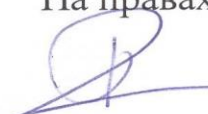


МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«УЛЬЯНОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»

На правах рукописи



Лыу Конг Кием

**АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ
ПРИЕМНИКОВ СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ МАЛЫХ
ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ**

Специальность 05.13.12 – Системы автоматизации проектирования
(информационные технологии и промышленность)

Научный руководитель:
к.т.н., Ефимов Иван Петрович

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Ульяновск – 2022

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	6
ГЛАВА 1. АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ВОПРОСА И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ИССЛЕДОВАНИЯ.....	14
1.1. Место приемников статического давления в системах измерения высотно- скоростных параметров летательных аппаратов.....	14
1.2. Существующие приемники статического давления.....	20
1.3. Теоретические и практические основы синтеза ПСД.....	24
1.3.1. Использование опыта предыдущих разработок, патентов и полезных моделей при синтезе ПСД.....	25
1.3.2. Использование данных экспериментальных исследований в процессе синтеза ПСД.....	28
1.3.3. Использование математических моделей и средств САПР в процессе синтеза ПСД.....	33
1.4. Процесс синтеза ПСД для летательных аппаратов.....	41
1.5. Постановка задачи исследований.....	46
1.6. Результаты и выводы.....	49
ГЛАВА 2. РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО СИНТЕЗА ПРИЕМНИКОВ СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ.....	51
2.1. Выбор и обоснование стратегии разработки математического обеспечения автоматизированного процесса синтеза ПСД.....	51
2.2. Выбор и обоснование параметров моделирования ПСД в САПР ANSYS.....	54
2.2.1. Выбор начальных условий моделирования ПСД в САПР ANSYS.....	55
2.2.2. Выбор модели турбулентности для математического моделирования проточного ПСД в САПР ANSYS.....	64
2.3. Разработка математического обеспечения автоматизированного процесса синтеза (математических моделей) проточных ПСД.....	69

2.3.1. Разработка математической модели для расчета коэффициента давления проточных ПСД.....	69
2.3.2. Разработка математических моделей для расчета девиации коэффициента давления проточных ПСД	72
2.3.3. Проверка полученных моделей проточных ПСД на адекватность.....	79
2.4. Разработка математического обеспечения автоматизированного процесса синтеза (математических моделей) ПСД с наружной профилированной поверхностью и двумя контурами компенсации аэродинамической погрешности.....	80
2.4.1. Выбор модели турбулентности для математического моделирования ПСД с наружной профилированной поверхностью в САПР ANSYS.....	81
2.4.2. Разработка математической модели для расчета коэффициента давления ПСД с наружной профилированной поверхностью	85
2.4.3. Разработка математических моделей для расчета девиации коэффициента давления непроточных ПСД	88
2.4.4 Проверка полученных моделей ПСД с наружной профилированной поверхностью на адекватность	92
2.5. Результаты и выводы	93
ГЛАВА 3. РАЗРАБОТКА РЕКОМЕНДАЦИЙ РАЗРАБОТЧИКУ ПО ВЫБОРУ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПРИЕМНИКОВ СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ	97
3.1. Разработка рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров проточных приемников статического давления (на первоначальном этапе разработки)	99
3.1.1. Разработка рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров проточных приемников статического давления на основе исследования их скоростных характеристик	99
3.1.2. Разработка рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров проточных приемников статического давления на основе исследования их угловых характеристик	112

3.2. Разработка рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров приемников статического давления с наружной обтекаемой поверхностью и двумя контурами компенсации аэродинамической погрешности (на первоначальном этапе разработки)	122
3.2.1. Разработка рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров приемников статического давления с наружной профилированной поверхностью на основе исследования их скоростных характеристик	122
3.2.2. Разработка рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров приемников статического давления с наружной профилированной поверхностью на основе исследования их угловых характеристик	136
3.3. Результаты и выводы	145
ГЛАВА 4. РАЗРАБОТКА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЦЕССА ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО СИНТЕЗА ПРИЕМНИКОВ СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ	149
4.1. Разработка алгоритмического обеспечения автоматизированного процесса параметрического синтеза проточных ПСД.....	151
4.1.1. Алгоритмическое обеспечение для расчета коэффициента давления проточных ПСД.....	151
4.1.2. Алгоритмическое обеспечение для поиска сочетания геометрических параметров проточных ПСД по заданной скоростной характеристике	152
4.1.3. Алгоритмическое обеспечение нахождения допусков на отклонение геометрических параметров проточных ПСД.....	155
4.2. Алгоритмическое обеспечение автоматизированного параметрического синтеза ПСД с наружной профилированной поверхностью и двумя контурами компенсации аэродинамической погрешности.....	161
4.2.1. Алгоритмическое обеспечение для расчета коэффициента давления ПСД с наружной профилированной поверхностью.....	161
4.2.2. Алгоритмическое обеспечение для поиска сочетания геометрических параметров непроточных ПСД по заданной скоростной характеристике	162

4.2.3. Алгоритмическое обеспечение нахождения допусков на отклонение геометрических параметров ПСД с наружной профилированной поверхностью	165
4.3. Автоматизированный процесс параметрического синтеза приемников статического давления	170
4.4. Результаты и выводы	177
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	179
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	184
Приложение 1. Свидетельства о регистрации программ для ЭВМ и программно-информационных продуктов.....	202
Приложение 2. АКТ об использовании результатов диссертационной работы ...	206

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

Измерению высотно-скоростных параметров летательных аппаратов (ЛА) уделяется повышенное внимание разработчиков авионики. Для автоматизированного и автоматического управления ЛА, прежде всего, необходима информация о высоте и скорости полета, которые рассчитываются на основе данных о полном и статическом давлении набегающего воздушного потока. Восприятие полного и статического давлений набегающего воздушного потока осуществляется с помощью специальных зондовых средств, вынесенных за фюзеляж ЛА – приемников полного давления (ППД) и приемников статического давления (ПСД). ППД и ПСД также входят в состав сложных комплексных измерителей высотно-скоростных параметров – датчиков аэрометрических параметров (ДАП).

Создание новых и модернизация существующих ЛА предполагает разработку ППД, ПСД и ДАП. При этом вопросы обеспечения метрологических характеристик данных устройств постоянно находятся в поле зрения разработчиков. Восприятие полного давления не представляет особых затруднений в силу метода его получения на борту ЛА, в соответствии с которым в камере полного давления ППД встречный воздушный поток полностью тормозится и вся его полная энергия (кинетическая и потенциальная) переходят в потенциальную энергию полного давления. Восприятие статического давления, напротив, сопряжено с решением сложной задачи, которая заключается в получении на борту ЛА неискаженной статики потока. Это обусловлено тем, что в зоне отбора статического давления на поверхности ПСД потока не тормозится полностью и его кинетическая энергия может как превышать кинетическую энергию набегающего воздушного потока, так быть меньше последней. Поэтому тема диссертационного исследования посвященная ПСД актуальна.

Создание новых приемников статического давления предполагает реализацию комплексного процесса их синтеза, в котором особое место уделяется

параметрическому синтезу, под которым понимается нахождение значений геометрических параметров ПСД, параметры и характеристики которых удовлетворяют требованиям Технического задания. Здесь речь идет о геометрических параметрах обтекаемой поверхности приемников, которая может быть внутренней (проточные ПСД) и наружной (непроточные ПСД или приемники с наружной обтекаемой поверхностью). Основными трудностями при реализации процесса синтеза являются: отсутствие или недостаточная адекватность существующих математических моделей ПСД; недостаточная проработка вопроса по выбору областей изменения геометрических параметров приемников на первоначальном этапе разработки; необходимость изготовления и аэродинамических испытаний большого количества промежуточных макетов ПСД, что обуславливает большие затраты времени и материальных средств на проектирование ПСД. Поэтому тема диссертационного исследования, направленная на повышение эффективности процесса синтеза ПСД актуальна.

Степень разработанности темы исследования

Вопросам, так или иначе затрагивающим проблемы синтеза приемников статического давления, посвящен целый ряд работ, например [12, 31–35, 41–45, 47, 48, 77–80, 82, 83, 102, 127, 129, 131, 136, 148], что подчеркивает актуальность данного вопроса.

В настоящей работе автором была произведена разработка автоматизированного процесса параметрического синтеза ПСД, для которого было создано необходимое математическое обеспечение и рекомендации разработчику по выбору геометрических параметров ПСД. С целью автоматизации процесса разработки приемников статического давления разработано алгоритмическое обеспечение.

Под параметрическим синтезом в данном случае понимается поиск геометрических параметров синтезируемого приемника и допустимых отклонений этих параметров от их номинальных значений на основе данных технического задания на разработку. Более подробно состав входных и выходных данных процесса синтеза рассматривается в главе 4 работы. Детализация конструкции

приемника (например, выбор и размещение нагревательного элемента, организация камеры и системы отвода статического давления) частью параметрического синтеза не является.

