевым давлением» (что соответствует движению установившегося потока). На рисунке 2.15-2.17 показаны среднеквадратичные невязки и зависимости полного и статического давления от шага счета.

Таблица 2.2. Параметры и настройки схем численного решения уравнений

Схемы дискретизации	grad schemes	Gauss linear;	
	V	div(phi,V) Gauss linearUpwind grad(V); div((nuEff*dev(T(grad(V)))) Gauss linear;	
	k и ω	Gauss upwind;	
Решатели	p	GAMG tolerance relTol	1,00E-12 0,01
	V, k и ω	SmoothSolver tolerance relTol	1,00E-12 0,01
Граничные условия	Вход	скорость, V	$V=(X \cdot \cos\varphi, Y \cdot \sin\varphi, Z)$ $\alpha=(0^\circ \dots 90^\circ)$
		k	$k = \frac{(b \cdot V)^2}{2}$
		ω	$\omega = \frac{k^{1/2}}{I}$
		p	$\nabla p = 0$
	Выход и стенка	ω	$\nabla \omega = 0$
		k	$\nabla k = 0$
		p	0

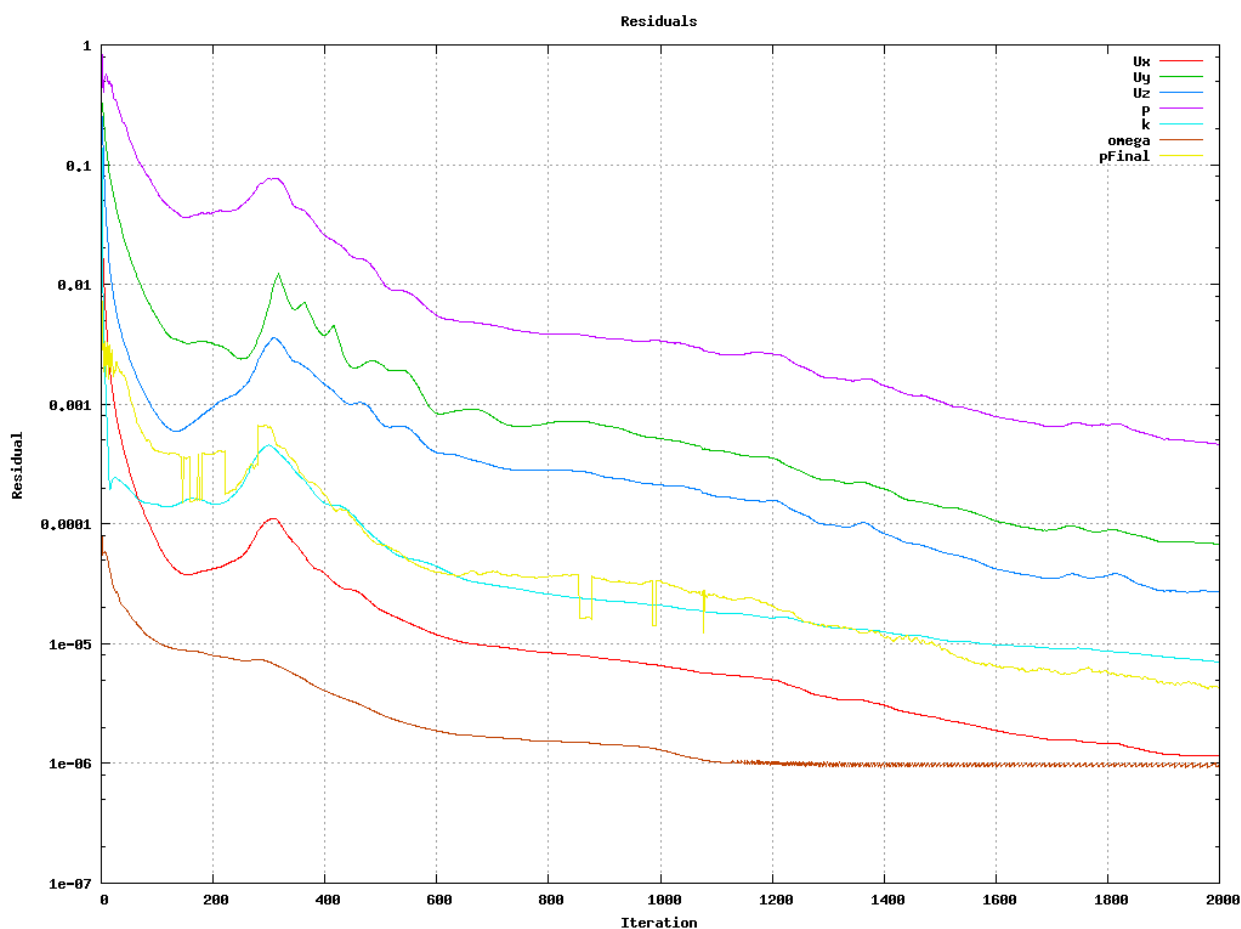


Рисунок 2.15 – Среднеквадратичные невязки

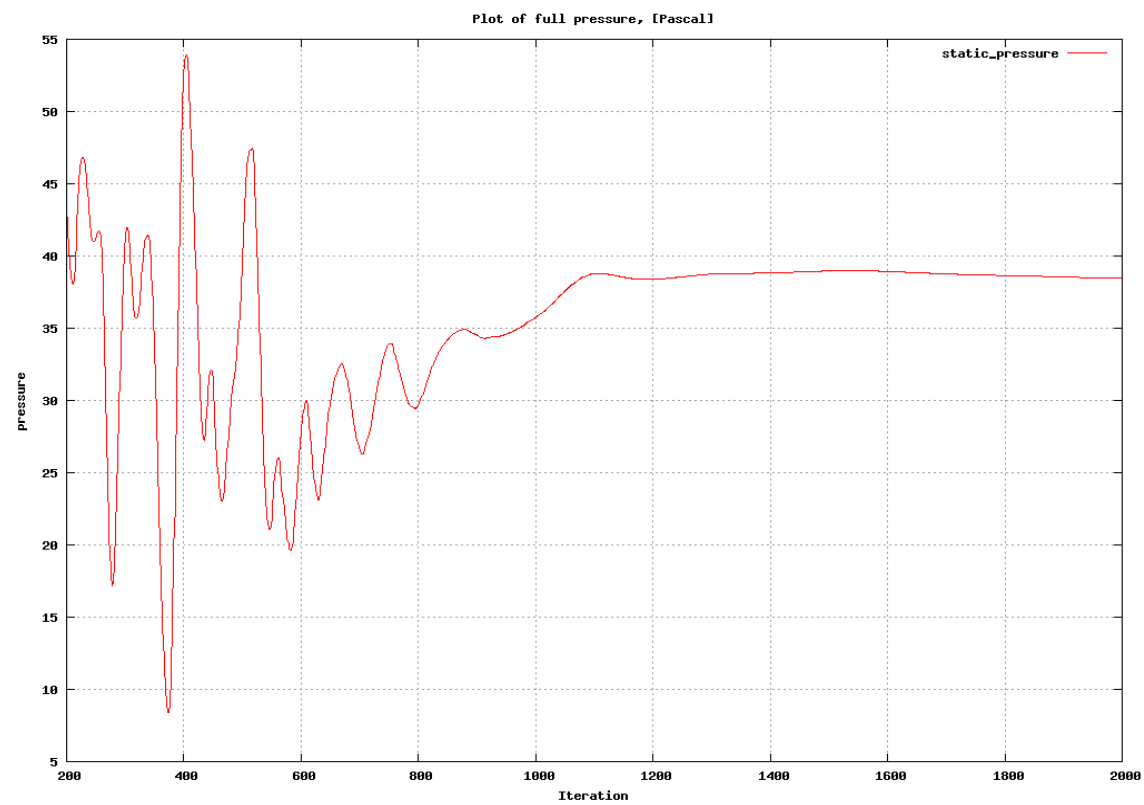


Рисунок 2.16 – Зависимость статического давления от шага счета

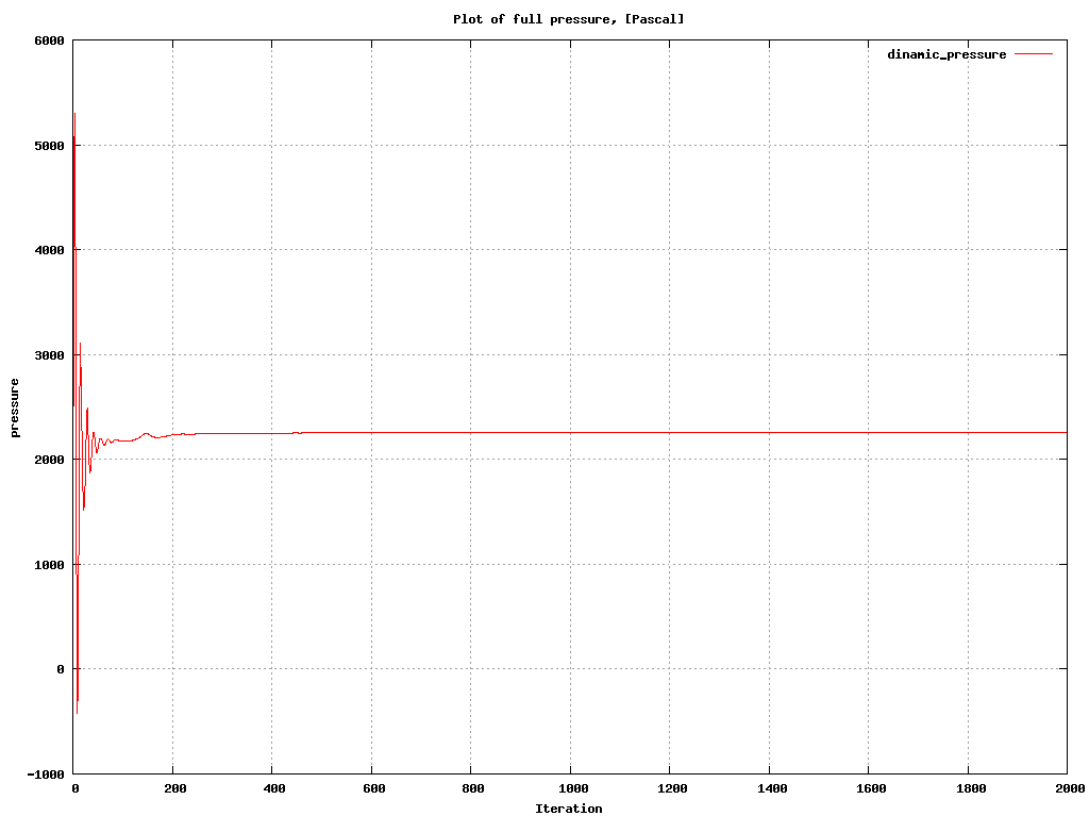


Рисунок 2.17 – Зависимость полного давления от шага счета

Сравнение результатов моделирования проводилось с результатами научно-технического отчета, составленного специалистами ЦАГИ, «Экспериментальное исследование погрешности восприятия полного и статического давления приемником ПВД-КЗ-1» (Инв. № 11187) [74,75].

Испытания приемника проводились в потоке аэродинамической трубы АДТ-129. Влияние фюзеляжа на характеристики приемника не рассматривались. Схема экспериментальной установки представлена на рисунке 2.18.

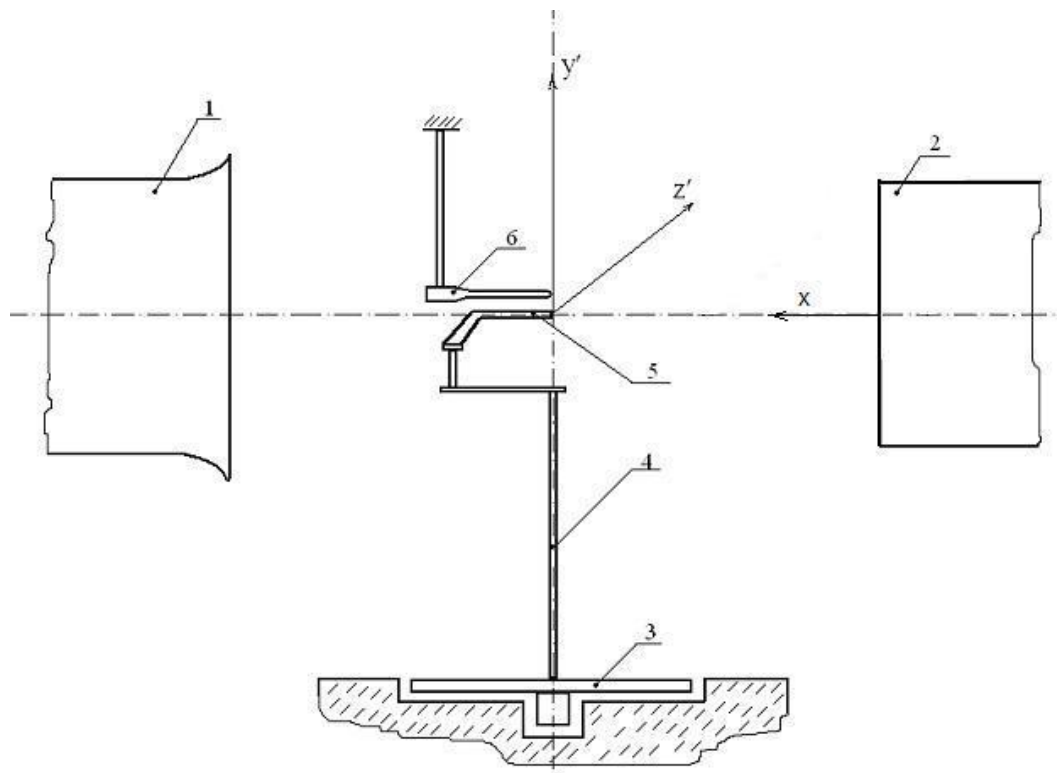


Рисунок 2.18 – Схема экспериментальной установки для исследования приёмников воздушного давления (1, 2 - аэродинамическая труба АДТ-129, 3 - поворотный стол, 4-державка, 5- приёмник воздушного давления, 6 – эталонный приёмник)

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. 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 приемнику на равном с ним расстоянии от среза выходного сечения соплового насадка.

Процедуры проведения испытаний состояли в следующем: в аэродинамической трубе по схеме, представленной на рисунке 2.18, устанавливаются испытываемый и эталонный приемники. После стабилизации скорости потока в трубе 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. Эти процедуры повторяются для всех исследуемых скоростных режимов и углов скоса потока [74].

При математическом моделировании полное давление $P_{\text{п}}$ определялось в канале полного давления после камеры торможения. Избыточное давление по отношению к статике невозмущенного потока $P_{\text{ст}}$ (абсолютное значение статического давления) определялось в камере отбора статического давления.

Коэффициенты полного $\bar{P}_{\text{п}}$ и статического $\bar{P}_{\text{ст}}$ давления определялись по формуле [28-32]:

$$\bar{P} = \frac{P}{0,5 \cdot 1,225 \cdot V^2} \quad (1.8)$$

где P – давление $P_{\text{п}}$ или $P_{\text{ст}}$, Па,

V – скорость набегающего потока, м/с.

Результаты эксперимента и моделирования были получены при скорости набегающего потока 50 км/ч, 150 км/ч, 250 км/ч.

Приборная скорость вычислялась по формуле:

$$V_{\text{пр}} = 2739,3165 \sqrt{\left(1 + \left(\frac{P_{\text{п}} - P_{\text{ст}}}{101325}\right)^{1/3,5} - 1\right)}, [\text{км/ч}] \quad (2.2)$$

где $P_{\text{п}}$ - воспринятое полное давление в камере торможения, [Па];

$P_{\text{ст}}$ – воспринятое статическое давление, [Па].

Абсолютная погрешность измерения скорости определялась по формуле:

$$\Delta V = V_{\text{пр}} - V, [\text{км/ч}] \quad (2.3)$$

где V – скорость потока, фиксируемая в ходе эксперимента, [км/ч].

Относительная погрешность вычисления скорости, выраженная в процентах, определялась по формуле:

$$\delta V = \frac{\Delta V}{V_{\text{пр}}} \cdot 100\%, \quad (2.4)$$

где ΔV – абсолютное значение погрешности измерения скорости, [км/ч];

$V_{\text{пр}}$ – приборная скорость, [км/ч].

Высота, измеренная приемником, определялась по формуле:

$$H_{\text{пр}} = \frac{8,96196 - (P_{\text{ст}} + 101325,2)^{0,1902631}}{0,000202162}, [\text{м}] \quad (2.5)$$

Далее в таблицах результатов моделирования приведена погрешность измерения высоты приемником, которая определялась по формуле:

$$\Delta H = H_{\text{пр}} - H, [\text{м}] \quad (2.6)$$

Влияние угла при скорости набегающего потока 50 км/ч на определяемую приемником скорость представлено в таблицах 2.3-2.5 (при $\alpha > 70^\circ$ статическое давление становится больше полного давления, физически такого быть не может (см. формулу 2.2) - вычисление скорости невозможно) и показано на рисунках 2.18-2.20. Влияние угла при скорости набегающего потока 150 км/ч и 250 км/ч представлено в Приложении А. Видно, что уже при углах 20-25° скорость потока отличается от эталонной на 1-2 км/ч при скорости 150 км/ч. С увеличением угла набегающего потока и скорости это отличие увеличивается.

Таблица 2.3 – Сравнение результатов эксперимента и математического моделирования приемника воздушных давлений при скорости 50 км/ч, модели турбулентности kOmegaSST, SpalartAlmaras

α , град	Эксперимент ЦАГИ				Расчетные значения											
					kOmegaSST						SpalartAllmaras					
	$\bar{P}_\Pi$	$\bar{P}_{\text{ст}}$	V , км/ч	H , м	$\bar{P}_\Pi$	$\bar{P}_{\text{ст}}$	$V_{\text{пр}}$, км/ч	ΔV , км/ч	$H_{\text{пр}}$, м	ΔH , м	$\bar{P}_\Pi$	$\bar{P}_{\text{ст}}$	$V_{\text{пр}}$, км/ч	ΔV , км/ч	$H_{\text{пр}}$, м	ΔH , м
0	1,009	0,036	50,87	-0,42	0,976	0,012	50,77	-0,10	-0,16	0,26	1,192	0,012	56,16	5,29	-0,16	0,26
5	1,009	0,033	50,94	-0,38	0,980	0,011	50,88	-0,06	-0,15	0,22	1,194	0,010	56,26	5,32	-0,14	0,24
10	1,006	0,012	51,37	-0,16	0,982	-0,008	51,49	0,12	0,05	0,21	1,197	-0,004	56,74	5,37	0,01	0,18
15	1,015	-0,026	51,91	0,24	0,979	-0,047	52,22	0,31	0,46	0,22	1,196	-0,028	57,02	5,11	0,26	0,02
20	1,012	-0,083	53,10	0,84	0,971	-0,099	53,40	0,30	1,01	0,17	1,179	-0,063	57,52	4,42	0,62	-0,22
25	0,933	-0,138	54,00	1,41	0,954	-0,128	53,74	-0,26	1,31	-0,1	1,142	-0,105	57,70	3,70	1,07	-0,34
30	0,924	-0,205	54,54	2,14	0,908	-0,184	54,22	-0,32	1,91	-0,22	1,084	-0,153	57,72	3,18	1,59	-0,55
35	0,841	-0,278	54,54	2,94	0,837	-0,265	54,66	0,12	2,8	-0,14	1,005	-0,200	57,17	2,63	2,1	-0,84
40	0,755	-0,338	53,82	3,62	0,748	-0,324	54,27	0,45	3,47	-0,16	0,903	-0,244	56,13	2,31	2,6	-1,02
50	0,446	-0,455	50,04	4,96	0,499	-0,380	49,50	-0,54	4,14	-0,82	0,642	-0,323	51,87	1,83	3,51	-1,45
60	0,074	-0,522	41,54	5,73	0,146	-0,496	42,47	0,92	5,45	-0,28	0,318	-0,385	44,45	2,91	4,23	-1,5
70	-0,293	-0,530	24,95	5,86	-0,258	-0,547	28,57	3,62	6,05	0,19	-0,035	-0,434	33,60	8,65	4,8	-1,06
80	-0,724	-0,471		5,27	-0,690	-0,489			5,48	0,21	-0,373	-0,476			5,34	0,06
90	-0,999	-0,377		4,28	-0,965	-0,371			4,22	-0,06	-0,628	-0,482			5,48	1,2

Таблица 2.4 – Сравнение результатов эксперимента и математического моделирования приемника воздушных давлений при скорости 50 км/ч, модели турбулентности LienCubicKE, NonlinearKE

	Эксперимент ЦАГИ				Расчетные значения											
					LienCubicKE						NonlinearKE					
α , град	$\bar{P}_\Pi$	$\bar{P}_{\text{ст}}$	V , км/ч	H , м	$\bar{P}_\Pi$	$\bar{P}_{\text{ст}}$	$V_{\text{пр}}$, км/ч	ΔV , км/ч	$H_{\text{пр}}$, м	ΔH , м	$\bar{P}_\Pi$	$\bar{P}_{\text{ст}}$	$V_{\text{пр}}$, км/ч	ΔV , км/ч	$H_{\text{пр}}$, м	ΔH , м
0	1,009	0,036	50,87	-0,42	0,978	0,018	50,63	-0,24	-0,23	0,19	0,972	0,029	50,19	-0,67	-0,34	0,07
5	1,009	0,033	50,94	-0,38	0,985	0,012	50,97	0,03	-0,16	0,21	0,981	0,014	50,84	-0,10	-0,18	0,2
10	1,006	0,012	51,37	-0,16	0,980	-0,009	51,47	0,10	0,06	0,22	0,979	-0,009	51,44	0,07	0,06	0,22
15	1,015	-0,026	51,91	0,24	0,978	-0,052	52,32	0,40	0,51	0,27	0,977	-0,055	52,37	0,45	0,54	0,3
20	1,012	-0,083	53,10	0,84	0,973	-0,118	53,92	0,82	1,2	0,36	0,966	-0,112	53,60	0,50	1,14	0,3
25	0,933	-0,138	54,00	1,41	0,950	-0,159	54,39	0,39	1,64	0,22	0,950	-0,172	54,70	0,70	1,77	0,36
30	0,924	-0,205	54,54	2,14	0,902	-0,236	55,36	0,82	2,47	0,33	0,898	-0,232	55,18	0,64	2,43	0,29
35	0,841	-0,278	54,54	2,94	0,838	-0,291	55,33	0,79	3,07	0,13	0,837	-0,295	55,40	0,86	3,11	0,18
40	0,755	-0,338	53,82	3,62	0,734	-0,332	54,13	0,31	3,56	-0,06	0,742	-0,347	54,68	0,86	3,72	0,09
50	0,446	-0,455	50,04	4,96	0,479	-0,422	50,10	0,06	4,59	-0,37	0,492	-0,436	50,88	0,84	4,75	-0,21
60	0,074	-0,522	41,54	5,73	0,122	-0,528	42,73	1,19	5,81	0,08	0,167	-0,543	44,63	3,09	5,96	0,23
70	-0,293	-0,530	24,95	5,86	-0,293	-0,561	27,55	2,60	6,21	0,35	-0,262	-0,569	29,47	4,52	6,3	0,44
80	-0,724	-0,471		5,27	-0,748	-0,475			5,33	0,05	-0,665	-0,478			5,35	0,08
90	-0,999	-0,377		4,28	-1,001	-0,316			3,59	-0,69	-0,853	-0,280			3,17	-1,11

Таблица 2.5 – Сравнение результатов эксперимента и математического моделирования приемника воздушных давлений при скорости 50 км/ч, модели турбулентности realizableKE

	Эксперимент ЦАГИ				Расчетные значения					
					realizableKE					
α , град	$\bar{P}_n$	$\bar{P}_{ст}$	V , км/ч	H , м	$\bar{P}_n$	$\bar{P}_{ст}$	$V_{пр}$, км/ч	ΔV , км/ч	$H_{пр}$, м	ΔH , м
0	1,009	0,036	50,87	-0,42	0,974	0,013	50,67	-0,20	-0,17	0,25
5	1,009	0,033	50,94	-0,38	0,981	0,010	50,94	0,00	-0,14	0,24
10	1,006	0,012	51,37	-0,16	0,981	-0,010	51,52	0,15	0,07	0,23
15	1,015	-0,026	51,91	0,24	0,980	-0,047	52,24	0,33	0,46	0,22
20	1,012	-0,083	53,10	0,84	0,968	-0,099	53,31	0,21	1	0,16
25	0,933	-0,138	54,00	1,41	0,949	-0,156	54,30	0,30	1,6	0,19
30	0,924	-0,205	54,54	2,14	0,900	-0,211	54,71	0,17	2,21	0,07
35	0,841	-0,278	54,54	2,94	0,836	-0,299	55,47	0,93	3,16	0,22
40	0,755	-0,338	53,82	3,62	0,753	-0,327	54,47	0,65	3,51	-0,12
50	0,446	-0,455	50,04	4,96	0,508	-0,403	50,39	0,35	4,39	-0,58
60	0,074	-0,522	41,54	5,73	0,153	-0,519	43,44	1,90	5,7	-0,03
70	-0,293	-0,530	24,95	5,86	-0,219	-0,563	31,17	6,23	6,23	0,37
80	-0,724	-0,471		5,27	-0,650	-0,456			5,11	-0,17
90	-0,999	-0,377		4,28	-0,974	-0,339			3,84	-0,43

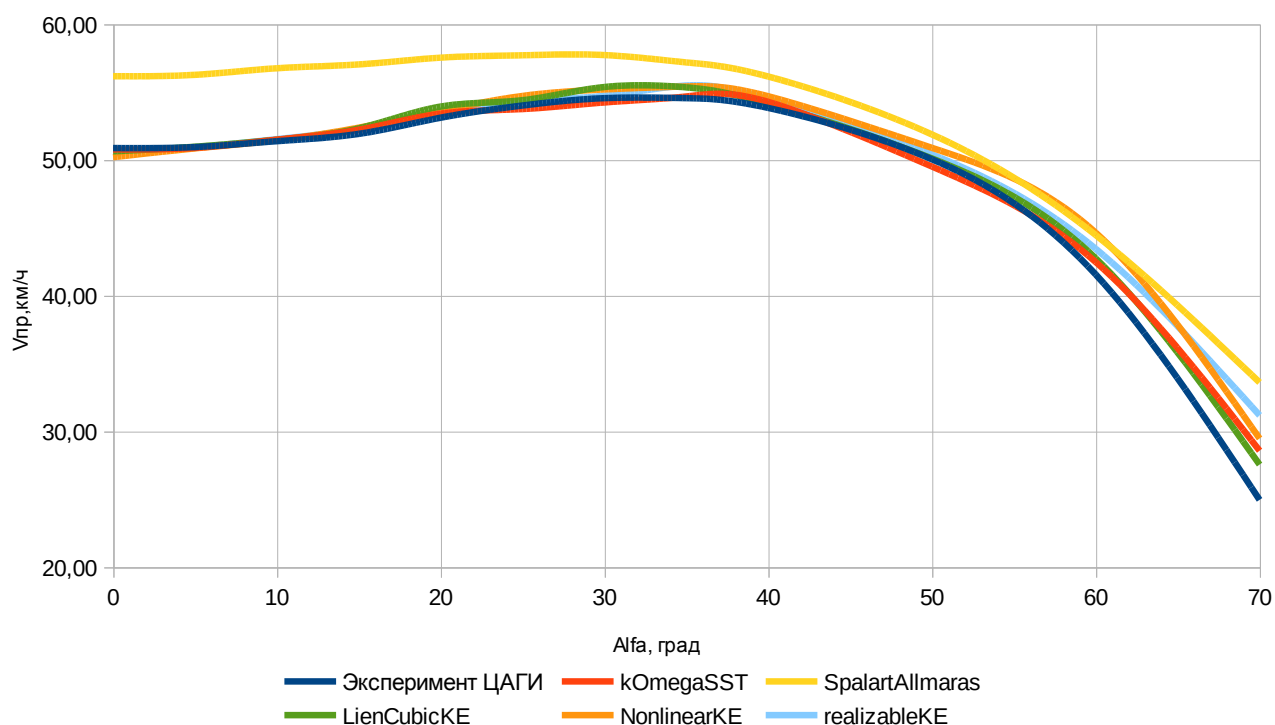


Рисунок 2.18 – Зависимость приборной скорости от угла набегающего потока, скорость 50 км/ч

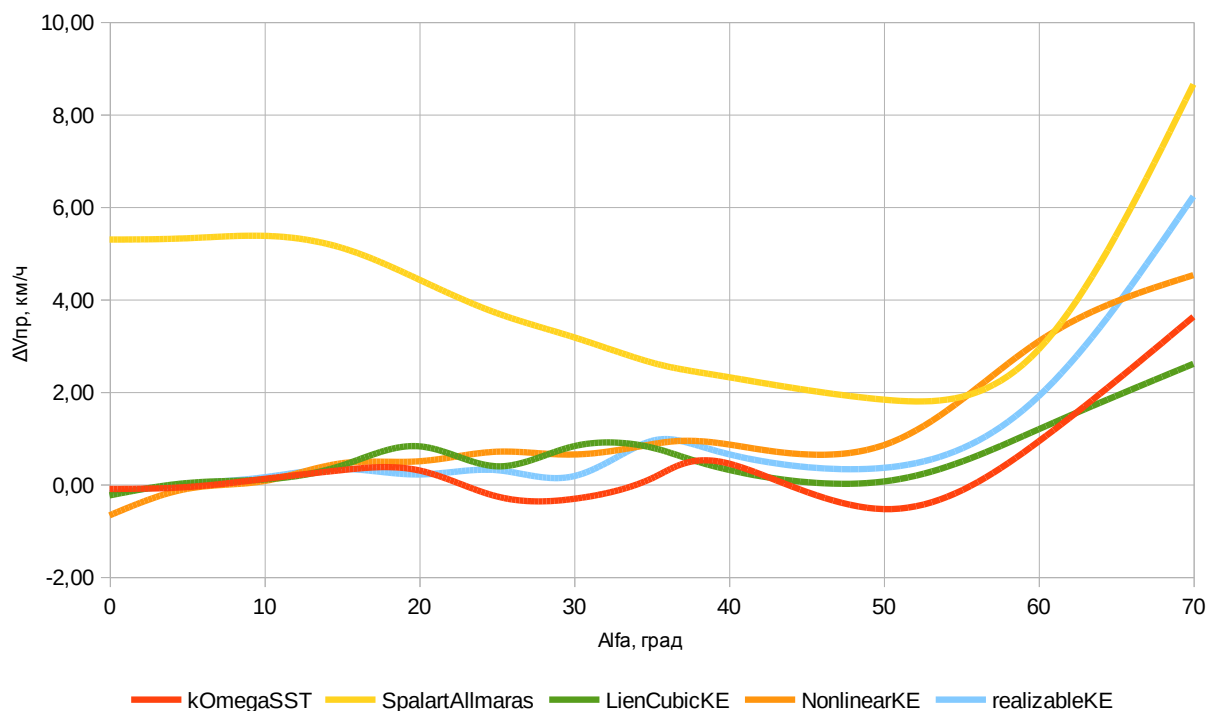


Рисунок 2.19 – Зависимость абсолютной погрешности $\Delta V_{пр}$ от угла набегающего потока, скорость 50 км/ч

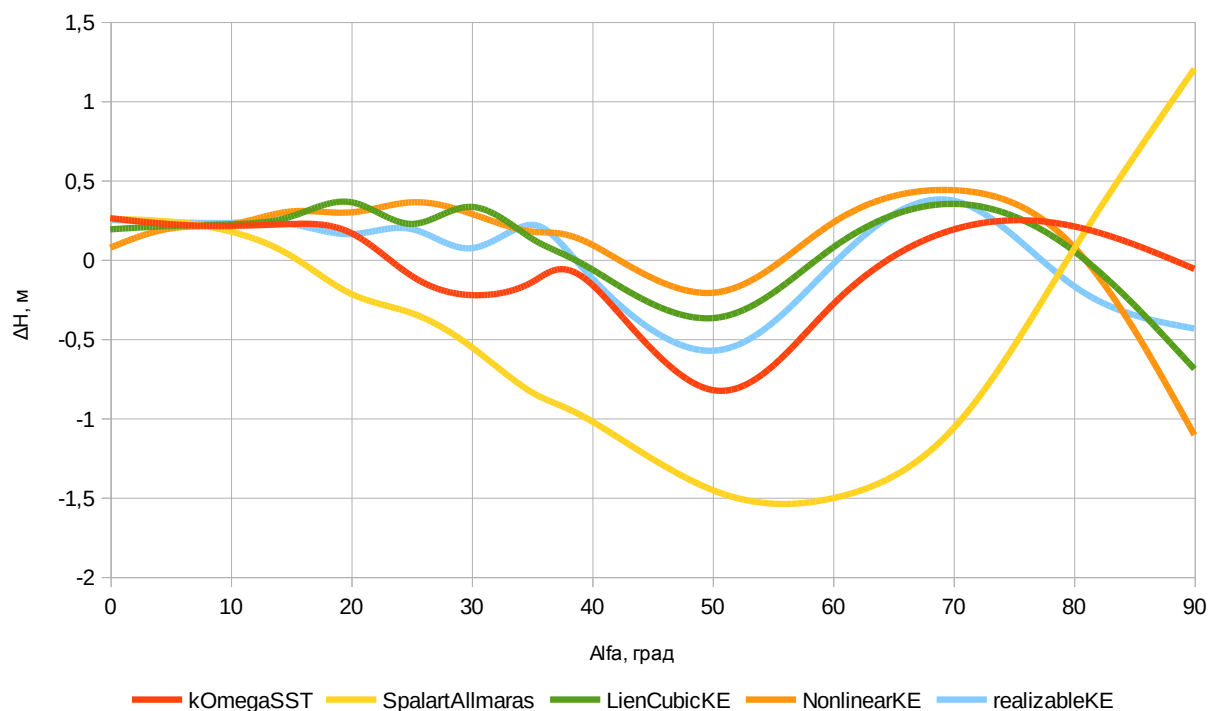


Рисунок 2.20 – Зависимость абсолютной погрешности ΔH от угла набегающего потока, скорость 50 км/ч

Из полученных результатов видно, что при различных диапазонах углов скоса набегающего потока отдельные модели турбулентности показывают

наилучшие результаты. Для выбора модели турбулентности, которую целесообразно было бы использовать при моделировании приемников воздушных давлений, определена максимальная по модулю величина относительной погрешности для нескольких диапазонов углов скоса набегающего потока воздуха. В таблице 2.6 жирным шрифтом выделены значения минимальной по модулю величины относительной погрешности для скорости и абсолютной погрешности высоты для каждого диапазона углов набегающего потока.

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 аналогичных приемников [60].

Таблица 2.6 – Максимальная относительная погрешность математического моделирования в зависимости от диапазонов углов атаки

V, км/ч	α , °	Относительная погрешность δV , % и абсолютная погрешность ΔH , м									
		kOmegaSST		SpalartAllmaras		LienCubicKE		NonlinearKE		realizableKE	
		δV , %	ΔH , м	δV , %	ΔH , м	δV , %	ΔH , м	δV , %	ΔH , м	δV , %	ΔH , м
50	0	-0,20	0,26	10,40	0,26	-0,47	0,19	-1,33	0,07	-0,38	0,25
	От 0 до 10	0,22	0,26	10,45	0,26	-0,47	0,22	-1,33	0,22	-0,38	0,25
	От 0 до 20	0,59	0,26	10,45	0,26	1,55	0,36	-1,33	0,30	0,64	0,25
	От 0 до 30	0,59	0,26	10,45	-0,55	1,55	0,36	-1,33	0,36	0,64	0,25
	От 0 до 40	0,83	0,26	10,45	-1,02	1,55	0,36	1,60	0,36	1,71	0,25
	От 0 до 50	-1,08	-0,82	10,45	-1,45	1,55	-0,37	1,69	0,36	1,71	-0,58
	От 0 до 60	2,22	-0,82	10,45	-1,50	2,86	-0,37	7,43	0,36	4,57	-0,58
	От 0 до 70	14,51	-0,82	34,66	-1,50	10,43	-0,37	18,12	0,44	24,95	-0,58
	От 0 до 80		-0,82		-1,50		-0,37		0,44		-0,58
	От 0 до 90		-0,82		-1,50		-0,69		-1,11		-0,58
150	0	-1,08	0,17	3,95	-0,11	-1,04	0,24	-1,64	-0,84	-1,04	0,21
	От 0 до 10	-1,08	-0,19	4,48	-0,33	-1,04	0,54	-1,64	-0,84	-1,09	0,21
	От 0 до 20	-1,08	-0,72	4,48	-4,63	-1,04	0,58	-1,64	1,03	-1,09	-0,46
	От 0 до 30	-2,47	-6,30	4,48	-9,00	-1,99	-4,69	-1,64	-1,06	-1,09	-1,16
	От 0 до 40	-2,47	-8,55	4,48	-16,34	-1,99	-6,15	-1,64	-6,34	-1,09	-5,08
250	0	-1,12	2,23	1,83	1,68	-0,88	2,08	-1,71	0,60	-1,42	1,91
	От 0 до 10	-1,43	2,23	2,40	-1,81	-1,22	2,08	-1,71	2,33	-1,42	1,91
	От 0 до 20	-1,43	2,23	2,40	-10,09	-1,22	2,08	-1,71	4,28	-1,42	1,91
	От 0 до 30	-1,43	-5,01	2,40	-21,27	1,97	10,10	2,76	13,70	2,69	10,53
	От 0 до 35	4,35	18,54	3,58	-21,27	7,16	31,58	6,09	27,07	6,84	24,59

Итак, проведено математическое моделирование приемника воздушных давлений в соответствии с разработанной методикой. Получены результаты сравнительного тестирования моделей турбулентности kOmegaSST, SpalartAllmaras, LienCubicKE, NonlinearKE, realizableKE на задаче внешнего обтекания типового приемника воздушных давлений. Результаты моделирования сравнивались с экспериментальными данными ЦАГИ.

Абсолютная погрешность измерения скорости набегающего потока относительно экспериментальных данных во всем угловом диапазоне:

скорость ~ 50 км/ч

модель kOmegaSST: от минус 0,54 км/ч до 3,62 км/ч;

модель SpalartAllmaras: от 1,83 км/ч до 8,65 км/ч;

модель LienCubicKE: от минус 0,24 км/ч до 2,60 км/ч;

модель NonlinearKE: от минус 0,67 км/ч до 4,52 км/ч;

модель realizableKE: от минус 0,20 км/ч до 6,23 км/ч;

скорость ~ 150 км/ч

модель kOmegaSST: от минус 3,90 км/ч до минус 0,59 км/ч;

модель SpalartAllmaras: от минус 4,36 км/ч до 6,56 км/ч;

модель LienCubicKE: от минус 3,14 км/ч до 0,68 км/ч;

модель NonlinearKE: от минус 2,38 км/ч до 0,65 км/ч;

модель realizableKE: от минус 1,59 км/ч до 0,11 км/ч;

скорость ~ 250 км/ч

модель kOmegaSST: от минус 3,55 км/ч до 10,98 км/ч;

модель SpalartAllmaras: от минус 2,10 км/ч до 9,01 км/ч;

модель LienCubicKE: от минус 2,97 км/ч до 18,06 км/ч;

модель NonlinearKE: от минус 4,13 км/ч до 15,35 км/ч;

модель realizableKE: от минус 4,07 км/ч до 17,23 км/ч;

Полученные результаты математического моделирования различных приемников воздушного давления при различных скоростях набегающего потока и различных углах атаки соответствуют экспериментальным исследованиям

специалистов ЦАГИ. Расхождение с экспериментальными данными становится более заметно при углах скоса набегающего потока свыше 20-25 градусов, что объясняется сложностью математического моделирования появляющихся при таких углах отрывных течений.

Использование модели турбулентности kOmegaSST для всех скоростей и углов скоса потока в пределах 20 градусов дает удовлетворительные результаты с максимальной относительной погрешностью не более 1,5% и максимальной абсолютной погрешностью не более 2 км/ч.

Абсолютная погрешность измерения высоты относительно экспериментальных данных во всем угловом диапазоне:

скорость ~50 км/ч

модель kOmegaSST: от минус 0,82 м до 0,26 м;

модель SpalartAllmaras: от минус 1,50 м до 1,20 м;

модель LienCubicKE: от минус 0,69 м до 0,36 м;

модель NonlinearKE: от минус 1,11 м до 0,44 м;

модель realizableKE: от минус 0,58 м до 0,37 м;

скорость ~150 км/ч

модель kOmegaSST: от минус 8,55 м до 0,17 м;

модель SpalartAllmaras: от минус 16,34 м до минус 0,04 м;

модель LienCubicKE: от минус 6,15 м до 0,58 м;

модель NonlinearKE: от минус 6,34 м до 1,03 м;

модель realizableKE: от минус 5,08 м до 0,21 м;

скорость ~250 км/ч

модель kOmegaSST: от минус 6,14 м до 18,54 м;

модель SpalartAllmaras: от минус 21,27 м до 1,81 м;

модель LienCubicKE: от минус 0,53 м до 31,58 м;

модель NonlinearKE: от 0,60 м до 27,07 м;

модель realizableKE: от минус 2,48 м до 24,59 м.

Использование модели турбулентности kOmegaSST для всех скоростей и углов скоса потока в пределах 20 градусов дает удовлетворительные результаты с максимальной абсолютной погрешностью не более 2 метров.

2.3 Результаты и выводы

1. Разработана методика математического моделирования зондовых средств восприятия воздушных давлений при дестабилизирующих факторах. Применение данной методики гарантирует получение результата моделирования с заранее прогнозируемой погрешностью, не превышающей 1,5% для скоростей 50÷250 км/ч и углов скоса потока в пределах 20°.

2. Проведено математическое моделирование приемника воздушных давлений в соответствии с разработанной методикой. Получены результаты сравнительного тестирования моделей турбулентности kOmegaSST, SpalartAllmaras, LienCubicKE, NonlinearKE, realizableKE на задаче внешнего обтекания типового приемника воздушных давлений. Результаты моделирования сравнивались с экспериментальными данными ЦАГИ. Показано, что модель турбулентности kOmegaSST для всех скоростей и углов скоса потока в пределах 20 градусов дает удовлетворительные результаты с максимальной абсолютной погрешностью не более 2,7 км/ч по скорости и 2 м по измеряемой высоте.

ГЛАВА 3. ИССЛЕДОВАНИЕ ВАРИАНТОВ КОМПЕНСАЦИИ ВОСПРИЯТИЯ ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЙ ПРИЕМНИКОВ ВОЗДУШНЫХ ДАВЛЕНИЙ

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

Характерные размеры прототипа приемника (Макет 3) представлены на рисунках 3.1а и 3.1б. Восемь отверстий статического давления диаметром 1 мм расположены с равным шагом по периметру плоскости поперечного сечения.

В качестве математического аппарата для проведения этих исследований использовалась программа моделирования течения жидкости и газа OpenFOAM с применением предложенной ранее методики.

В качестве параметров варьирования конструкции приемника при исследовании взяты: форма передней части приемника; 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.