Типовой процесс синтеза (разработки) приемника представляет собой ряд итераций, заключающихся в оценках значений геометрических параметров ПСД, разработке чертежей и изготовлении опытных макетов, испытании данных макетов в аэродинамических лабораториях, корректировке значений геометрических параметров ПСД. Чем меньшее значение опытных макетов предусматривает процесс синтеза ПСД, тем выше его эффективность. Под эффективностью процесса синтеза в работе понимаются затраты времени и материальных средств на разработку изделия. Поэтому работы, в которых затрагиваются вопросы синтеза ПСД, направлены, в конечном итоге, на повышение точности предварительной оценки значений геометрических параметров проектируемых приемников и, следовательно, сокращения числа опытных макетов приемников и их аэродинамических испытаний.

Исходя из общепринятой практики проектирования ПСД и результатов исследований в данной области можно сформулировать ряд требований, предъявляемых к инструментам автоматизации (программному обеспечению) процесса синтеза ПСД. Таким образом данные средства должны:

1. Содержать адекватные математические модели приемников, позволяющие рассчитывать значение коэффициента давления приемника исходя, прежде всего, из его заданных геометрических параметров, скорости и высоты полета.

2. Предоставлять возможность оценки изменения значения коэффициента давления приемника, обусловленного изменением скорости и скосами набегающего воздушного потока.

3. Иметь в своем составе модуль автоматизации решения задачи о назначении допусков на возможные отклонения геометрических параметров приемника от их номинальных значений.

4. Обеспечивать поиск сочетаний значений геометрических параметров ПСД, удовлетворяющих техническому заданию на разработку в автоматическом и/или автоматизированном режимах.

Цели и задачи исследования

Целью диссертационной работы является повышение эффективности процесса синтеза приемников статического давления за счет разработки его математического обеспечения и рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров приемников, положенных в основу методики и системы автоматизированного параметрического синтеза приемников статического давления.

Поставленная цель достигается решением следующих задач.

1. Разработка структуры автоматизированного процесса параметрического синтеза приемника статического давления;

2. Разработка математического обеспечения процесса синтеза (математических моделей ПСД) с наружной и внутренней обтекаемыми поверхностями, включая модели для расчета коэффициента давления приемников и девиации этого коэффициента, обусловленной изменением параметров набегающего воздушного потока и высоты полета;

3. Теоретические исследования ПСД, в том числе и с использованием разработанных математических моделей, направленные на выявление связи геометрических параметров приемников и допустимых значений их отклонений от номинальных величин со значением девиации коэффициента давления;

4. Разработка рекомендаций по выбору геометрических параметров ПСД и допустимых их отклонений от номинальных значений, обладающих уменьшенным значением девиации коэффициента давления, обусловленной изменением скорости и скосами набегающего воздушного потока);

5. Разработка методики и системы автоматизированного параметрического синтеза ПСД, основанной на полученном математическом, алгоритмическом обеспечении и рекомендациях по выбору геометрических параметров ПСД и допустимых их отклонений от номинальных значений.

Объект исследования

Объектом исследования в диссертационной работе является процесс синтеза ПСД.

Предмет исследования

Предметом исследования являются: математические модели приемников статического давления, девиация коэффициента давления ПСД и связанные с ней погрешности в измерении высотно-скоростных параметров ЛА; структура процесса синтеза ПСД.

Соответствие рассматриваемой специальности

Содержание диссертационной работы соответствует пункту 3 паспорта специальности 05.13.12 – Системы автоматизации проектирования (информационные технологии и промышленность).

Научная новизна

1. Подходы и методика моделирования ПСД с наружной и внутренней обтекаемыми поверхностями, позволяющие проводить средствами САПР ANSYS исследование приемников и получение их характеристик.

2. Предназначенные для синтеза и исследования характеристик приемников статического давления математические модели проточных ПСД, содержащих конфузорный и диффузорный участки с отбором статического давления с конфузора и ПСД с наружной профилированной поверхностью и двумя контурами компенсации, предназначенные для расчета коэффициента давления приемников и его девиации, обусловленной изменением параметров воздушного потока и высоты полета.

3. Скоростные и угловые характеристики ПСД с наружной и внутренней обтекаемыми поверхностями, полученные по результатам модельных исследований, которые позволяют проводить автоматизированный синтез и проектирование приемников с уменьшенными значениями девиации коэффициента давления.

Практическая значимость работы

Методика и система автоматизированного параметрического синтеза приемников статического давления с внутренней и наружной обтекаемыми поверхностями, разработанная на основе полученных математических моделей и рекомендаций по выбору геометрических параметров ПСД и назначению их допустимых отклонений от номинальных значений, обеспечивающие повышение эффективности процесса синтеза приемников статического давления.

Методы исследования

Метод математического моделирования, теоретические исследования, метод планирования эксперимента, метод статистических испытаний, метод простого перебора, метод наихудшего случая, численное дифференцирование.

Положения, выносимые на защиту

1. Структура автоматизированного процесса параметрического синтеза ПСД, основывающегося на активном использовании средств САПР для синтеза ПСД, позволяющая сократить время и стоимость разработки; уменьшить девиацию коэффициента давления приемников и погрешность в определении высотно-скоростных параметров ЛА.

2. Математические модели ПСД для расчета коэффициента давления приемников и его девиации, обусловленной изменением параметров набегающего воздушного потока, используемые для построения системы параметрического синтеза приемников и их теоретических исследований, направленных на повышение эффективности процесса синтеза и уменьшение девиации коэффициента давления ПСД.

3. Рекомендации разработчику ПСД по выбору геометрических параметров проточных ПСД и приемников с наружной профилированной поверхностью, позволяющие повысить эффективность процесса синтеза приемников и уменьшить девиацию их коэффициента давления.

4. Методика и система автоматизированного параметрического синтеза ПСД, обеспечивающая возможность нахождения геометрических параметров приемников статического давления и допустимых отклонений этих параметров от номинальных значений, исходя из требований ТЗ.

Степень достоверности результатов

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

Реализация и внедрение работы

Полученные в работе научные и практические результаты внедрены в АО «Ульяновский конструкторский бюро приборостроения» и в учебный процесс подготовки бакалавров, магистров и аспирантов кафедры «Измерительно-вычислительные комплексы» Ульяновского государственного технического университета.

Апробация работы

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

- Научно-технических конференциях профессорско-преподавательского состава ульяновского государственного технического университета «Вузовская наука в современных условиях» (Ульяновск, 2019–2021);

- 12-й, 13-й Всероссийских научно-технических конференциях аспирантов, студентов и молодых ученых «Информатика и вычислительная техника» (ИВТ-2020, 2021);

- XII, XIII Международных научно-практических конференциях студентов, аспирантов и молодых ученых «Информатика, моделирование, автоматизация проектирования» (ИМАП - 2020, 2021);

- XII, XIII Международных молодежных научных конференциях «Гражданская авиация: XXI век» (Ульяновск, 2020–2021).

Публикации по теме диссертации

По теме диссертации опубликовано 20 печатных работ, в том числе 15 статей, 5 из которых в журналах из списка ВАК, получено 4 свидетельства о

государственной регистрации программ для ЭВМ. Также опубликована одна монография в соавторстве.

Сведения о личном вкладе автора

Постановка задач исследования осуществлялась совместно с научным руководителем. Все основные теоретические и практические исследования проведены автором диссертационной работы самостоятельно.

Структура и объем работы

Диссертация состоит из введения, четырех глав с выводами, заключения, списка литературы и двух приложений, содержит 208 страниц машинописного текста вместе с приложениями, в том числе 51 рисунок и 33 таблицы. Список литературы включает в себя 150 наименований. В приложениях к диссертации представлены свидетельства о регистрации программ для ЭВМ, а также копии акта внедрения результатов работы.

ГЛАВА 1. АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ВОПРОСА И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ИССЛЕДОВАНИЯ

1.1. Место приемников статического давления в системах измерения высотно-скоростных параметров летательных аппаратов

На данный момент наибольшее распространение получил аэрометрический метод измерения скоростей летательного аппарата, который предусматривает восприятие полного и статического давлений набегающего воздушного потока с помощью вынесенных за обшивку фюзеляжа ЛА зондовых средств - приемников полного и статического давлений или комбинированных приемников воздушных давлений [8, 11, 14, 30, 36, 37, 40, 73, 85, 94, 136, 144, 146]. По воспринятым воздушным давлениям (полному и статическому давлению) вычисляются необходимые для управления летательным аппаратом высотно-скоростные параметры: абсолютная и относительная барометрические высоты, истинная и приборная воздушные скорости, число Маха, вертикальная скорость. Указанные высотно-скоростные параметры имеют важнейшее значение при пилотировании и в значительной степени влияют на безопасность полета и выполнение поставленной полетной задачи [9, 10, 17–19, 22, 50, 117, 119].