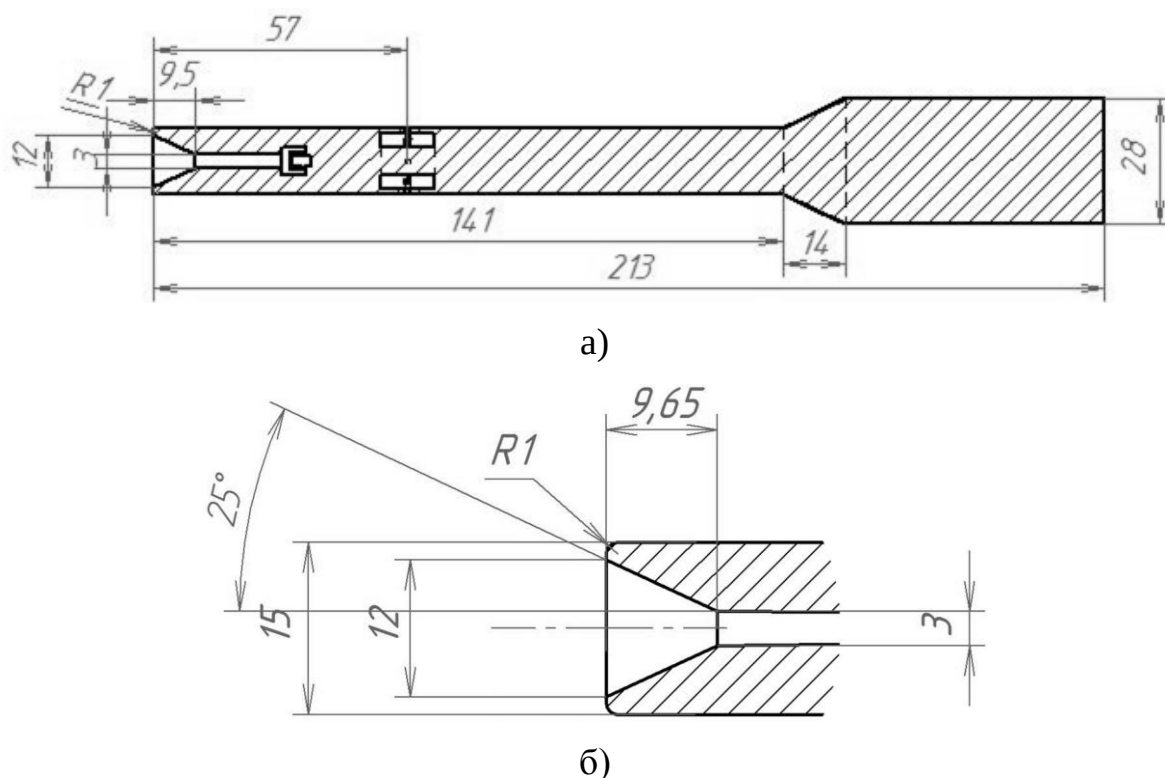


Рисунок 3.1 – Геометрические размеры прототипа приемника (Макет 3)

а) приемник полностью; б) передняя часть приемника

3.1 Разработка математических моделей восприятия полного и статического давлений приемниками воздушных давлений

Из рассмотренного в предыдущих главах материала видно, что восприятие полного давления зависит от угла скоса и скорости набегающего потока. Для разработки математической модели восприятия полного и статического давлений приемников воздушных давлений предлагается использовать множественную регрессию, которая подразумевает анализ связи между несколькими независимыми переменными и зависимой переменной. Регрессионный анализ представляет собой классический статистический метод. Благодаря своим широким возможностям регрессионные методы давно и успешно используются в инженерной практике. Линия регрессии выражает наилучшее предсказание зависимой переменной по независимым переменным. Важной задачей является выбор уравнения, который наилучшим образом, описывает исследуемую закономерность.

Структура математической модели процесса представляется функцией вида:

$$y = \sum_{i=1}^n a_i f_i(x), \quad (3.1)$$

где a_i – i -ый оцениваемый параметр,

$f_i(x)$ – i -ая функция независимой переменной,

y – зависимая переменная.

На практике, чаще всего в качестве $f_i(x)$ выбираются степенные функции, а соответственно выражение (3.1) является полиномиальным. При этом точность описания достигается увеличением числа членов полинома, обеспечивающих их сходимость к реальному процессу. Получающаяся модель практически никогда не соответствует физической сущности моделируемого реального процесса, его истинному виду, однако инженерная простота вычислений, удобство практического использования модели служит основной причиной широкого распространения на практике регрессионных методов. С помощью удачно выбранного вида полинома можно существенно сократить размер модели, а значит и трудоемкость вычислительного процесса. Минимизируемой функцией ошибки (разности между прогнозируемой моделью и данными эксперимента) при регрессионном анализе является сумма квадратов ошибок. Благодаря этому удается применить метод наименьших квадратов, математический аппарат которого предельно прост, а вычислительные методы сводятся к методам линейной алгебры.

При разработке математических моделей восприятия полного и статического давлений исходными данными являлись результаты экспериментального исследования Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского [74,75].

В первом случае область регрессионного анализа включала экспериментальные данные полного давления, скорости и угла скоса набегающего потока. Исходные данные представлены на рисунке 3.2 точками.

Зависимость восприятия полного давления от угла скоса и скорости набегающего потока $P_n = f(\alpha, V)$, описывающая поверхность, представленную

на рисунке 3.2, получена с помощью функции множественной регрессии полиномом 4-ой степени в программе Mathcad [76-78] и имеет вид:

$$P_{\Pi}(\alpha, V) = -2.793 \cdot 10^3 - 7,187 \cdot 10^{-6} \cdot V^4 + 4.715 \cdot 10^{-3} \cdot V^3 - 9.11 \cdot 10^{-6} \cdot V^3 \cdot \alpha - 1.031 \cdot V^2 + 3.586 \cdot 10^{-3} \cdot V^2 \cdot \alpha + 1.257 \cdot 10^{-5} \cdot V^2 \cdot \alpha^2 + 98.572 \cdot V - 0.436 \cdot V \cdot \alpha + 16.521 \cdot \alpha - 0.371 \cdot \alpha^2 - 2.375 \cdot 10^{-3} \cdot \alpha^2 \cdot V + 0.015 \cdot \alpha^3 - 4.938 \cdot 10^{-5} \cdot \alpha^3 \cdot V - 1.016 \cdot 10^{-4} \cdot \alpha^4 \quad (3.2)$$

где V – скорость набегающего потока, км/ч;

α – угол скоса потока, град.

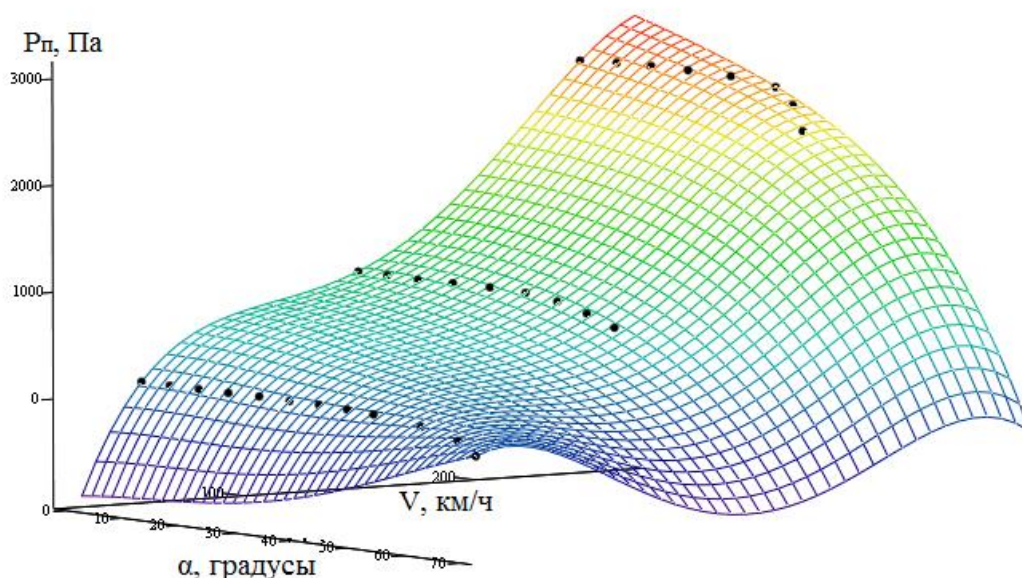


Рисунок 3.2 – Зависимость восприятия полного давления от скорости и угла скоса набегающего потока

Зависимость коэффициента восприятия полного давления от угла скоса и скорости набегающего потока $\bar{P}_{\Pi} = f(\alpha, V)$ находится аналогично.

В таблице 3.1 представлены экспериментальные результаты полного давления и скорости, а так же результаты аппроксимации.

Скорость набегающего потока вычисляется без учета влияния статического давления по формуле:

$$V = 2739,314 \cdot \sqrt{\left(1 + \frac{P_{\Pi}}{101325}\right)^{1/3,5} - 1}, [\text{км/ч}] \quad (3.3)$$

где P_{Π} – полное давление полученное из модели (3.1), Па.

Погрешность вычисления скорости определялась по формуле:

$$\Delta V = V - V_3, [\text{км/ч}] \quad (3.4)$$

где V_3 – скорость потока, фиксируемая в ходе эксперимента, км/ч.

Погрешность вычисления полного давления определялась по формуле:

$$\Delta P = P_{\Pi} - P_{\Pi.3}, [\text{Па}] \quad (3.5)$$

где $P_{\Pi.3}$ – полное давление, фиксируемое в ходе эксперимента, Па.

Таблица 3.1 Сравнение результатов эксперимента и результатов аппроксимации

V, км/ч	α , град	Результаты эксперимента		Результаты полученной модели			
		$\bar{P}_{\Pi.3}$	V_3 , км/ч	$\bar{P}_{\Pi}$	ΔP , Па	V, км/ч	ΔV , км/ч
50	0	1,009	51,93	0,997	-1,50	51,62	-0,31
	5	1,009	51,93	1,030	2,60	52,45	0,53
	10	1,006	51,93	1,016	1,23	52,18	0,25
	15	1,015	51,93	0,971	-5,47	50,80	-1,13
	20	1,012	51,93	1,005	-0,84	51,76	-0,17
	25	0,933	49,89	0,988	6,93	51,34	1,45
	30	0,924	49,89	0,930	0,75	50,05	0,16
	35	0,841	47,77	0,842	0,13	47,79	0,03
	40	0,755	45,55	0,717	-4,89	44,40	-1,15
	50	0,446	35,28	0,435	-1,51	34,83	-0,46
	60	0,074	14,41	0,103	3,83	16,99	2,58
150	0	1,006	146,64	1,008	2,16	146,79	0,15
	5	1,002	146,64	1,002	0,24	146,66	0,02
	10	0,994	145,93	0,992	-1,12	145,85	-0,08
	15	0,988	145,93	0,982	-6,84	145,44	-0,49
	20	0,973	145,23	0,975	1,35	145,32	0,10
	25	0,950	143,80	0,953	3,07	144,03	0,22
	30	0,897	140,17	0,900	3,09	140,40	0,23
	35	0,816	134,16	0,819	3,71	134,45	0,29
	40	0,718	126,23	0,712	-5,51	125,77	-0,46
250	0	1,017	244,51	1,015	-5,69	244,27	-0,24
	5	0,992	244,92	0,996	10,84	245,38	0,46
	10	0,987	244,92	0,987	-0,87	244,89	-0,04
	15	0,982	244,51	0,979	-7,53	244,19	-0,32
	20	0,966	243,26	0,967	1,63	243,33	0,07
	25	0,934	239,89	0,936	4,89	240,10	0,21
	30	0,885	234,30	0,883	-7,45	233,97	-0,33
	35	0,816	225,43	0,817	3,94	225,62	0,18

Жирным шрифтом выделены максимальная и минимальная абсолютные погрешности для каждого диапазона скорости, отсюда следует, что максимальная погрешность аппроксимации приборной скорости составляет приблизительно 2,5 км/ч в исследуемом диапазоне скоростей и углов скоса потока, что в свою очередь составляет 2,5% от допустимой погрешности.

Во втором случае, область регрессионного анализа включала в себя экспериментальные данные статического давления, скорости и угла скоса набегающего потока. Исходные данные представлены на рисунке 3.3 точками.

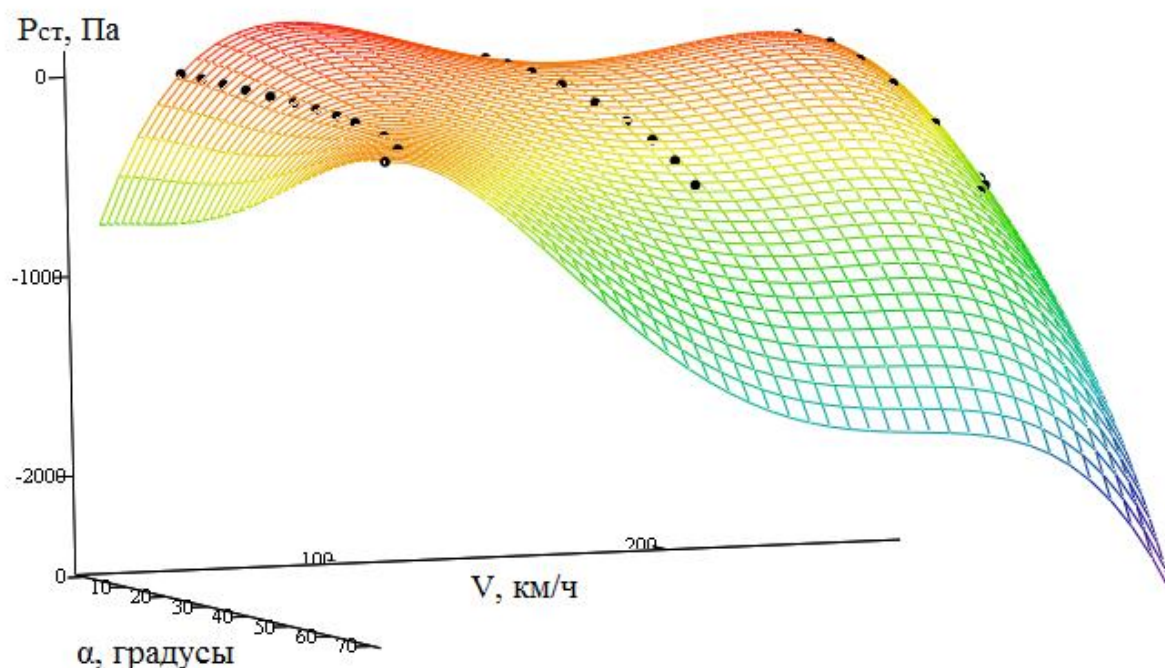


Рисунок 3.3 – Зависимость статического давления от скорости и угла скоса набегающего потока

Зависимость восприятия статического давления $P_{ст} = f(\alpha, V)$, описывающая поверхность, представленную на рисунок 3.3, получена с помощью функции множественной регрессии с 4-ой степенью полинома в программе Mathcad имеет вид:

$$\begin{aligned}
 P_{ст}(\alpha, V) = & -2.213 * 10^3 - 6.042 * 10^{-6} * V^4 + 3.893 * 10^{-3} * V^3 - 9.243 * \\
 & 10^{-6} * V^3 * \alpha - 0.875 * V^2 + 3.841 * 10^{-3} * V^2 * \alpha + 1.131 * 10^{-5} * V^2 * \alpha^2 + \\
 & 78.805 * V - 0.448 * V * \alpha + 15.854 * \alpha - 0.143 * \alpha^2 - 5.022 * 10^{-3} * \alpha^2 * V + \\
 & 0.011 * \alpha^3 - 8.7 * 10^{-7} * \alpha^3 * V - 9.684 * 10^{-5} * \alpha^4
 \end{aligned} \quad (3.6)$$

Зависимость коэффициента восприятия статического давления от угла скоса и скорости набегающего потока $\bar{P}_{ст} = f(\alpha, V)$ находится аналогично.

В таблице 3.2 представлены экспериментальные результаты статического давления и высоты, результаты аппроксимации.

Высота, измеренная приемником, определялась по формуле:

$$H = \frac{8,96196 - (P_{ст} + 101325)^{0,1902631}}{0,000202162}, [\text{м}] \quad (3.7)$$

Погрешность измерения высоты определялась по формуле:

$$\Delta H = H - H_{э}, [\text{м}] \quad (3.8)$$

где $H_{э}$ – высота, фиксируемая в ходе эксперимента, м.

Погрешность вычисления статического давления определялась по формуле:

$$\Delta P = P_{ст} - P_{ст.э}, [\text{Па}] \quad (3.9)$$

где $P_{ст.э}$ – статическое давление, фиксируемое в ходе эксперимента, Па.

Жирным шрифтом выделены максимальная и минимальная абсолютные погрешности для каждого диапазона скорости, отсюда следует, что максимальная погрешность аппроксимации высоты составляет не более 1 м в исследуемом диапазоне скоростей и углов скоса потока, что в свою очередь составляет десятую часть от допустимой погрешности.

Разработанные математические модели восприятия полного и статического давлений путем аппроксимации полученных данных полиномом четвертой степени, имеют погрешность аппроксимации не более 2,5 % от допустимой погрешности ± 10 км/ч и ± 10 м [17,18]. Применяемые датчики давления имеют абсолютную погрешность измерения на уровне 20..40 Па.

Таблица 3.2 Сравнение результатов эксперимента и результатов аппроксимации

V, км/ч	α , град	Результаты эксперимента		Результаты полученной модели			
		$\bar{P}_{ст.э}$, Па	H _э , м	$\bar{P}_{ст}$	ΔP , Па	H, м	ΔH , м
50	0	0,036	-0,42	0,041	0,926	-0,34	-0,077
	5	0,033	-0,38	0,042	-1,684	-0,516	0,140
	10	0,012	-0,16	0,018	-0,532	-0,208	0,044
	15	-0,026	0,24	-0,025	2,979	0,485	-0,248
	20	-0,083	0,84	-0,088	-1,381	0,725	0,115
	25	-0,138	1,41	-0,148	-0,955	1,333	0,080
	30	-0,205	2,14	-0,218	-0,468	2,1	0,039
	35	-0,278	2,94	-0,291	0,007	2,94	0,001
	40	-0,338	3,62	-0,349	1,687	3,765	-0,140
	50	-0,455	4,96	-0,457	0,472	5,004	-0,039
	60	-0,522	5,73	-0,515	-1,736	5,587	0,145
	70	-0,530	5,86	-0,519	0,605	5,913	-0,050
150	0	0,019	-1,64	0,020	1,33	-1,53	-0,111
	5	0,015	-1,27	0,015	-4,799	-1,673	0,399
	10	-0,002	0,17	-0,001	2,025	0,34	-0,169
	15	-0,042	3,51	-0,039	6,912	4,086	-0,576
	20	-0,108	9,18	-0,103	-2,587	8,964	0,216
	25	-0,175	15,04	-0,171	-5,922	14,545	0,494
	30	-0,241	20,84	-0,240	-0,485	20,796	0,040
	35	-0,316	27,55	-0,318	3,277	27,82	-0,274
	40	-0,407	35,72	-0,410	0,263	35,74	-0,022
250	0	0,026	-6,20	0,025	-1,403	-6,319	0,117
	5	0,018	-4,46	0,017	2,756	-4,227	-0,229
	10	-0,003	0,81	-0,003	-1,523	0,681	0,127
	15	-0,037	8,96	-0,037	1,843	9,112	-0,154
	20	-0,098	23,76	-0,102	-1,263	23,652	0,105
	25	-0,184	45,00	-0,183	-5,199	44,569	0,435
	30	-0,186	45,75	-0,183	9,326	46,529	-0,780
	35	-0,185	45,74	-0,185	-4,47	45,367	0,374

3.2 Математическое моделирование различных вариантов прототипа

3.2.1 Распределение коэффициента давления по длине приемника воздушных давлений

Приемники воздушных давлений осуществляют измерение статического давления со свойственными им погрешностями, величина которых определяется геометрическими параметрами приемника и скоростью потока. Причинами погрешности служат явления, происходящие в пограничном слое, примыкающем к стенкам приемной части, и непараллельность вектора скорости частиц воздуха плоскостям сечений приемных отверстий.

Для измерения статического давления в потоке применяются приемники давления, устанавливаемые непосредственно в поток. При этом приемник нарушает картину течения и создает дополнительное аэродинамическое поле потока, которое накладывается на поле потока. В силу этого приемники статического давления конструируются таким образом, чтобы они вызывали минимальное возмущение в потоке. Известно, что погрешности измерения статического давления зависят от формы головки и от расстояния приемных отверстий от вершины головки. Погрешность, обусловленная влиянием головки, связана с увеличением скорости газа в зоне приемных отверстий и всегда имеет отрицательный знак, а погрешность, обусловленная подпором державки приемника, имеет всегда положительный знак, что хорошо видно на рисунке 3.4.

Для повышения точности измерения статического давления следует располагать приемные отверстия на таких расстояниях от начала приемника, при которых исключается влияние на показания при измерениях, то есть приблизительно на расстоянии трех-пяти диаметров приемника от начала воспринимающей части [16,79].

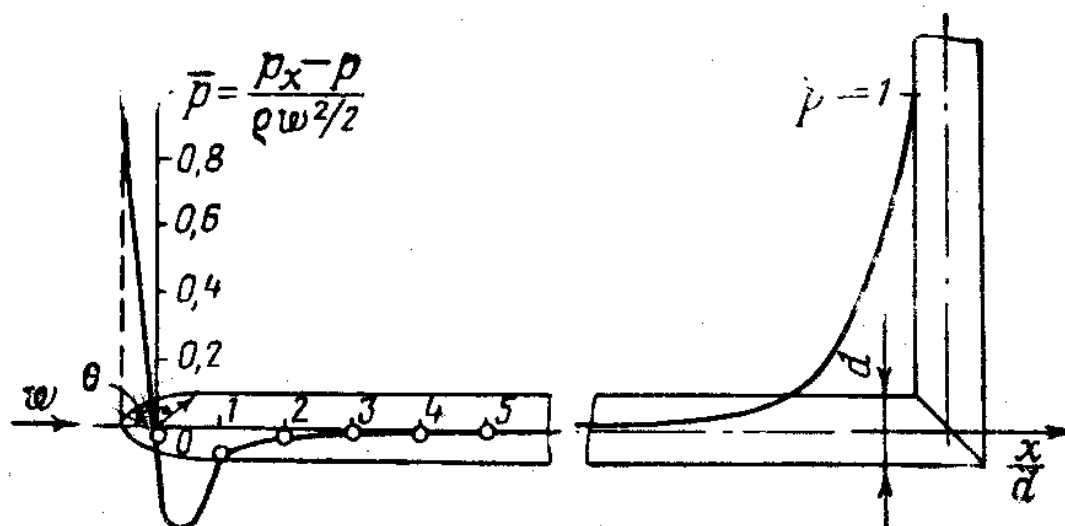


Рисунок 3.4 – Распределение коэффициента давления по длине приемника

В дальнейшем приведены результаты исследований для указанных расстояний от начала воспринимающей части (45, 57, 70 мм) при диаметре ПВД 15 мм.

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

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

Коэффициент полного давления $\bar{P}_{\Pi}$ определялся по формуле:

$$\bar{P}_{\Pi} = \frac{P_{\Pi}}{0.5 \cdot 1.225 \cdot V^2}, \quad (3.10)$$

где V – суммарная скорость набегающего потока, включающая в себя скорость индуктивного потока и продольную скорость, м/с.

Коэффициент статического давления $\bar{P}_{ст}$ определялся по формуле:

$$\bar{P}_{ст} = \frac{P_{ст}}{0.5 \cdot 1.225 \cdot V^2}. \quad (3.11)$$

Приборная скорость вычислялась по формуле:

$$V_{\text{пр}} = 2739,3165 \sqrt{\left(1 + \left(\frac{P_{\text{п}} - P_{\text{ст}}}{101325}\right)^{1/3,5} - 1\right)}, [\text{км/ч}]. \quad (3.12)$$

Горизонтальная продольная скорость V_x вычислялась по формуле:

$$V_x = V \cdot \cos(\alpha), [\text{км/ч}], \quad (3.13)$$

где α – угол скоса потока, град.

Погрешность вычисления скорости определялась по формуле:

$$\Delta V_{\text{пр}} = V_{\text{пр}} - V_x, [\text{км/ч}]. \quad (3.14)$$

Погрешность измерения высоты приемником на высоте 0 м определялась по формуле:

$$\Delta H = \frac{941,1417576}{54019,8079^{0,8097369}} \Delta P_{\text{см}}, [\text{м}]. \quad (3.15)$$

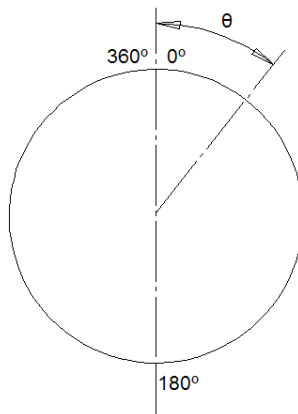
3.2.2 Распределение давления в плоскости поперечного сечения

Место расположения отверстий отбора статического давления необходимо выбирать так, чтобы минимизировать влияние скоса потока.

Для выбора наиболее подходящего расположения отверстий отбора статического давления проведено моделирование изолированного приемника без отверстий отбора статического давления 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 в зависимости от угла Θ , см. Приложение Б (рисунки Б.1-Б.30). Схема изменения угла Θ в плоскости поперечного сечения приведена на рисунке 3.5а. Изменение угла атаки происходит в продольной плоскости приемника, проходящей через точки соответствующие углам 0° и 180° на рисунке 3.5а.

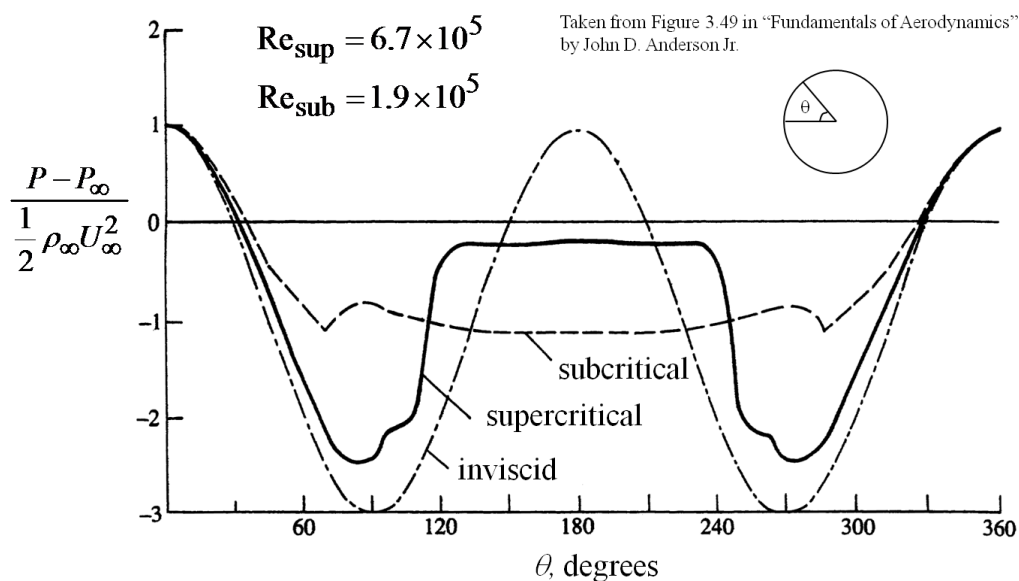
При углах скоса набегающего воздушного потока больше 20° градусов на поверхности приемника в плоскостях поперечного сечения в диапазоне углов от 70° до 290° появляются колебания давлений за счет срыва потока от стенок приемника. В связи с этим на рисунках Б.1-Б.15 для диапазонов углов от 70° до

290° приведены не мгновенные значения давления, а усредненные значения, которые соответствуют приведенным на рисунке 3.5б (приводится в оригинале), режим обтекания сверхкритический (supercritical), поток действует под углом 90° к оси цилиндра.



а)

Pressure Coefficient over a Cylinder



б)

Рисунок 3.5 – а) Схема изменения угла Θ в плоскости поперечного сечения приемника; б) распределение коэффициента давления по поверхности в поперечном сечении при различных режимах обтекания (inviscid – невязкое, subcritical – докритическое, supercritical – сверхкритическое), [81]

Существенного влияния на величину давления на внешних стенках приемника продольное смещение зоны расположения отверстий отбора

статического давления в диапазоне 45 – 70 мм не вносит. В связи с этим последующие исследования проводятся для отверстий, отстоящих от носика приемника на 57 мм.

Близкое значение коэффициента давления к нулевому получается в плоскости поперечного сечения в двух диапазонах углов: от 20° до 40° и от 320° до 340° при всех скоростях и углах скоса потока [80].

Для измерения высоты полета группу отверстий статического давления выполняют таким образом, чтобы оси двух отверстий отбора статического давления были в верхней части приемника и разведены на угол θ . Так как нулевой коэффициент давления находится в верхней части приемника при угле θ от 20° до 40° и от 320° до 340° , то расположение двух отверстий в данных местах позволяет определять высотнo-скоростные параметры с минимальной погрешностью восприятия статического давления. Как минимум одно отверстие внизу необходимо для эффективного удаления посторонних частиц из камеры статического давления, рисунок 3.6.

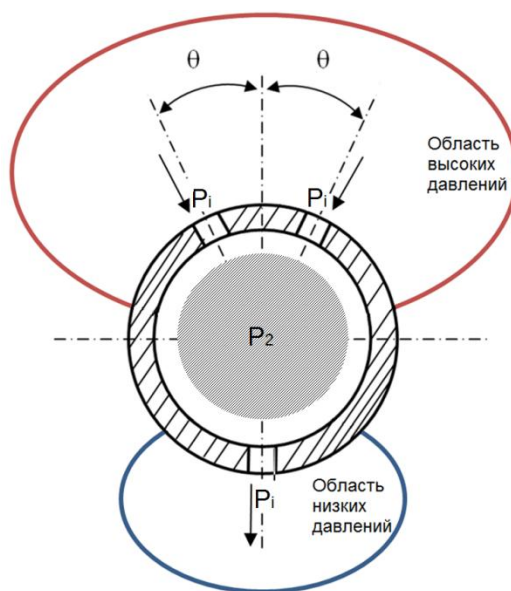


Рисунок 3.6 – Схема движения воздуха из области высоких давлений в область низких давлений

При угле $\theta=180^\circ$ местное давление зависит от угла скоса потока и коэффициент давления достигает величин -0.9. В связи с этим, возникает

движение воздуха из области высоких давлений (верхние отверстия) в область низких давлений (нижнее отверстие), а для компенсации уменьшения давления в камере статического давления необходимо переместить верхние отверстия отбора статического давления в область повышенного статического давления. В целом в камере статического давления должен соблюдаться баланс масс [82,83], который в первом приближении можно оценить как расход воздуха через отверстия отбора статического давления по следующим зависимостям:

$$\sum_{i=1}^n Q_i = \sum_{i=1}^n \mu \cdot S_i \sqrt{\frac{2}{\rho} (P_i - P_2)} = 0 \quad (3.16)$$

где Q_i – расход воздуха через i -е отверстие отбора статического давления;

n – количество отверстий отбора статического давления;

μ – коэффициент расхода, который равен по различным источникам $0.6 \div 0.7$, можно принять одинаковым для расчета расходов Q_i ;

S_i – площади поперечного сечения отверстий отбора статического давления;

ρ – плотность воздуха;

P_i – давление на внешней поверхности в зоне отбора статического давления;

P_2 – искомое давление в камере статического давления.

Как видно из приведенного выражения, расход зависит от перепада давлений и от диаметра отверстий (площадь поперечного сечения) при прочих равных условиях. Таким образом, можно не только перемещать отверстия отбора статического давления, а еще изменением диаметра отверстий добиться требуемой характеристики восприятия статического давления от угла скоса и скорости набегающего потока.

3.2.3 Влияние угла наклона отверстий отбора статического давления

С помощью различных способов ориентации отверстий отбора статического давления можно добиваться компенсации статического давления (см. рисунок 3.7а. патент US3443431 от 13.05.1969 г.) [84]. Проведено математическое моделирование приемника с отверстиями, повернутыми на 45°

относительно оси симметрии приемника (Вариант 1, рисунок 3.7б), на 70° относительно оси симметрии приемника (Вариант 2, рисунок 3.7в) и на 135° (Вариант 3, рисунок 3.7г). 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.

Результаты моделирования для указанных вариантов расположения отверстий при скоростях 50, 150, 250 км/ч и различных углах скоса потока приведены в таблицах 3.3–3.6 и на рисунках 3.8 – 3.13. При $\alpha > 70^\circ$ статическое давление становится больше полного давления, физически такого быть не может (см. формулу 3.12) и вычисление скорости не возможно.

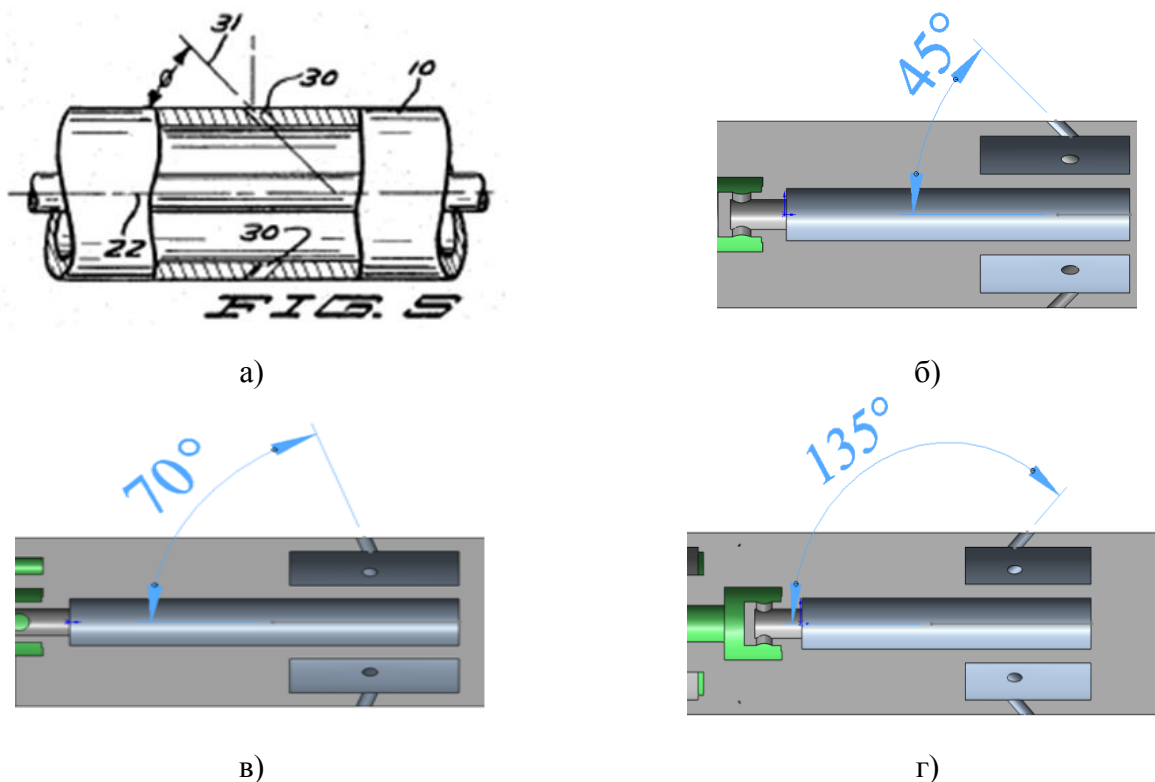


Рисунок 3.7 – патент US3443431 от 13.05.1969 г. (а), Вариант 1(б), Вариант 2 (в),
Вариант 3 (г)

Лучшим приемником для измерения высоты и скорости для исследуемых диапазонов скоростей и углов скоса потока является приемник Вариант 1 – отверстия повернуты вперед к потоку под углом 45° относительно оси симметрии: погрешность не превышает по высоте минус 8 м, по скорости 12 км/ч при скорости набегающего потока 50 км/ч.

Таблица 3.3 – Результаты моделирования приемника Вариант 1 с отверстиями, расположенными под углом 45° к оси симметрии приемника

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	$\bar{P}_n$	$\bar{P}_{ст}$	$V_{пр}$, км/ч	$\Delta V_{пр}$, км/ч	ΔH , м
0	50	50,00	0,98	0,03	48,90	-1,10	0,41
10	50	49,24	0,99	0,01	49,45	0,21	0,17
20	50	46,99	0,97	-0,04	50,40	3,41	-0,71
30	50	43,30	0,91	-0,10	50,14	6,83	-1,58
40	50	38,30	0,74	-0,18	48,09	9,78	-2,96
50	50	32,14	0,49	-0,29	44,12	11,98	-4,72
60	50	25,00	0,13	-0,39	35,94	10,94	-6,39
70	50	17,11	-0,30	-0,50	22,39	5,28	-8,13
80	50	8,69	-0,69	-0,48			-7,92
90	50	0,00	-0,94	-0,36			-5,84
0	150	150,00	0,98	0,02	146,61	-3,39	3,52
10	150	147,72	0,99	0,02	147,54	-0,18	2,95
20	150	140,96	0,97	-0,03	150,42	9,46	-5,07
30	150	129,91	0,91	-0,06	147,69	17,78	-8,90
0	250	250,00	0,98	0,03	243,43	-6,57	10,91
10	250	246,20	0,99	0,02	245,08	-1,12	9,80
20	250	234,93	0,98	-0,03	250,39	15,47	-13,87
30	250	216,51	0,92	-0,06	245,56	29,05	-24,31

Таблица 3.4 – Результаты моделирования приемника Вариант 2 с отверстиями, расположенными под углом 70° к оси симметрии приемника

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	$\bar{P}_n$	$\bar{P}_{ст}$	$V_{пр}$, км/ч	$\Delta V_{пр}$, км/ч	ΔH , м
0	50	50,00	0,97	0,01	48,98	-1,02	0,22
10	50	49,24	0,98	0,00	49,68	0,44	-0,07
20	50	46,99	0,97	-0,08	51,27	4,29	-1,38
30	50	43,30	0,91	-0,16	51,67	8,37	-2,67
40	50	38,30	0,74	-0,26	50,23	11,93	-4,33
50	50	32,14	0,49	-0,35	45,76	13,62	-5,68
60	50	25,00	0,14	-0,44	38,06	13,05	-7,19
70	50	17,11	-0,28	-0,52	24,36	7,26	-8,47
80	50	8,69	-0,71	-0,50			-8,15
90	50	0,00	-0,95	-0,37			-6,13
0	150	150,00	0,97	0,02	146,51	-3,49	2,59
10	150	147,72	0,99	0,00	148,63	0,91	0,20
20	150	140,96	0,97	-0,08	153,39	12,44	-12,06
30	150	129,91	0,91	-0,14	153,85	23,94	-21,13
0	250	250,00	0,98	0,02	244,00	-6,00	6,98
10	250	246,20	0,99	0,00	246,93	0,73	0,73
20	250	234,93	0,97	-0,08	254,44	19,51	-32,66
30	250	216,51	0,92	-0,14	255,70	39,19	-57,75

Таблица 3.5 – Результаты моделирования приемника с отверстиями, расположенными под углом 90° к оси симметрии приемника

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	$\bar{P}_n$	$\bar{P}_{ст}$	$V_{пр}$, км/ч	$\Delta V_{пр}$, км/ч	ΔH , м
0	50	50,00	0,98	0,01	49,30	-0,70	0,20
10	50	49,24	0,98	-0,01	49,75	0,50	-0,15
20	50	46,99	0,97	-0,10	51,78	4,80	-1,67
30	50	43,30	0,91	-0,19	52,31	9,01	-3,10
40	50	38,30	0,74	-0,31	51,36	13,06	-5,10
50	50	32,14	0,49	-0,41	47,49	15,35	-6,68
60	50	25,00	0,17	-0,48	40,17	15,17	-7,83
70	50	17,11	-0,19	-0,58	31,12	14,02	-9,42
80	50	8,69	-0,64	-0,51			-8,34
90	50	0,00	-0,96	-0,37			-5,98
0	150	150,00	0,99	0,02	147,95	-2,05	2,26
10	150	147,72	0,99	0,00	148,95	1,23	-0,36
20	150	140,96	0,98	-0,10	155,29	14,34	-14,62
30	150	129,91	0,91	-0,21	158,25	28,35	-30,40
0	250	250,00	0,99	0,01	246,16	-3,84	6,07
10	250	246,20	0,99	0,00	247,73	1,52	-1,11
20	250	234,93	0,98	-0,09	257,41	22,48	-38,30
30	250	216,51	0,91	-0,21	263,24	46,73	-84,83

Таблица 3.6 – Результаты моделирования приемника Вариант 3 с отверстиями, расположенными под углом 135° к оси симметрии приемника

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	$\bar{P}_n$	$\bar{P}_{ст}$	$V_{пр}$, км/ч	$\Delta V_{пр}$, км/ч	ΔH , м
0	50	50,00	0,98	0,01	49,39	-0,61	0,11
10	50	49,24	0,98	-0,02	49,84	0,60	-0,26
20	50	46,99	0,97	-0,11	52,06	5,07	-1,86
30	50	43,30	0,91	-0,20	52,61	9,31	-3,28
40	50	38,30	0,75	-0,32	51,76	13,46	-5,31
50	50	32,14	0,49	-0,40	47,26	15,12	-6,60
60	50	25,00	0,14	-0,51	40,47	15,47	-8,38
70	50	17,11	-0,28	-0,56	26,42	9,32	-9,15
80	50	8,69	-0,68	-0,52			-8,55
90	50	0,00	-0,97	-0,35			-5,67
0	150	150,00	0,99	0,01	147,82	-2,18	1,82
10	150	147,72	0,98	-0,01	149,01	1,29	-1,64
20	150	140,96	0,97	-0,11	155,83	14,88	-16,53
30	150	129,91	0,92	-0,19	157,28	27,38	-27,75
0	250	250,00	0,99	0,01	245,49	-4,51	5,27
10	250	246,20	0,98	-0,01	247,93	1,73	-4,08
20	250	234,93	0,98	-0,11	259,13	24,21	-45,15
30	250	216,51	0,92	-0,19	261,96	45,45	-78,23

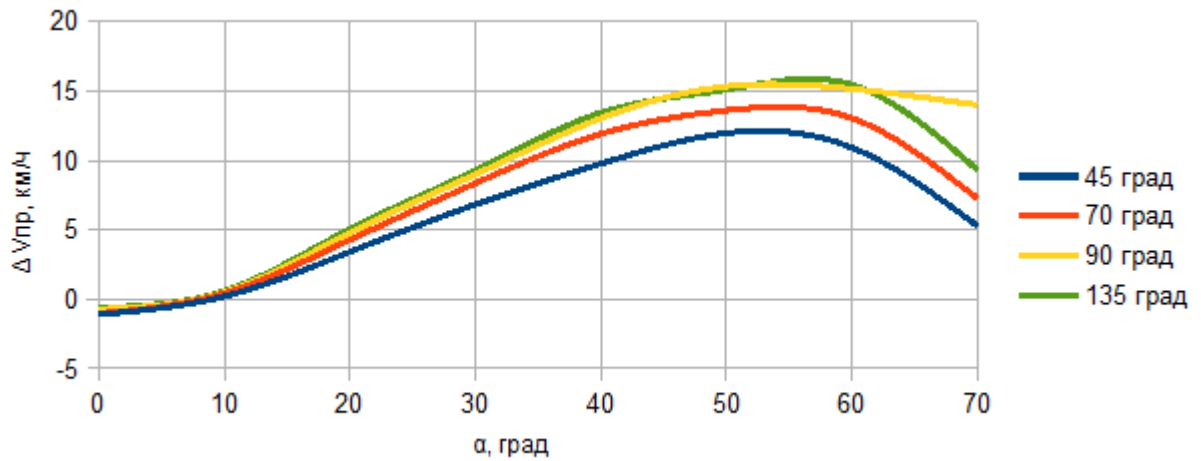


Рисунок 3.8 – Зависимость погрешности измерения приборной скорости от угла скоса потока, скорость набегающего потока 50 км/ч