Вычисление высотно-скоростных параметров осуществляется на основании функциональных зависимостей, определяемых ГОСТ 4.401-81 и ГОСТ 5.212-74 [20, 21, 53, 75, 132, 145].

Абсолютная барометрическая высота H соответствует потенциальной высоты над уровнем моря в условиях стандартной атмосферы и определяется по формуле [20, 21, 120]:

а) при $-2000 \text{ м} < H < 11000 \text{ м}$

$$H = \frac{T_0 + T_H}{2} R \ln \left(\frac{P_0}{P_H} \right), \quad (1.1)$$

б) при $11000 \text{ м} < H < 15000 \text{ м}$

$$H = H_{11} + R T_{11} \ln \left(\frac{P_{11}}{P_H} \right), \quad (1.2)$$

где $T_0 = 288,15$ К – средняя абсолютная температура на уровне моря; $P_0 = 101325$ Па = 760 мм рт.ст. – среднее абсолютное давление на уровне моря; $R = 29,27$ м/К – газовая постоянная; T_H , P_H – абсолютная температура наружного воздуха и абсолютное давление на текущей высоте H ; $T_{11} = 216,65$ К, $P_{11} = 22632$ Па = 169,754 мм рт.ст. – абсолютная температура и абсолютное давление на высоте $H_{11} = 11000$ м.

Относительная барометрическая высота определяется по формуле [20, 21, 120]:

а) при -2000 м $< H < 11000$ м

$$H = \frac{T_0 + T_H}{2} R \ln \left(\frac{P_M}{P_H} \right), \quad (1.3)$$

б) при 11000 м $< H < 15000$ м

$$H = H_{11} + R T_{11} \left(\frac{P_{11}}{P_H} \right), \quad (1.4)$$

где P_M – абсолютное давление воздуха на относительной месте Земли.

Приборная (индикаторная) скорость полета $V_{пр}$ вычисляется как функция динамического давления $P_{дин} = P_{ст} - P$, или полного давления $P_{ст}$, приведенного к нормальным условиям на уровне моря ($T_0 = 288,15$ К, $P_0 = 101325$ Па = 760 мм рт.ст.) по формуле [20, 21, 120]:

$$V_{пр} = \sqrt{2gRT_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(\frac{P_{дин}}{P_0} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (1.5)$$

где $g = 9,80665$ м/с² – ускорение силы тяжести; $k = 1,4$ – показатель адиабаты для воздуха.

Число Маха, характеризующее отношение истинной воздушной скорости $V_{ис}$ к скорости звука $a = \sqrt{kgRT_H}$, определяется как функция отношения полного давления к статическому давлению на текущей высоте полета. При дозвуковой скорости полета уравнение для определения числа Маха M имеет вид [20, 21, 120]:

$$M = \frac{V_{ис}}{a} = \sqrt{\left(\frac{2}{k-1} \right) \left[\left(\frac{P_{дин}}{P_H} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} = \sqrt{\left(\frac{2}{k-1} \right) \left[\left(\frac{P_{ст}}{P_H} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (1.6)$$

При сверхзвуковой скорости полета часть энергии набегающего воздушного потока тратится на образование ударных волн и скачков уплотнения перед приемником воздушного давления и уравнение для определения числа Маха принимает неявный вид [120].

$$\frac{P_{\Pi}}{P_H} = \frac{P_{\text{дин}}}{P_H} + 1 = \frac{167M^7}{(7M^2-1)^{2,5}}, \quad (1.7)$$

Истинная воздушная скорость $V_{\text{ис}}$ может определена по формуле приборной скорости, в которой полное, динамическое и статическое давления, а также температура наружного воздуха измеряются непосредственно на данной высоте полета [20, 21, 120].

$$\begin{aligned} V_{\text{ис}} &= \sqrt{2gRT_H \left(\frac{k}{k-1}\right) \left[\left(\frac{P_{\text{дин}}}{P_H} + 1\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1\right]} = \\ &= \sqrt{2gRT_H \left(\frac{k}{k-1}\right) \left[\left(\frac{P_{\Pi}}{P_H}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1\right]}, \end{aligned} \quad (1.8)$$

Абсолютная температура наружного воздуха T_H на высоте полета вычисляется как функция числа M и абсолютной температуры заторможенного потока воздуха T_T , воспринимаемой приемником температуры, по формуле [73, 116].

$$T_H = \frac{T_T}{N(1+0,2\xi M^2)}, \quad (1.9)$$

где $N = 0,996$ – коэффициент качества датчика температуры торможения; ξ – коэффициент торможения воздуха, значение которого в зависимости от конструктивных особенностей приемника температуры и места его установки колеблется в пределах $0,98 \dots 1,02$.

Вертикальная скорость V_B ЛА определяется путем вычисления производной по времени от абсолютной барометрической высоты, т.е. [20, 21, 120].

$$V_B = \frac{dH}{dt} = \frac{H(t_i) - H(t_{i-1})}{t_i - t_{i-1}}, \quad (1.10)$$

где t_i, t_{i-1} – текущий и предшествующий моменты времени, в которое произведены вычисления абсолютной барометрической высоты.

В связи со сложностью выбора места установки приемника на борту ЛА, конструктивных особенностей самого ЛА и другими противоречивыми условиями, восприятие воздушных давлений происходит с искажениями, которые в конечном итоге могут превысить погрешности измерения высотно-скоростных параметров, определенных нормами летной годности летательных аппаратов [16, 28, 73, 95, 97, 134, 135].

Воспринятое статическое давление используется для измерения барометрической высоты, а по разнице полного и статического давления измеряются приборная и истинная воздушная скорости. При этом получается так, что измерение высоты, а, значит, и восприятие статического давления, не должно зависеть от изменения условий обтекания приемника [7, 36, 37, 54, 137].

Погрешности в определении высотно-скоростных параметров складываются из погрешностей: восприятия давлений, преобразования полного и статического давления в аналоговую или цифровую информацию и вычисления самих этих параметров. Таким образом, погрешность восприятия статического давления ПСД выражена нормализованной величиной (коэффициентом давления) [40]:

$$\bar{p} = \frac{P_x - P_0}{\rho V^2 / 2}, \quad (1.11)$$

где ρ – плотность воздуха; P_0 , V – давление и скорость набегающего воздушного потока; P_x – давление, воспринимаемое приемником воздушных давлений.

Погрешности в определении высоты и скорости полета, обусловленные девиацией коэффициента давления, могут быть рассчитаны по следующим формулам [19, 52, 57, 98, 126, 141–143, 149]:

$$\Delta V = V - \sqrt{\frac{2q(1-\Delta\bar{p})}{\rho}}, \quad (1.12)$$

$$\delta_V = \frac{\Delta V}{V} 100\%, \quad (1.13)$$

где ΔV – абсолютная погрешность в определении скорости; δ_V – относительная погрешность, выраженная в процентах; q – скоростной напор набегающего потока с учетом плотности воздуха на высоте полета; $\Delta\bar{p}$ – девиация

(изменение) коэффициента давления, обусловленная изменением скорости воздушного потока.

$$\Delta H = H - \frac{3,53275 - (P_{ст} + \Delta \bar{p}q)^{0,19026310}}{0,000079691}, \quad (1.14)$$

$$\delta_H = \frac{\Delta H}{H} 100\%, \quad (1.15)$$

где ΔH – абсолютная погрешность в определении высоты, выраженная в метрах; δ_H – относительная погрешность, выраженная в процентах; H – высота полета, м; q – скоростной напор потока с учетом плотности на высоте полета, выраженный в мм рт.ст.; $P_{ст}$ – статическое давление на высоте полета в мм рт.ст.

Практика летной эксплуатации показывает, что величина девиации коэффициента давления бортовых авиационных ПСД может достигать 0,1...0,5. При этом максимальная погрешность в определении: скорости полета находится в пределах 5,1...29,3 %; высоты полета в пределах 2,4...12,2 % [40].

Схема преобразования статического давления в бортовой системе измерения высотно-скоростных параметров летательного аппарата (ЛА) показана на рисунке 1.1 [6, 40, 52, 55, 98].

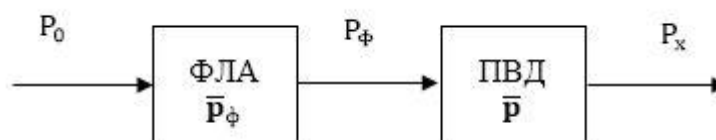


Рисунок 1.1 – Схема преобразования статического давления: \bar{p} и \bar{p}_ϕ – коэффициенты давления ПСД и местный в зоне установки приемника на фюзеляже ЛА

Фюзеляж летательных аппаратов (ФЛА) искажает статическое давление. В зоне установки ПСД коэффициент давления \bar{p}_ϕ . Приемник, как и ФЛА, оказывает геометрическое воздействие на воздушный поток и характеризуется коэффициентом давления \bar{p} .

В идеальном случае давление P_x должно быть равно давлению набегающего воздушного потока. В этом случае аэродинамическая погрешность в определении

высотно-скоростных параметров будет равна нулю [28]. Уменьшение аэродинамической погрешности достигается, главным образом, за счет обеспечения требуемой зависимости коэффициента давления приемника от вектора скорости набегающего воздушного потока, то есть от скорости и угла скоса потока [43, 44, 58, 120].

При полете ЛА приходится воспринимать статическое давление и при ненулевых углах скоса потока, а также в условиях воздействия индуктивного потока от несущего винта ЛА. Отверстия отбора статического давления необходимо располагать так, чтобы минимизировать погрешность восприятия воздушного давления [18, 40, 53, 73].

Восприятие полного давления осуществляется практически без погрешности, особенно при нулевых и околонулевых углах скоса потока, что обусловлено принципом его получения (полное торможение набегающего воздушного потока в камере приемника, обращенной навстречу потоку). Вопросы точности восприятия полного давления изучены достаточно хорошо наиболее полно изложены в [46, 89, 100, 149].

Неискаженное восприятие статического давления довольно проблематично в силу того, что оно отбирается с боковой поверхности приемника, которая в свою очередь оказывает геометрическое воздействие на воздушный поток, перераспределяя таким образом соотношение между его кинетической и потенциальной энергиями. Кроме этого статическое давление в зоне установки ПСД может быть искажено фюзеляжем ЛА [43, 44, 116, 129].

Наибольшая девиация коэффициента давления имеет место при малых дозвуковых скоростях (до 200...300 км/ч), что обусловлено сильной зависимостью коэффициента потерь давления потока обтекающего приемник от скорости его обдува, о чем свидетельствуют данные работ [39, 135]. Приведенные в справочнике [39] данные показывают, что значения коэффициентов гидравлических сопротивлений конфузورных, диффузорных и, даже, цилиндрических участков в значительной степени зависят от скорости потока в диапазоне от 0 до 300 км/ч. При дальнейшем увеличении скорости их значения стабилизируются.

Поэтому в настоящей работе рассматриваются только вопросы синтеза и уменьшения девиации коэффициента давления ПСД для диапазона малых дозвуковых скоростей воздушного потока [43, 44, 79].

1.2. Существующие приемники статического давления

Как уже отмечалось выше, восприятие статического давления потоков осуществляется с помощью ПСД, которые подразделяются на две большие группы: приемники с внутренней обтекаемой поверхностью (проточные ПСД) и приемники с наружной обтекаемой поверхностью (непроточные ПСД).

Совмещенные (или комбинированные) приемники предназначены для одновременного восприятия в полете полного и статического давлений и носят наименование ПВД.

В отличие от приемников с наружной обтекаемой поверхностью, проточные ПСД имеют ограниченный диапазон скоростей потока вследствие наступления критического режима (достижения потоком скорости звука в узкой части ПСД) уже на скоростях порядка 400 км/ч [9, 143].

Проточные приемники менее чувствительны к скасам потока по сравнению с приемниками с наружным обтеканием, что приводит к уменьшению аэродинамической погрешности, обусловленной скасами потока, но также и затрудняет использование таких приемников в качестве чувствительных элементов систем измерения аэродинамических углов [9].

Проточные приемники менее чувствительны к переменным индуктивным потокам, создаваемым несущими лопастями вертолетов, что делает их привлекательными для соответствующего использования [9].

Проточные ПСД способны обеспечивать большой коэффициент аэродинамического усиления, под которым понимается искусственное повышение динамического давления, воздействующего на манометрические коробки измерителей скорости. Это позволяет использовать ПСД для расширения

диапазона измеряемых скоростей в сторону их уменьшения [9, 34, 52, 55, 84, 98, 127, 129–131].

Проточные ПСД имеет большую «глубину» регулировки величины коэффициента давления, что позволяет компенсировать практически любые разрежения и подпоры давления, создаваемые в зоне установки ПСД на фюзеляже ЛА [9]. Один из таких приемников является ПСД, разработанный в АО «УКБП», внешний вид которого показан на рисунке 1.2.

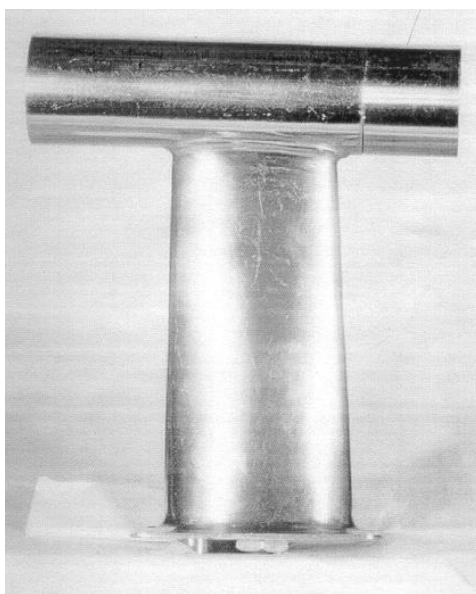


Рисунок 1.2 – Внешний вид вертолетного проточного приемника ПДС-В1

В силу отмеченных особенностей, носителями проточных ПСД, в первую очередь, являются вертолеты, дирижабли, ЛА вертикального взлета и посадки, малоразмерные ЛА.

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 и ПСД.

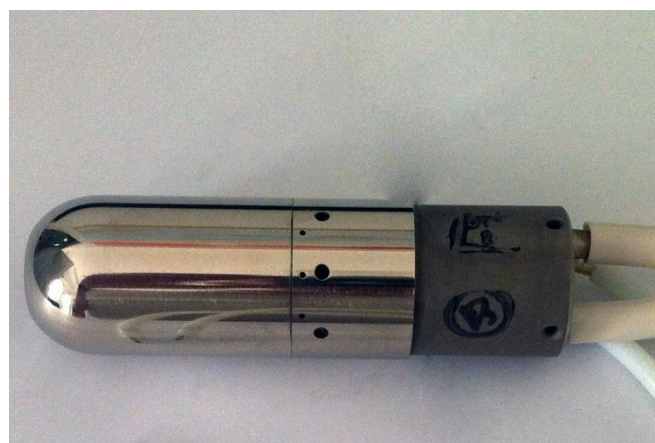
Представителями приемников воздушных давлений с аэродинамической компенсацией фирмы АО «Аэроприбор-Восход» являются модели приемников ПВД-18 и ПВД-6М (рисунок 1.3).

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 [40].



а)



б)

Рисунок 1.3 – Приемник воздушных давлений а) ПВД-18; б) ПВД-6М

Конструкция приемника ПВД-6М подразумевает в качестве компенсатора наружное кольцо. При расположении кольца перед отверстиями отбора статики приемник выдает пониженное давление, а при расположении колец после отверстий отбора статики - повышенное давление [135]. 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 приемников, отличающихся между собой количеством камер полного и статического давлений, наличием или отсутствием компенсаторов ошибок восприятия статического давления.

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 [49, 134].

Многоканальные ПСД имеют более сложную конструкцию, что обусловлено необходимостью выполнения в них нескольких камер статического давления и организации отвода нескольких «статик», не сообщающихся между собой. Как правило это приемники с одним или несколькими контурами коррекции (компенсации) [43, 44].

На рисунке 1.4 показан общий вид ПСД с наружной профилированной поверхностью, состоящего из двух компенсационных контуров (патент США № 4378697 «Strut Mounted Multiple Static Tube») [93].

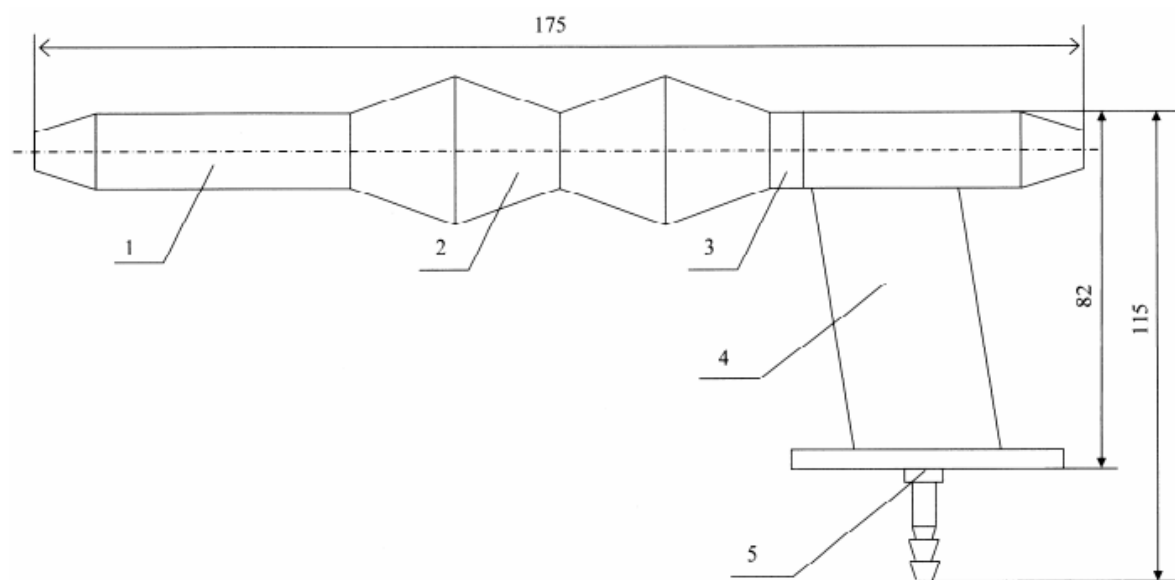


Рисунок 1.4 – Общий вид макета ПСД наружной профилированной поверхностью: 1 – входной цилиндрической участок; 2 – профилированный участок; 3 – контрольная гайка; 4 – крепежный кронштейн; 5 – штуцер отбора «статики»

Автором было выдвинуто предположение, что данный приемник, помимо возможности организации нескольких линий статического давления, позволит уменьшить девиацию коэффициента давления, обусловленную изменением параметров набегающего воздушного потока при отборе «статики» со второго компенсационного контура, что и было подтверждено результатами моделирования.