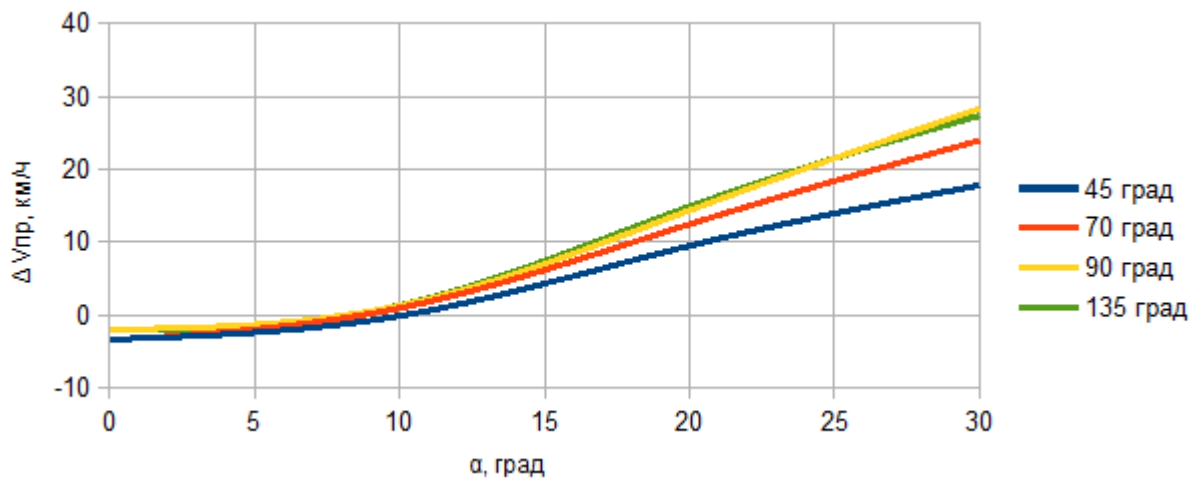


Рисунок 3.9 – Зависимость погрешности измерения приборной скорости от угла скоса потока, скорость набегающего потока 150 км/ч

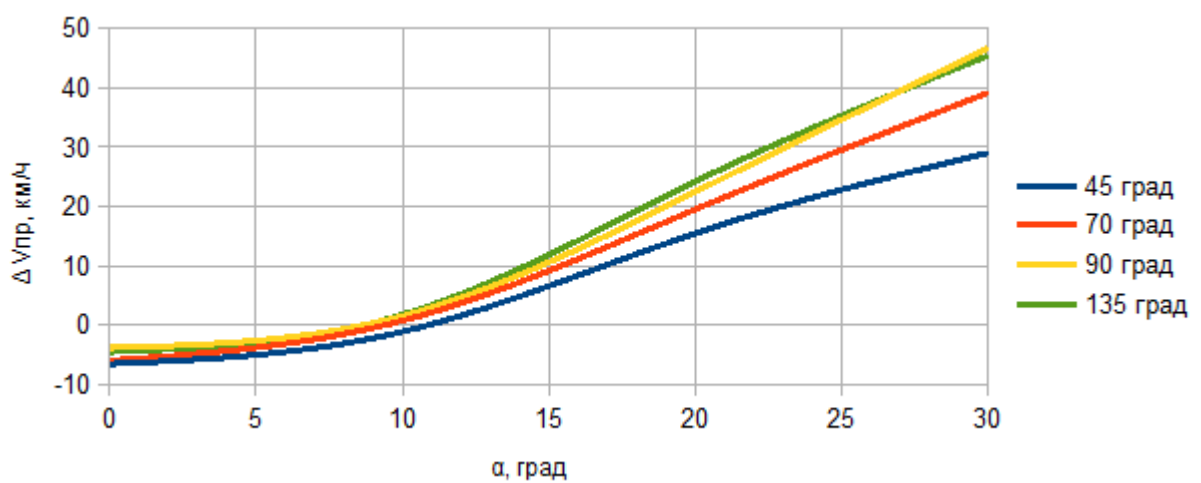


Рисунок 3.10 – Зависимость погрешности измерения приборной скорости от угла скоса потока, скорость набегающего потока 250 км/ч

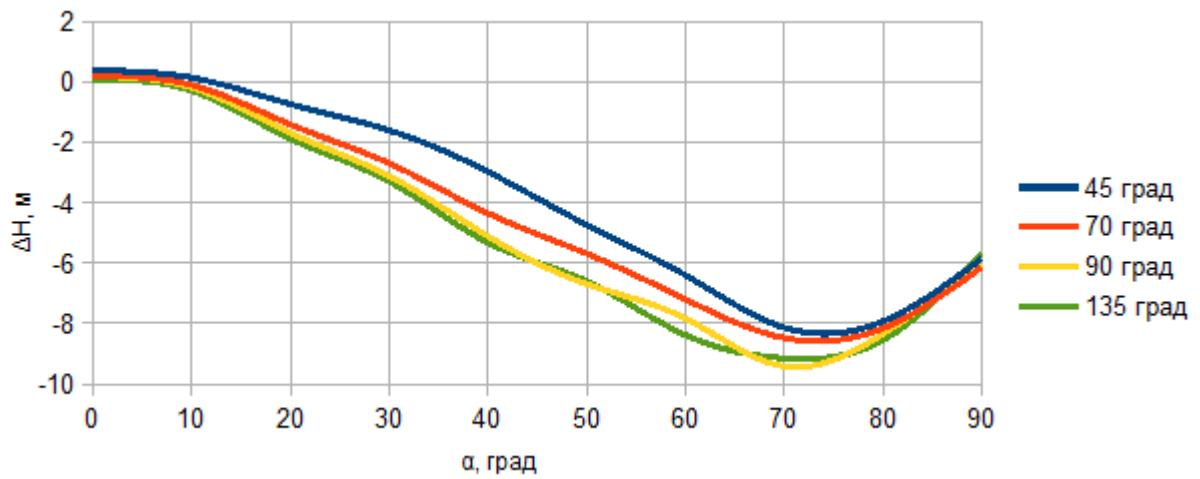


Рисунок 3.11 – Зависимость погрешности измерения высоты от угла скоса потока, скорость набегающего потока 50 км/ч

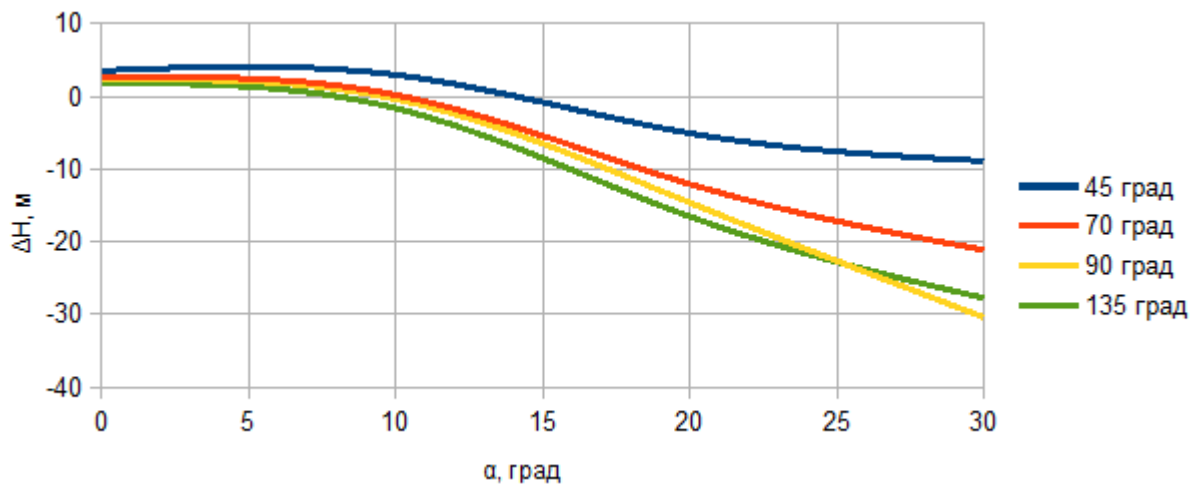


Рисунок 3.12 – Зависимость погрешности измерения высоты от угла скоса потока, скорость набегающего потока 150 км/ч

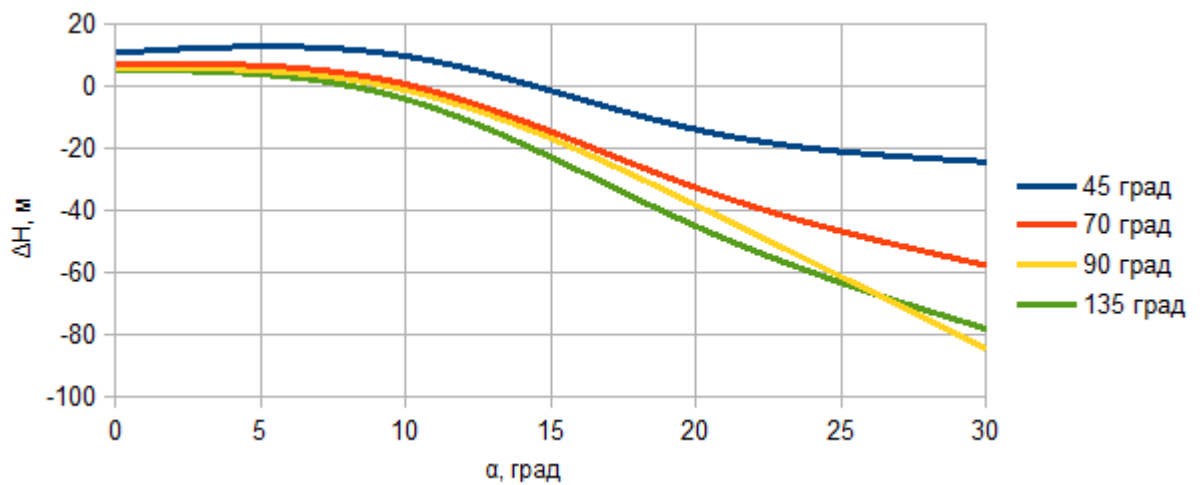


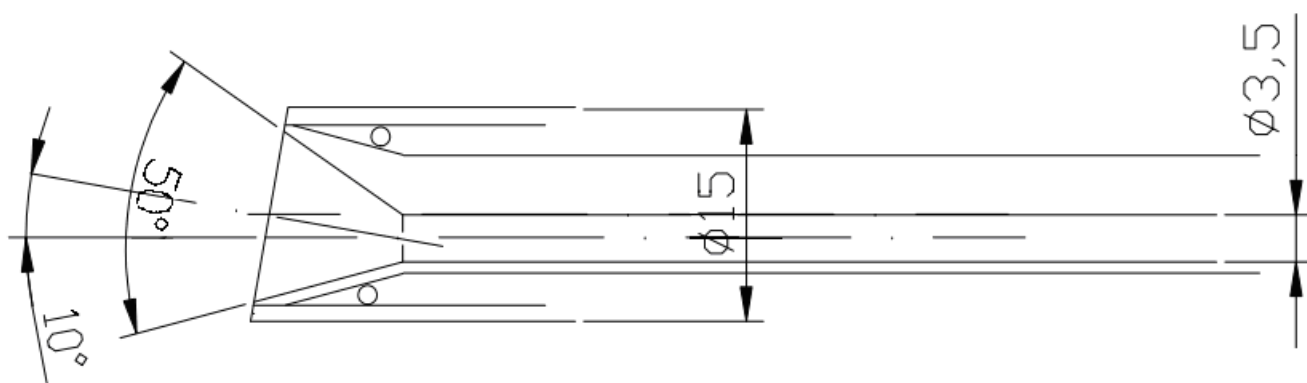
Рисунок 3.13 – Зависимость погрешности измерения высоты от угла скоса потока, скорость набегающего потока 250 км/ч

3.2.4 Приемники со скошенной воспринимающей частью

Скошенная передняя часть у приемников позволяет воспринимать с меньшей погрешностью полное давление при изменении угла атаки (см. рисунок 3.14а, приемник Rosemount на вертолете Augusta AW139). Геометрические размеры приемника со скошенной передней частью приводятся на рисунке 3.14б, и вариант расположения статических отверстий на рисунке 3.15.



а)



б)

Рисунок 3.14 – а) ПВД ф. Rosemount; б) геометрические размеры предлагаемого приемника

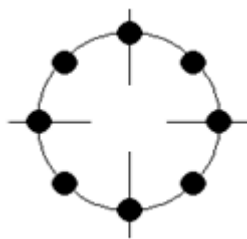


Рисунок 3.15 – Схема расположения отверстий отбора статического давления (по периметру в плоскости поперечного сечения)

Результаты моделирования приемника со скошенной воспринимающей частью, с цилиндрической и оживальной воспринимающей частью приведены в Приложении В в таблицах В.1-В.3. (входной канал диаметром 3 мм у приемника с цилиндрической частью и 3.5 мм у приемника с оживальной воспринимающей частью, при прочих равных условиях, это дает разницу приблизительно 0.02 по коэффициенту полного давления).

Результаты математического моделирования для скорости набегающего потока 250 км/ч приведены на рисунках 3.16 – 3.19.

Приемник со скошенной на 10° цилиндрической воспринимающей частью позволяет с меньшей погрешностью измерять полное давление при больших углах скоса потока по сравнению с приемниками цилиндрической и оживальной формы.

В исследуемом диапазоне скоростей (50-250 км/ч) при угле скоса потока 30° величина коэффициента полного давления у приемника:

цилиндрического (диаметр канала 3 мм) – 0,91;

оживального (диаметр канала 3.5 мм) – 0,93;

скошенного (диаметр канала 3.5 мм) – 0,99.

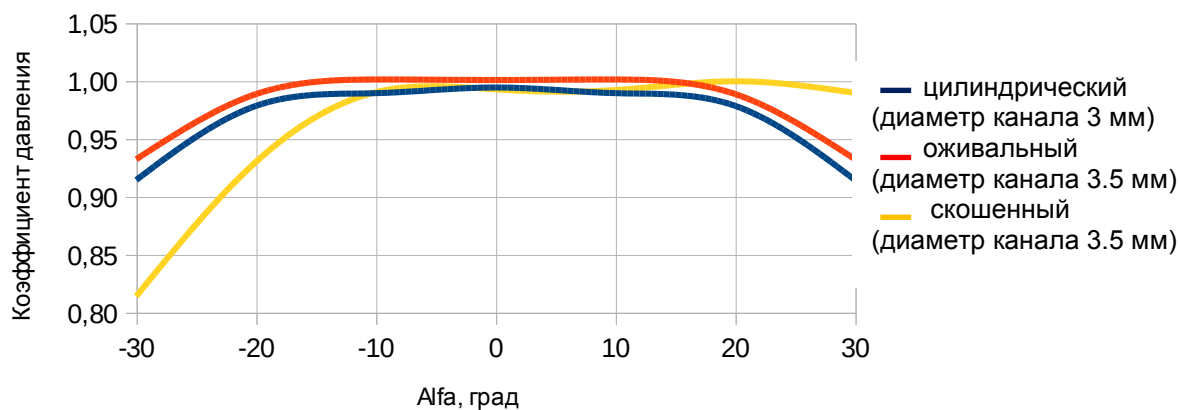


Рисунок 3.16 – Зависимость коэффициента полного давления от угла набегающего потока, скорость 250 км/ч

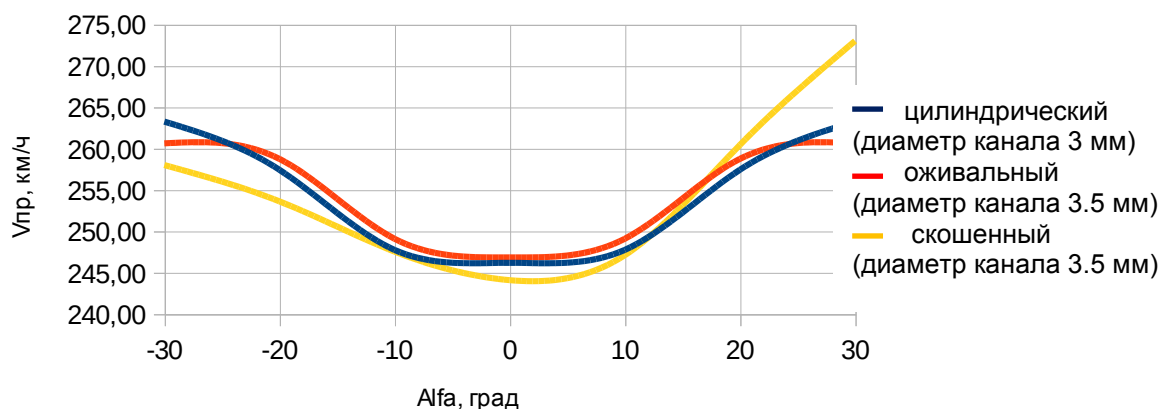


Рисунок 3.17 – Зависимость вычисленной приборной скорости от угла схода потока, скорость 250 км/ч

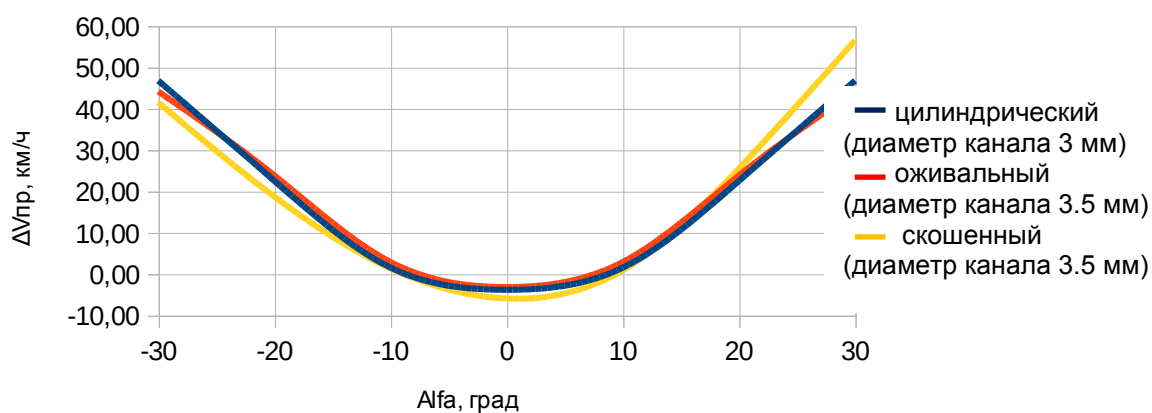


Рисунок 3.18 – Зависимость погрешности измерения приборной скорости от угла схода потока, скорость 250 км/ч

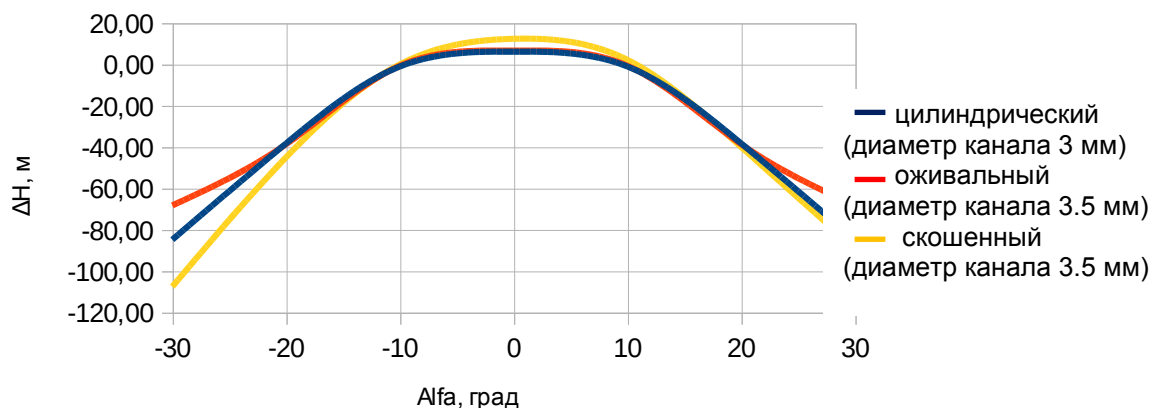


Рисунок 3.19– Зависимость погрешности измерения
высоты от угла скоса потока, скорость 250 км/ч

3.2.5 Исследование приемника воздушных давлений с компенсационным контуром

Далее приведены результаты исследования приемника воздушных давлений с компенсационным контуром (ПВД-К) в соответствии с патентом РФ № 66059 [25]. Внимание при этом уделено диапазону изменения коэффициента статического давления.

На рисунке 3.20 представлена расчетная схема изменения относительной координаты Z приёмника ПВД-К. На рисунке 3.21 представлено распределение коэффициента давления по поверхности приемника при скоростях 200, 300, 400 км/ч и нулевом угле скоса потока.

В таблице 3.7 приведены коэффициенты статического давления $\bar{p}_{\text{ПВД-К}}$ в зависимости от приборной скорости $V_{\text{пр}}$ и от координаты расположения воспринимающих отверстий Z на передней конфузорной части приёмника ПВД-К при нулевом угле скоса потока. Передняя конфузорная часть предпочтительнее для расположения отверстий отбора статики, так как на задней поверхности конуса возникают области завихрений и наблюдается возникновение колебаний давления, причем данные колебания практически не поддаются фильтрации. На

рисунке 3.22 представлено распределение коэффициента статического давления по передней части конуса.

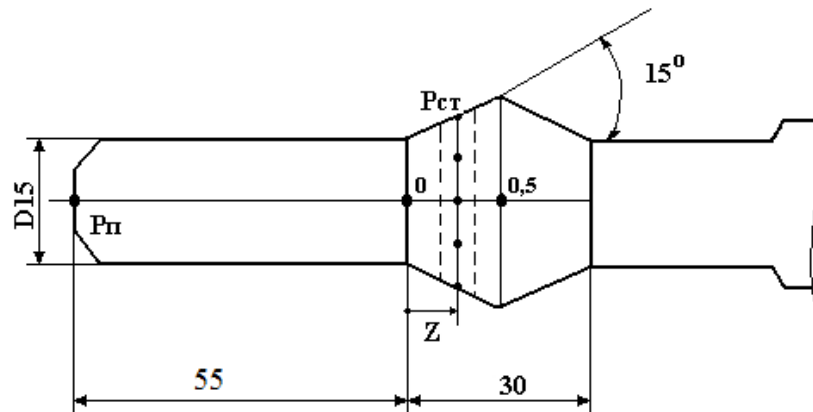


Рисунок 3.20 – Расчетная схема приёмника ПВД-К (координаты Z)

Для анализа таблицы 3.7 и рисунка 3.22 рассмотрим скорость набегающего потока $V_{пр}=250$ км/ч для всего диапазона изменения относительной координаты Z:

- диапазон изменения коэффициента статического давления составляет от 0,187 до -0,764;
- диапазон поправок по высоте δH составляет от 52 м до -189 м, рисунок 3.23;
- диапазон поправок по скорости δV составляет от -22 км/ч до 83 км/ч, рисунок 3.24.

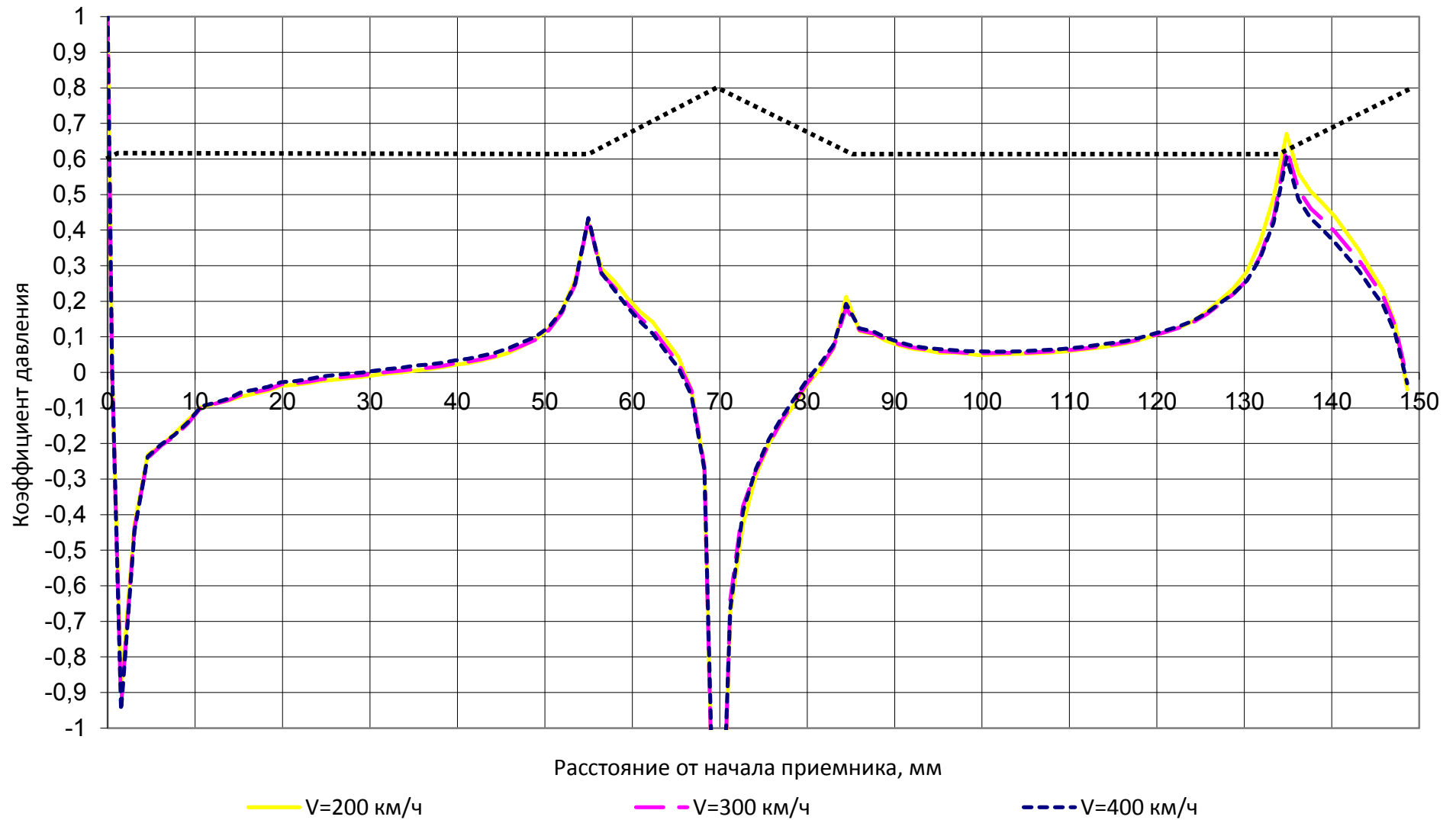


Рисунок 3.21 – Распределение коэффициента давления по поверхности ПВД-К

Таблица 3.7 Коэффициент статического давления приёмника ПВД-К при нулевых углах скоса потока $\bar{p}_{\text{ПВД-К}} = f(V_{\text{пр}}, Z)$

$\begin{matrix} V_{\text{пр}} \\ Z \end{matrix}$	80	110	140	170	200	230	250	270
0,1	0,21	0,208	0,206	0,203	0,197	0,191	0,187	0,183
0,11	0,2115	0,2099	0,2103	0,2091	0,2038	0,199	0,1958	0,1926
0,12	0,2119	0,2107	0,2133	0,2138	0,209	0,2053	0,2029	0,2004
0,13	0,2114	0,2104	0,215	0,217	0,2127	0,2101	0,2083	0,2066
0,14	0,2099	0,2091	0,2154	0,2187	0,2149	0,2132	0,2121	0,211
0,15	0,2074	0,2067	0,2145	0,219	0,2155	0,2147	0,2142	0,2136
0,16	0,204	0,2032	0,2122	0,2177	0,2147	0,2146	0,2146	0,2146
0,17	0,1995	0,1986	0,2087	0,215	0,2123	0,2129	0,2134	0,2138
0,18	0,1941	0,1929	0,2038	0,2109	0,2083	0,2096	0,2105	0,2113
0,19	0,1877	0,1862	0,1976	0,2052	0,2029	0,2047	0,2059	0,2071
0,2	0,1803	0,1784	0,1901	0,1981	0,1959	0,1981	0,1996	0,2011
0,21	0,1719	0,1695	0,1813	0,1895	0,1874	0,19	0,1917	0,1934
0,22	0,1625	0,1595	0,1712	0,1795	0,1773	0,1802	0,1821	0,184
0,23	0,1521	0,1485	0,1598	0,1679	0,1658	0,1688	0,1709	0,1729
0,24	0,1408	0,1364	0,147	0,1549	0,1527	0,1558	0,1579	0,1601
0,25	0,1284	0,1232	0,133	0,1405	0,138	0,1412	0,1433	0,1455
0,26	0,1151	0,1089	0,1176	0,1245	0,1219	0,125	0,1271	0,1292
0,27	0,1008	0,0935	0,1009	0,1071	0,1042	0,1072	0,1091	0,1111
0,28	0,0855	0,0771	0,0829	0,0882	0,085	0,0877	0,0895	0,0914
0,29	0,0693	0,0596	0,0636	0,0678	0,0643	0,0667	0,0683	0,0699
0,3	0,052	0,041	0,043	0,046	0,042	0,044	0,0453	0,0467
0,31	0,0338	0,0213	0,0211	0,0227	0,0182	0,0197	0,0207	0,0217
0,32	0,0145	0,0006	-0,0022	-0,0021	-0,0071	-0,0062	-0,0056	-0,0049
0,33	-0,0057	-0,0212	-0,0267	-0,0284	-0,0339	-0,0337	-0,0335	-0,0333
0,34	-0,0269	-0,0441	-0,0526	-0,0561	-0,0623	-0,0628	-0,0631	-0,0634
0,35	-0,0491	-0,0681	-0,0798	-0,0853	-0,0922	-0,0935	-0,0944	-0,0953
0,36	-0,0722	-0,0931	-0,1083	-0,116	-0,1236	-0,1259	-0,1274	-0,1288
0,37	-0,0964	-0,1193	-0,1381	-0,1481	-0,1566	-0,1598	-0,162	-0,1641
0,38	-0,1215	-0,1465	-0,1692	-0,1817	-0,1911	-0,1954	-0,1983	-0,2012
0,39	-0,1476	-0,1748	-0,2016	-0,2168	-0,2271	-0,2326	-0,2362	-0,2399
0,4	-0,1748	-0,2041	-0,2354	-0,2534	-0,2646	-0,2714	-0,2759	-0,2804
0,41	-0,2028	-0,2346	-0,2704	-0,2914	-0,3037	-0,3118	-0,3172	-0,3226
0,42	-0,2319	-0,2661	-0,3068	-0,3309	-0,3443	-0,3538	-0,3601	-0,3665
0,43	-0,262	-0,2987	-0,3445	-0,3719	-0,3864	-0,3974	-0,4048	-0,4121
0,44	-0,293	-0,3323	-0,3835	-0,4144	-0,43	-0,4427	-0,4511	-0,4595
0,45	-0,3251	-0,3671	-0,4238	-0,4583	-0,4752	-0,4895	-0,4991	-0,5086
0,46	-0,3581	-0,4029	-0,4654	-0,5037	-0,5219	-0,538	-0,5487	-0,5594
0,47	-0,3921	-0,4398	-0,5083	-0,5506	-0,5701	-0,5881	-0,6	-0,612
0,48	-0,4271	-0,4778	-0,5526	-0,5989	-0,6199	-0,6398	-0,653	-0,6663
0,49	-0,463	-0,5169	-0,5981	-0,6487	-0,6712	-0,6931	-0,7077	-0,7223
0,5	-0,5	-0,557	-0,645	-0,7	-0,724	-0,748	-0,764	-0,78

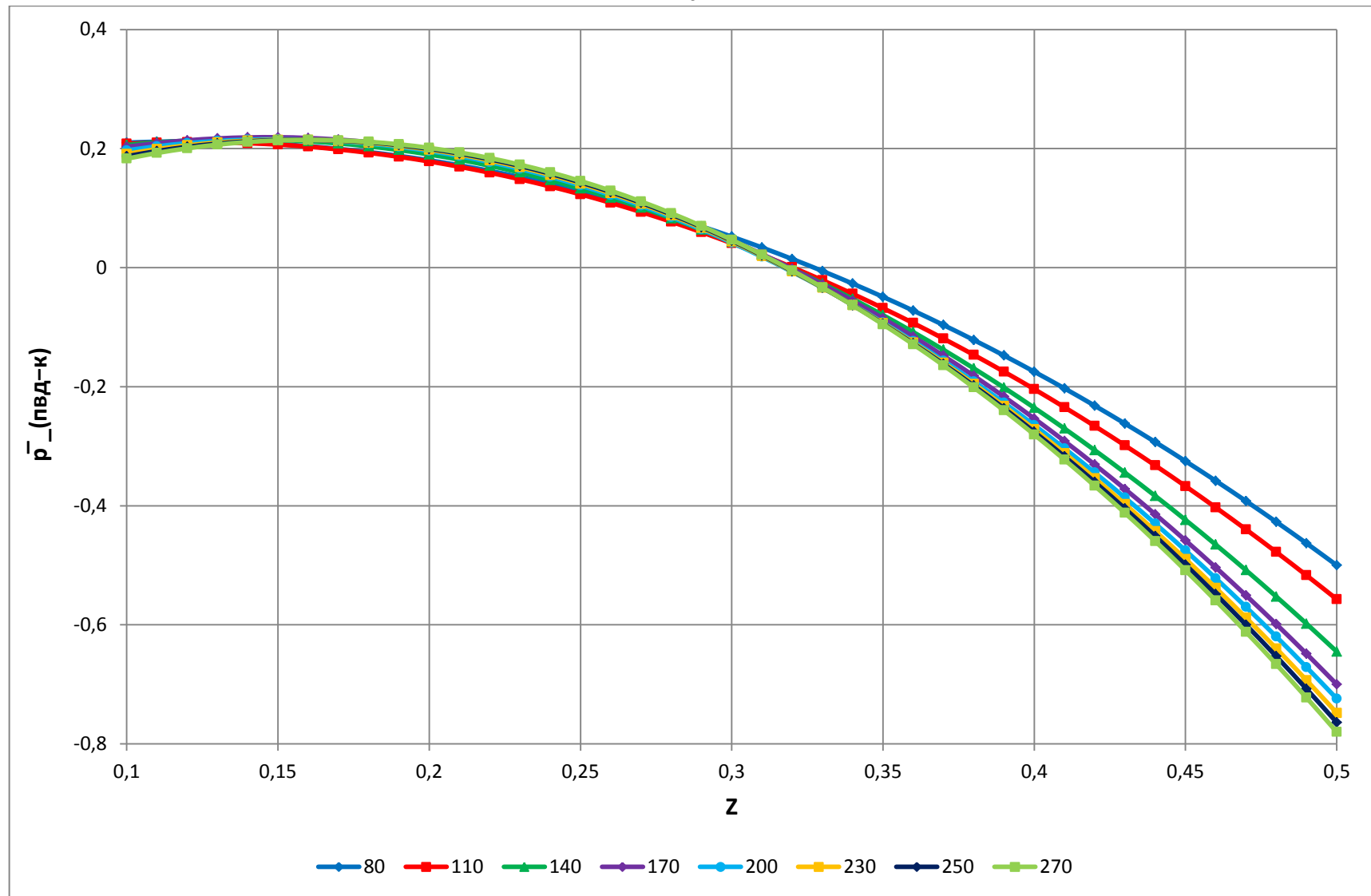


Рисунок 3.22 – Распределение коэффициента давления по передней поверхности конуса приемника ПВД-К

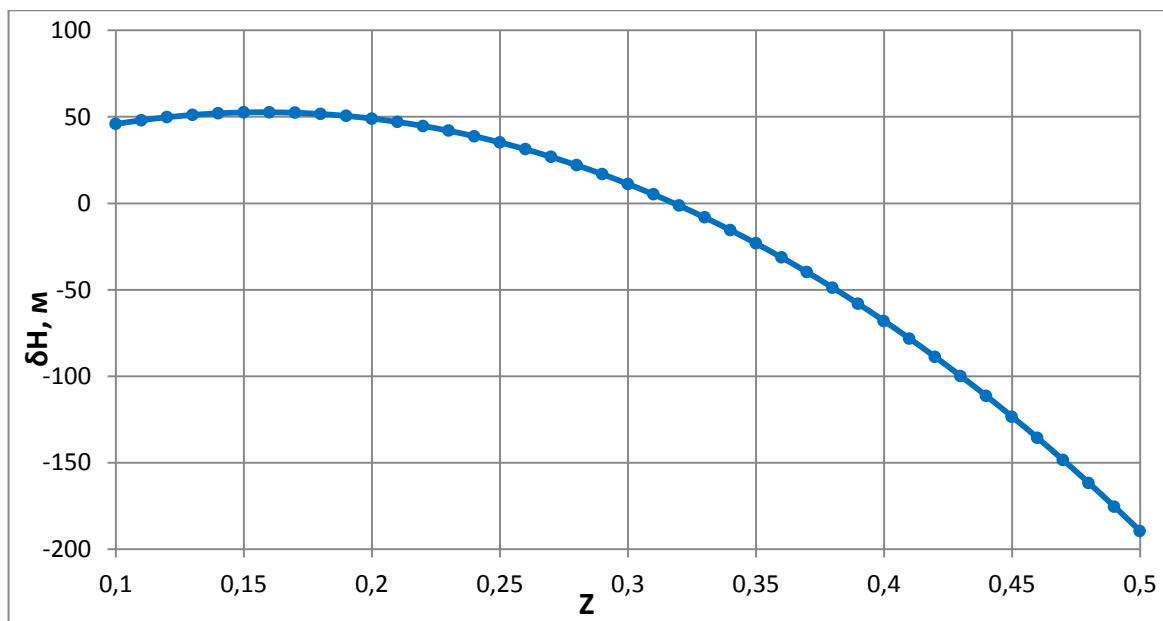


Рисунок 3.23 – Зависимость поправок по высоте δH от относительной координаты Z , при скорости набегающего потока 250 км/ч

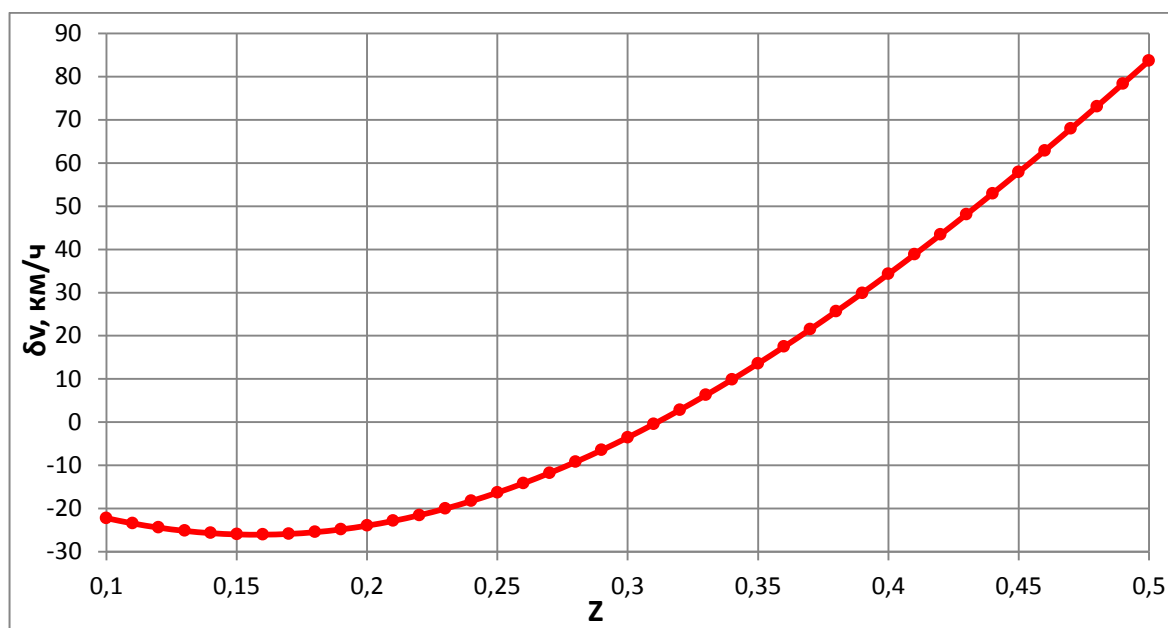


Рисунок 3.24 – Зависимость поправок по скорости δV от относительной координаты Z , при скорости набегающего потока 250 км/ч

Таким образом, зная зависимость коэффициента местного статического давления от приборной скорости, можно рассчитать требуемую относительную координату места расположения ряда статических отверстий на передней конфузорной части приемника для компенсации погрешности восприятия статического давления [85,86].

3.3 Рекомендации по проектированию приемников воздушных давлений с аэродинамической компенсацией

При воздействии индуктивного потока погрешность измерения высоты полностью определяется погрешностью восприятия статического давления. Таким образом, основываясь на проведенных исследованиях, компенсацию статического давления следует проводить путем требуемого расположения отверстий отбора статического давления, как по длине приемника, так и в плоскости поперечного сечения.

Проведенный анализ распределения давления по сечениям на расстояниях 45, 57 и 70 мм от начала приемника показал, что смещение расположения отверстий отбора статического давления в указанном диапазоне расстояний практически не оказывает влияния на распределение давления по поверхности приемника. Близкое значение коэффициента давления к нулевому получается в плоскости поперечного сечения в двух диапазонах углов Θ : от 20° до 40° и от 320° до 340° при скоростях $80 \div 200$ км/ч и углах скоса набегающего потока $0 \div 90^\circ$.

Проведено исследование влияния угла поворота отверстий на измерение статического давления. Наименьшей погрешностью обладает приемник, отверстия которого повернуты вперед к потоку под углом 45° относительно оси симметрии - погрешность не превышает по высоте минус 8 м, по скорости 12 км/ч при скорости 50 км/ч и диапазоне углов скоса набегающего потока $0 \div 70^\circ$.

Величина измеряемой скорости зависит от динамического давления, которое является разностью между полным и статическим давлениями. При воздействии индуктивного потока происходит занижение как полного, так и статического давления. Поскольку указанными выше способами производится компенсация статического давления, то динамическое давление еще больше уменьшается, что ведет к увеличению погрешности по скорости. Требуется отдельная компенсация полного давления.

Для компенсации восприятия полного давления требуется изменить форму носовой части. Смещение угловой характеристики приемника позволяет

компенсировать восприятие полного давления в зависимости от угла скоса набегающего потока. Полученное смещение угловой характеристики - это и есть требуемый угол скоса приемного отверстия воспринимающей части приемника.

Приемник со скошенной на 10° воспринимающей частью позволяет с меньшей погрешностью измерять полное давление при больших углах скоса потока по сравнению с приемниками без скоса. При угле скоса потока 30° величина коэффициента полного давления у приемника со скошенной воспринимающей частью – 0.99, с цилиндрической – 0.91, с оживальной – 0.93 при всех исследуемых скоростях 50-250 км/ч, что доказывает смещение угловой характеристики.

Проведено исследование распределения коэффициента статического давления по поверхности приемника с компенсационным контуром, которое дает возможность рассчитать требуемые координаты места расположения отверстий статического давления на компенсационном контуре. Диапазон изменения коэффициента статического давления составляет от 0,21 до -0,78 в исследуемом диапазоне скоростей 80÷270 км/ч и нулевом угле скоса набегающего потока.

3.4 Результаты и выводы

1. Предложены математические модели восприятия полного и статического давлений прототипом приемника воздушных давлений, основанные на экспериментальных исследованиях изолированного приемника в ЦАГИ. Полученные зависимости восприятия полного $P_{\Pi} = f(\alpha, V)$ и статического $P_{ст} = f(\alpha, V)$ давлений, путем аппроксимации данных полиномом четвертой степени, имеют погрешность аппроксимации приблизительно 2,5% по приборной скорости и не более 1% по высоте от допустимой погрешности ± 10 км/ч и ± 10 м в диапазоне скоростей 50÷250 км/ч и углов скоса набегающего потока воздуха $0\div 60^\circ$.