1.3. Теоретические и практические основы синтеза ПСД

Проектирование приемников полного давления не представляет особых затруднений, а рекомендации по выбору геометрических параметров данных устройств приводятся в [95]. Наиболее проблематичным является синтез ПСД, так как восприятие статического давления не предусматривает полного торможения потока, а, следовательно, давление воспринимаемое приемником в той или иной степени зависит от параметров потока (его скорости и угла скоса, плотности воздуха) [16, 34, 35, 41, 97]. Именно вопросам синтеза приемников статического давления и посвящена настоящая работа.

Процесс синтеза ПСД базируется на ряде моментов, основными из которых являются:

1. Опыт предыдущих разработок приемников;
2. Данные экспериментальных исследований серийных ПСД и их опытных макетов;
3. Математические модели ПСД и методики их моделирования;
4. База данных патентов и полезных моделей ПСД;
5. Средства САПР, использование которых позволяет повысить эффективность процесса синтеза ПСД.

Под повышением эффективности процесса синтеза в настоящей работе подразумевается уменьшение затрат времени и материальных средств на разработку ПСД.

1.3.1. Использование опыта предыдущих разработок, патентов и полезных моделей при синтезе ПСД

Конфигурация поверхности ПСД, с которой отбирается статическое давление, во многом определяется требованиями, предъявляемыми к характеристикам приемника, основными из которых являются скоростная и угловая характеристики, представляющие собой зависимость коэффициента давления ПСД от скорости и угла скоса потока соответственно [31, 35, 120].

При разработке нового ПСД прежде всего выбирается конфигурация обтекаемой поверхности, с которой будет отбираться статическое давление. При этом учитываются также другие данные, представленные в Техническом задании (ТЗ) на разработку (ограничения по массе и габаритам, электрическая мощность, потребляемая системой обогрева и ряд других). На данном этапе синтеза за основу берется один из известных типов приемника:

1. Гладкий приемник, такой как ПВД-5 или ПВД-6 (рисунок 1.3 б);
2. Приемник с наружной обтекаемой поверхностью с компенсирующим контуром, такой как ПВД-18 (рисунок 1.3 а);
3. Приемник с наружной обтекаемой поверхностью и несколькими контурами компенсации, такой как многоканальный приемник фирмы Rosemount (рисунок 1.4);
4. Приемник проточного типа с внутренней обтекаемой поверхностью, например, ПСД-В1 (рисунок 1.2).

Гладкий приемник выбирается за основу синтезируемого ПСД, если к данному зондовому средству не предъявляется требование аэродинамической компенсации, то есть приемник устанавливается в области фюзеляжа ЛА, где статическое давление потока не искажено [55]. Однако, даже в этом случае наблюдается девиация коэффициента давления ПСД, обусловленная изменением скорости воздушного потока [42, 44, 73]. Основной задачей разработчика в этом случае является выбор наружного диаметра ПСД и нахождение относительного удаления сечения отбора давления, под которым понимается отношение удаления

сечения от носка ПСД к наружному диаметру приемника [31, 40]. Значение наружного диаметра определяется, главным образом, такими требованиями ТЗ как: массовые и габаритные ограничения; требования к электрическим параметрам системы обогрева; климатические условия эксплуатации.

Выбор схемы ПСД с компенсирующим контуром в настоящее время встречается наиболее часто, что объясняется с одной стороны необходимостью аэродинамической компенсации местных подпоров давления и разрежения, создаваемых в зонах фюзеляжа ЛА, отведенных для установки приемников [41, 45, 79], с другой – уменьшенным значением девиации коэффициента давления таких ПСД, обусловленной изменением скорости набегающего воздушного потока [28, 40]. Однако, последнее достигается не во всех случаях. Отмечается, что значение девиации коэффициента давления при отборе статики с компенсационного контура может достигать $0,3...0,5$, что значительно больше, чем аналогичный показатель для гладкого приемника (около $0,08...0,20$) [49, 95, 97, 133]. Практика разработок показала, что наименьшее значение девиации коэффициента давления достигается в случаях, если значения коэффициента давления ПСД равны $-0,15...-0,05$ [44, 45, 79]. При этом практически не встречаются рекомендации по выбору значений геометрических параметров приемников, имеющих минимальное значение девиации коэффициента давления.

Приемники с несколькими контурами компенсации являются перспективными и предпочтительными, прежде всего, для организации нескольких независимых линий статического давления при использовании всего одного ПСД, что приводит к уменьшению общего числа приемников на борту ЛА и снижению энергопотребления [93, 135]. Требование наличия нескольких независимых каналов статики определяется с одной стороны необходимостью развязки по данному пневматическому информационному каналу для различных групп бортовых приборов и систем, с другой стороны – требованиями информационной надежности, предъявляемыми к бортовым системам и комплексам. Выбор данной конфигурации наружной обтекаемой поверхности обуславливается также широким значением аэродинамической компенсации (порядка $-0,7...0,2$

скоростного напора) [45]. Автором было выдвинуто предположение о том, что при отборе давления со второго компенсационного контура девиация коэффициента давления приемника будет меньше, по сравнению с ПСД, в котором статика отбирается через отверстия, расположенные на первом контуре и у приемника с одним контуром компенсации, что и подтвердилось результатами моделирования данных устройств [63, 67].

Выбор проточной схемы ПСД ограничен типом ЛА. Данная конфигурация обтекаемой поверхности подходит только для вертолетов и малых беспилотных и пилотируемых ЛА, что связано, как уже говорилось выше, со скоростными ограничениями. Данные ПСД обеспечивают самый широкий диапазон аэродинамической компенсации (от 0,4...0,7 до -4,0...-8,0) и могут использоваться в качестве усилителей динамического давления, что позволяет расширить диапазон измеряемых скоростей в сторону их уменьшения (до 5...10 км/ч против 20...50 км/ч, что имеет место при использовании обычных ПСД) [32, 40, 43, 131, 136]. Последнее является особенно важным для малоразмерных ЛА и аппаратов вертикального взлета и посадки, которые оснащаются сложными и дорогостоящими системами: ЛОРАС (США), ЛЕССИ (Англия), КВИС (Россия) [40]. В работе [129] показана возможность расширения диапазона измеряемых и контролируемых скоростей с помощью проточного пневмоусилителя с осевым нагнетателем.

После предварительного выбора типа конфигурации обтекаемой поверхности разработчик может прибегнуть к модификации ПСД с целью улучшения его точностных и (или) эксплуатационных характеристик, используя информацию, содержащуюся в патентных материалах, научных работах или иных источниках. В частности это касается таких вопросов, как: уменьшение девиации коэффициента давления, обусловленной изменением параметров набегающего воздушного потока; подстройка скоростной характеристики ПСД; противодействие засорению воспринимающих отверстий твердыми частицами; выбор и размещение нагревательных элементов; расширение функциональных

возможностей, например, обеспечение работоспособности ПСД при изменении направления полета [1–5, 93].

1.3.2. Использование данных экспериментальных исследований в процессе синтеза ПСД

В процессе синтеза ПСД широко используются данные экспериментальных исследований зондовых средств восприятия статического давления данного типа. На первых этапах разработки приемников именно только благодаря испытаниям опытных макетов устройств создавались ПСД. В последствии стали появляться математические модели ПСД и средства САПР, что несколько снизило потребность в проведении экспериментов с макетами, но не исключило их полностью.

Вопросам теории и экспериментальным исследованиям ПСД посвящен ряд работ [1–5, 16, 41, 43, 73, 84, 90–92, 95, 127–129, 131, 136], среди которых наибольший интерес представляют труды Попова С. Г., Петунина А. Н., Федорова Н. Г., Шивринского В. Н., Ефимова И. П. [1–5, 41, 43, 95, 97, 129, 136]. В значительной части этих работ приводятся данные экспериментальных исследований проточных приемников статического давления. В настоящее время эти приемники воздушных давлений применяются в качестве зондовых средств восприятия статического давления на вертолетах [42, 43]. Типовая конструкция проточного приемника статического давления и его принципиальная схема [31, 40] показаны на рисунках 1.5 и 1.6 соответственно.