2. Показано, что для уменьшения погрешности измерения статического давления следует располагать приемные отверстия на таких расстояниях от начала приемника, при которых исключается влияние неустойчивости потока на показания при измерениях, то есть приблизительно на расстоянии трех-пяти диаметров приемника от начала воспринимающей части.

3. Изменение расположения отверстий отбора статического давления вдоль длины приемника на расстояниях 45, 57 и 70 мм от начала воспринимающей части практически не оказывает влияния на распределение давления по поверхности приемника. Близкое значение коэффициента давления к нулевому получается в плоскости поперечного сечения в двух диапазонах углов Θ : от 20° до 40° и от 320° до 340° при скоростях $80 \div 200$ км/ч и углах скоса набегающего потока $0 \div 90^\circ$.

4. Предложена математическая модель, основанная на постоянстве массового расхода, из которой следует, что расход зависит от перепада давлений и от диаметра отверстий, это позволяет регулировать давление изменением диаметра отверстий и добиться требуемой характеристики восприятия статического давления от угла скоса и скорости набегающего потока.

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

6. Скос воспринимающей части на 10° приводит к смещению угловой характеристики коэффициента полного давления на этот же угол по сравнению с угловой характеристикой приемника с исходной воспринимающей частью. При угле скоса потока 30° величина коэффициента полного давления у приемника со скошенной воспринимающей частью – 0.99, с цилиндрической – 0.91, с

оживальной – 0.93 при всех исследуемых скоростях 50-250 км/ч, что доказывает смещение угловой характеристики.

7. Проведено исследование распределения коэффициента статического давления по поверхности приемника с компенсационным контуром, которое дает возможность рассчитать требуемые координаты места расположения отверстий статического давления на компенсационном контуре. Диапазон изменения коэффициента статического давления составляет от 0,21 до -0,78 в исследуемом диапазоне скоростей 80÷270 км/ч и нулевом угле скоса набегающего потока.

4. МЕТОДИКА КОМПЕНСАЦИИ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ И ВЫСОТЫ

4.1 Формирование эталонных значений

В нашей стране летными испытаниями и испытаниями опытных образцов занимается Летно-испытательный институт имени М.М. Громова. Большой вклад в исследования внесли: Е.Г. Харин, В.Г. Поликарпов, И.А. Копылов, Л.М. Бардина, С.Г. Пушкин, Л.Л. Ловицкий, В.А. Копелович, А.Ф. Якушев, В.Р. Кожурин, Е.В. Клабуков и др.

Одним из важнейших видов испытаний измерителей воздушных параметров является определение аэродинамических поправок к приемникам воздушных давлений. При отработке систем воздушных сигналов аэродинамические поправки закладываются в вычислитель для их автоматического учета. Существуют отличия испытаний по градуировке ПВД от испытаний по определению суммарных погрешностей измерения высотно-скоростных параметров. Оценка суммарных погрешностей проводится для доказательства, что они не превышают допустимого уровня. Для решения этой задачи достаточно определить погрешности при некоторых наиболее характерных режимах полета. Целью испытаний ПВД по градуировке является определение фактического значения погрешностей для использования их в качестве поправок, то есть выявление закономерностей изменения погрешностей в зависимости от режима полета.

Также особенностью градуировки ПВД является то, что необходимо выявить один из компонентов. Это означает возможность использования как прямых методов непосредственного сравнения давления на выходе исследуемого приемника с другим давлением, которое принимается за эталонное, в тех случаях, когда имеется эталонный приемник давления, так и косвенных, когда эталонное давление рассчитывается на основании данных о высоте и скорости полета. В результате в ряде случаев получают практически независимую информацию из

нескольких источников, которая помогает наиболее полно представить закономерности изменения аэродинамических погрешностей [87-89].

При проведении летных испытаний летательного аппарата используются различные методы и подходы для определения аэродинамических поправок ПВД.

Прямые методы сравнения подразумевают под собой использование эталонных приемников (буксировочного конуса, выносной штанги перед самолетом и т.д.) или самолета-эталона при полете его в паре с испытываемым самолетом.

При использовании эталонных приемников возникают технические сложности в связи с необходимостью выноса приемника из зоны аэродинамического влияния летательного аппарата. Также необходимо для каждого вида летательного аппарата проведение специальных испытаний по оценке уровня возмущения давления в области размещения эталонного приемника. Основное применение данный метод получил при модификации летательного аппарата, замене типа приемников воздушных давлений, для оценки стабильности уровня аэродинамических погрешностей ПВД на различных экземплярах ЛА. Эталонные приемники также используются при проведении летных испытаний авиационной техники по подтверждению летно-технических характеристик ЛА в диапазоне больших углов атаки. К таким эталонным приемникам можно отнести датчик углов атаки и скольжения (ДУАС).

Близким к прямому является метод одновременного полета испытываемого самолета с самолетом-эталонном при регистрации статического давления на обоих самолетах. Этот метод широко применяется при испытаниях приемников статического давления.

Упомянутые методы нельзя рассматривать в качестве основных, поскольку они предполагают предварительное исследование эталонных приемников. От этого недостатка свободны косвенные методы, основанные на использовании дополнительной информации от средств траекторного измерения [90,91].

Косвенные методы подразумевают средства внешнетраекторных измерений и информацию о параметрах состояния атмосферы.

Средства траекторных измерений размещаются на летательных аппаратах и используются во время проведения испытаний авиационной техники с целью получения траекторных параметров. Использование таких средств на базе спутниковых навигационных систем позволяет получать координаты объектов с точностью до 10 метров, а при использовании фазовых измерений, до 1 метра. Работа данной системы основана на использовании приемника, расположенного в точке с известными координатами (базовая станция), а второй приемник собирает данные в точках с неизвестными координатами (передвижной приемник). Данные, полученные в точке с известными координатами, используются для определения ошибок содержащихся в спутниковом сигнале. Затем информация с базовой станции обрабатывается совместно с данными передвижного приемника, вместе с учетом ошибок, содержащихся в спутниковом сигнале, что позволяет устранить ошибки в координатах, полученных на передвижном приемнике. Кроме того, необходимо знать координаты базовой станции как можно точнее, так как точность, получаемая в результате, напрямую зависит от точности координат базовой станции.

В настоящее время широкое применение в практике летных испытаний получили следующие системы траекторных измерений на базе спутниковых навигационных систем: система бортовых траекторных измерений СБТИ-10В, система бортовых траекторных измерений СБТИ-Б, комплекс бортовых траекторных измерений КБТИ-М, системы траекторных измерений «Верхушка-13А», «Верхушка-13Б» [92].

Расчет значений скоростных параметров по данным траекторных измерений состоит из перехода от путевой скорости к истинной воздушной скорости с учетом ветра. Основной трудностью является учет ветра. Если вектор скорости ветра известен, то воздушная скорость определяется из соотношения [90,93]:

$$V = \sqrt{(V_{\Pi x} - W_x)^2 + (V_{\Pi y} - W_y)^2 + (V_{\Pi z} - W_z)^2}, \quad (4.1)$$

где V_{Π} , W – путевая скорость и скорость ветра, индексы X, Y, Z означают проекции на соответствующие оси в нормальной системе координат.

В режиме горизонтального полета обычно пренебрегают вертикальной составляющей ветра. Таким образом, составляющие вектора средней скорости ветра могут быть рассчитаны по результатам выполнения зондирующего режима «парные площадки со встречными курсами». Каждый такой режим состоит из двух участков установившегося горизонтального полета с выдерживанием постоянного значения приборной скорости, при этом второй участок выполняется с курсом, противоположным курсу первого участка:

$$W_x = 3,6 \cdot \frac{V_{Пх пр.} + V_{Пх обр.}}{2} - \frac{\tilde{V}(\cos \psi_{пр.} + \cos \psi_{обр.})}{2}, \quad (4.2)$$

$$W_z = 3,6 \cdot \frac{V_{Пz пр.} + V_{Пz обр.}}{2} - \frac{\tilde{V}(\cos \psi_{пр.} + \cos \psi_{обр.})}{2},$$

где W_x , W_z – горизонтальные составляющие вектора средней скорости ветра в нормальной системе координат, км/ч;

$V_{Пх пр.}$, $V_{Пх обр.}$, $V_{Пz пр.}$, $V_{Пz обр.}$ – усредненные горизонтальные составляющие вектора земной скорости в нормальной системе координат при выполнении «парных проходов со встречными курсами», м/с;

$\cos \psi_{пр.}$, $\cos \psi_{обр.}$ – усредненные значения курса при выполнении проходов в прямом и обратном направлениях, градус;

$\tilde{V}$ – усредненное значение воздушной скорости при выполнении «парных проходов со встречными курсами», км/ч.

Действительные значения углов атаки и скольжения могут быть рассчитаны через уравнения, связывающие скорость объекта в связанной системе координат и скоростной системе координат:

$$\begin{aligned} V_x &= V \cos \alpha \cos \beta, \\ V_y &= -V \sin \alpha \cos \beta, \\ V_z &= V \sin \beta, \end{aligned} \quad (4.3)$$

где α , β – углы атаки и скольжения, градус.

Из выражения (4.3) углы атаки и скольжения могут быть рассчитаны как:

$$\begin{aligned} \alpha &= -\arctg \frac{V_y}{V_x}, \\ \beta &= \arcsin \frac{V_z}{V}. \end{aligned} \quad (4.4)$$

В приведенных ниже полетных испытаниях вертолета в качестве эталонных значений принимались параметры с бортовой системы траекторных измерений «Верхушка-13А», которая предназначена для измерения координат и составляющих скорости испытуемого объекта с привязкой результатов измерений к стандартным шкалам времени [92].

4.2 Компенсация погрешности восприятия полного и статического давлений без учета угла скоса потока

Погрешности измерения высотно-скоростных параметров ЛА складываются из погрешностей восприятия полного P_n и статического $P_{ст}$ воздушных давлений.

Рассмотрим компенсацию погрешности измерения высоты H , в этом случае уменьшение погрешности высоты достигается путем компенсации статического давления. В случае, когда не учитывается угол скоса потока, необходимо приблизить измеренную высоту $H_{ПВД}$ к эталонной высоте $H_{ЭТ}$, они вычисляются по формулам [32]:

$$H_{ПВД} = \frac{3,73144 - P_{ст.ПВД}^{0,1902631}}{0,000084173}, \text{ м} \quad (4.5)$$

$$H_{ЭТ} = \frac{3,73144 - P_{ст.ЭТ}^{0,1902631}}{0,000084173}, \text{ м} \quad (4.6)$$

где $P_{ст.ПВД}$ – статическое давление, воспринятое ПВД, мбар;

$P_{ст.ЭТ}$ – эталонное статическое давление, мбар.

Задача сводится к приближению статического давления приемника $P_{ст.ПВД}$ к статическому давлению эталона $P_{ст.ЭТ}$ (тогда погрешность измерения высоты будет минимальной).

По результатам летных испытаний определяем $P_{ст.местн}$, т.е. в районе расположения приемника, тогда

$$H_{ПВД} = \frac{3,73144 - (P_{ст.местн} + 0,5 \cdot \rho \cdot V_{ПВД}^2 \cdot \bar{p})^{0,1902331}}{0,000084173}, \text{ м} \quad (4.7)$$

где $P_{ст.местн}$ – статическое давление в месте установки ПВД, Па;

$V_{\text{ПВД}}$ – скорость, измеренная приемником воздушных давлений, м/с;

$\bar{p}$ – требуемый уровень компенсации в виде коэффициента давления.

С другой стороны действительное значение статического давления $P_{\text{ст.эт}}$ можно рассчитать в соответствии с руководящими материалами [90,94] по формуле:

$$P_{\text{ст.эт}} = p_0 \cdot \exp\left(-\frac{1}{29,27124} \cdot \int_{h_0}^h \frac{1}{T} dh\right), \text{ мм рт.ст.} \quad (4.8)$$

где p_0 – статическое давление у земли на высоте h_0 , мм рт.ст.;

h – геометрическая высота полета, определенная с использованием средств траекторных измерений, м;

T – средняя температура воздуха от поверхности земли до высоты полета, К.

Приравниваем скобку из формулы (4.7) и правую часть формулы (4.8):

$$P_{\text{ст.местн}} + 0,5 \cdot \rho \cdot V_{\text{ПВД}}^2 \cdot \bar{p} = p_0 \cdot \exp\left(-\frac{1}{29,27124} \cdot \int_{h_0}^h \frac{1}{T} dh\right) \quad (4.9)$$

Из (4.9) выражаем искомый уровень компенсации:

$$\bar{p} = \frac{p_0 \cdot \exp\left(-\frac{1}{29,27124} \cdot \int_{h_0}^h \frac{1}{T} dh\right) - P_{\text{ст.местн}}}{0,5 \cdot \rho \cdot V_{\text{ПВД}}^2} \quad (4.10)$$

Использование коэффициента давления, полученного в (4.10), позволяет скомпенсировать погрешность измерения статического давления для того, чтобы погрешность измерения высоты не выходила за допустимые пределы.

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

$$V_{\text{пр}} = 2739,3165 \sqrt{(1 + P_{\text{д}}/101325)^{\frac{1}{3,5}}}, \text{ км/ч} \quad (4.11)$$

Уменьшение погрешности вычисления приборной скорости достигается путем компенсации динамического давления. Динамическим давлением $P_{\text{д}}$ называется разность между полным давлением $P_{\text{п}}$ и давлением воздушного потока на высоте полета - статическим давлением $P_{\text{ст}}$.

$$P_{\text{д}} = P_{\text{п}} - P_{\text{ст}}, \text{ Па} \quad (4.12)$$

Динамическое давление численно равно избыточному давлению или скоростному напору – это справедливо для несжимаемого воздуха, т.е. скорость потока воздуха приблизительно составляет менее 400 км/ч:

$$P_d = q = 0,5 \cdot \rho \cdot V^2, \text{ Па} \quad (4.13)$$

где q – скоростной напор набегающего потока, Па;

ρ – массовая плотность воздуха, кг/м³;

V – скорость на произвольной высоте, км/ч.

В случае, когда не учитывается угол скоса потока, необходимо приблизить измеренную скорость $V_{\text{ПВД}}$ к эталонной скорости $V_{\text{ЭТ}}$.

Как известно [3] динамическое давление определяется по формулам :

$$P_{\text{д.ЭТ}} = P_{\text{п.ЭТ}} - P_{\text{ст.ЭТ}} = 0,5 \cdot \rho \cdot V_{\text{ЭТ}}^2, \text{ Па} \quad (4.14)$$

$$P_{\text{д.ПВД}} = P_{\text{п.ПВД}} - P_{\text{ст.ПВД}} = 0,5 \cdot \rho \cdot V_{\text{ПВД}}^2, \text{ Па} \quad (4.15)$$

где $P_{\text{д.ЭТ}}$ – эталонное динамическое давление, Па;

$P_{\text{п.ЭТ}}$ – эталонное полное давление, Па;

$P_{\text{ст.ЭТ}}$ – эталонное статическое давление, Па;

$V_{\text{ЭТ}}$ – эталонная скорость, км/ч;

$P_{\text{д.ПВД}}$ – динамическое давление, воспринятое ПВД, Па;

$P_{\text{п.ПВД}}$ – полное давление, воспринятое в канале после камеры торможения, Па;

$P_{\text{ст.ПВД}}$ – статическое давление, воспринятое ПВД, Па;

$V_{\text{ПВД}}$ – скорость, измеренная приемником воздушных давлений, км/ч.

Из формул (4.14), (4.15) следует, что задача сводится к приближению динамического давления приемника $P_{\text{д.ПВД}}$ к динамическому давлению эталона $P_{\text{д.ЭТ}}$, тогда погрешность измерения приборной скорости будет минимальной.

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

Так как летные испытания проводятся с установкой какого-либо приемника, то необходимо учесть его коэффициент статического давления $\bar{p}_k$. Другими

словами, зная $\bar{p}_k$ и $P_{д.ПВД}$, можно найти местное значение динамического давления $P_{д.местн}$:

$$P_{д.ПВД} = P_{п} - (P_{ст} + 0,5 \cdot \rho \cdot V_{эт}^2 \cdot \bar{p}_k) = P_{д.местн} - 0,5 \cdot \rho \cdot V_{эт}^2 \cdot \bar{p}_k, \text{ Па} \quad (4.16)$$

В формуле (4.16) уместно взять скорость эталона, поскольку местная скорость в зоне установки ПВД чаще всего неизвестна.

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

$$P_{д.эт} = P_{д.местн} - \bar{p} \cdot 0,5 \cdot \rho \cdot V_{эт}^2, \text{ Па} \quad (4.17)$$

Заменяя в выражении (4.17) давления на скорости получаем:

$$\begin{aligned} 0,5 \cdot \rho \cdot V_{эт}^2 &= P_{д.ПВД} + 0,5 \cdot \rho \cdot V_{эт}^2 \cdot \bar{p}_k - \bar{p} \cdot 0,5 \cdot \rho \cdot V_{эт}^2 = \\ &0,5 \cdot \rho \cdot V_{ПВД}^2 + 0,5 \cdot \rho \cdot V_{эт}^2 \cdot \bar{p}_k - \bar{p} \cdot 0,5 \cdot \rho \cdot V_{эт}^2 \end{aligned} \quad (4.18)$$

Из (4.18) выражаем $\bar{p}$:

$$\bar{p} = \frac{V_{ПВД}^2 + \bar{p}_k \cdot V_{эт}^2 - V_{эт}^2}{V_{эт}^2} = \frac{V_{ПВД}^2}{V_{эт}^2} + \bar{p}_k - 1 \quad (4.19)$$

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

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

$$V'_{ПВД} = V_{эт} \cdot \sqrt{1 - \bar{p}_k + \bar{p}_в}, \text{ км/ч} \quad (4.20)$$

Соответственно остаточная погрешность измерения скорости определяется по формуле:

$$\Delta V = V'_{ПВД} - V_{эт}, \text{ км/ч} \quad (4.21)$$

Данная методика компенсации погрешности измерения скорости и высоты позволяет рассчитать не только требуемый уровень компенсации, но и выбрать геометрические параметры на его основании [95,96].

4.3 Компенсация погрешности восприятия полного и статического давлений с учетом угла скоса потока

Способ компенсации динамического давления с учетом углов скоса потока проводится аналогично п.4.1: для каждого значения $V_{\text{эт}}$ необходимо учитывать коэффициент давления $\bar{p}_k$ по статическому давлению, как функцию от скорости V и угла скоса потока α_m (местного угла). Требуемый уровень компенсации давления $\bar{p}$ также является функцией зависящей от скорости и местного угла скоса потока.

Согласно выражению (4.15):

$$\begin{aligned} P_{\text{д.ПВД}} &= P_{\text{п}} - (P_{\text{ст}} + 0,5 \cdot \rho \cdot V_{\text{эт}}^2 \cdot \bar{p}_k(\alpha_m, V_{\text{эт}})) = \\ &= P_{\text{д.местн}} - 0,5 \cdot \rho \cdot V_{\text{эт}}^2 \cdot \bar{p}_k(\alpha_m, V_{\text{эт}}), \text{ Па} \end{aligned} \quad (4.22)$$

Требуемый уровень компенсации находим также в виде коэффициента давления по статическому давлению $\bar{p}(\alpha_m, V_{\text{эт}})$ для каждого значения скорости $V_{\text{эт}}$.

Аналогично выражениям (4.17), (4.18) получаем требуемый уровень компенсации $\bar{p}(\alpha_m, V_{\text{эт}})$:

$$\bar{p}(\alpha_m, V_{\text{эт}}) = \frac{V_{\text{ПВД}}^2 + \bar{p}_k(\alpha_m, V_{\text{эт}}) \cdot V_{\text{эт}}^2 - V_{\text{эт}}^2}{V_{\text{эт}}^2} = \frac{V_{\text{ПВД}}^2}{V_{\text{эт}}^2} + \bar{p}_k(\alpha_m, V_{\text{эт}}) - 1 \quad (4.23)$$

$$V'_{\text{ПВД}} = V_{\text{эт}} \cdot \sqrt{1 - \bar{p}_k(\alpha_m, V_{\text{эт}}) + \bar{p}_b(\alpha_m, V_{\text{эт}})}, \text{ км/ч} \quad (4.24)$$

Остаточная погрешность измерения скорости определяется аналогично по формуле (4.21).

Компенсация погрешности восприятия статического давления с учетом угла скоса потока проводится аналогично.

Следует отметить, что требуемые уровни компенсации (4.19) и (4.23) практически есть не что иное, как разработанные ранее математические модели приемников в п.3.1.

4.4 Математическая модель информационного комплекса высотно-скоростных параметров

На основе разработанной методики компенсации статического давления и разработанных математических моделей ПВД [96] разработана имитационная модель информационного комплекса высотно-скоростных параметров (ИКВСП), входящего в состав систем бортового оборудования вертолета, в среде Simulink математического пакета MatLab [97-99], с помощью которой можно быстро и наглядно провести процедуру компенсации статического давления и посмотреть результаты. Также проведена ее апробация на примере полетных данных от 16.10.2015. Общий вид реализованной модели приведен на рисунке 4.1.

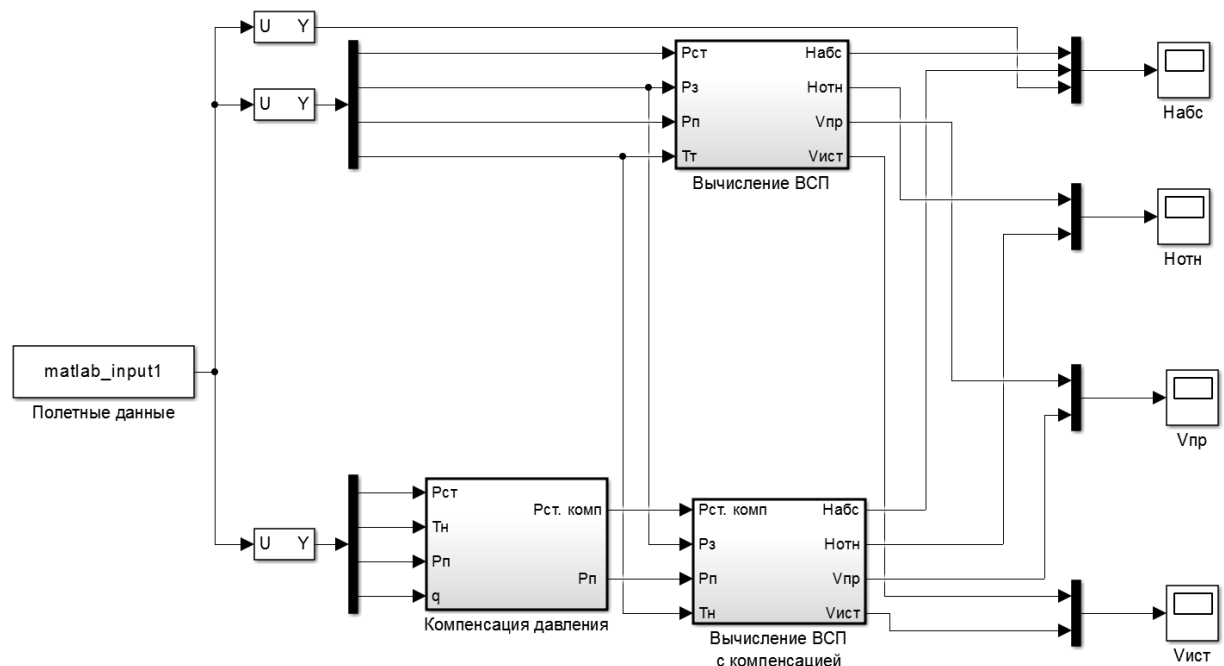


Рисунок 4.1 – Общая структура модели

На рисунке 4.1 приняты следующие обозначения:

$P_{п}$ — полное давление воздушного потока, Па;

$P_{ст}$ — статическое давление воздушного потока, Па;

$P_{ст.комп}$ — статическое давление воздушного потока после компенсации, Па;

P_3 — давление у земли, Па;

$T_{н}$ — температура воздушного потока, К;

$V_{\text{пр}}$ – приборная скорость, км/ч;

$V_{\text{ист}}$ – истинная воздушная скорость, км/ч;

$H_{\text{абс}}$ – абсолютная барометрическая высота полета, м;

$H_{\text{отн}}$ – относительная высота полета, м.

Общая структура модели содержит следующие функциональные блоки:

1. Блок «Вычисление ВСП» - расчет высотно-скоростных параметров по соответствующим параметрам из полетных данных, рисунок 4.2.

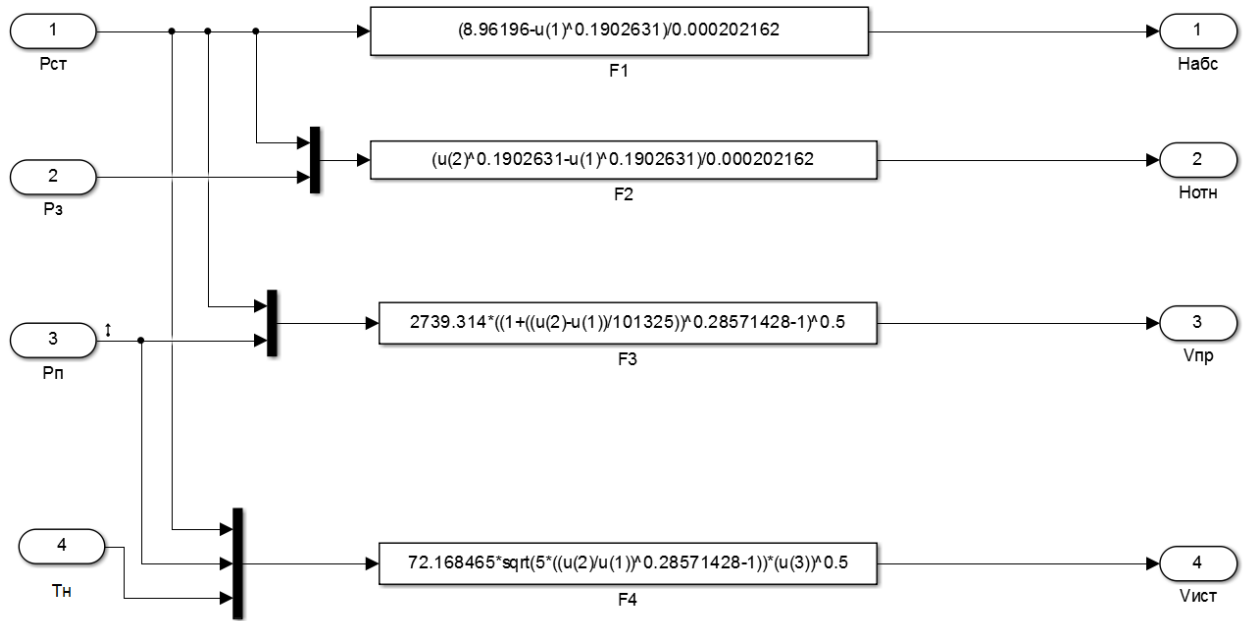


Рисунок 4.2 – Блок «Вычисление ВСП»

В блоке реализованы следующие формулы:

$$H_{\text{абс}} = \frac{8,96196 - P_{\text{ст}}^{0,1902631}}{0,000202162}, [\text{М}] \quad (4.25)$$

$$H_{\text{отн}} = H_{\text{абс}} - H_3 = \frac{P_3^{0,1902631} - P_{\text{ст}}^{0,1902631}}{0,000202162}, [\text{М}] \quad (4.26)$$

$$V_{\text{пр}} = 2739,313799 \cdot \sqrt{\left(1 + \frac{P_{\text{п}} - P_{\text{ст}}}{101325}\right)^{1/3,5} - 1}, [\text{км/ч}] \quad (4.27)$$

$$V_{\text{ист}} = 72,168465 \cdot M \cdot \sqrt{T_{\text{н}}}, [\text{км/ч}] \quad (4.28)$$

$$M = \sqrt{5 \cdot \left[\left(\frac{P_{\text{п}}}{P_{\text{ст}}}\right)^{1/3,5} - 1\right]}, \quad (4.29)$$

где M – число Маха, $P_{\text{ст}}$, $P_{\text{п}}$, P_3 , $T_{\text{н}}$ – исходные данные из результатов летных испытаний.

2. Блок «Компенсация давления» - компенсация статического давления по соответствующим параметрам из полетных данных, рисунок 4.3.

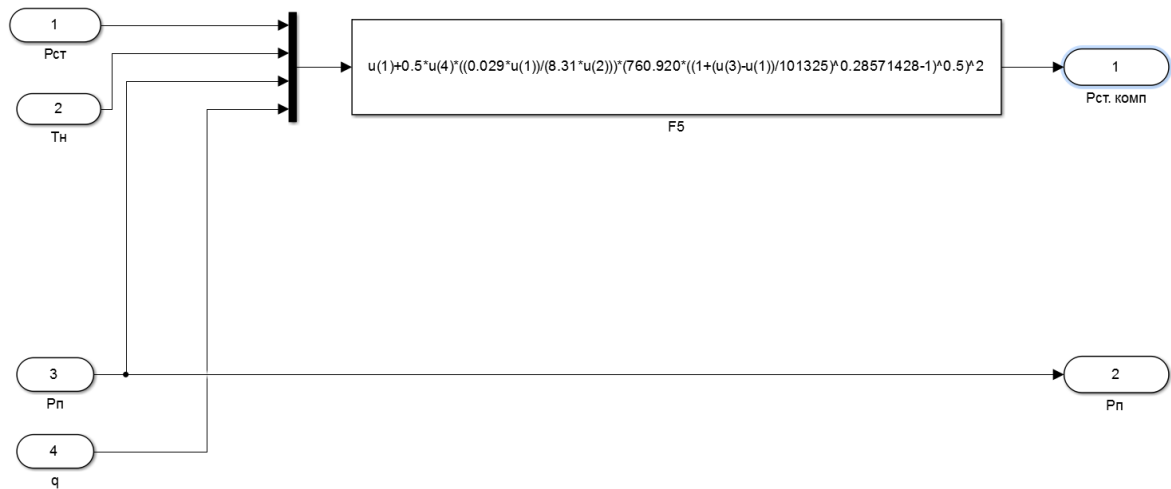


Рисунок 4.3 – Блок «Компенсация давления»

В блоке реализованы следующие формулы:

$$P_{\text{ст.комп}} = P_{\text{ст}} + 0,5 \cdot \rho \cdot \bar{p} \cdot V^2, [\text{Па}] \quad (4.30)$$

$$\rho_{\text{воздуха}} = \frac{\mu \cdot P_{\text{ст}}}{R \cdot T}, [\text{кг/м}^3] \quad (4.31)$$

где $\rho_{\text{воздуха}}$ – плотность воздуха в зависимости от температуры и $P_{\text{ст}}$, [кг/м³];

$\mu = 0,029$ – молярная масса воздуха, [кг/моль];

$R = 8,31$ – газовая постоянная, [Дж/моль·К];

$\bar{p}$ – коэффициент давления изолированного ПВД, установленного на объекте при летных испытаниях.

3. Блок «Вычисление ВСП с компенсацией» - расчет высотно-скоростных параметров с компенсированным значением статического давления, рисунок 4.4. В модуле реализованы формулы, аналогичные 4.25-4.29, с учетом компенсации статического давления.

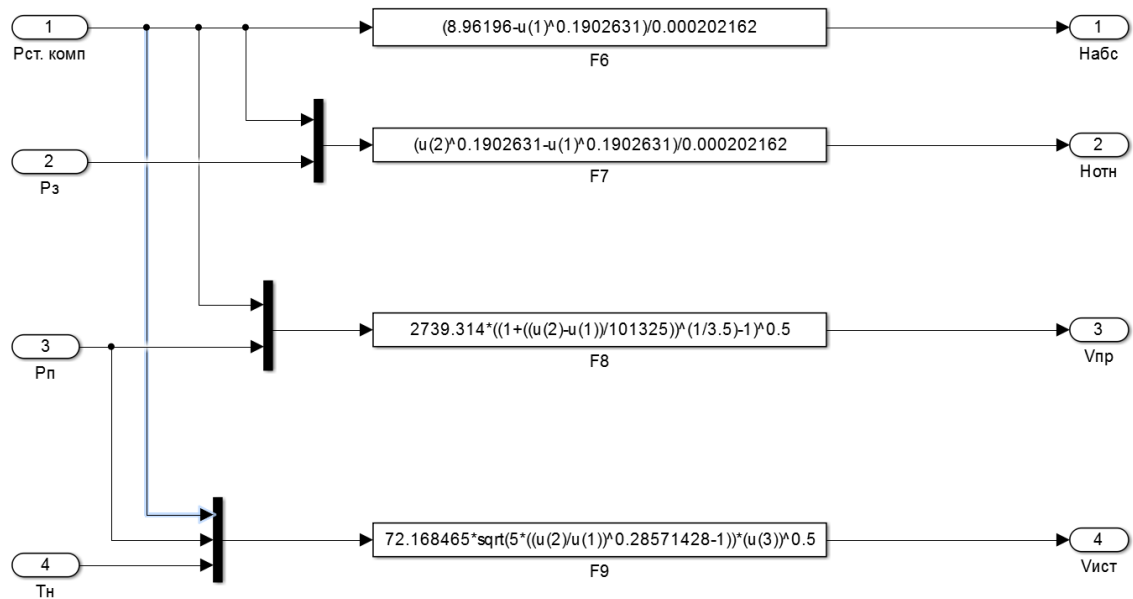
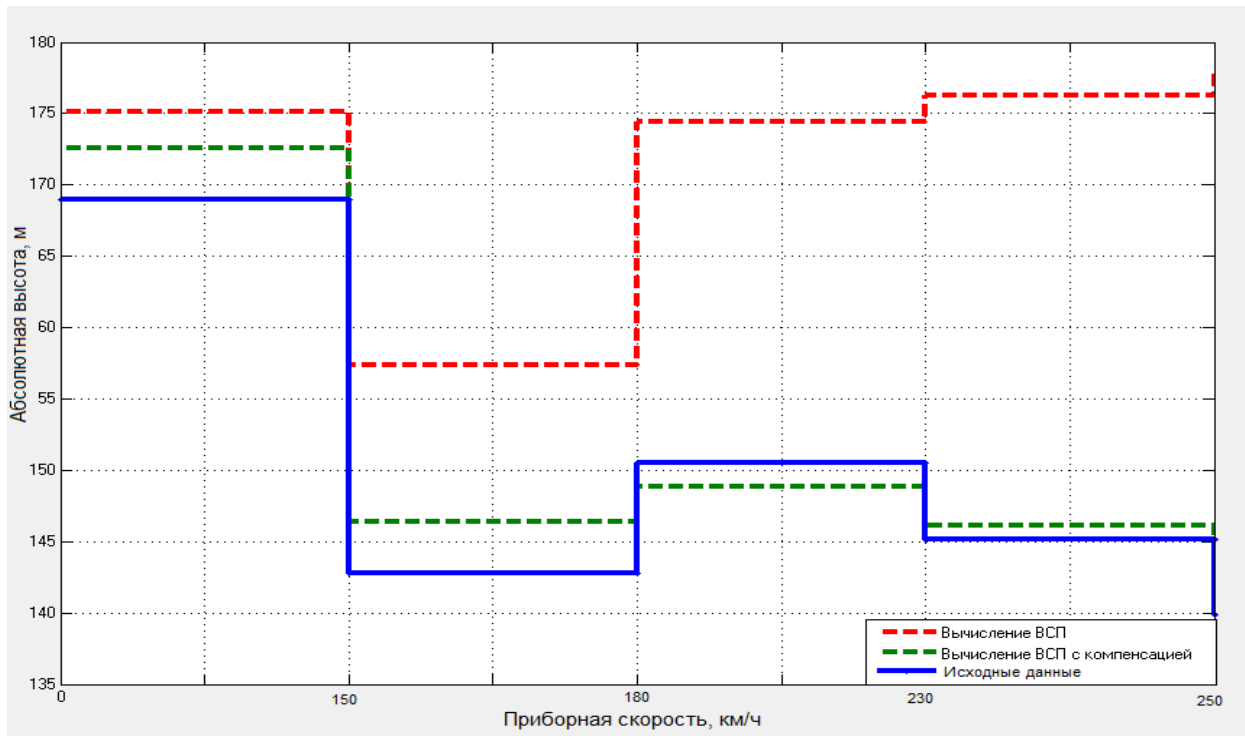


Рисунок 4.4 – Блок «Вычисление ВСП с компенсацией»

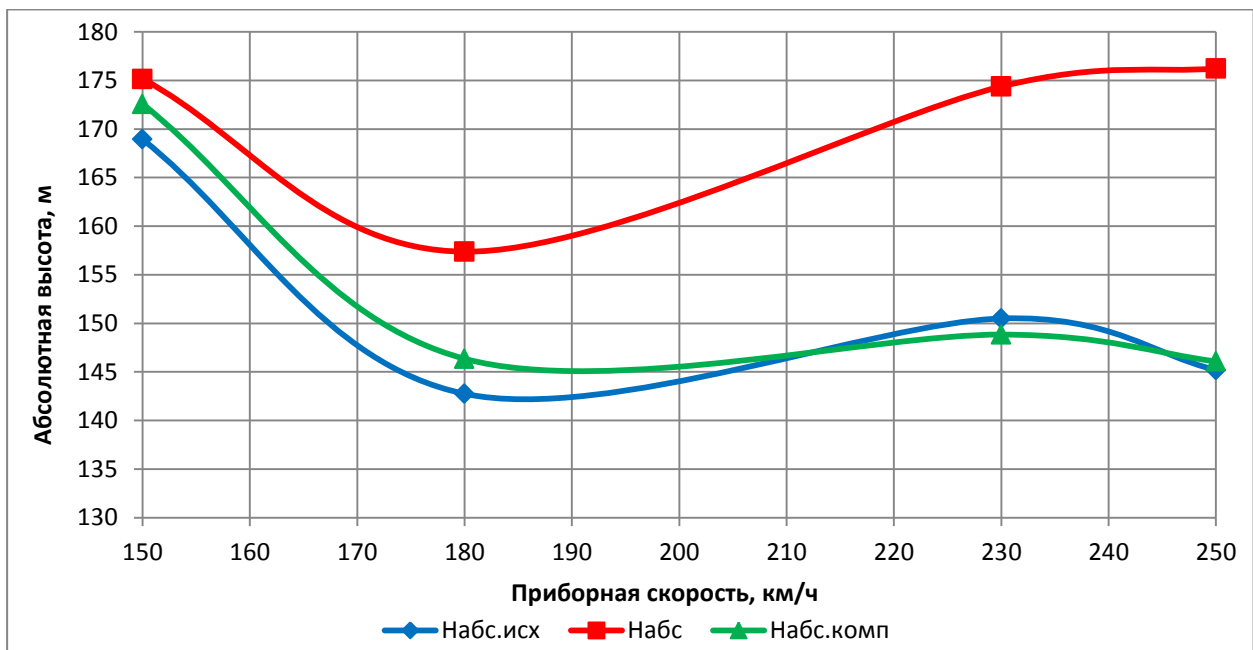
В соответствии со структурной схемой, ИКВСП состоит из двух приемников воздушных давлений находящихся с правой стороны от оси симметрии вертолета и одного с левой стороны (более подробно структурная схема рассмотрена в п. 4.5).

Результаты моделирования по данным выдаваемых приемником слева, полученные с использованием разработанной математической модели, представлены на рисунках 4.5-4.8. Для правого нижнего и верхнего приемника получились аналогичные результаты.

Вопрос компенсации погрешности измерения высоты или скорости решается индивидуально для каждого объекта. Преимуществом разработанной модели является возможность использования полетных данных без какой-либо предварительной обработки, в том числе и нескольких полетов сразу (примеры приведены для усредненных значений для сравнения модели и Excel) с оценкой математического ожидания и дисперсии.

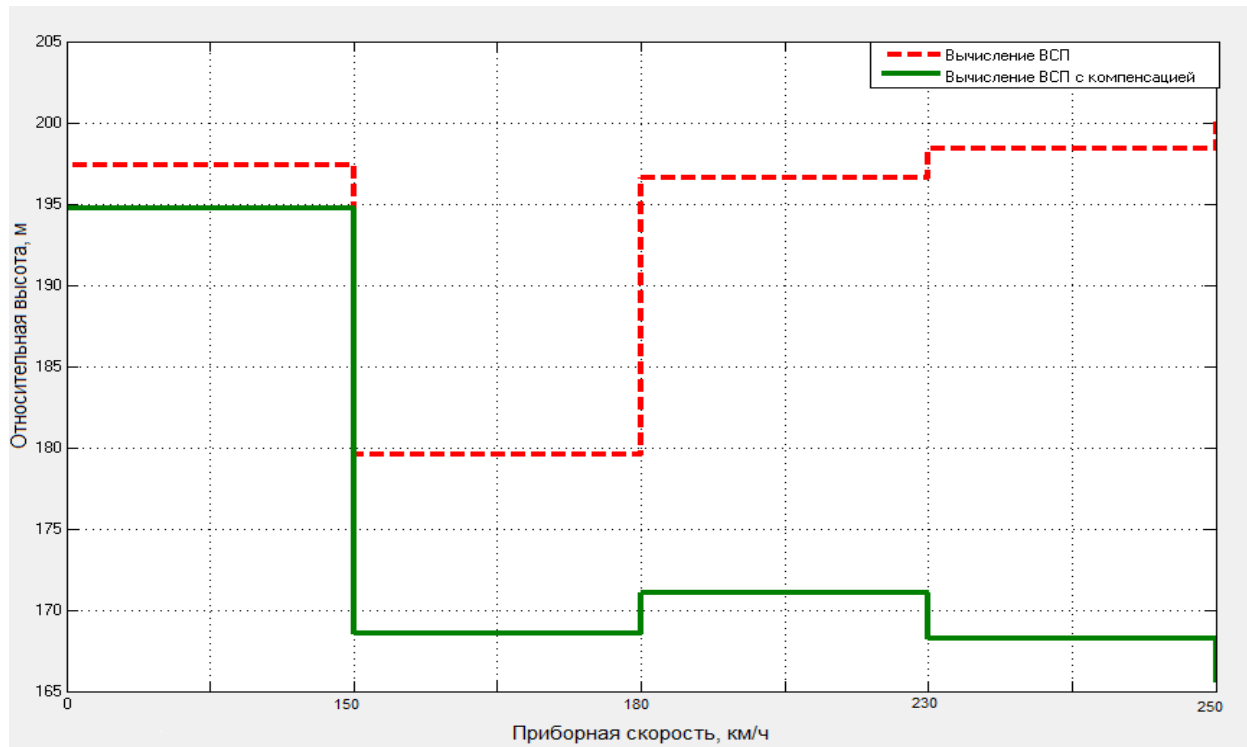


а)

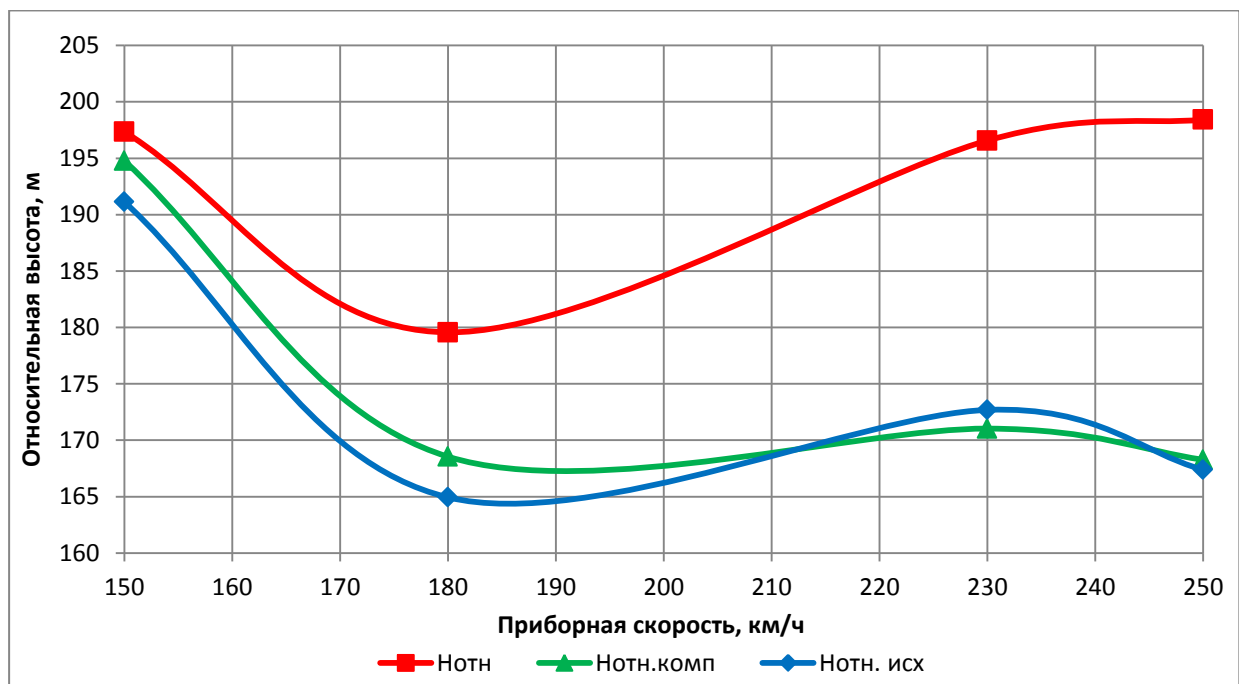


б)

Рисунок 4.5 – Зависимость абсолютной высоты $H_{\text{абс}}$ от приборной скорости $V_{\text{пр}}$: а) расчет MatLab Simulink б) расчет Microsoft Excel

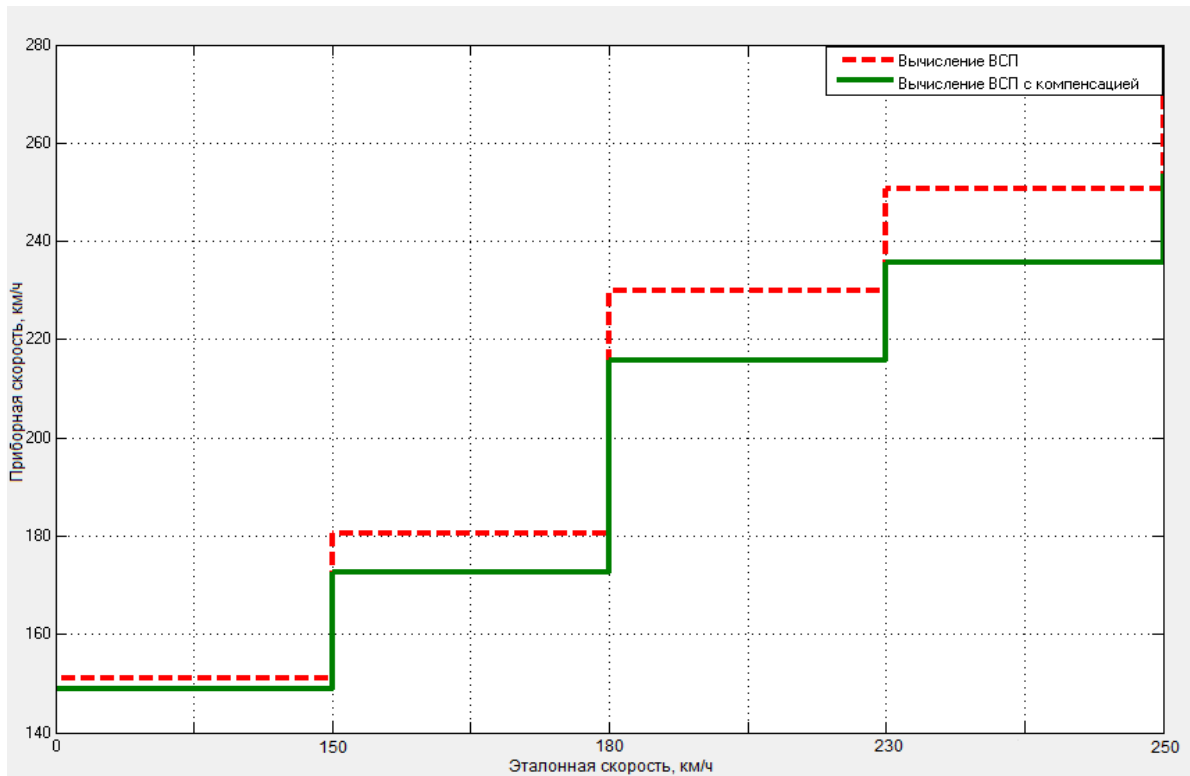


а)

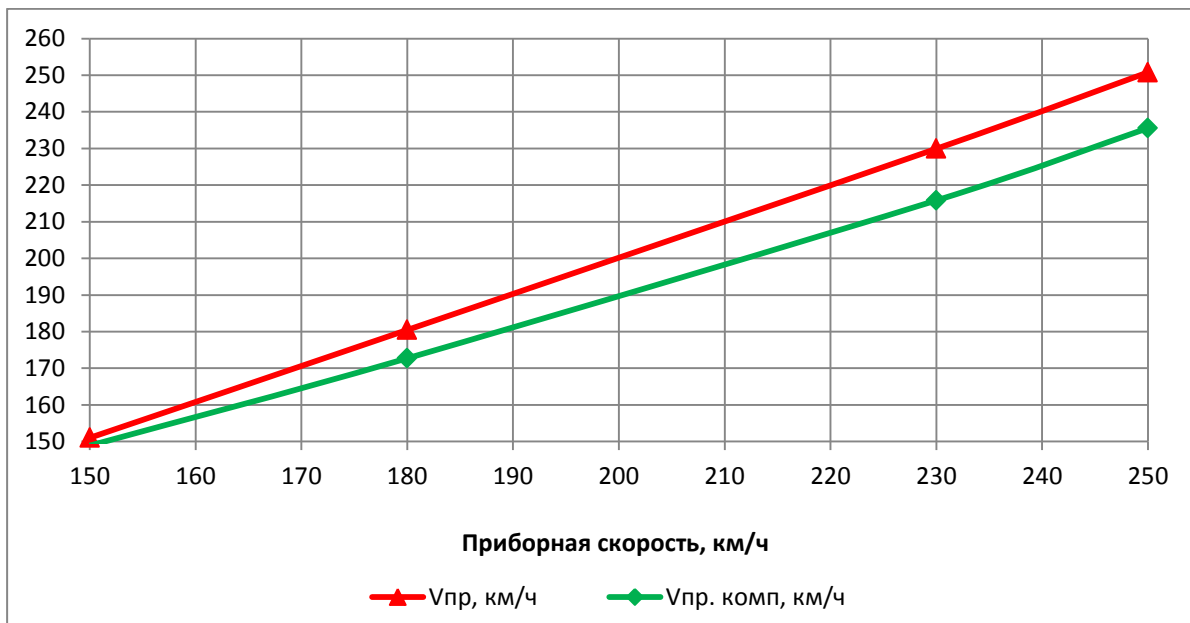


б)

Рисунок 4.6 – Зависимость относительной высоты $H_{отн}$ от приборной скорости $V_{пр}$: а) расчет MatLab Simulink б) расчет Microsoft Excel

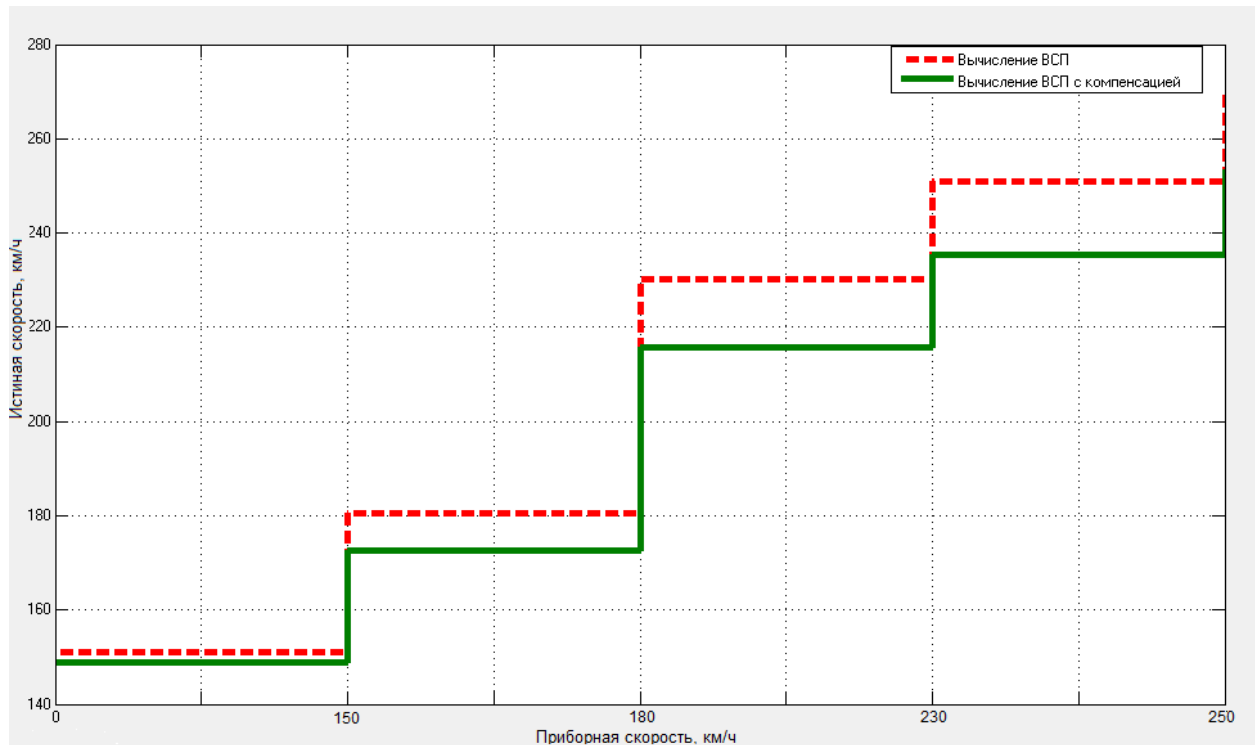


а)

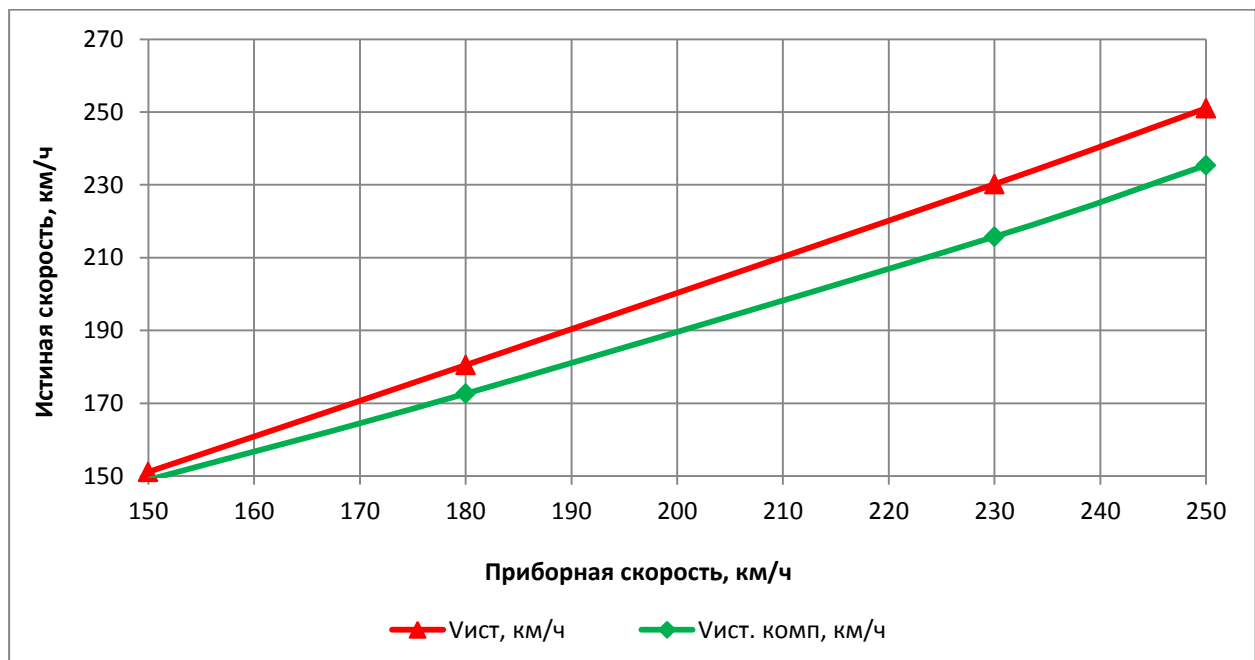


б)

Рисунок 4.7 – Зависимость приборной скорости $V_{пр}$ от эталонной скорости $V_{эт}$: а) расчет MatLab Simulink б) расчет Microsoft Excel



а)



б)

Рисунок 4.8 – Зависимость истинной скорости $V_{\text{ист}}$ от приборной скорости $V_{\text{пр}}$:

а) расчет MatLab Simulink б) расчет Microsoft Excel

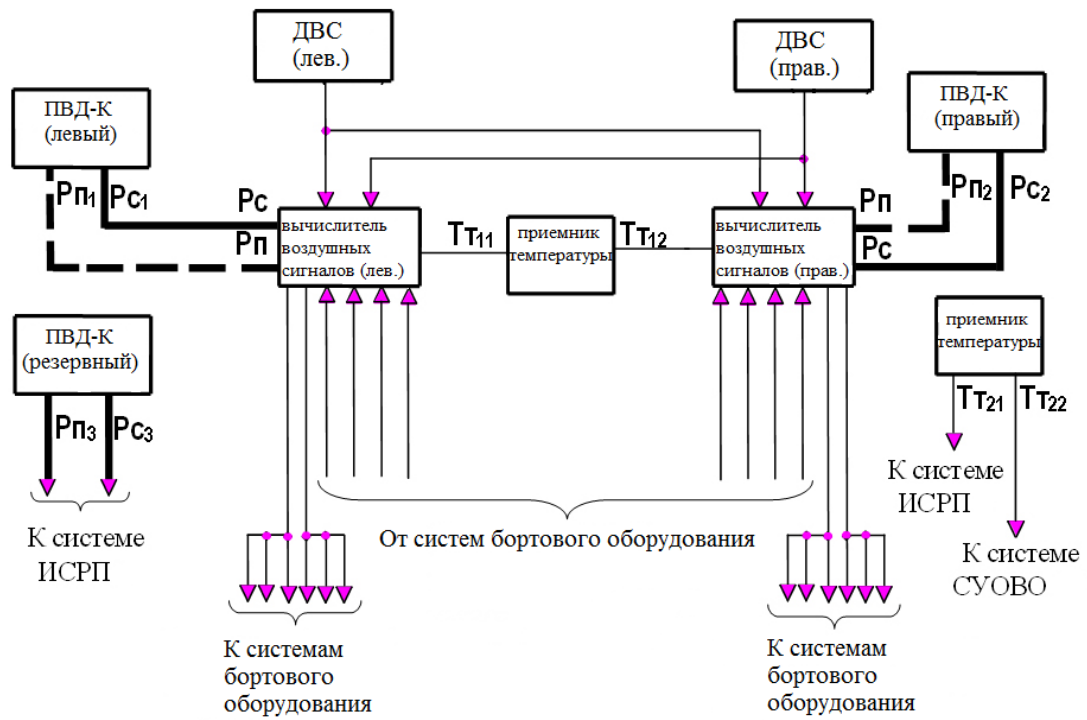
Проведенное моделирование показало соответствие полученных результатов с аналитическим решением, что подтверждает правильность разработанной математической модели компенсации статического давления.

4.5 Оценка результатов летных испытаний и требуемого уровня компенсации полного и статического давлений

Предложенная методика в п. 4.2 оценена по результатам данных 6-ти полетов за 2015 год на объекте МИ-171А2 для режимов горизонтального полета, в соответствии с «Протоколом по результатам определения аэродинамических поправок для указателей скорости на режимах горизонтального полета, набора высоты и снижения и проверки приема, вычисления и выдачи высотно-скоростных параметров комплексом КБО-17-1 вертолёт Ми-171А2 №ОП-2» [100,101]. Для этого использованы воспринятые приемниками (два справа и один слева, рисунок 4.9а) воздушные давления, а также данные комплекса бортовых траекторных измерений. В соответствии со структурной схемой информационного комплекса высотно-скоростных параметров, рисунок 4.9б, правый приемник (нижний) подключен к правому вычислителю воздушных сигналов (ВВС), левый приемник подключен к левому вычислителю воздушных сигналов, правый (верхний) подключен к интегрированной системе резервных приборов (ИСРП). Прочие элементы структурной схемы подробно в работе не рассматриваются.



а)



б)

Рисунок 4.9 – а) Внешний вид испытываемого вертолета МИ-171А2;

б) структурная схема комплекса ИКВСП

Зависимости измеренной приборной скорости $V_{\text{пр.изм}}$ от приборной скорости $V_{\text{пр}}$ для левого и правых ПВД, рассчитанные по данным таблицы 4.1, представлены на рисунке 4.10.

Для скоростей, определенных ВВС (левый и правый) и ИСРП, уравнения зависимости измеренной приборной скорости от приборной скорости $V_{\text{пр.изм}} = f(V_{\text{пр}})$ имеют вид:

$$y = -0,0002x^2 + 0,9776x + 7,4603 \text{ для ВВС левый (ПВД лев.);}$$

$$y = -0,0003x^2 + 0,9964x + 8,1699 \text{ для ВВС правый (ПВД прав.ниж.);}$$

$$y = -0,0002x^2 + 0,9623x + 11,004 \text{ для ИСРП (ПВД прав.верх.).}$$

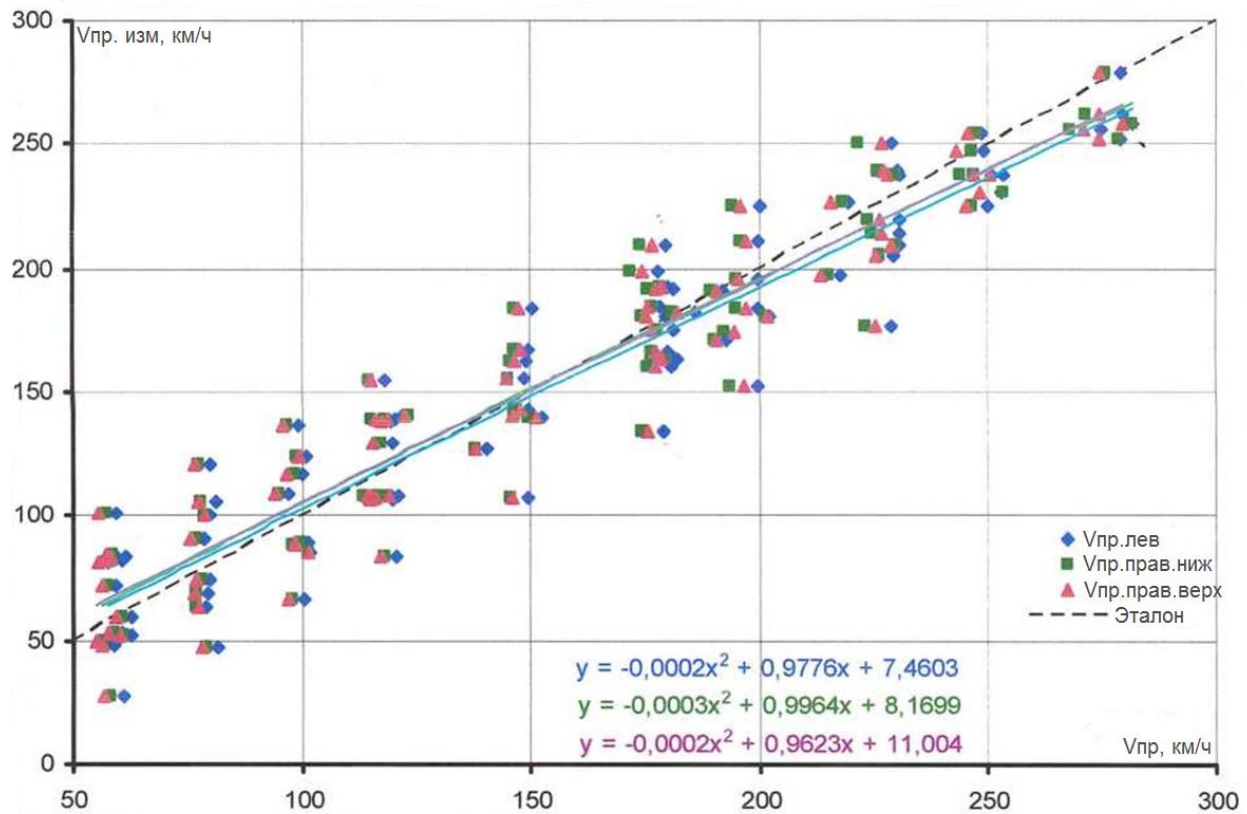


Рисунок 4.10– Зависимость измеренной приборной скорости от приборной скорости полета

Таблица 4.1 Погрешность $V_{\text{пр.изм}}$, рассчитанная по соответствующим уравнениям зависимости измеренной приборной скорости от приборной скорости

$V_{\text{эт}},$ км/ч	$V_{\text{пр.лев}},$ км/ч	$\Delta V_{\text{пр.лев}},$ км/ч	$V_{\text{пр.прав.ниж}},$ км/ч	$\Delta V_{\text{пр.прав.ниж}},$ км/ч	$V_{\text{пр.прав.верх}},$ км/ч	$\Delta V_{\text{пр.прав.верх}},$ км/ч
1	2	3	4	5	6	7
60	65,4	5,4	66,9	6,9	68,0	8,0
80	84,4	4,4	86,0	6,0	86,7	6,7
100	103,2	3,2	104,8	4,8	105,2	5,2
120	121,9	1,9	123,4	3,4	123,6	3,6
140	140,4	0,4	141,8	1,8	141,8	1,8
160	158,8	-1,2	159,9	-0,1	159,9	-0,1
180	176,9	-3,1	177,8	-2,2	177,7	-2,3
200	195,0	-5,0	195,4	-4,6	195,5	-4,5
220	212,9	-7,1	212,9	-7,1	213,0	-7,0
240	230,6	-9,4	230,0	-10,0	230,4	-9,6
260	248,1	-11,9	247,0	-13,0	247,7	-12,3
280	265,5	-14,5	263,6	-16,4	264,8	-15,2

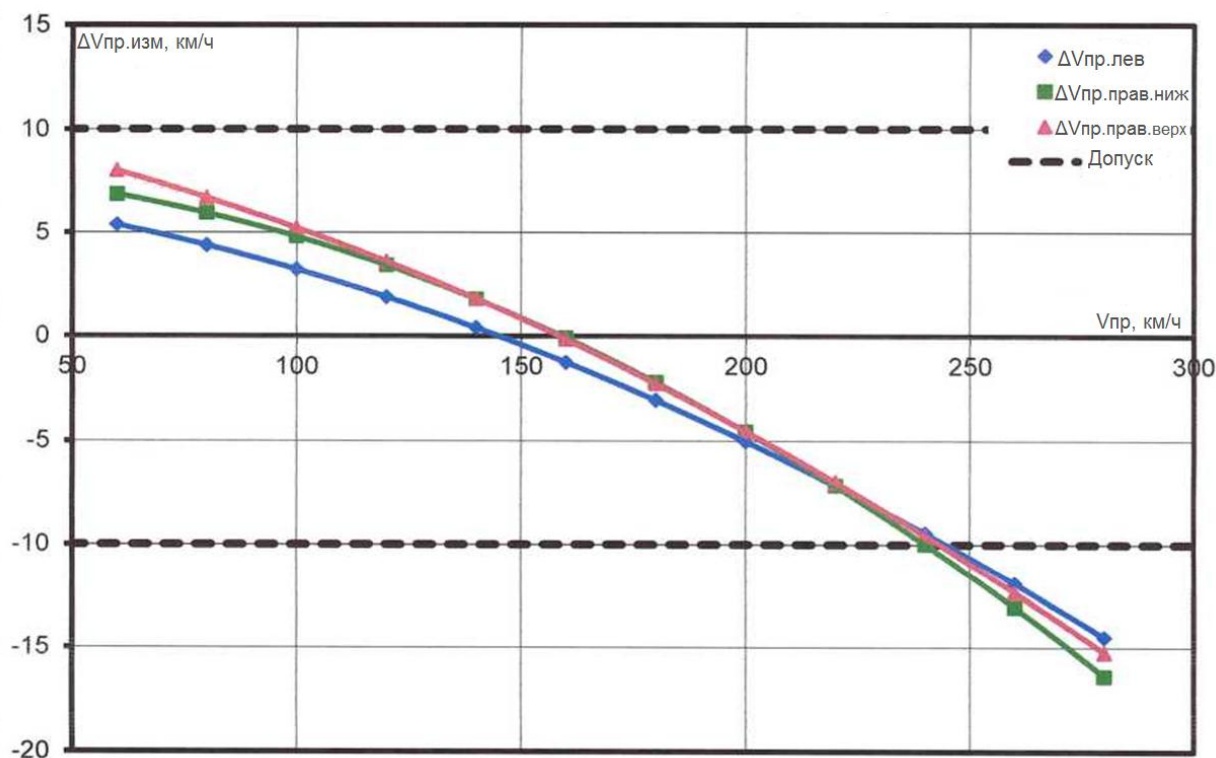


Рисунок 4.11 – График погрешности измерения скорости горизонтального полета для левого, правого (верхнего и нижнего) ПВД

В диапазоне скоростей 240-280 км/ч погрешности не соответствуют требованиям Авиационных правил (не более 10 км/ч) [5,6].

Из таблицы 4.1 и рисунка 4.11 следует, что погрешности измерения скорости для приемников воздушных давлений (левого и правого нижнего) в диапазоне скоростей:

- 60...240 км/ч находятся в диапазоне от +5,6/6,9 км/ч до -10 км/ч, что соответствует требованиям Авиационных правил (не более 10 км/ч);
- в диапазоне скоростей 240...280 км/ч превышают -10 км/ч, что не соответствует требованиям Авиационных правил (не более 10 км/ч).

Погрешности измерения скорости для правого верхнего приемника в диапазоне скоростей:

- 60...240 км/ч находятся в диапазоне от +8,0 км/ч до -10 км/ч, что соответствует требованиям Авиационных правил (не более 10 км/ч);
- 240...280 км/ч превышают -10 км/ч, что не соответствует требованиям Авиационных правил (не более 10 км/ч).

По приведенным погрешностям видно, что на малых скоростях компенсация погрешности измерения скорости уже проведена, поэтому необходима компенсация приборной скорости в диапазоне 240..280 км/ч, на этом примере рассмотрим применение методики компенсации систематической составляющей погрешности приборной скорости по результатам полетных данных.

В соответствии с формулой 4.19 были получены значения коэффициентов давления необходимые для компенсации погрешности измерения скорости, рисунок 4.12.

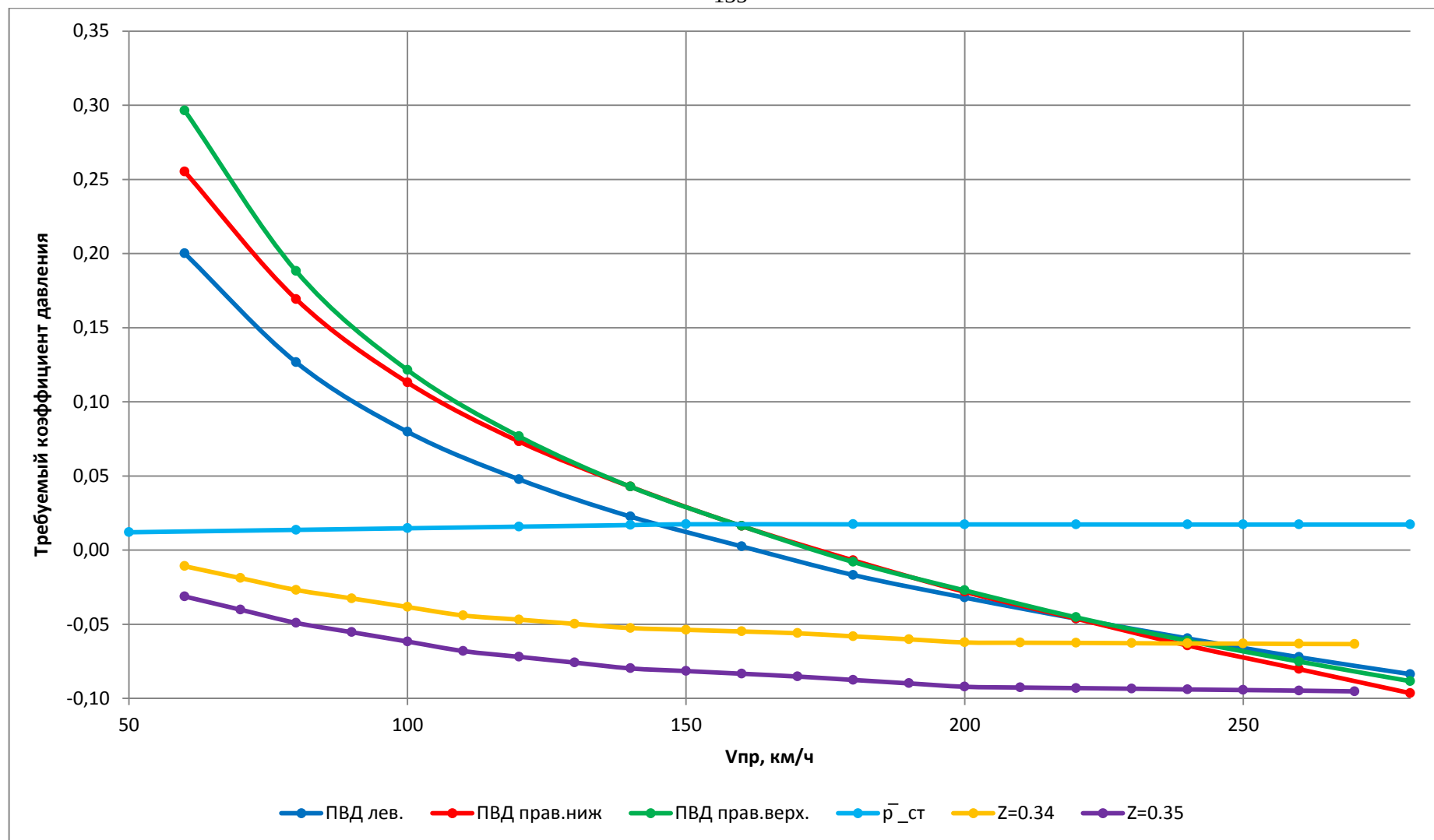


Рисунок 4.12 – Требуемые коэффициенты давления для трех приемников, коэффициент статического давления исходного приемника на борту ($\bar{p}_{ст}$), коэффициент статического давления ПВД-К (Z=0.34, Z=0.35)

Для возможности конструктивной компенсации рассмотрен коэффициент статического давления изолированного приемника ПВД-К, рассмотренный в п. 3.2.5.

Исходя из требований, уменьшить погрешности измерения скорости в диапазоне скоростей 240..280 км/ч и анализа расчета при различных значениях относительной координаты места расположения статических отверстий на приемнике ПВД-К, были получены значения координаты $Z=0.34-0.35$ ($\bar{p}_{\text{ПВД-К}} \approx \bar{p}$ (по формуле 4.19) на скоростях $240 \div 280$ км/ч).

Коэффициенты статического давления изолированного приемника $\bar{p}_{\text{ПВД-К}}$ для координат $Z=0.34$ и $Z=0.35$ в зависимости от приборной скорости представлены на рисунке 4.12.

Погрешность измерения приборной скорости для выбранных вариантов, рассчитанных в соответствии с формульными зависимостями (4.20) представлены в таблице 4.2 и на рисунке 4.13.

Таблица 4.2 Погрешность измерения приборной скорости для выбранных вариантов $Z=0.34 \div 0.35$

$V_{\text{эт}},$ км/ч	$V_{\text{пр.лев}},$ км/ч	$V_{\text{пр.прав}}$ ниж, км/ч	$V_{\text{пр.прав}}$ верх, км/ч	$\Delta V_{\text{пр.}}$ лев $Z=0.34$	$\Delta V_{\text{пр.}}$ прав.ниж $Z=0.34$	$\Delta V_{\text{пр.}}$ прав.верх. $Z=0.34$	$\Delta V_{\text{пр.}}$ лев $Z=0.35$	$\Delta V_{\text{пр.}}$ прав.ниж $Z=0.35$	$\Delta V_{\text{пр.}}$ прав.верх. $Z=0.35$
60	65,4	66,9	68,0	6,0	7,5	8,6	6,6	8,1	9,1
80	84,4	86,0	86,7	5,9	7,5	8,2	6,7	8,3	9,0
100	103,2	104,8	105,2	5,7	7,3	7,7	6,8	8,4	8,8
120	121,9	123,4	123,6	5,5	7,0	7,2	7,0	8,4	8,6
140	140,4	141,8	141,8	5,2	6,5	6,5	7,0	8,3	8,3
160	158,8	159,9	159,9	4,5	5,6	5,6	6,7	7,8	7,8
180	176,9	177,8	177,7	3,7	4,6	4,5	6,3	7,1	7,0
200	195,0	195,4	195,5	3,0	3,4	3,5	5,9	6,3	6,4
220	212,9	212,9	213,0	1,8	1,8	1,9	5,1	5,1	5,2
240	230,6	230,0	230,4	0,4	-0,2	0,2	4,1	3,5	3,9
260	248,1	247,0	247,7	-1,2	-2,2	-1,5	2,9	1,9	2,5
280	265,5	263,6	264,8	-2,9	-4,7	-3,5	1,6	-0,2	1,0

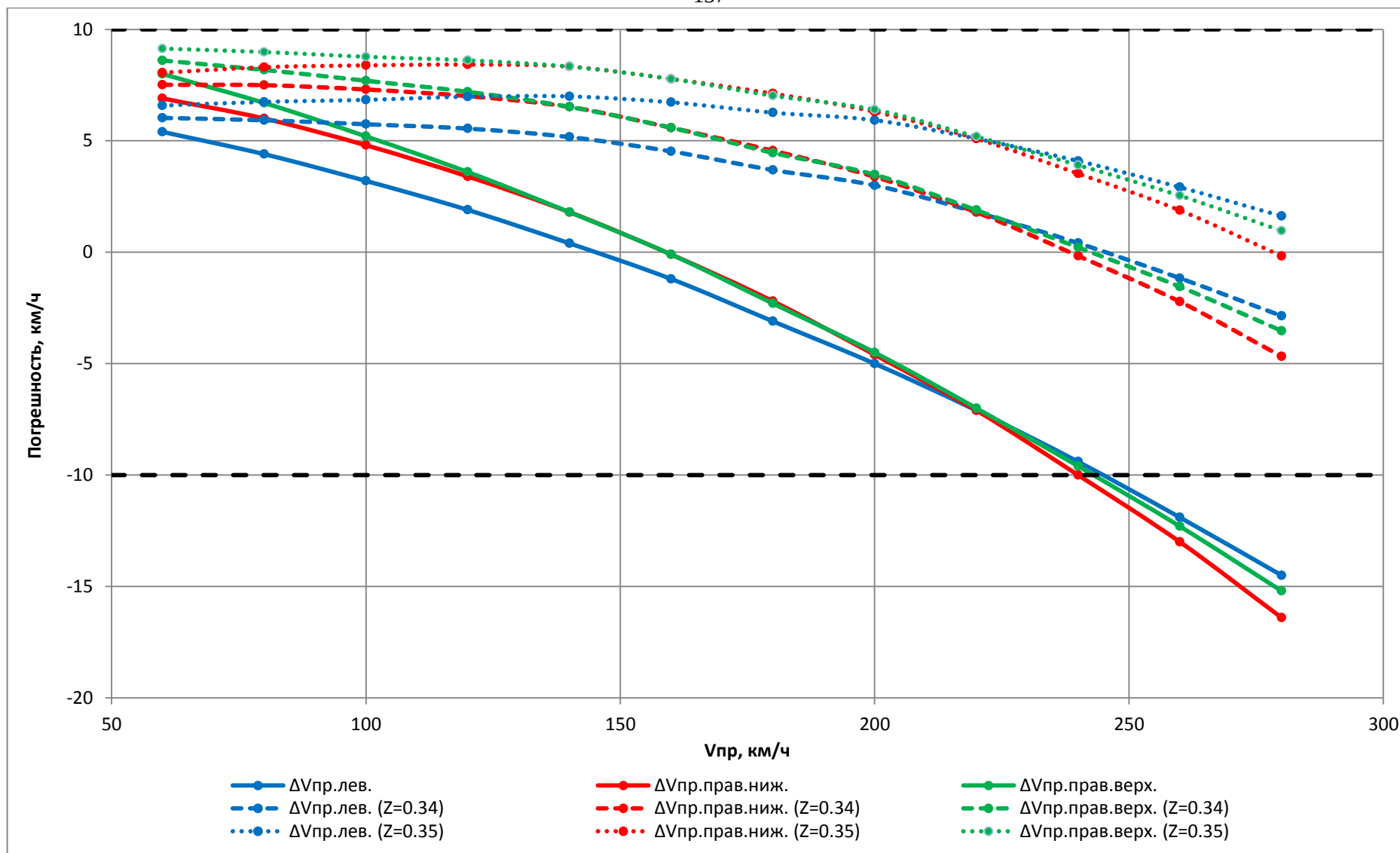


Рисунок 4.13 – Погрешность измерения приборной скорости для выбранных вариантов компенсации

Из рисунка 4.13 видно, что остаточная погрешность измерения приборной скорости соответствует требованиям Авиационных правил (не более ± 10 км/ч) [5,6]:

- для координаты $Z=0.34$ от минус 4,7 до 0,4 км/ч в диапазоне скоростей 240÷280 км/ч;
- для координаты $Z=0.35$ от минус 0,2 до 4,1 км/ч в диапазоне скоростей 240÷280 км/ч.

Полученные результаты иллюстрируют варианты возможной конструктивной компенсации восприятия статического давления в диапазоне скоростей 240÷280 км/ч при значениях относительной координаты $Z=0.34\div 0.35$ мм для рассмотренных полетных данных в части компенсации погрешности измерения скорости.

Далее рассмотрим применение методики по п. 4.2 в части компенсации погрешности измерения высоты по результатам полетных данных для режима горизонтального полета от 16.10.2015.

В таблице 4.3 аналогично приведены результаты летных испытаний для трех приемников воздушных давлений (левого, правого нижнего и верхнего).

Таблица 4.3. Погрешности измерения высоты тремя приемниками воздушных давлений

V, км/ч	H _{эт} , м	H _л , м	H _п , м	H _{исрп} , м	$\Delta H_{л}$, м	$\Delta H_{п}$, м	$\Delta H_{исрп}$, м
150	168,94	175,16	173,41	173,82	6,22	4,46	4,88
180	142,75	157,38	156,07	154,63	14,63	13,32	11,88
230	150,50	174,38	169,76	178,22	23,88	19,26	27,72
250	145,19	176,24	171,47	183,41	31,05	26,28	38,21

Из таблицы 4.3 следует, что в диапазоне скоростей 180-250 км/ч погрешности измерения высоты не соответствуют требованиям АП-29 [27]. По приведенной методике компенсации статического давления, в соответствии с

формулой (4.10), получили требуемую величину компенсации в зависимости от приборной скорости для каждого приемника, рисунок 4.6.

Данные зависимости близки к распределению коэффициента статического давления $\bar{p}_{\text{ст}}$ изолированного приемника, который также приведен на рисунке 4.14. Данная характеристика соответствует характеристике изолированного приемника ПВД-К, имеющего конструктивную компенсацию статического давления, а сама величина компенсации зависит от расположения отверстий статического давления на компенсационном контуре [25].

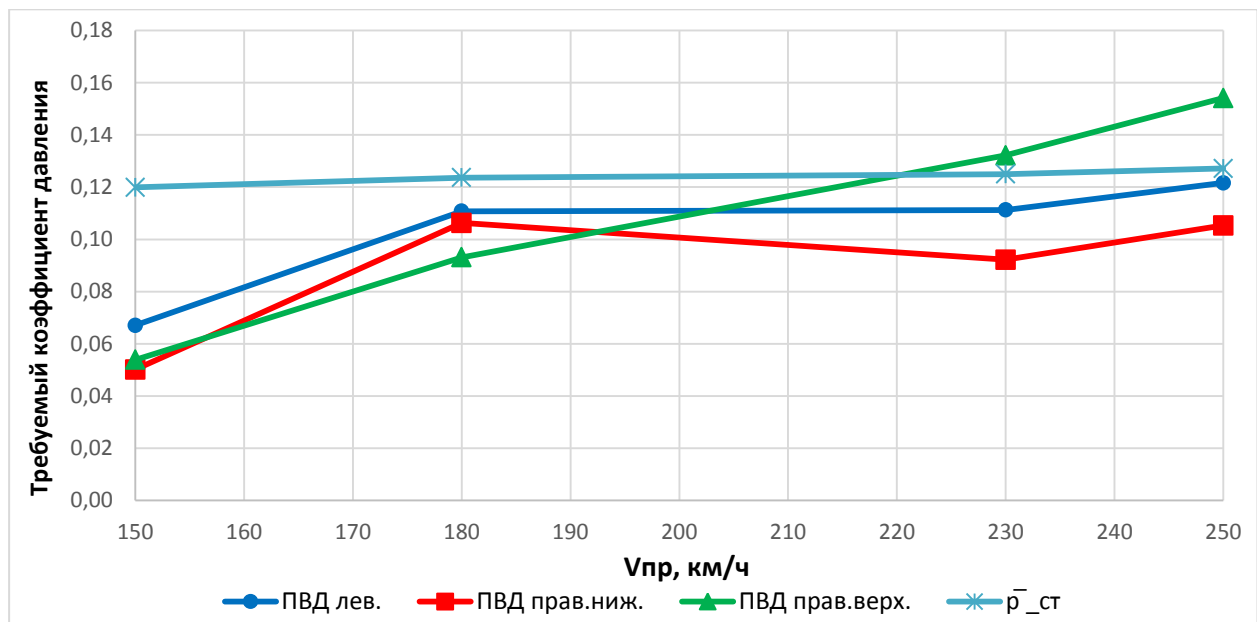


Рисунок 4.14 – Требуемый коэффициент давления левого, правого нижнего и верхнего ПВД, коэффициент статического давления ($\bar{p}_{\text{ст}}$) изолированного приемника

Из рисунка 4.14 видно, что в диапазоне от 180 до 250 км/ч требуемый коэффициент давления приблизительно соответствует значению $\bar{p}_{\text{ст}} = 0,12$, что соответствует коэффициенту статического давления изолированного приемника для координаты $Z=0.26$. Таким образом, конструкцией приемника реализуется требуемая аэродинамическая поправка по высоте.

Остаточная погрешность измерения высоты для выбранного варианта не выходит за пределы допустимой погрешности ± 10 м и приведена на рисунке 4.15.