ПСД состоит из следующих узлов: корпуса 1, нагревательного элемента 2, профилированного вкладыша 3, крепежного кронштейна 4 с отверстием отбора давления 5.

Внутренняя часть ПСД является трубкой Вентури с сужающимся (конфузорным) и расширяющимся (диффузорным) участками. Профилированный вкладыш (проточная часть приемника) оказывает геометрическое воздействие на воздушный поток внутри ПСД. Отбор давления производится через отверстия, выполненные по окружности и расположенные на конфузорном участке. На

величину коэффициента давления ПСД влияет геометрия проточной части приемника. Для крепления ПСД на фюзеляже ЛА используется несущий кронштейн, высота которого выбирается из условия вывода ПСД из пограничного слоя, формирующегося на фюзеляже ЛА.

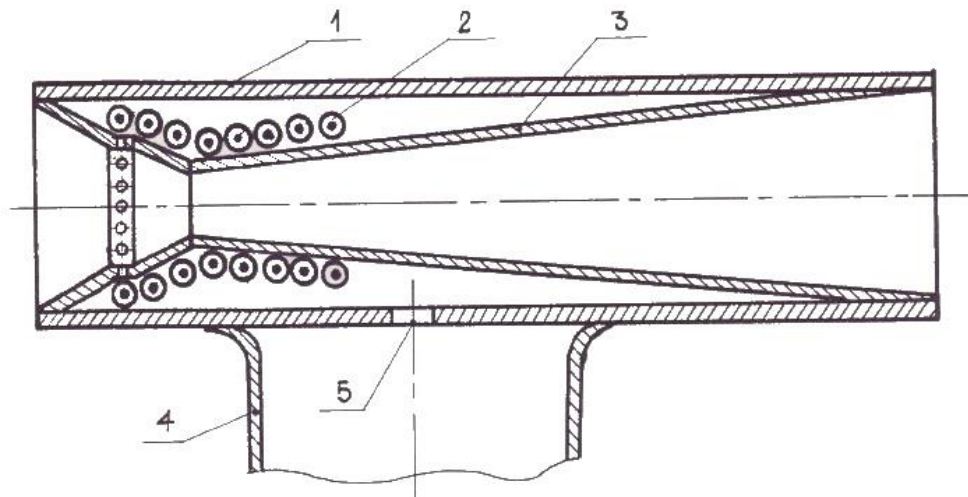


Рисунок 1.5 – Конструкция проточного приемника статического давления

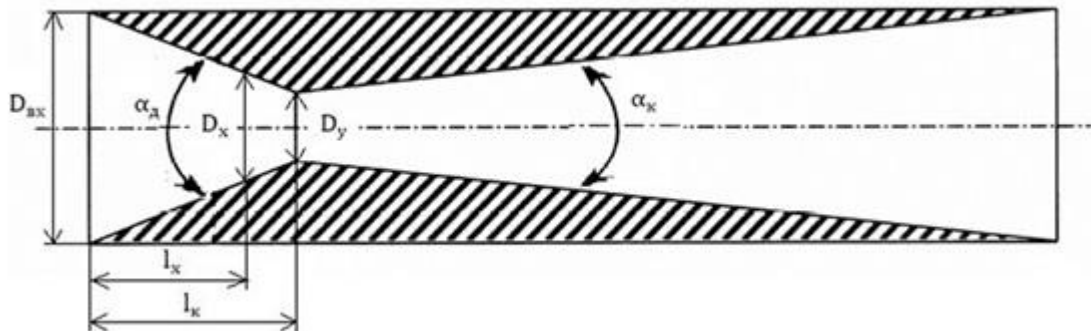


Рисунок 1.6 – Принципиальная схема проточного ПСД: α_k – угол сужение конфузора; α_d – угол раскрытия диффузора; $D_{вх}$, D_x , D_y – диаметры входной части, сечения отбора давления и узкой части соответственно; l_k , l_x – длина конфузора и удаление сечения отбора давления P_x от начала конфузора

Статическое давление может отбираться как с конфузорного, так и с диффузорного участков ПСД. Данные экспериментальных исследований позволяют разработчику предварительно оценить значения геометрических параметров проектируемого ПСД, исходя из требований ТЗ, которые затем уточняются в процессе разработки.

В качестве примера можно привести данные экспериментальных исследований распределения статического давления по длине диффузорного участка макета (рисунок 1.8), представляющего собой свободнообтекаемую трубку Вентури (рисунок 1.7), представленные в работах [32, 42].

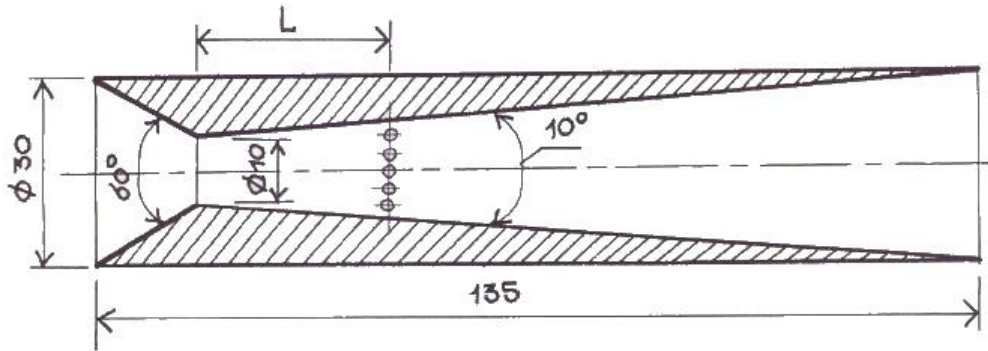


Рисунок 1.7 – Проточный ПСД для исследования распределения давления по его диффузорному участку

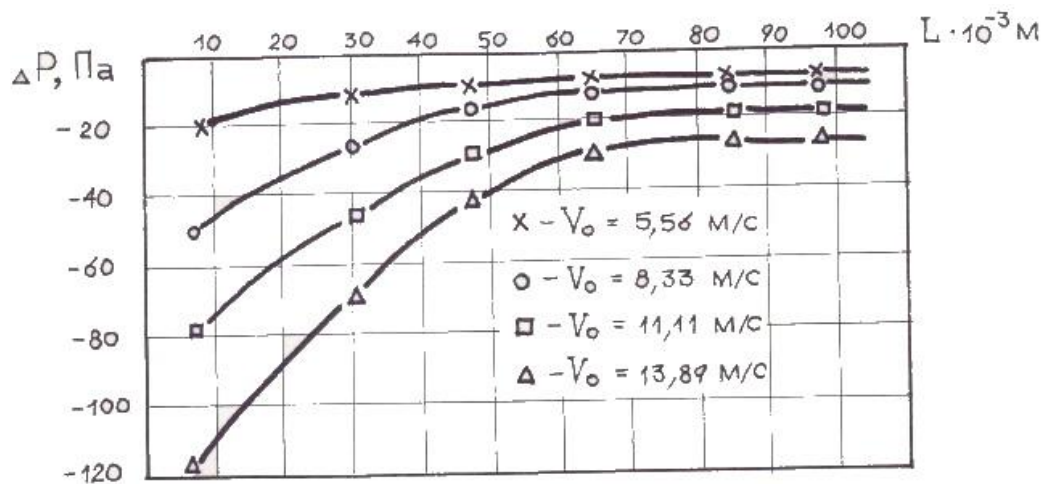


Рисунок 1.8 – Распределение статического давления по длине диффузора макета (рисунок 1.7)

Предположим, что предполагается организовать отбор статики с диффузорного участка ПСД. На рисунке 1.8 дано распределение разности статических давлений набегающего потока и в диффузоре. На основе данных (рисунок 1.8) можно получить график распределения коэффициента давления по длине диффузорного участка при выбранном значении скорости, используя формулу (1.11). Также, исходя из этих данных, можно построить скоростные характеристики данного ПСД для любого из выбранных сечений. Имея в своем

распоряжении аналогичные данные для приемников с другими геометрическими параметрами разработчик на первоначальном этапе синтеза способен оценивать значения геометрических параметров создаваемого ПСД. Окончательные значения данных параметров уточняются в результате итерационного процесса, подразумевающего математическое моделирование, использование средств САПР, разработку документации на изготовление опытных макетов, изготовление макетов и их аэродинамические испытания.