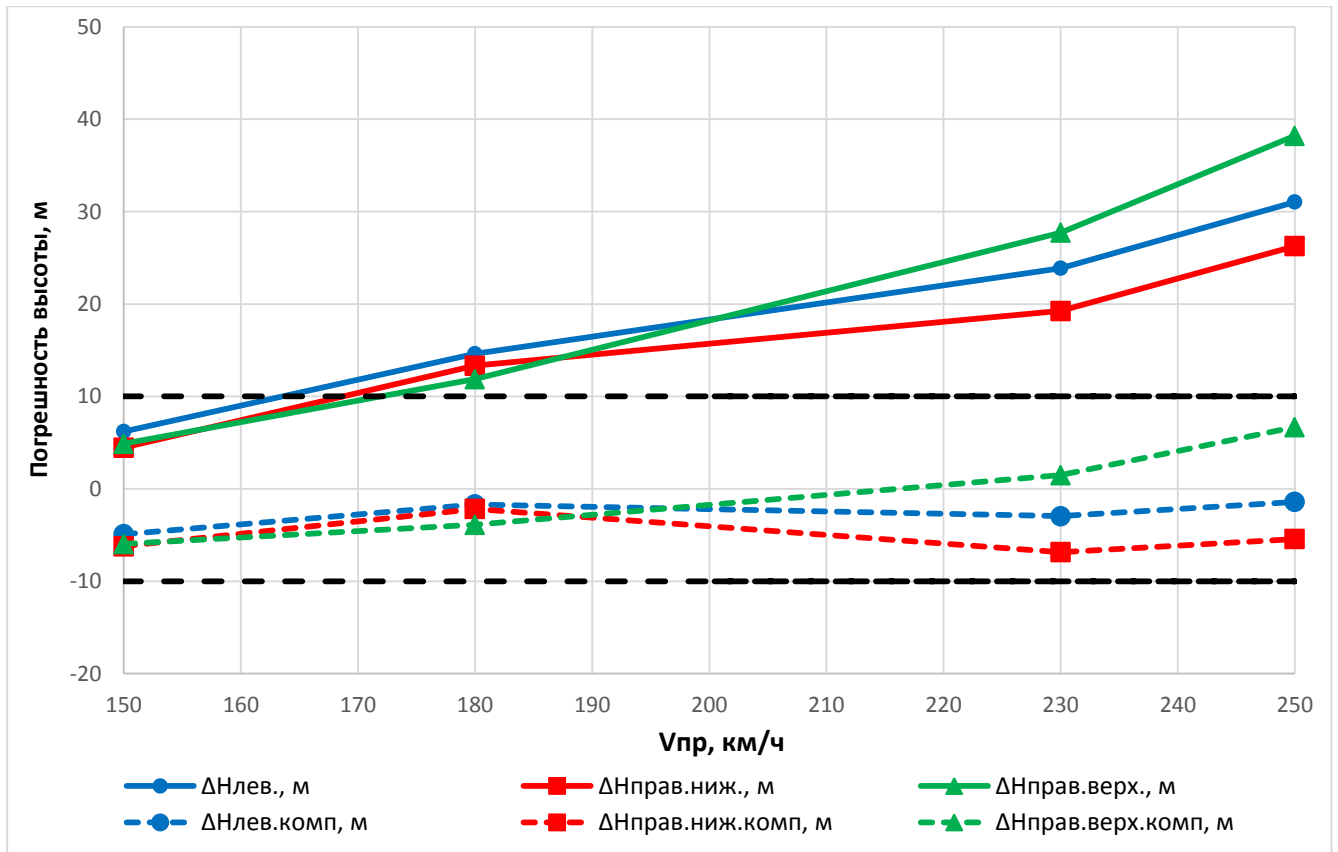


Рисунок 4.15 – Остаточная погрешность измерения высоты

Из рисунка 4.15 видно, что остаточная погрешность по высоте соответствует требованиям Авиационных правил (не более ± 10 м) и равна от минус 6,84 до 6,68 м в диапазоне скоростей 180÷250 км/ч.

Таким образом, показана возможность конструктивной компенсации восприятия статического давления в диапазоне скоростей 180÷250 км/ч при сохранении погрешности измерения при скорости 60 км/ч, что соответствует режиму работы в условиях воздействия индуктивного потока.

4.6 Результаты и выводы

1. Для улучшения метрологических характеристик приемников воздушных давлений разработана методика компенсации погрешности измерения скорости и высоты с учетом угла скоса потока, где корректировка направлена только на статическое давление. С помощью данной методики можно рассчитать требуемый уровень компенсации давления в месте установки приемника воздушных давлений, зная который можно изменить конструкцию ПВД для конкретной модели летательного аппарата.

2. Разработана математическая модель информационного комплекса высотно-скоростных параметров, входящего в состав систем бортового оборудования вертолета, в которой реализована компенсация воспринятых воздушных давлений. Проведенное моделирование показало соответствие полученных результатов в MatLab Simulink с полученным аналитическим решением. Вопрос компенсации погрешности измерения высоты или скорости решается индивидуально для каждого объекта. Преимуществом разработанной модели является возможность использования полетных данных без какой-либо предварительной обработки, в том числе и нескольких полетов сразу (примеры приведены для усредненных значений для сравнения модели и Excel) с оценкой математического ожидания и дисперсии.

3. При оценке результатов полетных данных за 2015 год выявлено, что в диапазоне скоростей 240÷280 км/ч погрешности измерения приборной скорости не соответствуют требованиям Авиационных правил и необходима компенсация восприятия давления в указанном диапазоне. После подсчета значения требуемого коэффициента компенсации были получены значения координаты места расположения ряда статических отверстий на компенсационном контуре.

Исходная погрешность находится в пределах от минус 16,4 до 9,4 км/ч, после компенсации воспринимаемого статического давления погрешность снизится:

- для координаты $Z=0,34$ от минус 4,7 до 0,4 км/ч;

- для координаты $Z=0,35$ от минус 0,2 до 4,1 км/ч.

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

Таким образом, показана возможность конструктивной компенсации восприятия статического давления в диапазоне скоростей 180÷250 км/ч при сохранении погрешности измерения при скорости 60 км/ч, что соответствует режиму работы в условиях воздействия индуктивного потока.

Из-за отличия характеров изменения полного и статического давлений достичь одновременного соответствия погрешностей измерения скорости и высоты, удовлетворяющим требуемым погрешностям, за счет компенсации только статического давления не представляется возможным. Такое соответствие позволит осуществить дополнительная корректировка восприятия полного давления.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основные результаты работы можно сформулировать следующим образом.

1. Рассмотрена проблема измерения малых воздушных скоростей полета вертолета. Основной причиной возникновения погрешности при измерении малых скоростей является воздействие индуктивного потока от несущего винта – изменяется угол скоса набегающего потока по отношению к установленным на борту приемникам воздушных давлений, что ведет к изменению ошибки восприятия воздушных давлений при изменении продольной скорости. Таким образом, при скоростях приблизительно 60 км/ч приемники воздушных давлений не попадают под воздействие индуктивного потока, но если вертолет движется с меньшей скоростью, то приемники попадают в искаженный поток, следовательно, возникают ошибки в показаниях высоты и скорости.

Приведенные далее способы компенсации как раз и ориентированы на уменьшение влияния индуктивного потока от винта вертолета.

2. Представлен анализ средств восприятия давления для летательных аппаратов зарубежных производителей и отечественных производителей, таких как АО «УКБП» и АО «Аэроприбор-Восход», в ходе которого выявлено, что в основном реализована только компенсация восприятия статического давления – это ведет к уменьшению погрешности измерения высоты полета, но к увеличению погрешности измерения скорости. Основные идеи компенсации ошибок восприятия статического давления представлены следующими способами:

- размещение отверстий отбора статики в зоне установившегося потока,
- размещение отверстий отбора статического давления на волнистой поверхности цилиндрического приемника или на сопряженных между собой нескольких конических поверхностях,
- применение в качестве компенсаторов наружных колец.

3. Проведено математическое моделирование внешнего обтекания исходного макета приемника воздушных давлений разработанного АО «УКБП». Получены погрешности измерения приборной скорости в зависимости от

продольной составляющей скорости и высоты в диапазоне угла скоса потока от 0 до 80 градусов. Показано, что восприятие полного давления резко падает при углах скоса потока более 10 градусов, а статическое давление мало меняет свое значение во всем диапазоне углов скоса потока. Следствием этого является резкое уменьшение динамического давления, а значит и значения скорости. Величина погрешности измерения скорости выходит за допустимые пределы ± 10 км/ч при угле скоса потока более 10° [5,6]. Величина погрешности измерения высоты полета соответствует требуемой во всем диапазоне углов.

4. Выбрано направление исследования, заключающееся в исследовании возможности уменьшения погрешности измерения высотно-скоростных параметров, за счет компенсации восприятия давлений, которая позволит учесть характер изменения полного и статического давлений в зависимости от углов скоса потока, что в конечном итоге позволит уменьшить погрешность измерения или обеспечить заданную погрешность измерения.

5. Разработана методика математического моделирования зондовых средств восприятия воздушного давления, с целью сокращения объемов испытаний и стоимости проектирования. Методика включает в себя этапы подготовки геометрической модели, сетки конечных элементов, расчетной модели, самого расчета и анализа результатов.

Рассмотренные этапы методики математического моделирования подходят для любого сочетания программ подготовки расчетной модели, проведения непосредственно самого расчета и просмотра результатов. Соблюдение данной методики гарантирует получение результата моделирования с заранее прогнозируемой погрешностью, не превышающей 1,5% для скоростей 50÷250 км/ч и углов скоса потока в пределах 20° .

Проведено моделирование внешнего обтекания приемника воздушных давлений в соответствии с разработанной методикой в системе моделирования движения жидкости и газа OpenFoam. Получены результаты сравнительного тестирования моделей турбулентности kOmegaSST, SpalartAllmaras, LienCubicKE, NonlinearKE, realizableKE. Результаты моделирования сравнивались с

экспериментальными данными полученными специалистами Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского. Показано, что модель турбулентности kOmegaSST для скоростей 50÷250 км/ч и углов скоса потока в пределах 20° дает удовлетворительные результаты с максимальной абсолютной погрешностью не более 2 метров по измеряемой высоте и 2,7 км/ч по скорости во всем диапазоне рассматриваемых скоростей.

Применение методики математического моделирования внешнего обтекания воздухом приемников воздушных давлений в процессе научно-исследовательской работы позволит заменить часть экспериментальных исследований математическим моделированием и сократить время разработки в 2 и более раз.

6. Для выбранного прототипа предложены математические модели восприятия полного и статического давлений, основанные на результатах экспериментальных исследований изолированного приемника, полученных в ЦАГИ. Зависимость восприятия полного давления $P_{\Pi} = f(\alpha, V)$ получена путем аппроксимации экспериментальных данных полного давления и скорости. Аналогично для зависимости восприятия статического давления $P_{ст} = f(\alpha, V)$ область регрессионного анализа включала в себя экспериментальные результаты статического давления и высоты. Аппроксимация данных проводилась полиномом четвертой степени и показала, что максимальная погрешность по приборной скорости составляет приблизительно 2,5 км/ч и не более 1 м по высоте в исследуемом диапазоне скоростей 50÷250 км/ч и углов скоса потока 0÷60°, которые в свою очередь составляют 2,5% и 1% от допустимой погрешности ±10 км/ч и ±10 м.

Разработанные модели используются в методике компенсации погрешности измерения приборной скорости и высоты при оценке требуемого уровня компенсации.

7. Показано, что для повышения стабильности восприятия измерения статического давления следует располагать приемные отверстия на таких расстояниях от начала приемника, при которых исключается влияние на

показания при измерениях, то есть приблизительно на расстоянии трех-пяти диаметров приемника от начала воспринимающей части.

8. По результатам математического моделирования приемников со смещением расположения отверстий отбора статического давления вдоль длины приемника на расстояниях 45, 57 и 70 мм от носика практически не оказывает влияния на распределение давления по поверхности приемника. Близкое значение коэффициента давления к нулевому получается в плоскости поперечного сечения в двух диапазонах углов Θ : от 20° до 40° и от 320° до 340° при скоростях $80 \div 200$ км/ч и углах скоса набегающего потока $0 \div 90^\circ$.

9. Предложена математическая модель, основанная на постоянстве массового расхода, из которой следует, что расход зависит от перепада давлений и от диаметра отверстий (площадь поперечного сечения), это позволяет регулировать статическое давление изменением диаметра отверстий и добиться требуемой характеристики восприятия статического давления от угла скоса и скорости набегающего потока в месте установки на борту вертолета. Исходя из практики, диаметр отверстий отбора статического давления изменяется в диапазоне от 0.5 мм до 2 мм.

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

Таким образом, комбинация этого пункта с предыдущими двумя дает широкий выбор вариантов изменения статического давления для компенсации воздействующих помех в местах установки приемника на борту летательного аппарата.

11. Проведено исследование приемников воздушных давлений со скошенной воспринимающей частью, с цилиндрической и оживальной воспринимающей частью. Сравнение результатов математического моделирования показало, что скос воспринимающей части на 10° приводит к

смещению угловой характеристики коэффициента полного давления на этот же угол по сравнению с угловой характеристикой приемника с исходной воспринимающей частью. При угле скоса потока 30° величина коэффициента полного давления у приемника со скошенной воспринимающей частью – 0.99, с цилиндрической – 0.91, с оживальной – 0.93 при всех исследуемых скоростях $50 \div 250$ км/ч.

Изменение угла скоса воспринимающей части дает возможность компенсации восприятия полного давления в местах установки приемника.

12. Проведено исследование распределения коэффициента статического давления по поверхности приемника с компенсационным контуром, которое дает возможность рассчитать требуемые координаты места расположения отверстий статического давления на компенсационном контуре. Диапазон изменения коэффициента статического давления составляет от 0,21 до -0,78 в исследуемом диапазоне скоростей $80 \div 270$ км/ч и нулевом угле скоса набегающего потока.

13. Для улучшения метрологических характеристик приемников воздушных давлений разработана методика компенсации погрешности измерения скорости и высоты с учетом угла скоса потока, где корректировка направлена только на статическое давление. С помощью данной методики можно рассчитать требуемый уровень компенсации давления в месте установки приемника воздушных давлений на борту, который позволит обеспечить системы бортового оборудования вертолета первичной информацией с требуемой погрешностью измерения за счет выбора приемника с наиболее близкой метрологической характеристикой или позволит сформировать требования на разработку нового.

14. Разработана математическая модель информационного комплекса высотно-скоростных параметров, входящего в общий контур управления вертолета, в которой реализована компенсация воспринятых воздушных давлений. Проведенное моделирование показало соответствие полученных результатов в MatLab Simulink с полученным аналитическим решением. Вопрос компенсации погрешности измерения высоты или скорости решается индивидуально для каждого объекта. Преимуществом разработанной модели

является возможность использования полетных данных без какой-либо предварительной обработки, в том числе и нескольких полетов сразу (примеры приведены для усредненных значений для сравнения модели и Excel) с оценкой математического ожидания и дисперсии.

Разработанные математические модели приемников реализованы в данной модели. Это позволит в дальнейшем по полученным полетным данным в кратчайшие сроки найти требуемую величину компенсации давления в месте установки и выбрать приемник с наиболее близкой метрологической характеристикой.

15. При оценке результатов полетных данных за 2015 год выявлено, что в диапазоне скоростей 240÷280 км/ч погрешности измерения приборной скорости не соответствуют требованиям Авиационных правил, поэтому необходима компенсация восприятия давления в указанном диапазоне. После подсчета значения требуемого коэффициента компенсации были получены значения координаты места расположения ряда статических отверстий на компенсационном контуре.

Исходная погрешность находится в пределах от минус 16,4 до 9,4 км/ч, после компенсации воспринимаемого статического давления погрешность снизилась:

- для координаты $Z=0,34$ от минус 4,7 до 0,4 км/ч;
- для координаты $Z=0,35$ от минус 0,2 до 4,1 км/ч.

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

Таким образом, показана возможность конструктивной компенсации восприятия статического давления в диапазоне скоростей 180÷250 км/ч при

сохранении погрешности измерения при скорости 60 км/ч, что соответствует режиму работы в условиях воздействия индуктивного потока.

Из-за отличия характеров изменения полного и статического давлений достичь одновременного соответствия погрешностей измерения скорости и высоты, удовлетворяющим требуемым погрешностям, за счет компенсации только статического давления не представляется возможным. Такое соответствие позволит осуществить дополнительная корректировка восприятия полного давления.

Все задачи диссертационного исследования решены в полном объеме.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Боднер В.А. Приборы первичной информации: учебник для авиационных вузов. – М.: Машиностроение, 1981. – 344 с.
2. ГОСТ 22837-77. Оборудование самолетов и вертолетов пилотажно-навигационное бортовое. Термины и определения. – М.: Изд-во стандартов, 1978. – 9 с.
3. 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.
4. Браславский Д.А. Приборы и датчики летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1970. – 391 с.
5. Авиационные правила. Часть 27. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории. – М.: ОАО Авиаиздат, 2000. – 102 с.
6. Авиационные правила. Часть 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории. – М.: ОАО «Авиаиздат», 2001. – 129 с.
7. Пейн П.Р. Динамика и аэродинамика вертолета/ пер. с англ. – М.: Оборонгиз, 1963. – 492 с.
8. Баскин В.Э., Вильдгрубе Л.С., Вожаев Е.С., Майкапар Г.И. Теория несущего винта/ под ред. А.К. Мартынова – М.: Машиностроение, 1973. – 364 с.
9. Аэромеханика самолета. Динамика полета: учебник для авиационных вузов/ А.Ф. Бочкарев, В.В. Андреевский, В.М. Белоконов, В.И. Климов/ под. ред. А.Ф. Бочкарева и В.В. Андреевского. – 2-е изд. перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.
10. Базов Д.И. Аэродинамика вертолетов. – М.: Транспорт, 1969. – 196 с.
11. Семенов А.В. Математическая модель формирования составляющих вектора воздушной скорости вертолета // Датчики и системы. – 2007. – №12. – С. 43-46.
12. Семенов А.В. Повышение точности и помехозащищенности элементов бортовых систем обеспечения безопасности полета летательных аппаратов: дисс.

... канд. тех. наук: 05.13.05 / Семенова Алексея Владимировича. – Ульяновск, 2008. – 281с.

13. Козицин В.К. Система воздушных сигналов вертолета на основе свободно ориентированного приемника давлений: дисс. ... канд. тех. наук.: 05.11.16/ Козицина Владимира Кузьмича. – Ульяновск, 2006. – 313 с.

14. Солдаткин В.В. Система измерения малых воздушных скоростей вертолета: дисс. ... канд. тех. наук. : 05.11.16/ Солдаткина Вячеслава Владимировича. – Казань, 2004. – 290 с.

15. Фабрикант Н.Я. Аэродинамика. – М.: Наука, 1964. – 816 с.

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

17. Пат. 3482455 США, Int. Cl. G01c 21/12. Strut mounted dual static tube/ Richard V. De Leo, Hopkins, Floyd W. Hagen; заявитель и патентообладатель Rosemount Engineering Company – № 724176; заявл. 25.04.1968; опубл. 09.12.1969. – 6 с.

18. Пат. 1413990 Великобритания, Int. Cl. G01p 5/165. Static pressure sensing apparatus/ заявитель и патентообладатель Defence secretary of state for – № 19720018031; заявл: 19.04.1972; опубл. 12.11.1975. – 3 с.

19. Пат. 3673866 США, Int. Cl. G01p 5/16. Pitot tube probe for taking total head and static pressure of air flow/ V.B. Alperovich, A.I. Prut – № 103133; заявл. 31.12.1970; опубл. 04.07.1972. – 3 с.

20. Пат. 4096744 США, Inc. Cl. G01c 21/00. Pressure sensors for determining airspeed, altitude and angle of attack/ Richard V. De Leo, Hopkins, Floyd W. Hagen; заявитель и патентообладатель Rosemount Engineering Company – №610579; заявл. 05.09.1975; опубл. 27.06.1978. – 5 с.

21. Пат. 4378697 США, Int. Cl. G01c 21/00. Strut mounted multiple static tube/ Richard V. De Leo, Floyd W. Hagen; заявитель и патентообладатель Rosemount Engineering Company – № 280860; заявл. 06.07.1981; опубл. 05.04.1983. – 6 с.

22. Пат. 4760487 США, Int. Cl. G01p 5/165. Family of aerodynamically compensated multiple static pressure tubes/ Richard V. De Leo, Floyd W. Hagen;

заявитель и патентообладатель Rosemount Engineering Company – № 740963; заявл. 04.05.1985; опубл. 15.03.1988. – 6 с.

23. Чачикян Р.Г., Дмитриев А.В. Навигационно-пилотажные приборы. Анероидно-манометрическая группа. – М.: Машиностроение, 1973. – 388 с.

24. Ключев Г.И., Макаров Н.Н., Солдаткин В.М. Авиационные приборы и системы: учебное пособие. – Ульяновск: УлГТУ, 2000. – 343 с.

25. Пат. 66059 Российская Федерация, МКП G01P 5/165. Приемник статического и полного давлений преимущественно для вертолетов / Березин Ю.А., Кожевников В.К., Козицин В.К., Кудрявцев Л.С., Макаров Н.Н., Сорокин М.Ю.; заявитель и патентообладатель ОАО «УКБП» – №2006137836/22; заяв. 26.10.2006; опубл. 27.08.2007, Бюл. № 24. – 9 с.

26. Ефимов, И.П. К расчету многоканальных приемников воздушных давлений/ И.П. Ефимов, Г.А. Конюхов, Н.Г. Федоров. – Ульяновск, 1993. – 6 с. – Деп. в ВИНТИ ДР5128 – пр. 07.93.

27. Ефимов, И.П. Математическая модель проточного приемника воздушных давлений/ И.П. Ефимов, Г.А. Конюхов, Н.Г. Федоров. – Ульяновск, 1993. – 16 с. – Деп. в ВИНТИ ДР5128 – пр. 07.93.

28. ОСТ 1 00762-75. Системы статического и полного давлений для питания мембранно-анероидных приборов. Технические требования. – М.: Изд-во стандартов, 1976. – 18 с.

29. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. – М.: Изд-во стандартов, 1982. – 182 с.

30. ГОСТ 25431-82. Таблицы динамических давлений и температур торможения воздуха в зависимости от числа Маха и высоты полета. – М.: Изд-во стандартов, 1983. – 84 с.

31. ГОСТ 5212-74. Таблица аэродинамическая. Динамические давления и температуры торможения воздуха для скорости полета от 10 до 4000 км/ч. Параметры. – М.: Изд-во стандартов, 1974. – 247 с.

32. ГОСТ 3295-73. Таблицы гипсометрические для геопотенциальных высот до 50000 м. Параметры. М.: Изд-во стандартов, 1974. – 75 с.

33. Веников В.А. Теория подобия и моделирования: учебное пособие для вузов. – 2-е изд., доп. и перераб. – М.: Высш. школа, 1976. – 479 с.
34. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике/ под ред. Б.Е. Победри. – пер. с англ. – М.: Мир, 1975. – 541 с.
35. Бреббия К., Теллес Ж., Вроубел Л. Методы граничных элементов/ под ред. Э.И. Григолюка. – пер. с англ. Л.Г. Корнейчука – М.: Мир, 1987. – 524 с.
36. Туснин А.В., Шаламов С.А., Августинovich В.Г. Методика построения конечно-элементной сеточной модели на примере камеры сгорания газотурбинного двигателя // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2013. – № 35. – С. 31-48.
37. Прандталь Л. Гидроаэромеханика/ пер. со 2-го нем. издания. – Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотичная динамика», 2000. – 576 с.
38. Ландау Л.Д. Теоретическая физика: учебное пособие. В 10 т. Т. VI. Гидродинамика. / Л.Д. Ландау, Е.М. Лифшиц/–3-е изд., перераб. – М.: Наука, 1986. – 736 с.
39. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа: учеб. для вузов – 7-е изд., испр. – М.: Дрофа, 2003. – 840 с.
40. Абрамович Г.Н. Теория турбулентных струй. – М.: Физматгиз, 2011. – 720 с.
41. Ansys CFX-Solver Theory Guide. Realease 11.0 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.product.caenet.cn/uploadfiles/12872437250986625020081129090050986.pdf>., свободный. Яз. англ. (дата обращения:07.02.2012)
42. G.M. Homsy et al. Multi-Media Fluid Mechanics. – Cambridge: Cambridge University Press, 2000.
43. Официальный сайт программы FlowVision [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.flowvision.ru>., свободный. Яз. рус. (дата обращения:10.03.2012)
44. Аксенов А.А., Коньшин В.Н. Применение программного комплекса FlowVision для проектирования авиакосмических конструкций// САПР и графика.

- 2004. – № 11 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.sapr.ru/article/14917>, свободный. Яз. рус. (дата обращения: 10.03.2012)
- 45. Аксенов А.А., Шмелев В.В., Сафронов П.В., Ледовский Ю.П. Применение программного комплекса FlowVision для моделирования режимов глиссирования самолета-амфибии// САПР и графика. – 2007. – № 3 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.sapr.ru/article/17451>, свободный. Яз. рус. (дата обращения: 10.03.2012)
- 46. Дядькин А.А., Симакова Т.В. Опыт использования программы программного комплекса FlowVision в процессе проектирования ракетно-космической техники в РКК «Энергия» им. С.П. Королева [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.thesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv_energia_07_1.pdf, свободный. Яз. рус. (дата обращения: 10.03.2012)
- 47. Ельчанинова А.Н., Лысенков А.В., Поляков В.М. Опыт использования программы «FlowVision» для расчета внешнего обтекания [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.thesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/avia_step_04.pdf, свободный. Яз. рус. (дата обращения: 10.03.2012)
- 48. Официальный сайт программы OpenFOAM [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.openfoam.com>, свободный. Яз. англ. (дата обращения: 06.07.2012)
- 49. Официальный сайт программы Ansys [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ansys.com>, свободный. Яз. англ. (дата обращения: 14.09.2012)
- 50. Официальный сайт программы NetGen [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.netgen.org>, свободный. Яз. англ. (дата обращения: 14.09.2012)
- 51. Дубинина М.М. Обзор средств подготовки сетки конечных элементов для вычислительной газодинамики// Информатика и вычислительная техника: сб. науч. тр. 6-й Всероссийской науч.-техн. конф. аспирантов, студентов и молодых ученых ИВТ-2014/ под общ. Ред. В.Н. Негоды. – Ульяновск: УлГТУ, 2014. – С. 171-175.
- 52. Дубинина М.М. Обзор графических интерфейсов программ с открытым исходным кодом для вычислительной газодинамики// Информатика и

вычислительная техника: сб. науч. тр. 8-й Всероссийской науч.-техн. конф. аспирантов, студентов и молодых ученых ИВТ-2016/ под общ. Ред. В.Н. Негоды. – Ульяновск: УлГТУ, 2016. – С. 118-122.

53. Houghton E.L., Carpenter P.W. Aerodynamics for Engineering Students [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://airport.ru/book/file/22/Houghton_aerodynamics_for_engineering_students.pdf., свободный. Яз. англ. (дата обращения: 30.09.2012)

54. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1991. – 600 с.

55. Bardina, J.E. Turbulence Modeling Validation, Testing, and Development/ J.E. Bardina, P.G. Huang, and T.J. Coakley. – NASA TM-110446, 1997. – 100 p.

56. Vieser W., Esch T., Menter F. Heat transfer predictions using advanced two-equation turbulence models. – Hamburg, 2002. – 70 p. (CFX validation report CFX-Val10/0602)

57. Langley Research Center. Turbulence Modeling Resource [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://turbmodels.larc.nasa.gov/index.html>., свободный. Яз. англ. (дата обращения: 15.10.2012)

58. Михалюк Д.С. Верификация и валидация моделей для инженерных расчетов [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://multiphysics.ru/stati/blog/verifikatciia-i-validatciia-modelei-dlia-inzhenernykh-raschetov.htm>, свободный. Яз. рус. (дата обращения 30.06.2017)

59. Пестов К. Усреднение результатов в Ansys CFX [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://cae-club.ru/publications/usrednenie-rezultatov-v-ansys-cfx>, свободный. Яз. рус. (дата обращения 02.03.2016)

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

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

62. ГОСТ 2.103-68. Единая система конструкторской документации. Стадии разработки. – М.: Изд-во стандартов, 1969. – 68 с.
63. Дубинина М.М.. Сравнение программ для математического моделирования зондовых средств восприятия воздушных давлений/ М.М. Дубинина, М.Ю. Сорокин// Вузовская наука в современных условиях: сб. матер. 49-й науч.-техн. конф. В 3 ч. Ч 2. – Ульяновск: УлГТУ, 2015. – С. 73-76.
64. Истомин, Д.А. Компьютерное моделирование макета приемника полного давления // Датчики и системы. – 2013 – №6. – С. 14-18.
65. Истомин, Д.А. Проектирование приемников статического давления / Д.А. Истомин, И.П. Ефимов, М.Ю. Сорокин, В.Н. Моисеев // Тр. междунар. научн.-практ. конф. «Инженерные системы –2010». – М. : РУДН, 2010. – 380 с. С. 44-48.
66. Смирнов Е.М., Зайцев Д.К. Метод конечных объемов в приложении к задачам гидрогазодинамики и теплообмена в областях сложной геометрии // Научно-технические ведомости СПбГПУ. – 2004. – №2 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.aero.spbstu.ru/publ/smirnov3.pdf>, свободный. Яз. рус. (дата обращения: 02.10.2017)
67. Дубинина М.М., Сорокин М.Ю. Выбор модели турбулентности для математического моделирования зондовых средств восприятия давлений// Вестник Ульяновского государственного технического университета. – 2013. – №2. – С. 28-32
68. Моисеев В.Н., Дубинина М.М., Сорокин М.Ю., Ефимов И.П. Выбор модели турбулентности в программе Open Foam при моделировании приемников воздушных давлений// Вузовская наука в современных условиях: сб. матер. 48-й науч.-техн. конф. в 2 ч. Ч 2. – Ульяновск: УлГТУ, 2014. – С. 73-76.
69. Моисеев В.Н., Ефимов И.П., Сорокин М.Ю., Павловский А.А. Сравнение результатов математического моделирования с результатами экспериментальных исследований приемника полного давления ППД-С1 // Автоматизация процессов управления. – 2012. – №2 (28). – С. 23-27.
70. Dubinina M., Sorokin M. Modelling of air pressure sensing probes// Радиоэлектронные технологии. – 2016. – №5. – С. 26-29.

71. Дубинина М.М., Сорокин М.Ю. Выбор схем численного решения уравнений при математическом моделировании зондовых средств восприятия давлений // Краткие сообщения XXXIII Всероссийской конференции по проблемам науки и технологий. В 2 т. Т. 1. – Миасс: МСНТ, 2013. – С. 115-117
72. Дубинина М.М., Сорокин М.Ю. Опыт применения программ с открытым кодом при математическом моделировании турбулентных течений// Вузовская наука в современных условиях: сб. матер. 48-й науч.-техн. конф. В 3 ч. Ч 2. – Ульяновск: УлГТУ, 2014. – С. 70-73.
73. Dubinina M., Sorokin M. Influence numerical schemes to estimate error of air pressure probe [Электронный ресурс]. – Режим доступа: www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0687_paper.pdf, свободный. Яз. англ. (дата обращения 30.06.2017).
74. Егоров И.В., Коновалов С.И., Миллер А.Б., Потапов Ю.Ф., Флакسمан Я.Ш.. Экспериментальное исследование погрешности восприятия полного и статического давления приемником. Научно-технический отчет. – Жуковский: ФГУП «ЦАГИ», 2010. – 40 с.
75. **Моисеев В.Н., Дубинина М.М., Павловский А.А., Сорокин М.Ю. Сравнение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований приемника воздушного давления ПВД-КЗ-1 // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. – 2012. – №5(36). – Ч. 2. – С. 229-235.**
76. Очков В.Ф. Mathcad 14 для студентов, инженеров и конструкторов. – СПб.: БХВ-Петербург, 2007. – 368 с.
77. Толстых В.К. Программирование в среде MathCad: учеб.-метод. пособие для бакалавров инженерных и физических специальностей – Донецк: ДонНУ, 2010. – 128 с.
78. Клячкин В.Н. Практикум по статистике, контролю качества и расчетам надежности в OpenOffice.org Calc: учебное пособие/ В.Н. Клячкин –Ульяновск: УлГТУ, 2009. – 133 с.

79. Авиационные приборы и измерительные системы: учебник для вузов гражд. авиации / В.Г. Воробьев, Л.М.Маликов, П.И. Трифионов-Богданов и др. / под ред. В.Г. Воробьева. – М.: Транспорт, 1981. – 392 с.
- 80. Дубинина М.М., Сорокин М.Ю. Применение численных методов в разработке зондовых средств восприятия воздушных давлений // Известия Самарского научного центра РАН. – 2016. – Т. 18. – №4(6). – С. 1287-1293.**
81. John D., Anderson Jr. Fundamentals of aerodynamics. – 5th ed. – New York: McGraw-Hill, 2011. – 1106 p.
- 82. Дубинина М.М., Сорокин М.Ю. Математическая модель распределения давления по поперечному сечению приемника воздушных давлений // Автоматизация процессов управления. – 2015. – №4(42). – С. 96-100.**
83. 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.
84. Пат. 3443431 США, Int. Cl. G01c 21/00. Static pressure sensing device/ Floyd W. Hagen; заявитель и патентообладатель Rosemount Engineering Company – № 651472; заявл. 06.07.1967; опубл. 13.05.1969. – 5 с.
85. Ефимов И.П. Исследование и синтез приемников воздушных давлений для малых дозвуковых скоростей: Дисс. ... канд. тех. наук: 05.13.05. – Ульяновск. – 1995. – 250 с.
86. Истомин Д.А., Ефимов И.П., Сорокин М.Ю., Моисеев В.Н. Проектирование приемников статического давления // Тр. междунар. науч.-практ. Конф. «Инженерные системы – 2010». – М.:РУДН, 2010. – 380 с., С. 44-48.
87. Тихоненков В.А., Мишин В.А. Конструирование и надежность ИВК летательных аппаратов: учеб. пособие. – Ульяновск: УлГТУ, 2002. – 298 с.
88. Володко А.М. Безопасность полетов вертолетов. – М.: Транспорт, 1981. – 223 с.

89. Воробьев В.Г., Зубков Б.В., Уриновский Б.Д. Технические средства и методы обеспечения безопасности. – М.: Транспорт, 1989. – 151 с.
90. Харин Е.Г., Цветков П.М., Волков В.К. и др. Летные испытания систем пилотажно-навигационного оборудования. – М.: Машиностроение, 1986. – 136 с.
91. Чернухин В.Н., Новокшенов Ю.В., Пляскота Ю.В. Основы испытаний авиационной техники. Часть вторая. – М.: Издательство ВВИА имени профессора Н.Е. Жуковского, 1994. – 334 с.
92. Вологов Е.М., Митрофанов И.В. Сравнительный анализ средств траекторных измерений на базе спутниковых навигационных систем, применяемых при испытаниях авиационной техники и вооружения// Труды международного симпозиума «Надежность и качество» – 2015. – Т.1. – С. 338-342.
93. Харин Е.Г., Копылов И.А. Технологии летных испытаний бортового оборудования ЛА с применением комплекса бортовых траекторных измерений. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2012. – 360 с.
94. Руководство по летной эксплуатации вертолета Ми-171А2. – Москва: ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля». – 1424 с.
95. Дубинина М.М., Сорокин М.Ю. Способ аэродинамической компенсации восприятия статического давления приемника воздушных давлений// Вузовская наука в современных условиях: сб. матер. 50-й науч.-техн. конф. в 3 ч. Ч 2. – Ульяновск: УлГТУ, 2016. – С. 74-78.
96. Цыбина М.М., Сорокин М.Ю. Разработка методики компенсации погрешности измерения приборной скорости и высоты// Вузовская наука в современных условиях: сб. матер. 51-й науч.-техн. конф. в 3 ч. Ч 2. – Ульяновск: УлГТУ, 2017. – С. 78-80.
97. Черных И.В. Simulink среда создания инженерных приложений. – М.: ДИАЛОГ-МИФИ, 2003. – 496 с.
98. Наместников А.М. Разработка имитационных моделей в среде MATLAB: методические указания для студентов. – Ульяновск: УлГТУ, 2004. – 72 с.
99. Дашенко А.Ф., Кириллов В.Х., Коломиец Л.В., Оробей В.Ф. MATLAB в инженерных и научных расчетах. – Одесса: «Астропринт», 2003. – 214 с.

100. Птицын А.Н., Лапшие С.Л., Ивчин В.А., Письменный С.В. и др. Протокол по результатам определения аэродинамических поправок для указателей скорости на режимах горизонтального полета, набора высоты и снижения и проверки приема, вычисления и выдачи высотно-скоростных параметров комплексом КБО-17-1 вертолѐта Ми-171А2 № ОП-2. – Москва: АО «МВЗ им. М.Л. Миля», 2016 . – 58 с.
101. Солдаткин В.В. Система воздушных сигналов вертолета на основе неподвижного аэрометрического приемника и информации аэродинамического поля вихревой колонны несущего винта: монография. – Казань: Изд-во Казанского гос. техн. ун-та, 2012. – 282 с.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Таблица А.1 – Сравнение результатов эксперимента и математического моделирования приемника воздушных давлений при скорости 150 км/ч, 250 км/ч, модели турбулентности kOmegaSST, SpalartAlmaras

α , град	Эксперимент ЦАГИ				Расчетные значения											
					kOmegaSST						SpalartAllmaras					
	$\bar{P}_\Pi$	$\bar{P}_{\text{ст}}$	V, км/ч	H, м	$\bar{P}_\Pi$	$\bar{P}_{\text{ст}}$	V _{пр} , км/ч	ΔV , км/ч	H _{пр} , м	ΔH , м	$\bar{P}_\Pi$	$\bar{P}_{\text{ст}}$	V _{пр} , км/ч	ΔV , км/ч	H _{пр} , м	ΔH , м
0	1,006	0,019	144,79	-1,64	0,977	0,017	143,22	-1,57	-1,47	0,17	1,080	0,020	150,50	5,71	-1,75	-0,11
5	1,002	0,015	145,15	-1,27	0,986	0,017	144,24	-0,91	-1,46	-0,19	1,083	0,015	151,35	6,19	-1,31	-0,04
10	0,994	-0,002	146,30	0,17	0,982	-0,002	145,24	-1,06	0,12	-0,05	1,092	0,001	152,86	6,56	-0,16	-0,33
15	0,988	-0,042	149,15	3,51	0,981	-0,042	148,49	-0,66	3,53	0,02	1,097	-0,021	155,13	5,98	1,73	-1,78
20	0,973	-0,108	153,07	9,18	0,969	-0,099	152,09	-0,98	8,46	-0,72	1,087	-0,054	157,15	4,07	4,55	-4,63
25	0,950	-0,175	156,24	15,04	0,955	-0,159	155,65	-0,59	13,61	-1,42	1,055	-0,094	158,06	1,82	8,01	-7,03
30	0,897	-0,241	157,82	20,84	0,914	-0,168	153,92	-3,90	14,54	-6,3	1,003	-0,137	157,97	0,14	11,84	-9
35	0,816	-0,316	158,36	27,55	0,845	-0,262	156,22	-2,14	22,84	-4,71	0,935	-0,181	156,80	-1,56	15,69	-11,85
40	0,718	-0,407	158,15	35,72	0,773	-0,310	154,96	-3,19	27,17	-8,55	0,845	-0,221	153,79	-4,36	19,38	-16,34
0	1,017	0,026	241,02	-6,2	0,983	0,017	238,33	-2,69	-3,97	2,23	1,044	0,019	245,42	4,40	-4,52	1,68
1	0,999	0,025	242,86	-6,06	0,984	0,018	240,50	-2,36	-4,36	1,7	1,044	0,018	247,73	4,87	-4,34	1,73
2	0,999	0,025	243,32	-5,9	0,985	0,018	241,02	-2,31	-4,41	1,49	1,044	0,018	248,25	4,93	-4,23	1,67
3	0,998	0,024	243,58	-5,85	0,989	0,019	241,59	-1,98	-4,5	1,36	1,045	0,017	248,59	5,01	-4,04	1,81
4	0,994	0,021	244,15	-5,17	0,989	0,018	242,09	-2,07	-4,46	0,72	1,046	0,016	249,37	5,21	-3,8	1,37
5	0,992	0,018	244,69	-4,46	0,988	0,017	242,40	-2,29	-4,04	0,41	1,047	0,014	249,90	5,20	-3,44	1,01
10	0,987	-0,003	247,43	0,81	0,977	-0,001	243,88	-3,55	0,32	-0,49	1,057	0,000	253,37	5,94	-0,15	-0,95
15	0,982	-0,037	251,21	8,96	0,982	-0,039	249,41	-1,79	9,49	0,53	1,064	-0,023	257,19	5,99	5,62	-3,34
20	0,966	-0,098	257,58	23,76	0,968	-0,099	255,52	-2,06	24,05	0,29	1,056	-0,056	260,85	3,27	13,67	-10,09
25	0,934	-0,184	264,74	45	0,955	-0,159	261,61	-3,14	38,87	-6,14	1,025	-0,097	262,64	-2,10	23,73	-21,27
30	0,885	-0,186	259,96	45,75	0,917	-0,165	258,80	-1,15	40,74	-5,01	0,975	-0,142	262,91	2,95	34,97	-10,78
35	0,816	-0,185	252,07	45,74	0,855	-0,26	263,05	10,98	64,28	18,54	0,911	-0,187	261,09	9,01	46,23	0,49

Таблица А.2 – Сравнение результатов эксперимента и математического моделирования приемника воздушных давлений при скорости 150 км/ч, 250 км/ч, модели турбулентности LienCubicKE, NonlinearKE

	Эксперимент ЦАГИ				Расчетные значения											
					LienCubicKE						NonlinearKE					
α , град	$\bar{P}_\Pi$	$\bar{P}_{CT}$	V , км/ч	H , м	$\bar{P}_\Pi$	$\bar{P}_{CT}$	$V_{пр}$, км/ч	ΔV , км/ч	$H_{пр}$, м	ΔH , м	$\bar{P}_\Pi$	$\bar{P}_{CT}$	$V_{пр}$, км/ч	ΔV , км/ч	$H_{пр}$, м	ΔH , м
0	1,006	0,019	144,79	-1,64	0,977	0,016	143,28	-1,51	-1,4	0,24	0,978	0,029	142,41	-2,38	-2,48	-0,84
5	1,002	0,015	145,15	-1,27	0,988	0,013	144,63	-0,52	-1,16	0,11	0,986	0,014	144,42	-0,73	-1,19	0,08
10	0,994	-0,002	146,30	0,17	0,981	-0,009	145,68	-0,63	0,72	0,54	0,970	-0,011	144,95	-1,35	0,86	0,69
15	0,988	-0,042	149,15	3,51	0,983	-0,048	149,06	-0,08	4,09	0,58	0,980	-0,054	149,28	0,13	4,54	1,03
20	0,973	-0,108	153,07	9,18	0,977	-0,107	153,26	0,19	9,16	-0,02	0,971	-0,113	153,20	0,13	9,63	0,45
25	0,950	-0,175	156,24	15,04	0,951	-0,181	156,92	0,68	15,53	0,49	0,957	-0,175	156,89	0,65	14,99	-0,05
30	0,897	-0,241	157,82	20,84	0,907	-0,187	154,68	-3,14	16,15	-4,69	0,916	-0,229	158,29	0,47	19,78	-1,06
35	0,816	-0,316	158,36	27,55	0,850	-0,287	158,23	-0,14	24,94	-2,6	0,842	-0,302	158,80	0,44	26,31	-1,23
40	0,718	-0,407	158,15	35,72	0,747	-0,337	155,10	-3,05	29,57	-6,15	0,779	-0,335	157,17	-0,98	29,38	-6,34
0	1,017	0,026	241,02	-6,2	0,988	0,018	238,89	-2,13	-4,12	2,08	0,978	0,024	236,89	-4,13	-5,6	0,6
1	0,999	0,025	242,86	-6,06	0,981	0,020	239,89	-2,97	-4,8	1,27	0,982	0,022	239,77	-3,08	-5,22	0,84
2	0,999	0,025	243,32	-5,9	0,985	0,019	241,00	-2,33	-4,49	1,41	0,983	0,021	240,53	-2,79	-4,93	0,97
3	0,998	0,024	243,58	-5,85	0,990	0,018	241,72	-1,85	-4,34	1,51	0,988	0,015	241,91	-1,67	-3,53	2,33
4	0,994	0,021	244,15	-5,17	0,997	0,017	243,18	-0,97	-4,15	1,02	0,989	0,014	242,60	-1,55	-3,29	1,88
5	0,992	0,018	244,69	-4,46	0,988	0,013	242,85	-1,84	-3,2	1,26	0,987	0,012	242,87	-1,82	-2,81	1,65
10	0,987	-0,003	247,43	0,81	0,983	-0,009	245,63	-1,80	2,21	1,4	0,970	-0,011	244,16	-3,27	2,55	1,74
15	0,982	-0,037	251,21	8,96	0,982	-0,040	249,45	-1,76	9,58	0,62	0,982	-0,055	251,22	0,02	13,23	4,28
20	0,966	-0,098	257,58	23,76	0,980	-0,099	256,91	-0,67	24,01	0,26	0,973	-0,103	256,60	-0,98	25,13	1,37
25	0,934	-0,184	264,74	45	0,954	-0,182	264,13	-0,61	44,48	-0,53	0,956	-0,195	265,87	1,13	47,68	2,68
30	0,885	-0,186	259,96	45,75	0,909	-0,226	265,07	5,11	55,85	10,1	0,913	-0,241	267,12	7,17	59,45	13,7
35	0,816	-0,185	252,07	45,74	0,864	-0,312	270,13	18,06	77,32	31,58	0,858	-0,294	267,42	15,35	72,81	27,07

Таблица А.3 – Сравнение результатов эксперимента и математического моделирования приемника воздушных давлений при скорости 150 км/ч, 250 км/ч, модели турбулентности realizableKE

	Эксперимент ЦАГИ				Расчетные значения					
					realizableKE					
α , град	$\bar{P}_n$	$\bar{P}_{ст}$	V, км/ч	H, м	$\bar{P}_n$	$\bar{P}_{ст}$	V _{пр} , км/ч	ΔV , км/ч	H _{пр} , м	ΔH , м
0	1,006	0,019	144,79	-1,64	0,977	0,017	143,29	-1,50	-1,43	0,21
5	1,002	0,015	145,15	-1,27	0,984	0,013	144,31	-0,84	-1,15	0,12
10	0,994	-0,002	146,30	0,17	0,973	-0,004	144,72	-1,59	0,32	0,15
15	0,988	-0,042	149,15	3,51	0,980	-0,044	148,54	-0,61	3,69	0,18
20	0,973	-0,108	153,07	9,18	0,967	-0,102	152,16	-0,91	8,72	-0,46
25	0,950	-0,175	156,24	15,04	0,950	-0,164	155,64	-0,60	14,04	-1,00
30	0,897	-0,241	157,82	20,84	0,912	-0,228	157,94	0,11	19,68	-1,16
35	0,816	-0,316	158,36	27,55	0,855	-0,280	158,14	-0,22	24,38	-3,17
40	0,718	-0,407	158,15	35,72	0,776	-0,350	157,97	-0,18	30,64	-5,08
0	1,017	0,026	241,02	-6,20	0,978	0,018	237,59	-3,43	-4,30	1,91
1	0,999	0,025	242,86	-6,06	0,981	0,019	240,00	-2,86	-4,46	1,60
2	0,999	0,025	243,32	-5,9	0,982	0,017	240,71	-2,61	-4,16	1,74
3	0,998	0,024	243,58	-5,85	0,987	0,017	241,50	-2,08	-4,15	1,70
4	0,994	0,021	244,15	-5,17	0,988	0,017	242,13	-2,02	-4,00	1,18
5	0,992	0,018	244,69	-4,46	0,986	0,016	242,29	-2,40	-3,79	0,67
10	0,987	-0,003	247,43	0,81	0,974	0,000	243,36	-4,07	-0,07	-0,88
15	0,982	-0,037	251,21	8,96	0,981	-0,040	249,26	-1,94	9,64	0,68
20	0,966	-0,098	257,58	23,76	0,969	-0,094	255,13	-2,45	22,95	-0,80
25	0,934	-0,184	264,74	45,00	0,961	-0,174	264,05	-0,70	42,52	-2,48
30	0,885	-0,186	259,96	45,75	0,924	-0,228	266,95	7,00	56,28	10,53
35	0,816	-0,185	252,07	45,74	0,885	-0,284	269,30	17,23	70,33	24,59

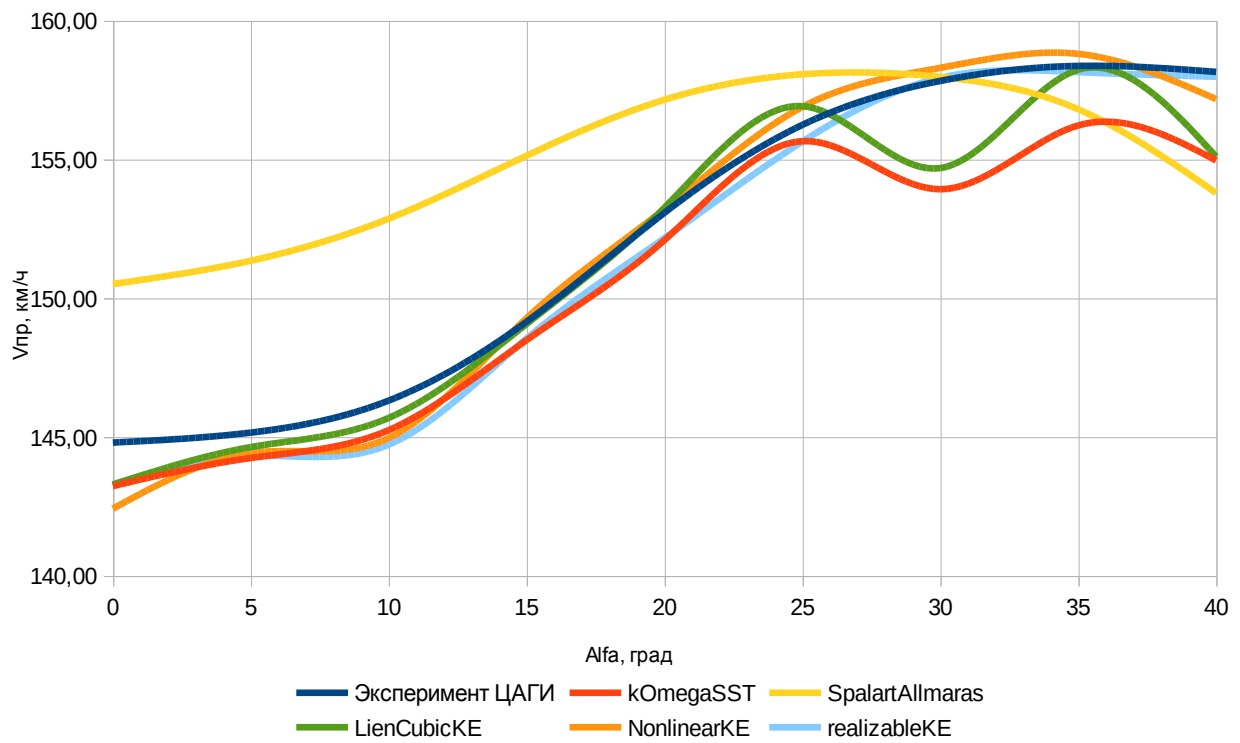


Рисунок А.1 – Зависимость приборной скорости от угла набегающего потока, скорость 150 км/ч

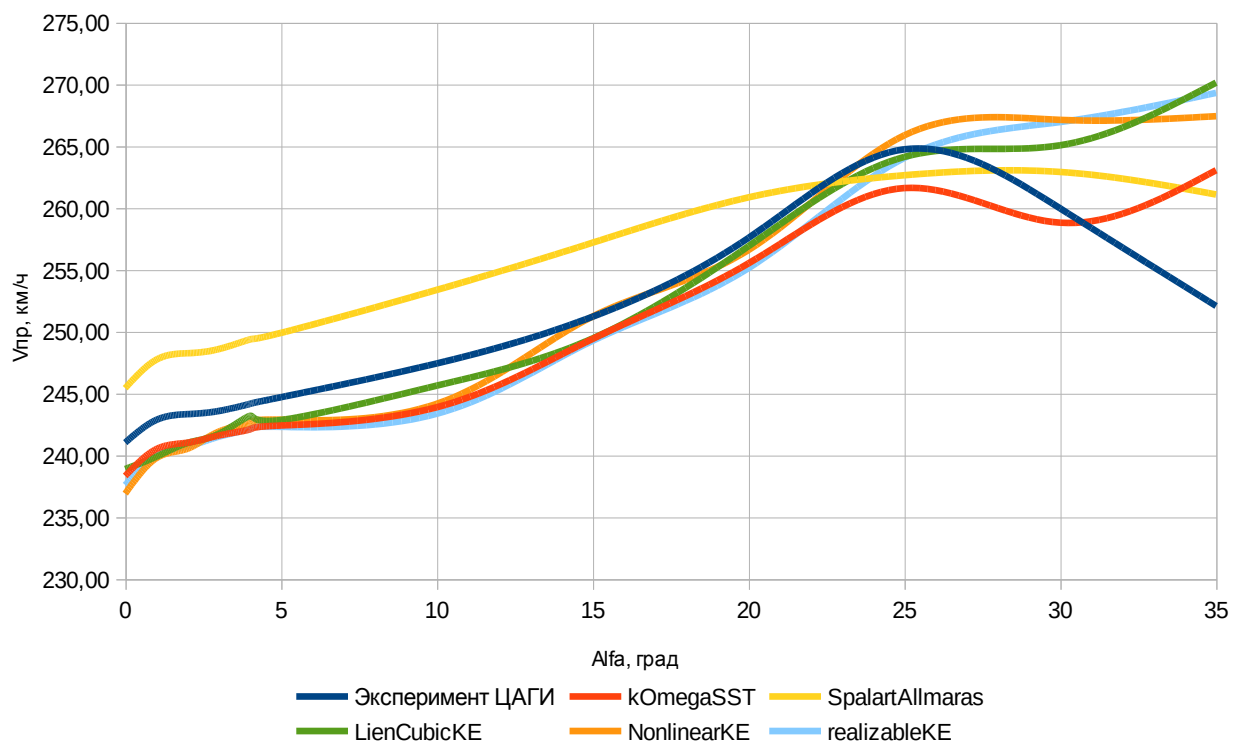


Рисунок А.2 – Зависимость приборной скорости от угла набегающего потока, скорость 250 км/ч

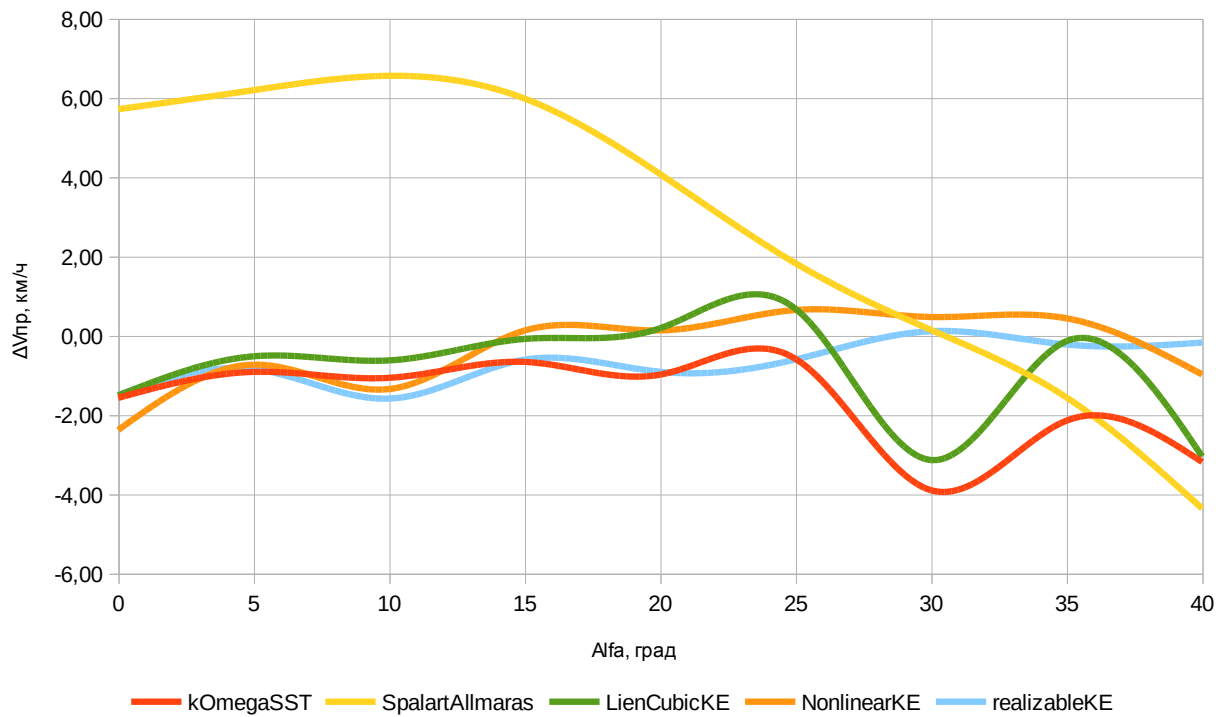


Рисунок А.3 – Зависимость абсолютной погрешности ΔV от угла набегающего потока, скорость 150 км/ч

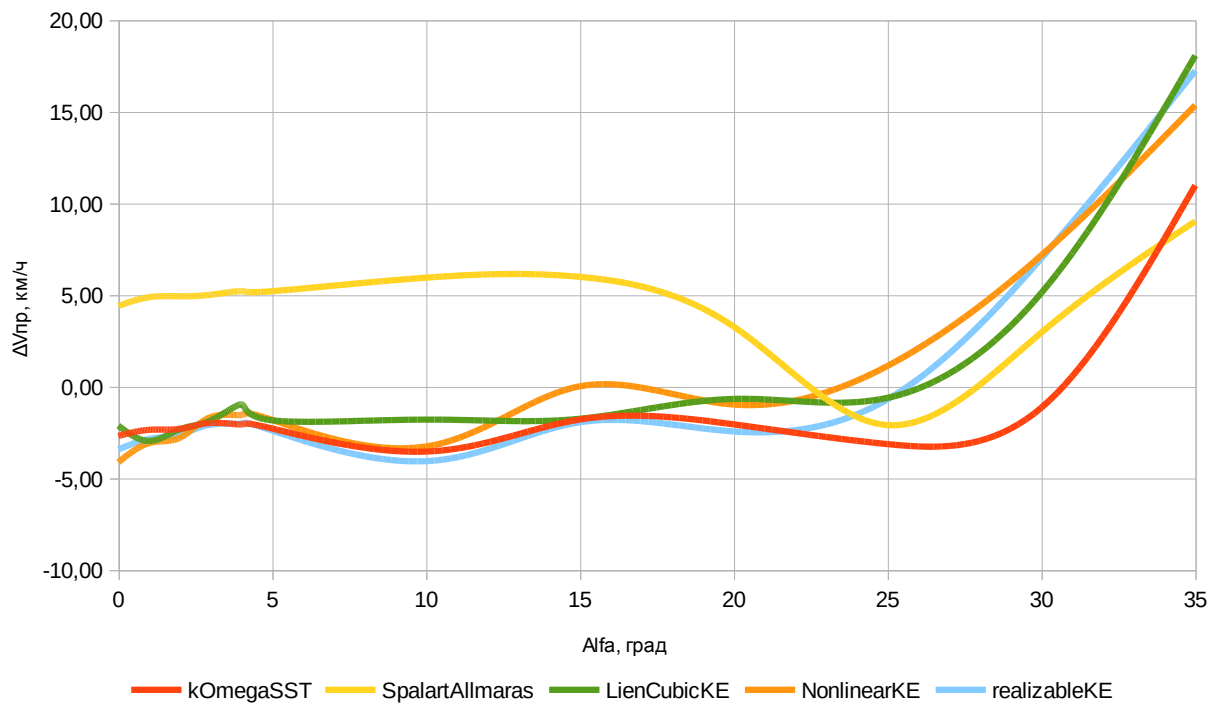


Рисунок А.4 – Зависимость абсолютной погрешности ΔV от угла набегающего потока, скорость 250 км/ч

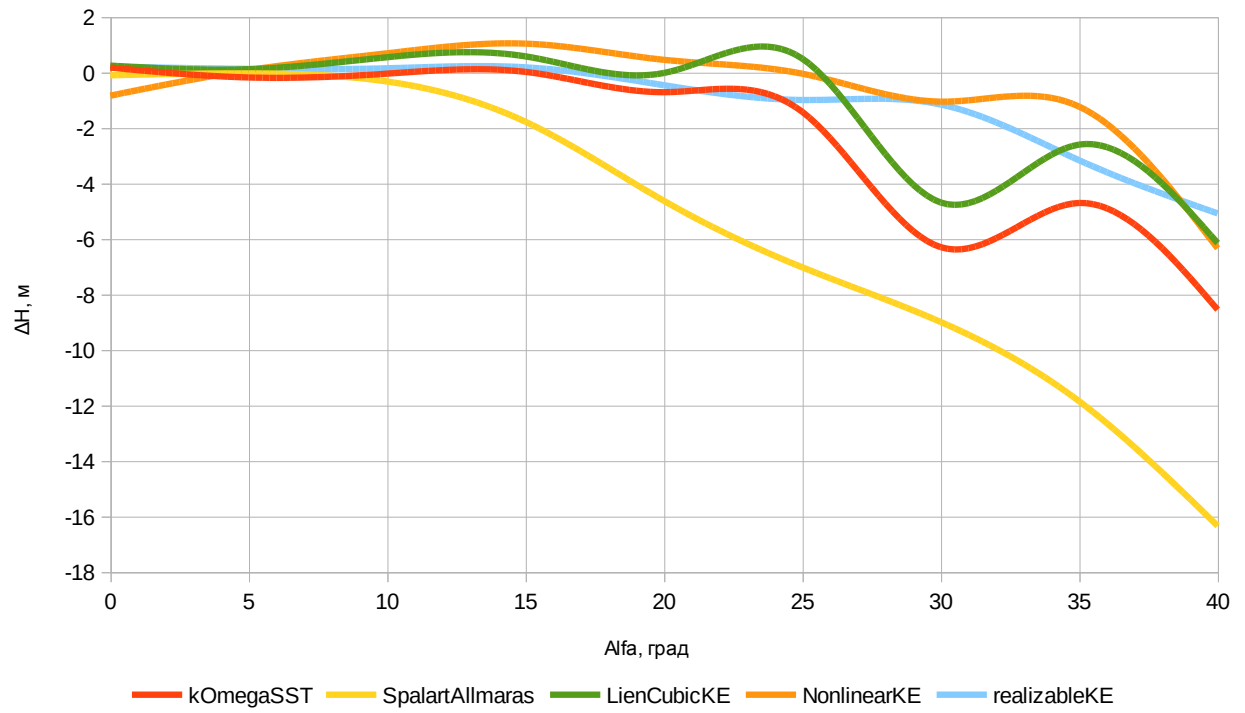


Рисунок А.5 – Зависимость абсолютной погрешности ΔH от угла набегающего потока, скорость 150 км/ч

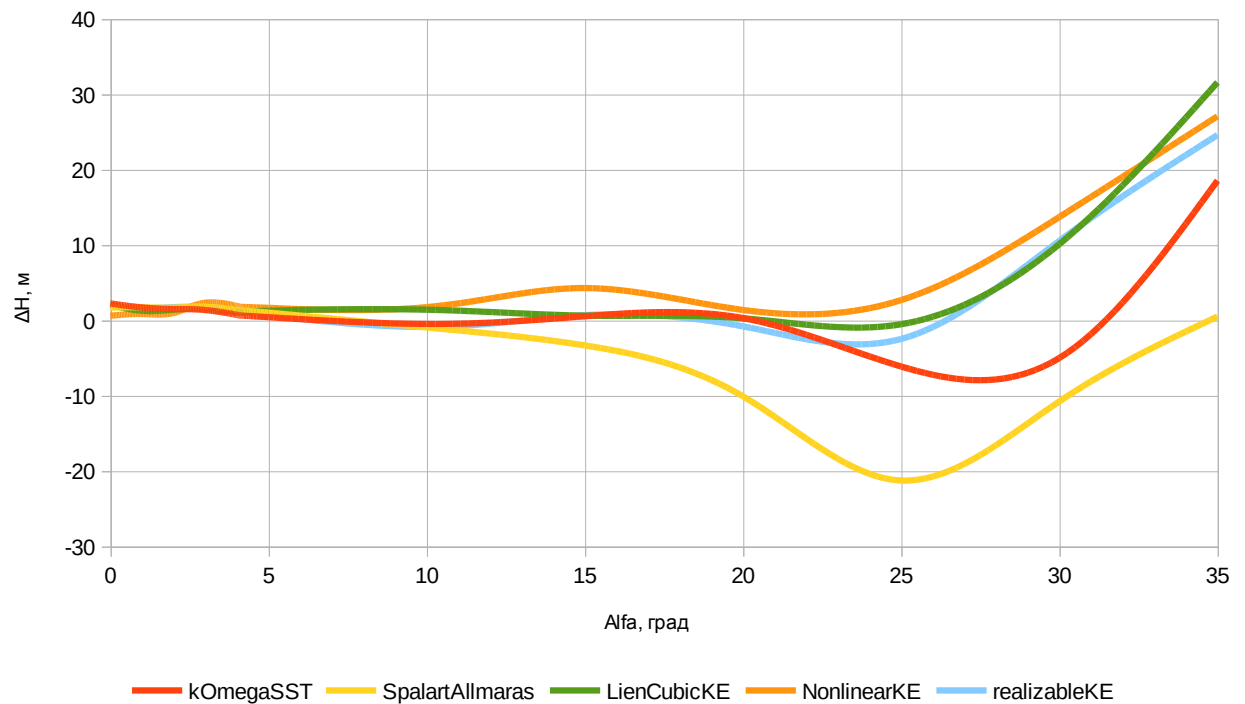


Рисунок А.6 – Зависимость абсолютной погрешности ΔH от угла набегающего потока, скорость 250 км/ч

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

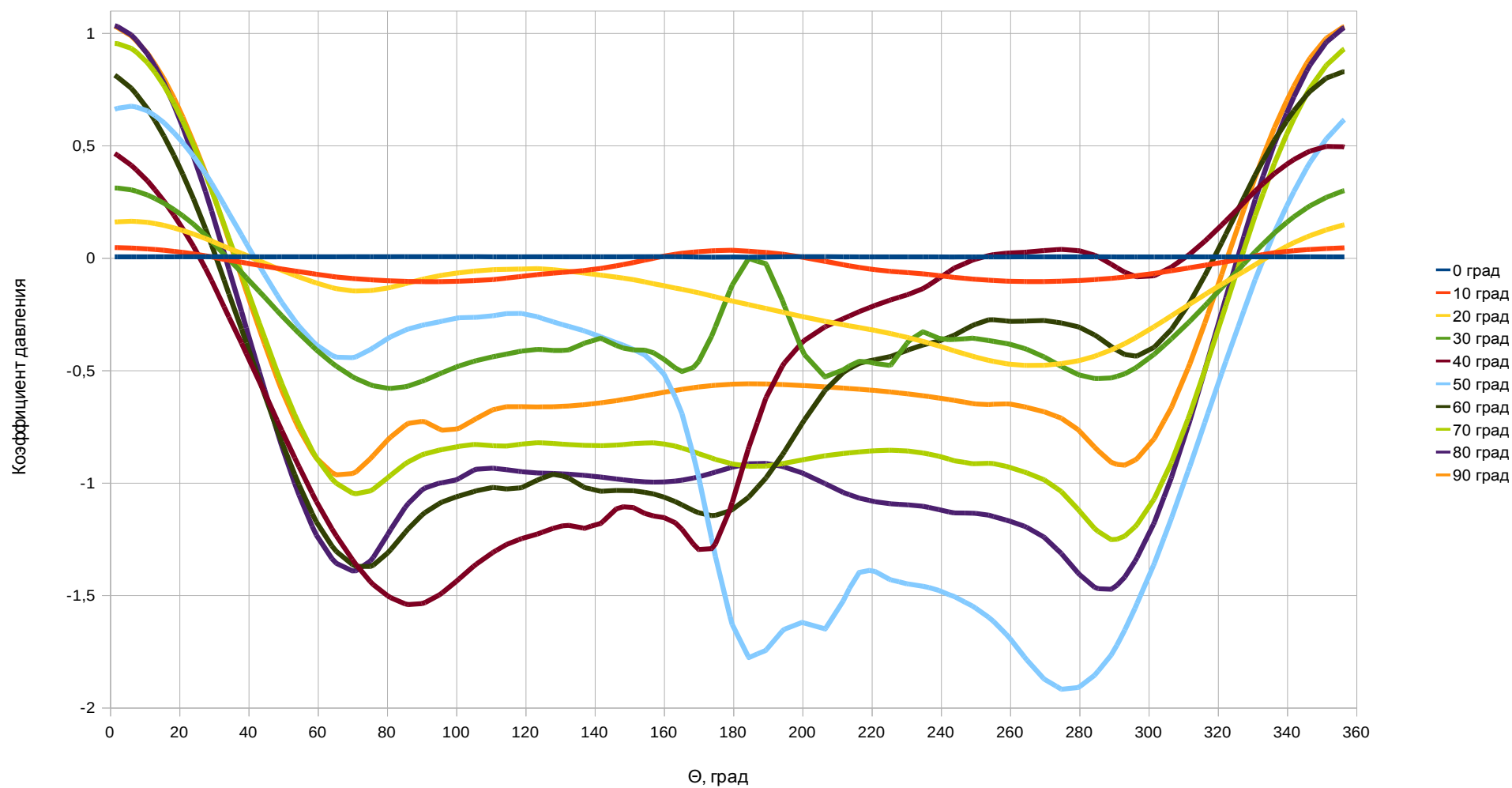


Рисунок Б.1 – Распределение коэффициентов давлений, скорость 80 км/ч, расстояние от начала приемника 45 мм

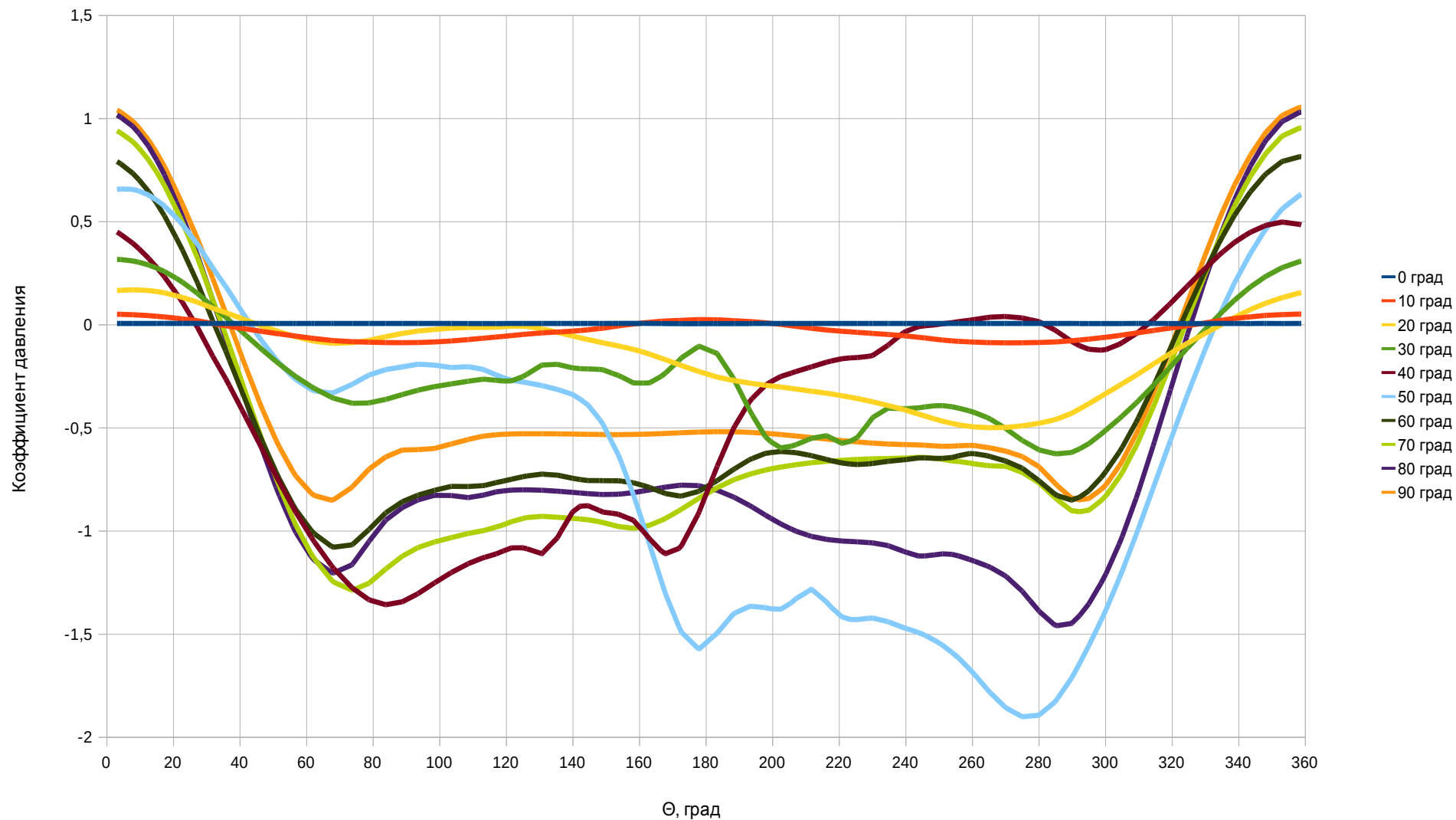


Рисунок Б.2 – Распределение коэффициентов давлений, скорость 80 км/ч, расстояние от начала приемника 57 мм

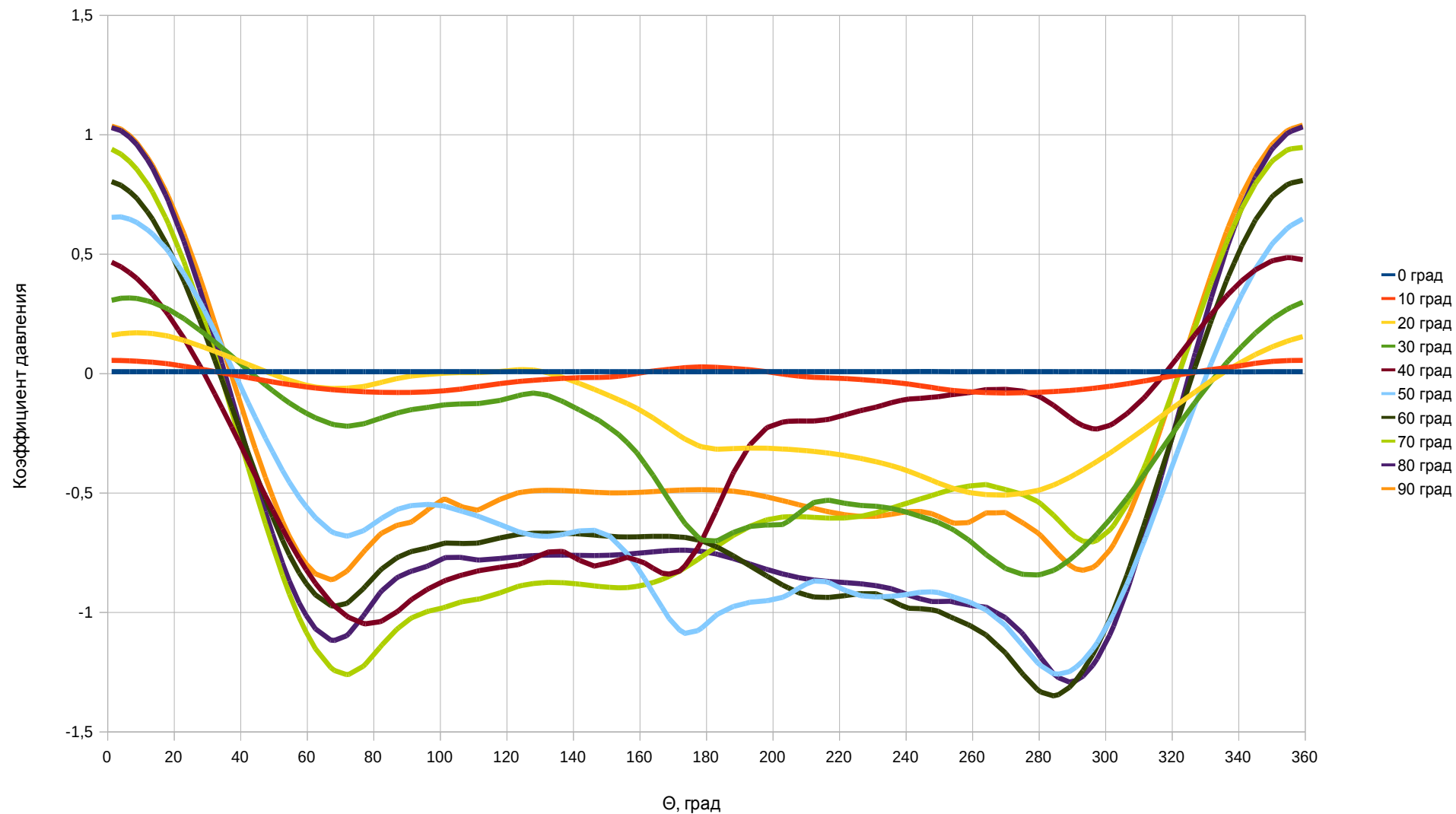


Рисунок Б.3 – Распределение коэффициентов давлений, скорость 80 км/ч, расстояние от начала приемника 70 мм

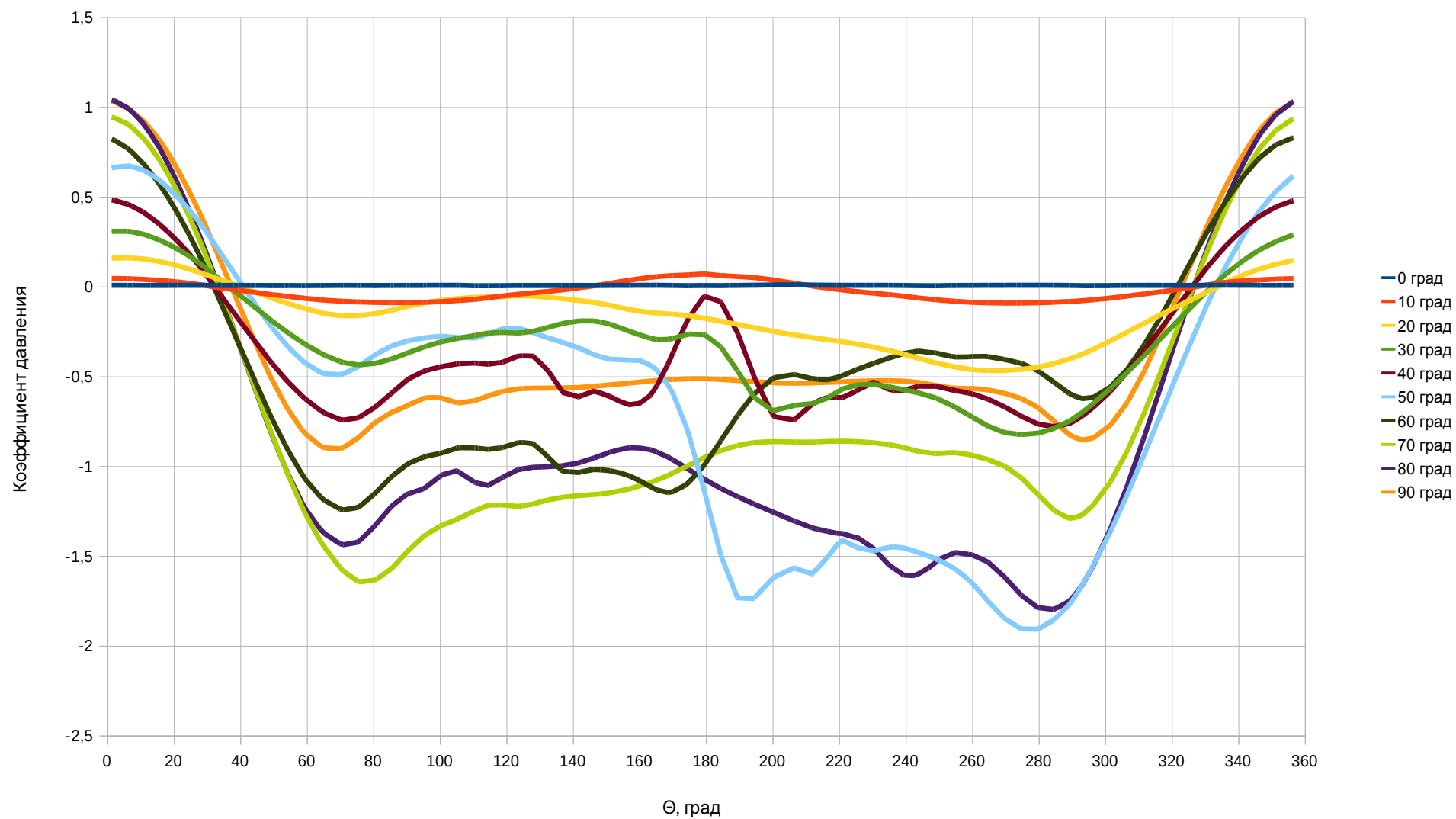


Рисунок Б.4 – Распределение коэффициентов давлений, скорость 100 км/ч, расстояние от начала приемника 45 мм

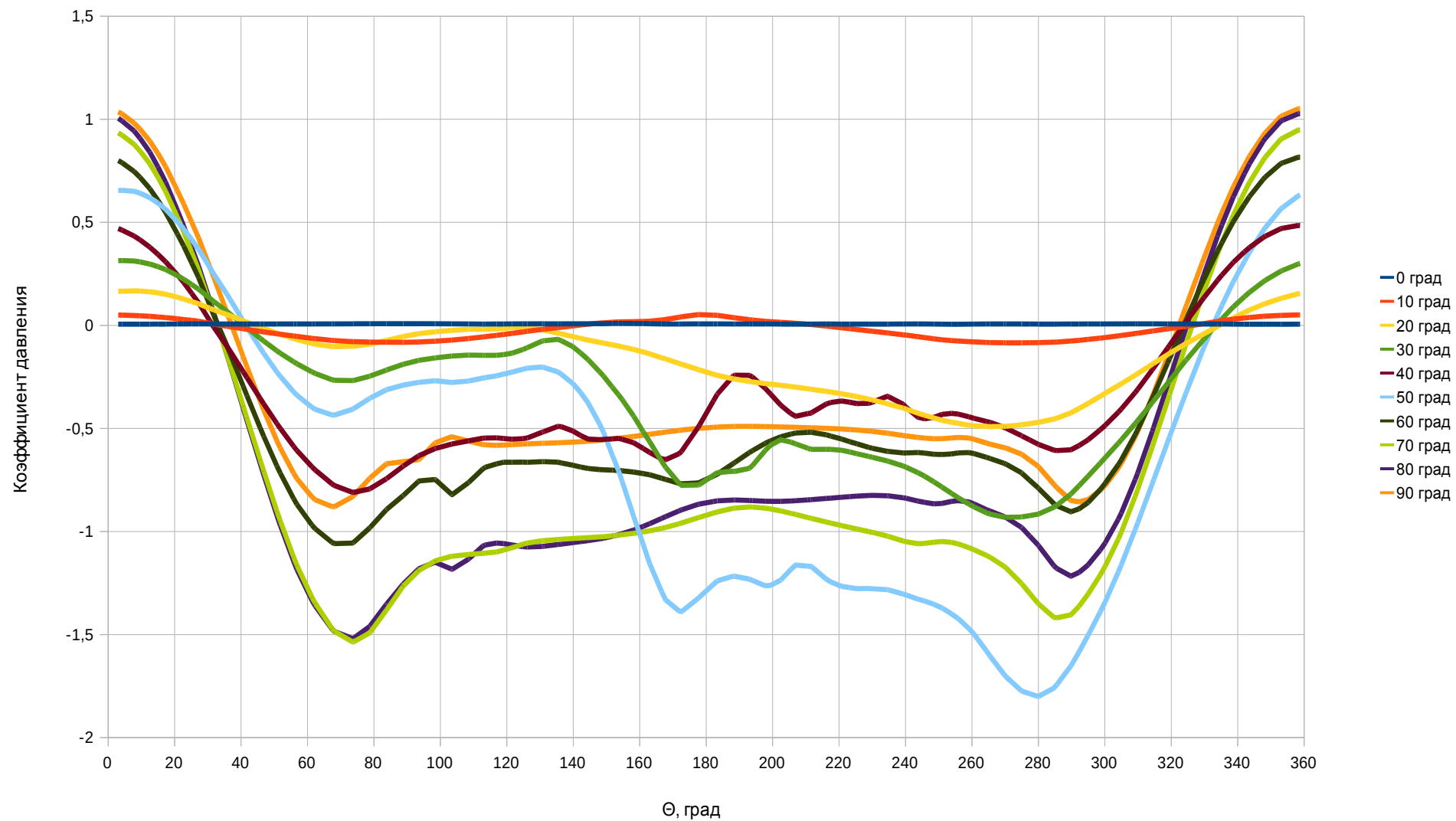


Рисунок Б.5 – Распределение коэффициентов давлений, скорость 100 км/ч, расстояние от начала приемника 57 мм