Экспериментальным исследованиям ПСД с наружной профилированной поверхностью посвящен ряд работ [7, 54, 73, 79, 93, 95, 97, 137]. Среди которых особенно выделяется монография [95], в которой произведено обобщение сведений по приемникам (насадкам) полного и статического давлений и по методам измерения основных параметров газовых потоков: давления, скоростного напора и направления вектора скорости. Например, экспериментальные исследования ПСД наружной профилированной поверхностью с одним контуром компенсации [133] (рисунок 1.9) представлены на рисунках 1.10 и 1.11.

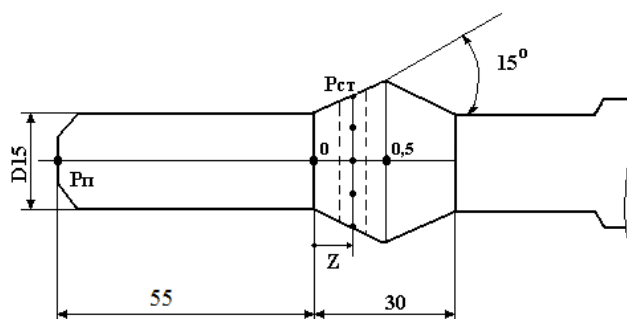


Рисунок 1.9 – Расчетная схема приёмника ПСД-К (координаты Z)

На рисунке 1.10 представлено распределение коэффициента давления по поверхности ПСД наружной профилированной поверхностью с одним контуром компенсации при скоростях 200, 300, 400 км/час и при нулевом угле скоса воздушного потока [133].

Таким образом, диапазон изменения коэффициента давления приемника составляет от -0,78 до 0,21 в исследуемом диапазоне скоростей 80...270 км/час и нулевом угле скоса набегающего потока.

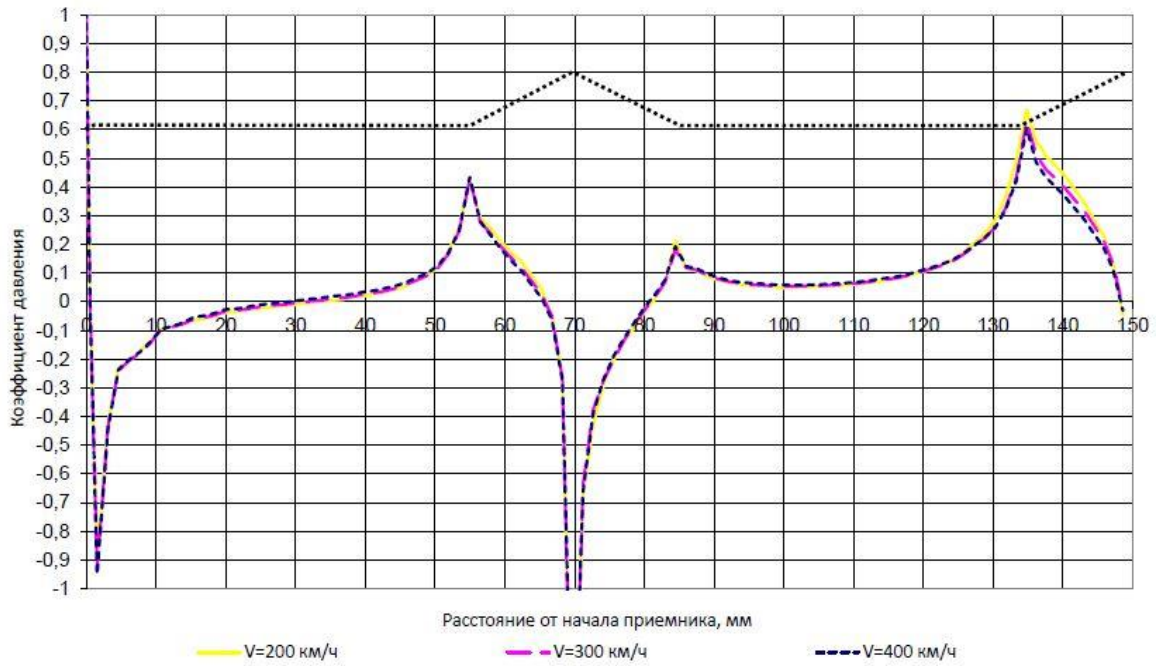


Рисунок 1.10 – Распределение коэффициента давления по поверхности ПСД

На рисунке 1.11 представлено распределение коэффициента давления по передней части конуса приемника [133].

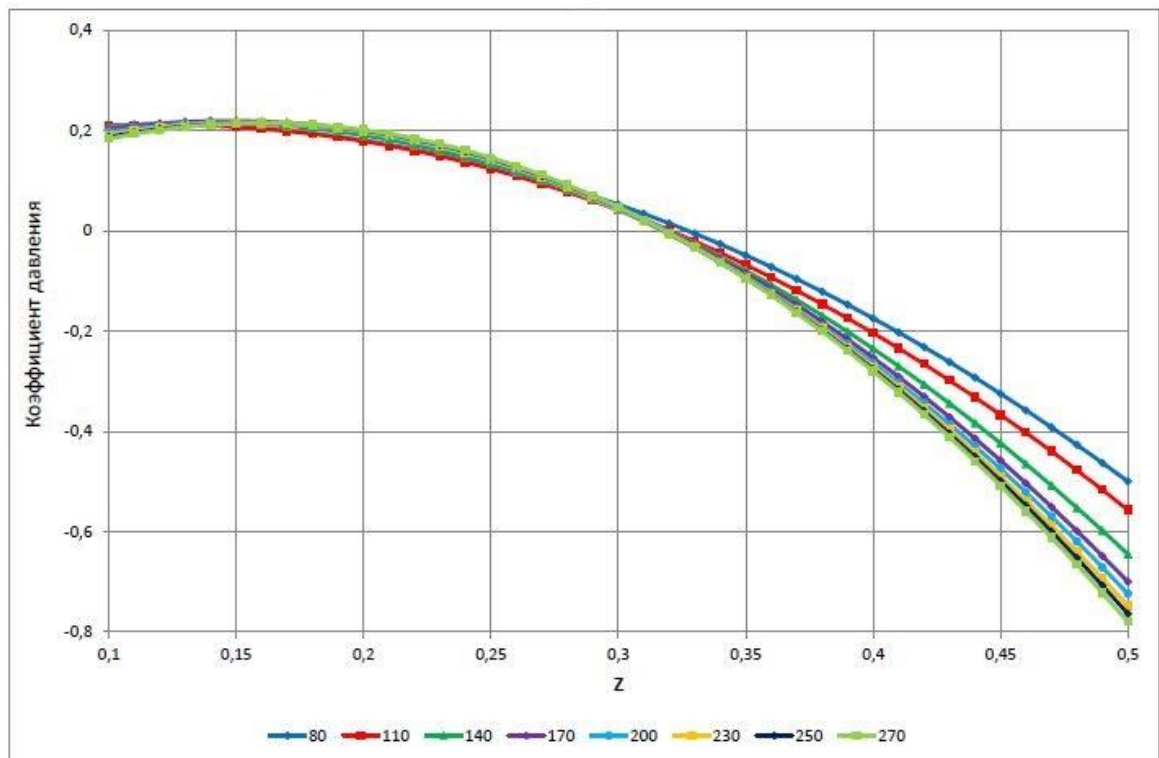


Рисунок 1.11 – Распределение коэффициента давления по передней поверхности конуса ПСД

Используя приведенные данные (рисунки 1.10 и 1.11) возможно аналогичным образом производить предварительную оценку геометрических параметров синтезируемых ПСД.

В случае, если разработчику необходимо выбирать значения базовых геометрических параметров ПСД, например, диаметр начального цилиндрического участка или длину приемника, отличные от параметров приемников и макетов подвергнутых экспериментальным исследованиям, то возможен пересчет значений коэффициента давления или разности давлений через критерии аэродинамического подобия, основным из которых является число Рейнольдса [10, 20, 21, 35, 44, 53, 73].

1.3.3. Использование математических моделей и средств САПР в процессе синтеза ПСД

Использование математических моделей приемников с внутренней и с наружной профилированной поверхностями и средств САПР позволяет повысить эффективность процесса синтеза ПСД, главным образом, за счет того, что моделирование приемников сокращает общее число изготавливаемых и испытываемых макетов в процессе разработки ПСД [31, 35, 78, 99].

Следует отметить, что несмотря на более широкое, по сравнению с проточными ПСД, распространение приемников с наружной обтекаемой поверхностью, практически не разработаны их математические модели [40, 95].

В настоящее время ПСД исследуются и проектируются, в основном, на основе данных экспериментальных исследований опытных макетов ПСД в аэродинамических лабораториях [81]. Математические модели ПСД, которые можно было бы использовать при проектировании, малочисленны [32, 33, 77, 78, 83].

Известны математические модели ПСД, использующиеся для синтеза приемников статического давления, представляющие собой регрессивные уравнения, коэффициенты которых получены на основе экспериментальных

исследований вариационных рядов макетов ПСД с наружной профилированной поверхностью и трубок Вентури [34, 44, 58, 81].