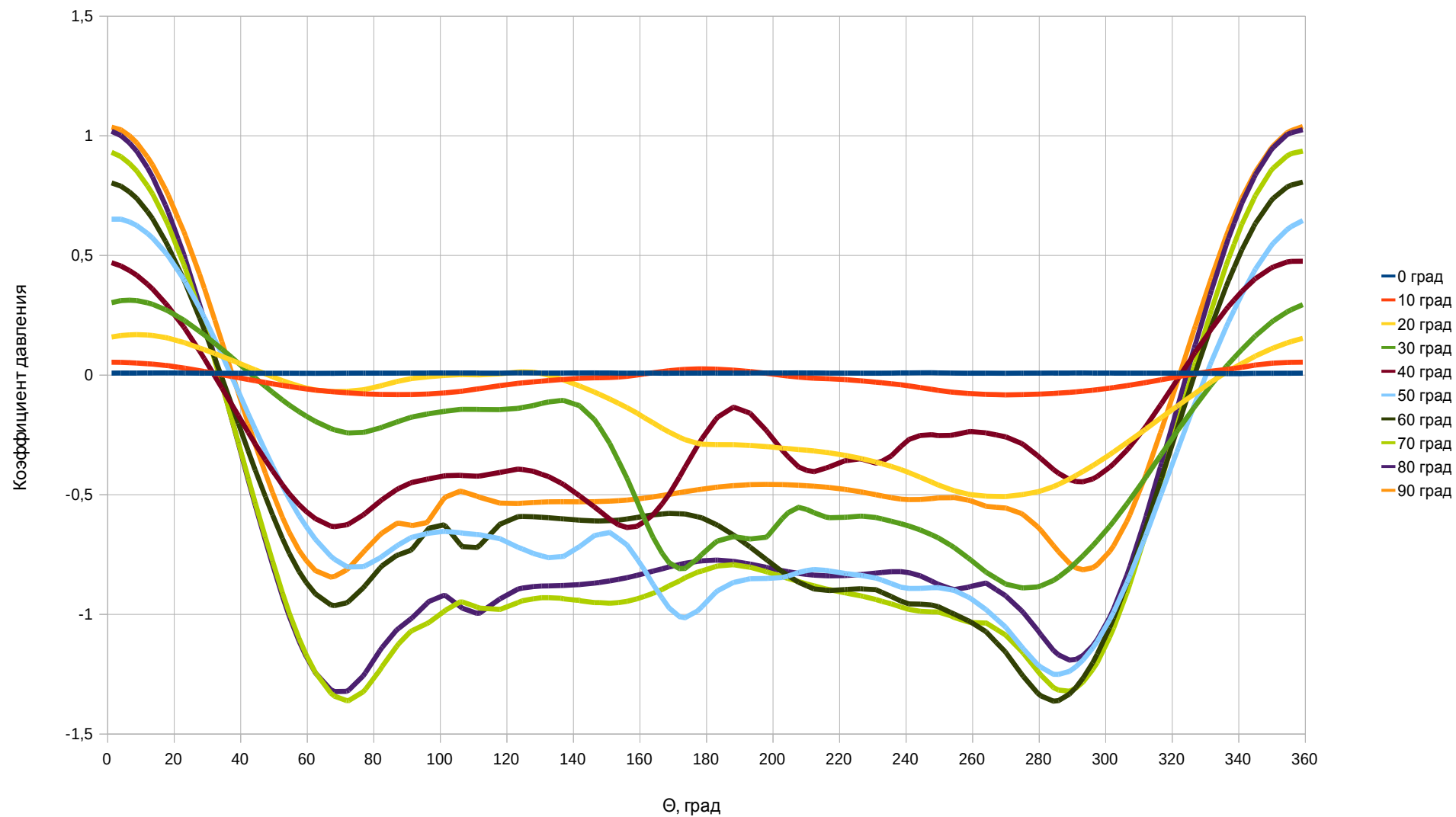


Рисунок Б.6 – Распределение коэффициентов давлений, скорость 100 км/ч, расстояние от начала приемника 70 мм

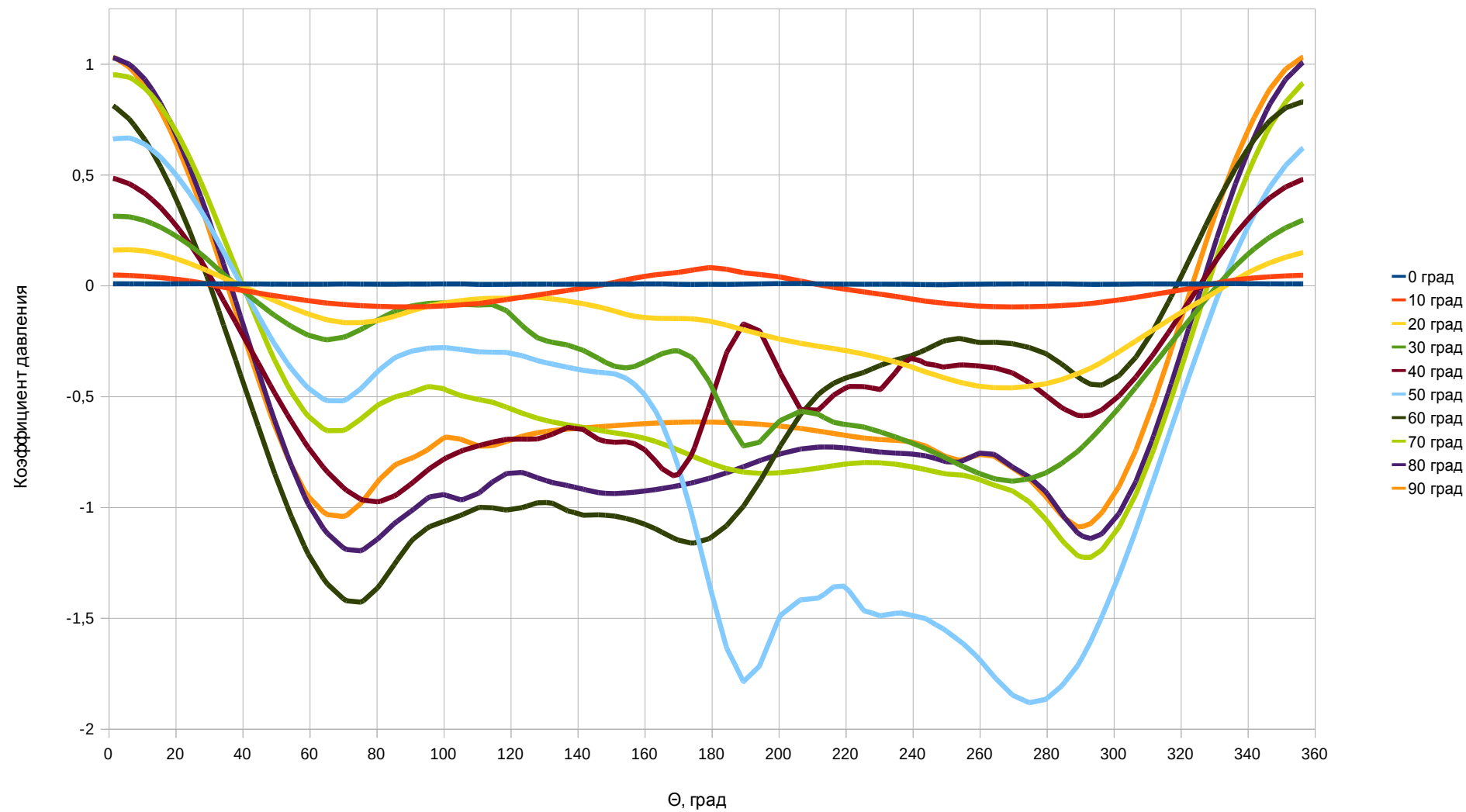


Рисунок Б.7 – Распределение коэффициентов давлений, скорость 120 км/ч, расстояние от начала приемника 45 мм

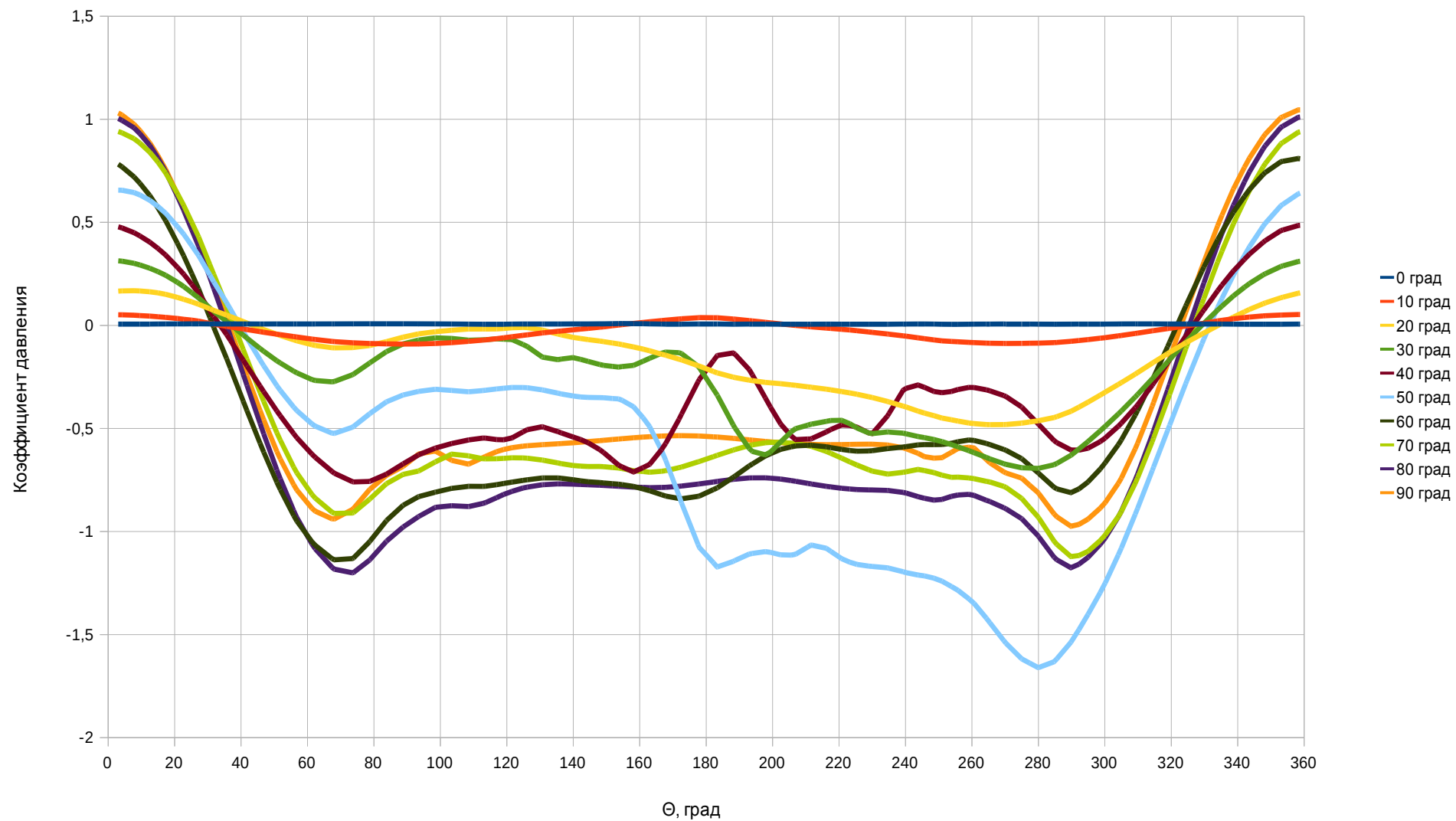


Рисунок Б.8 – Распределение коэффициентов давлений, скорость 120 км/ч, расстояние от начала приемника 57 мм

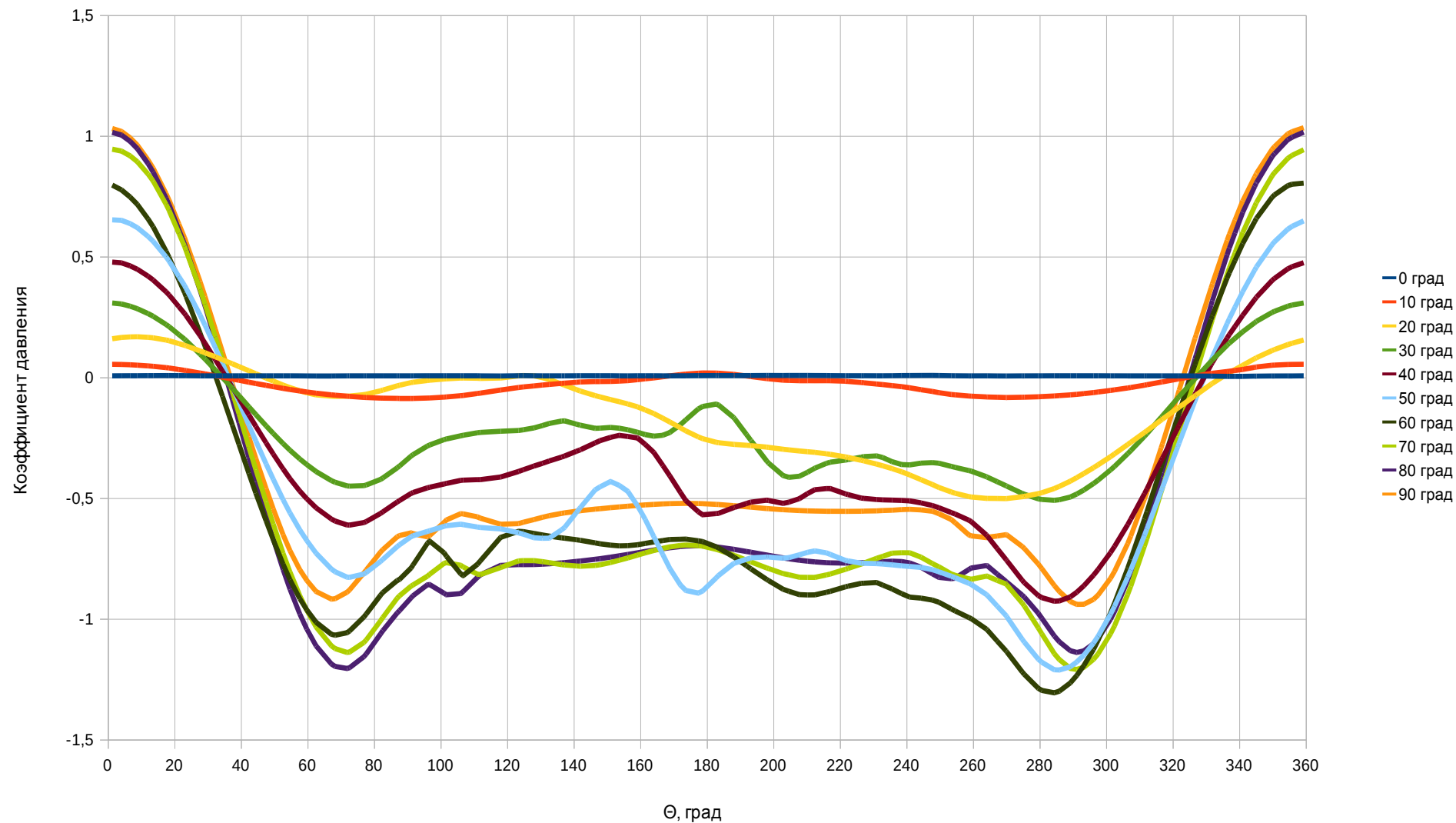


Рисунок Б.9 – Распределение коэффициентов давлений, скорость 120 км/ч, расстояние от начала приемника 70 мм

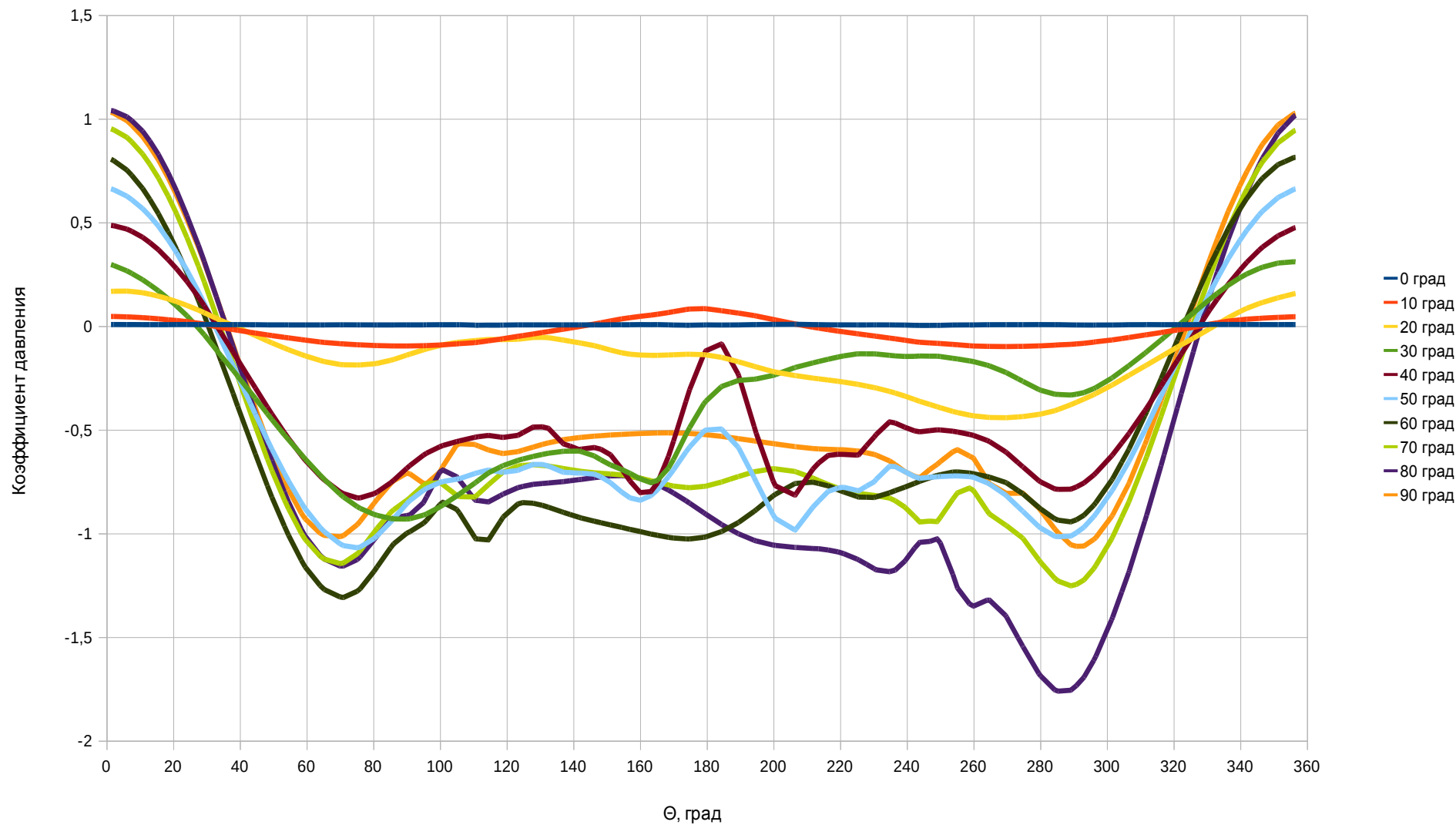


Рисунок Б.10 – Распределение коэффициентов давлений, скорость 160 км/ч, расстояние от начала приемника 45 мм

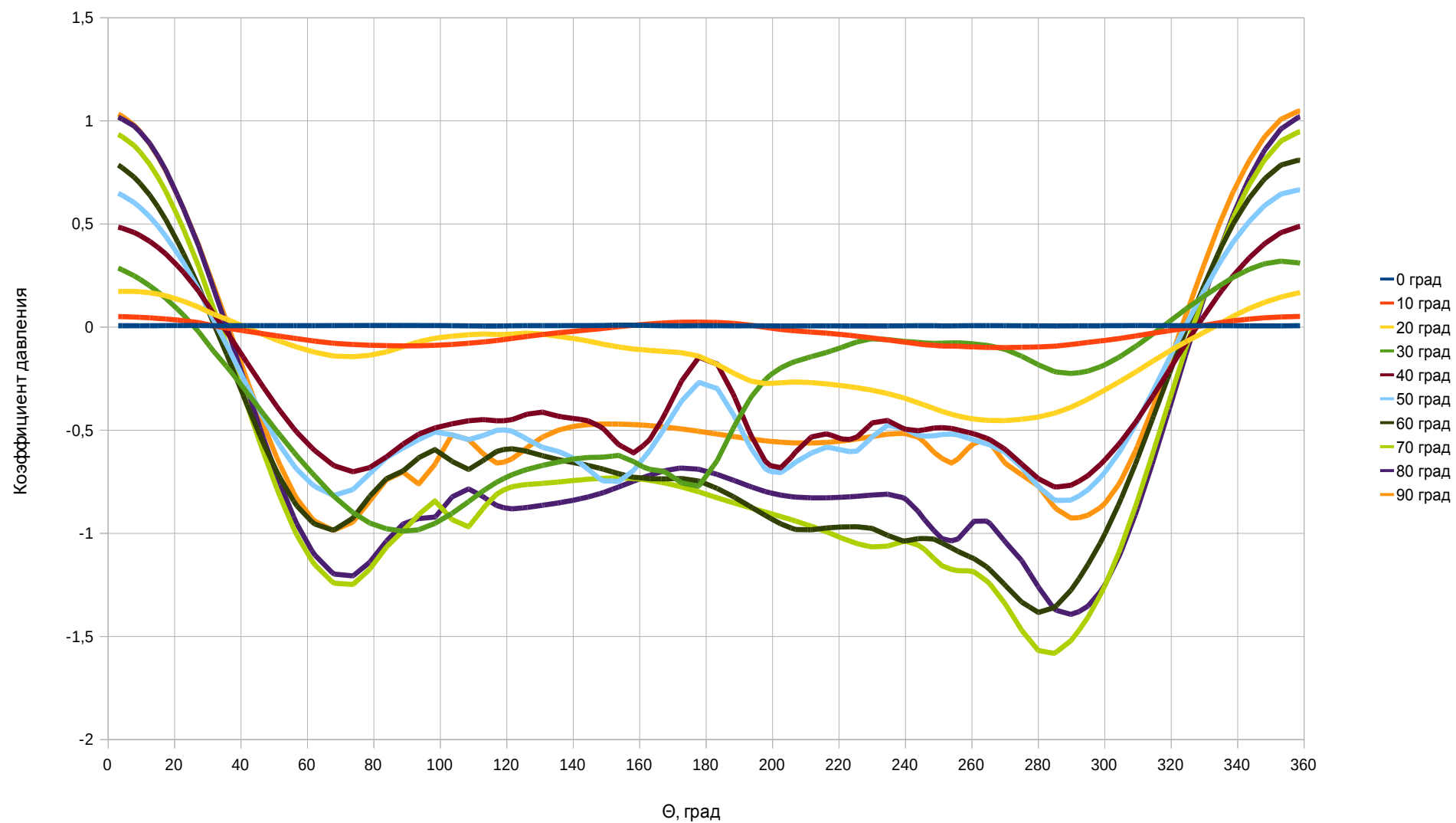


Рисунок Б.11 – Распределение коэффициентов давлений, скорость 160 км/ч, расстояние от начала приемника 57 мм

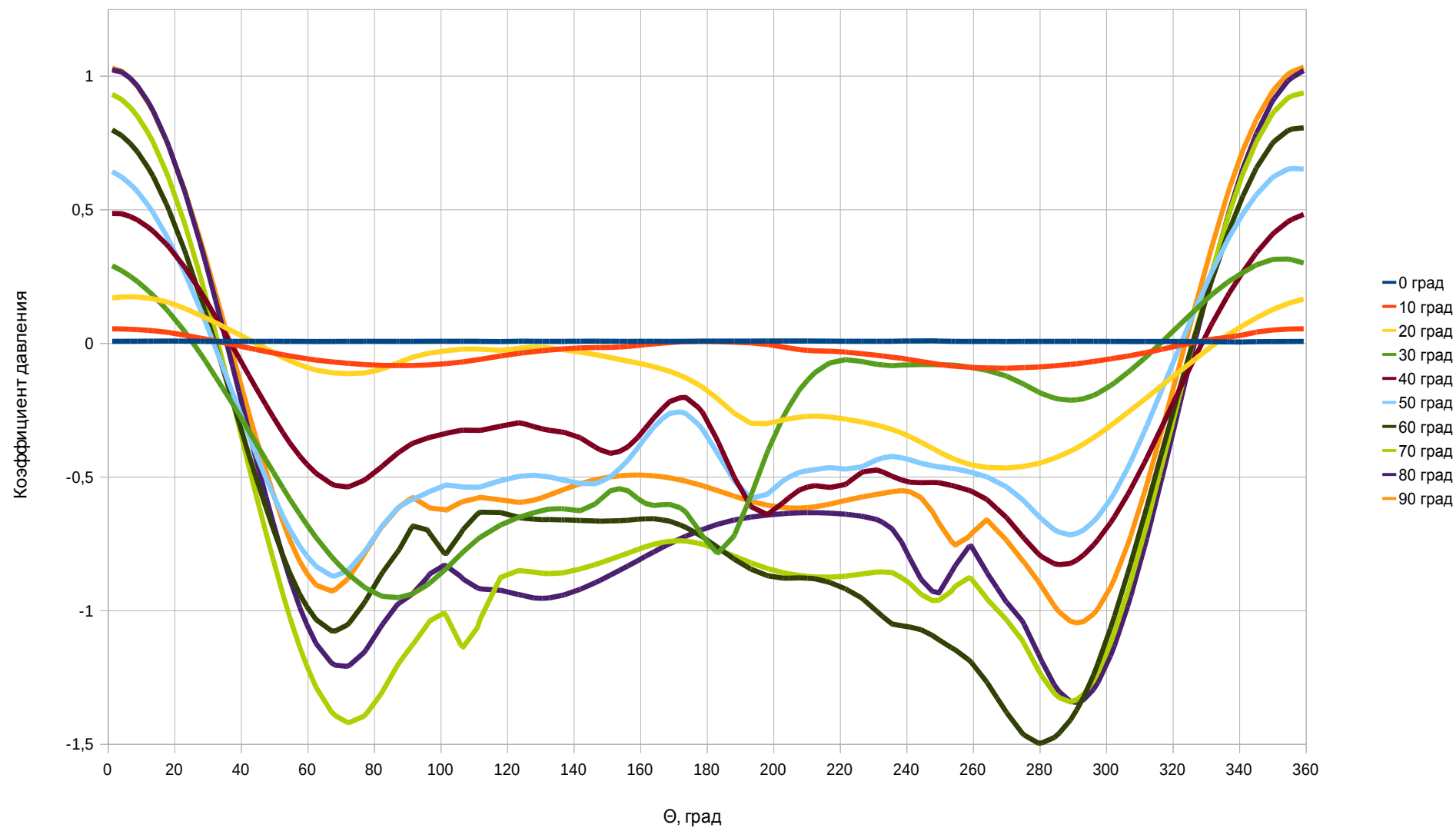


Рисунок Б.12 – Распределение коэффициентов давлений, скорость 160 км/ч, расстояние от начала приемника 70 мм

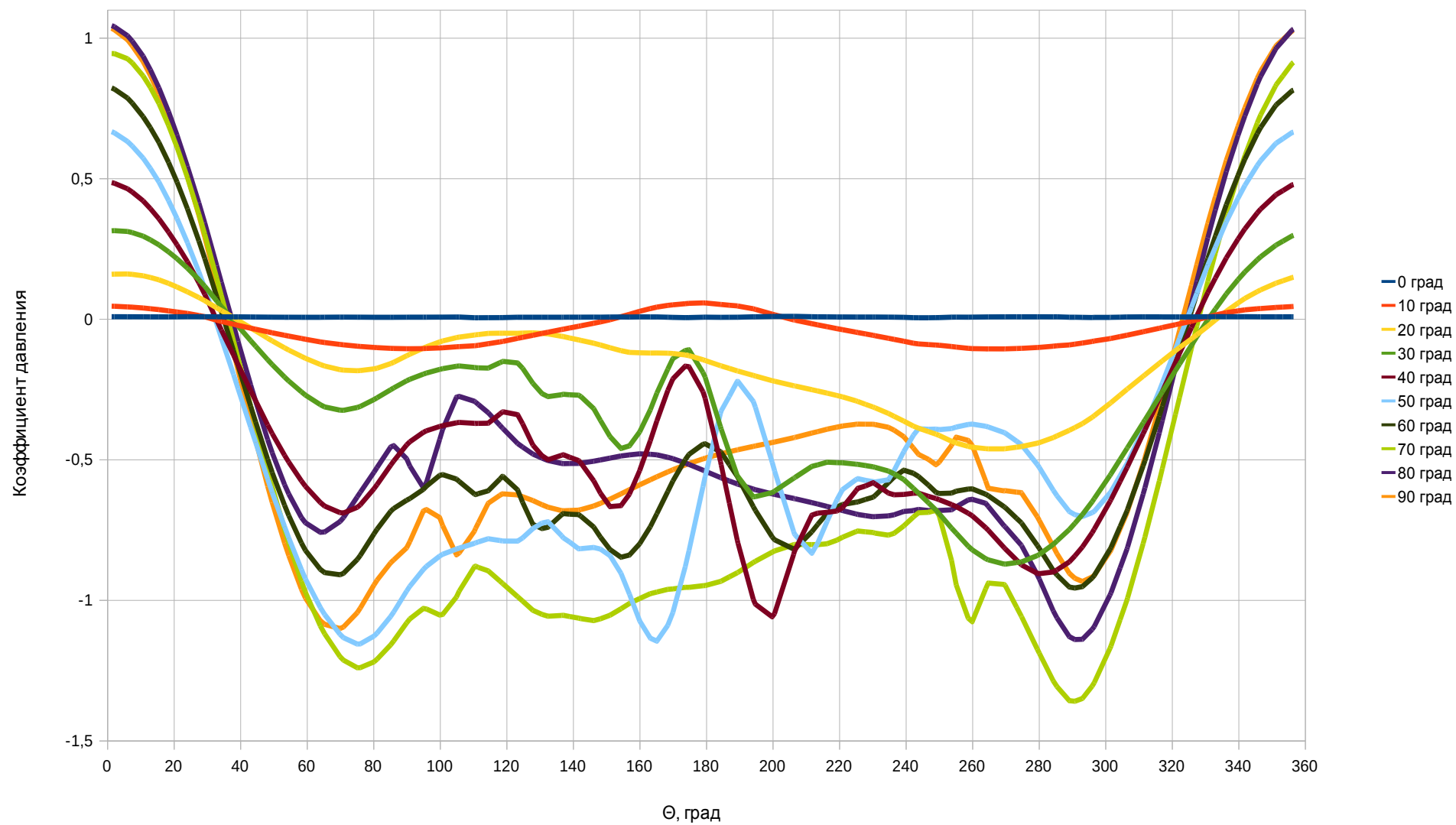


Рисунок Б.13 – Распределение коэффициентов давлений, скорость 200 км/ч, расстояние от начала приемника 45 мм

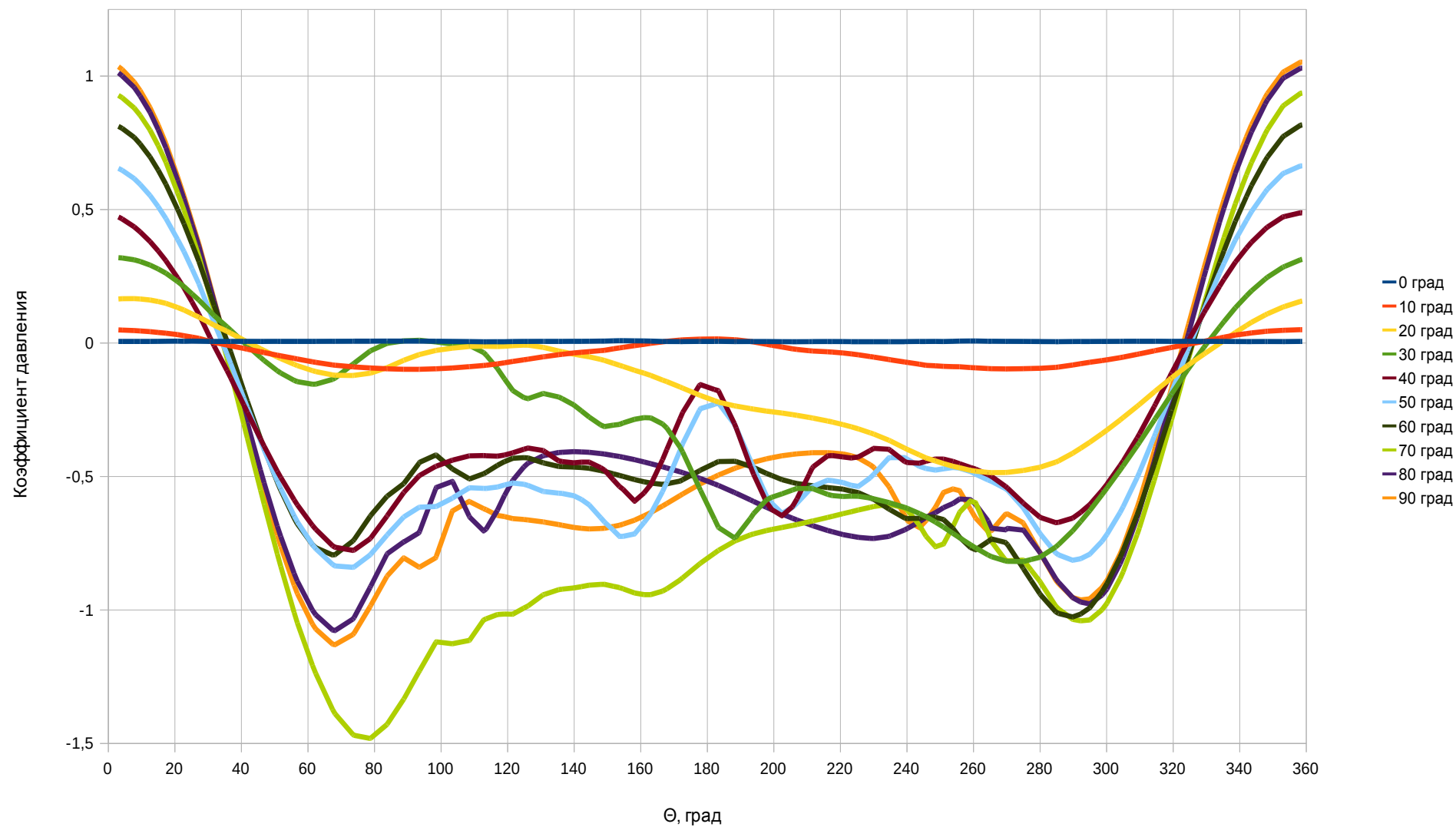


Рисунок Б.14 – Распределение коэффициентов давлений, скорость 200 км/ч, расстояние от начала приемника 57 мм

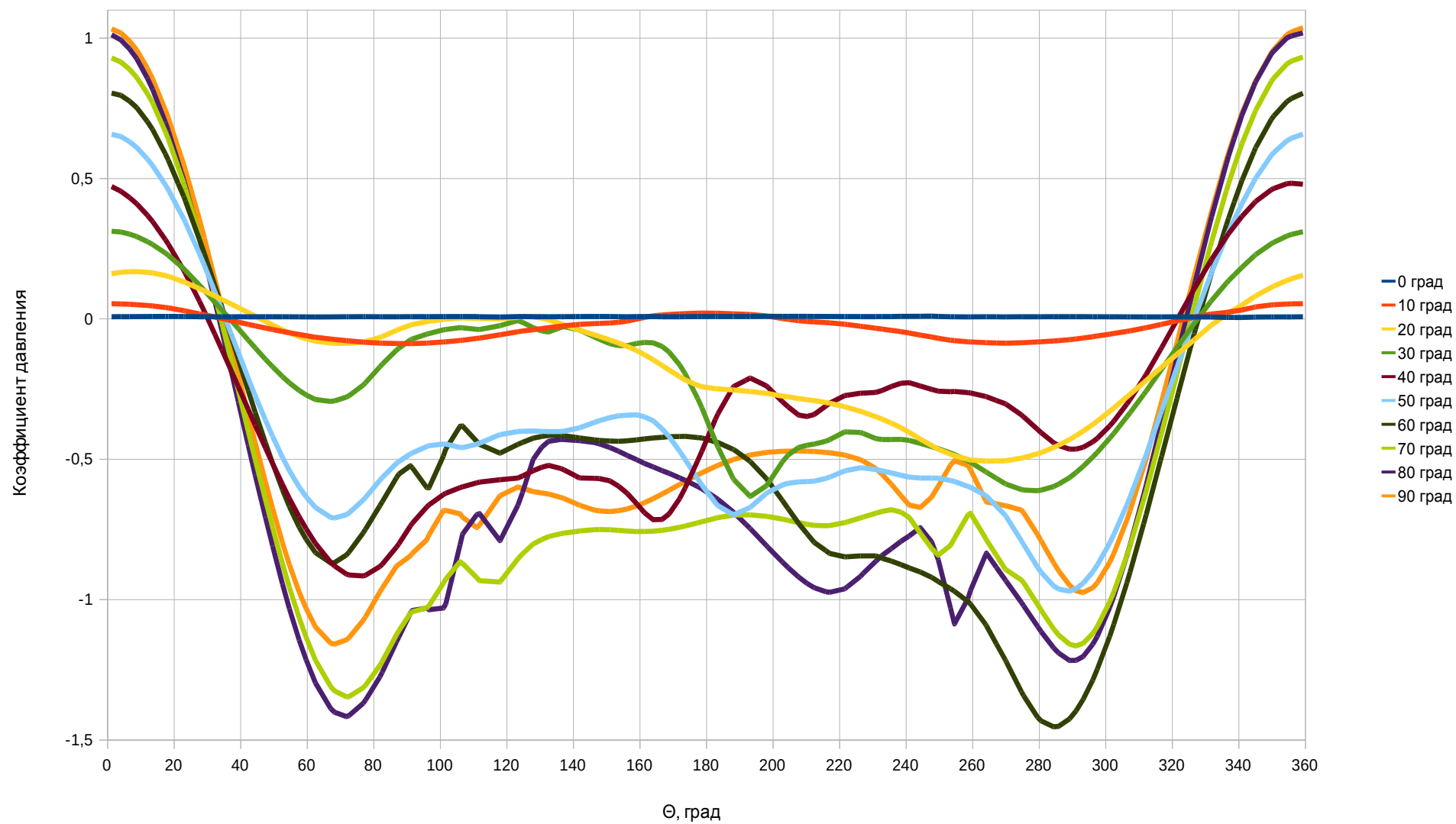


Рисунок Б.15 – Распределение коэффициентов давлений, скорость 200 км/ч, расстояние от начала приемника 70 мм

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Таблица В.1 – Результаты математического моделирования приемника со скошенной воспринимающей частью

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	$\bar{P}_\Pi$	$\bar{P}_{\text{ст}}$	$V_{\text{пр}}$, км/ч	$\Delta V_{\text{пр}}$, км/ч	ΔH , м
0	50	50,00	0,99	0,03	49,05	-0,95	0,45
10	50	49,24	0,99	0,00	49,72	0,48	0,00
20	50	46,99	1,00	-0,10	52,45	5,47	-1,71
30	50	43,30	0,99	-0,20	54,30	11,00	-3,20
40	50	38,30	0,90	-0,29	54,50	16,19	-4,75
50	50	32,14	0,74	-0,45	54,56	22,42	-7,35
60	50	25,00	0,49	-0,59	52,14	27,14	-9,74
70	50	17,11	0,16	-0,47	39,82	22,71	-7,73
80	50	8,69	-0,28	-0,50			-8,22
90	50	0,00	-0,70	-0,37			-6,11
0	150	150,00	0,99	0,03	146,82	-3,18	4,44
10	150	147,72	0,99	0,01	148,68	0,96	0,77
20	150	140,96	1,00	-0,10	157,05	16,10	-15,03
30	150	129,91	0,99	-0,18	161,53	31,63	-26,08
0	250	250,00	0,99	0,03	244,06	-5,94	12,29
10	250	246,20	0,99	0,01	247,08	0,88	2,11
20	250	234,93	1,00	-0,10	260,41	25,48	-40,05
30	250	216,51	0,99	-0,22	272,98	56,47	-89,14

Таблица В.2 – Результаты математического моделирования приемника с цилиндрической воспринимающей частью

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	$\bar{P}_\Pi$	$\bar{P}_{\text{ст}}$	$V_{\text{пр}}$, км/ч	$\Delta V_{\text{пр}}$, км/ч	ΔH , м
0	50	50,00	0,98	0,01	49,30	-0,70	0,20
10	50	49,24	0,98	-0,01	49,75	0,50	-0,15
20	50	46,99	0,97	-0,10	51,78	4,80	-1,67
30	50	43,30	0,91	-0,19	52,31	9,01	-3,10
40	50	38,30	0,74	-0,31	51,36	13,06	-5,10
50	50	32,14	0,49	-0,41	47,49	15,35	-6,69
60	50	25,00	0,17	-0,48	40,17	15,17	-7,83
70	50	17,11	-0,19	-0,58	31,12	14,02	-9,43
80	50	8,69	-0,64	-0,51			-8,35
90	50	0,00	-0,96	-0,37			-5,98
0	150	150,00	0,99	0,02	147,95	-2,05	2,26
10	150	147,72	0,99	0,00	148,95	1,23	-0,36
20	150	140,96	0,98	-0,10	155,29	14,34	-14,63
30	150	129,91	0,91	-0,21	158,25	28,35	-30,43
0	250	250,00	0,99	0,01	246,16	-3,84	6,07
10	250	246,20	0,99	0,00	247,73	1,52	-1,11
20	250	234,93	0,98	-0,09	257,41	22,48	-38,33
30	250	216,51	0,91	-0,21	263,24	46,73	-84,90

Таблица В.3 – Результаты математического моделирования приемника с оживальной воспринимающей частью

α , град	V , км/ч	V_x , км/ч	$\bar{P}_\Pi$	$\bar{P}_{\text{ст}}$	$V_{\text{пр}}$, км/ч	$\Delta V_{\text{пр}}$, км/ч	ΔH , м
0	50	50,00	1,01	0,01	49,83	-0,17	0,21
10	50	49,24	1,01	-0,01	50,44	1,20	-0,14
20	50	46,99	1,00	-0,10	52,41	5,43	-1,71
30	50	43,30	0,93	-0,19	52,98	9,68	-3,11
40	50	38,30	0,80	-0,32	52,75	14,45	-5,17
50	50	32,14	0,55	-0,41	48,91	16,77	-6,69
60	50	25,00	0,16	-0,46	39,54	14,54	-7,61
70	50	17,11	-0,34	-0,60	25,58	8,47	-9,89
80	50	8,69	-0,79	-0,52			-8,55
90	50	0,00	-1,10	-0,36			-5,94
0	150	150,00	1,00	0,02	148,56	-1,44	2,36
10	150	147,72	1,00	0,00	149,90	2,17	-0,25
20	150	140,96	0,99	-0,10	156,07	15,11	-14,47
30	150	129,91	0,93	-0,18	158,00	28,09	-26,93
0	250	250,00	1,00	0,02	246,82	-3,18	6,56
10	250	246,20	1,00	0,00	249,08	2,87	-0,75
20	250	234,93	1,01	0,01	49,83	-0,17	0,21
30	250	216,51	1,01	-0,01	50,44	1,20	-0,14

ПРИЛОЖЕНИЕ Г

УТВЕРЖДАЮ

Первый заместитель
генерального директора
АО «Ульяновское конструкторское
бюро приборостроения», к.т.н.
В.П. Деревянкин
«15» 12 2017г.

АКТ

внедрения результатов диссертационной работы
Цыбиной Марии Михайловны, выполненной на тему
«Разработка и исследование приемников воздушных давлений
для систем бортового оборудования вертолета» в разработках
АО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения»

Настоящий акт подтверждает, что ряд результатов, полученных в диссертационной работе Цыбиной М.М., реализован при разработках приемников воздушных давлений, в частности были использованы разработанные методы математического моделирования приемников воздушных давлений при проектировании таких приемников как ПВД-К-вар (варианты приемника воздушных давлений с аэродинамической компенсацией): ПВД-К4-2 в интересах Ми-28Н, ПВД-К4-2М в интересах Ми-28НМ, ПВД-К4-3 в интересах Ми-38, ПВД-К4-5 в интересах МИ-171А2, которые успешно прошли летные испытания, проведенное моделирование позволило сократить время исследований и объем проводимых испытаний в аэродинамических трубах.

Представленные в диссертационной работе математические модели приемников воздушных давлений и информационного комплекса высотно-скоростных параметров позволили сократить время анализа полетных данных и разработать рекомендации по изменению конфигурации приемников воздушных давлений с учетом их расположения на борту вертолета.

И.о. начальника РТО, к.ф.-м.н.



К.Ю. Моисеев

Директор НТЦР



И.Ю. Мануйлов