Известна также математическая модель для расчета коэффициента давления проточных приемников, которая может быть использована при их синтезе [32]:

$$\bar{p} = \frac{P_x - P_0}{\rho_0 \frac{V_0^2}{2}} = 1 + K_{\Pi} - \frac{1 + K_{\Pi} + K_C}{\frac{\gamma_c}{m^2} + 1} \left[\frac{1}{m_x^2} + \frac{\gamma_x}{m^2} \right], \quad (1.16)$$

где m_x – коэффициент диафрагмы сечения отбора статического давления, равный отношению площадей сечений отбора давления и входной части; m – коэффициент диафрагмы приемника, равный отношению площадей сечений узкой и входной части; γ_c – общий (суммарный) коэффициент гидросопротивления проточного тракта ПСД; γ_x – коэффициент гидросопротивления участка приемника до сечения отбора давления; K_{Π} – коэффициент, учитывающий уменьшение давления за преобразователем; K_C – коэффициент давления на срезе [57].

Модель (1.16) получена аналитическим путем на основе базовых уравнений аэродинамики, но некоторые ее коэффициенты (K_{Π} , K_C , γ_c , γ_x) определены на основе данных экспериментальных исследований макетов проточных приемников и элементов трубопроводов переменного сечения с конфузорными и диффузорными участками.

Недостатком данной модели является то, что для ее построения использовался ограниченный по количеству вариационный ряд исследуемых макетов (восемь штук для диапазона скоростей до 250 км/ч), что фактически приводило к увеличению интерполяционных промежутков и, соответственно, уменьшению точности вычисления коэффициента давления ПСД. При использовании данной модели сходимость расчетных и экспериментальных значений коэффициента давления приемника ухудшается по мере увеличения скорости потока, так как в ней не учитывается сжимаемость воздуха.

Последнее устраняется при использовании модели, учитывающей сжимаемость воздуха и полученной в предположении адиабатического процесса течения воздуха [32]:

$$\frac{P_0}{\rho_0} \frac{k}{k-1} + \frac{V_0^2}{2} (1 + K_n) = \left\{ \frac{P_0^{1/k}}{\rho_0 P_x^{1/k}} [P_x + \gamma_x (P_{n0} - P_y)] \right\} \frac{k}{k-1} +$$

$$\left\{ \frac{P_0}{\rho_0} \frac{k}{k-1} + \frac{V_0^2}{2} [1 + K_n] - \frac{k}{k-1} \left(\frac{P_0^{1/k}}{\rho_0} \left[P_0 + \gamma_c (P_{n0} - P_y) - K_c \rho_0 \frac{V_0^2}{2} \right]^{k-1/k} \right) \right\} \times$$

$$\times \frac{1}{m_x^2 P_x^{2/k}} \left\{ P_0 + \gamma_c (P_{n0} - P_y) - K_c \rho_0 \frac{V_0^2}{2} \right\}^{2/k}, \quad (1.17)$$

где k – показатель адиабаты, равный отношению теплоемкостей воздуха при постоянном давлении и постоянном объеме (для воздуха $k = 1,4$). Решение уравнения (1.17) позволяет находить величину статического давления, отбираемого с обтекаемой поверхности приемника P_x и его коэффициент. В процессе синтеза проточных приемников статического давления возможно использование моделей (1.16) и (1.17). Однако, как показали результаты моделирования, проведенные автором, результаты расчета коэффициента давления по моделям (1.16) и (1.17) значимо отличаются от данных экспериментальных исследований для ряда контрольных приемников при отборе давления с поверхности конфузора (до 0,15...0,23 в абсолютном значении, при средней погрешности в экспериментальном определении коэффициента давления в аэродинамических лабораториях 0,05). При этом коэффициенты давления рассматриваемых приемников имели околонулевое значение (порядка 0,02...0,08). При расчете коэффициента давления ПСД при отборе статики из узкого сечения приемника по моделям (1.16) и (1.17) расхождение с экспериментальными данными, как будет показано ниже, увеличивается до единицы и более.

В работе [133] приведена математическая модель, представляющая зависимость статического давления, воспринимаемого приемником $P_{ст} = f(\alpha, V)$:

$$P_{ст}(\alpha, V) = -2,213 \cdot 10^3 - 6,042 \cdot 10^{-6} \cdot V^4 + 3,893 \cdot 10^{-3} \cdot V^3 - 9,243 \cdot 10^{-6} \cdot V^3 \cdot \alpha - 0,875 \cdot V^2 + 3,841 \cdot 10^{-3} \cdot V^2 \cdot \alpha + 1,131 \cdot 10^{-5} \cdot V^2 \cdot \alpha^2 + 78,805 \cdot V - 0,448 \cdot V \cdot \alpha + 15,854 \cdot \alpha - 0,143 \cdot \alpha^2 - 5,022 \cdot 10^{-3} \cdot \alpha^2 \cdot V + 0,011 \cdot \alpha^3 - 8,7 \cdot 10^{-7} \cdot \alpha^3 \cdot V - 9,684 \cdot 10^{-5} \cdot \alpha^4, \quad (1.18)$$

где α – угол скоса потока воздуха; V – скорость воздушного потока.

В работе [81] представлена математическая модель зависимости статического давления $P_{ст}$, выдаваемого приемником (Па), от радиуса приемника R (мм), расстояния от начала приемника до отверстий отбора статического давления a (мм), скорости набегающего воздушного потока V (км/ч), угла скоса потока $Alfa$ (град). Модель представлена в виде полинома четвертой степени:

$$P_{ст} = (R, a, V, Alfa) = \sum_{i=1}^n CF_i \cdot R^{k1_i} \cdot a^{k2_i} \cdot V^{k3_i} \cdot Alfa^{k4_i}, \quad (1.19)$$

где CF – коэффициент слагаемого; $k1$ – степень параметра « R » (радиус приемника); $k2$ – степень параметра « a » (расстояние от начала приемника до отверстий отбора статического давления); $k3$ – степень параметра « V » (скорость набегающего воздушного потока); $k4$ – степень параметра « $Alfa$ » (угла скоса потока); n – общее количество слагаемых, $n = 70$.

Следует заметить, что модели (1.18) и (1.19) разработаны для приемников с наружной обтекаемой поверхностью и не имеющие контуров компенсации аэродинамической погрешности. Данные модели можно использовать только в процессе синтеза гладких приемников.

Наиболее близкими к теме настоящего исследования являются результаты моделирования с помощью средств САПР и модели гладких приемников и ПСД с одним контуром компенсации [81, 133]. Следует также отметить, что ПСД, рассматриваемые в данных работах, относятся, большей частью, к так называемым многофункциональным приемникам, то есть к устройствам предназначенным не только для восприятия статического давления потока, но и для восприятия дополнительных давлений, поступающих в вычислители аэродинамических углов.

В [32] приведены математические модели проточных ПСД, полученные, как уже было показано выше, на основе уравнений аэродинамики и данных экспериментальных исследований очень ограниченного числа макетов (8 штук), что в итоге обусловило существенное расхождение экспериментальных данных и результатов моделирования. Рассмотрим, например приемник проточного типа ($D_{вх} = 30$ мм, $D_y = D_x = 13,42$ мм, $\alpha_k = 40^\circ$, $\alpha_d = 8^\circ$). Скоростные характеристики данного ПСД, полученные экспериментально [78], по расчету с

использованием модели, приведенной в [32] и при моделировании в программе ANSYS, приведены в таблице 1.1 и на рисунке 1.12. При этом относительная погрешности при расчете коэффициента давления приведена в таблице 1.2.

Таблица 1.1 – Скоростные характеристики ПСД

Скорости V, м/с	5,56	8,33	11,11	13,89	22,22	27,78
Экспериментальная	-6,13	-6,31	-6,68	-6,93	-7,14	-7,21
По модели (1.16)	-4,70	-4,77	-4,85	-5,03	-5,39	-5,46
Моделирование в ANSYS	-6,24	-6,30	-6,36	-6,42	-6,61	-6,73
Скорости V, м/с	33,33	41,67	50	55,56	61,11	69,44
Экспериментальная	-7,13	-7,38	-7,67	-7,61	-7,76	-7,87
По модели (1.16)	-5,53	-5,56	-5,67	-5,73	-5,80	-5,92
Моделирование в ANSYS	-6,86	-7,05	-7,23	-7,36	-7,48	-7,67

Таблица 1.2 – Относительная погрешности при расчете коэффициента давления ПСД (%)

Скорости V, м/с	5,56	8,33	11,11	13,89	22,22	27,78
По модели (1.16)	23,36	24,43	27,39	27,38	24,53	24,33
Моделирование в ANSYS	1,81	0,10	4,77	7,32	7,42	6,60
Скорости V, м/с	33,33	41,67	50	55,56	61,11	69,44
По модели (1.16)	22,36	24,62	26,14	24,68	25,25	24,82
Моделирование в ANSYS	3,78	4,49	5,74	3,33	3,64	2,61

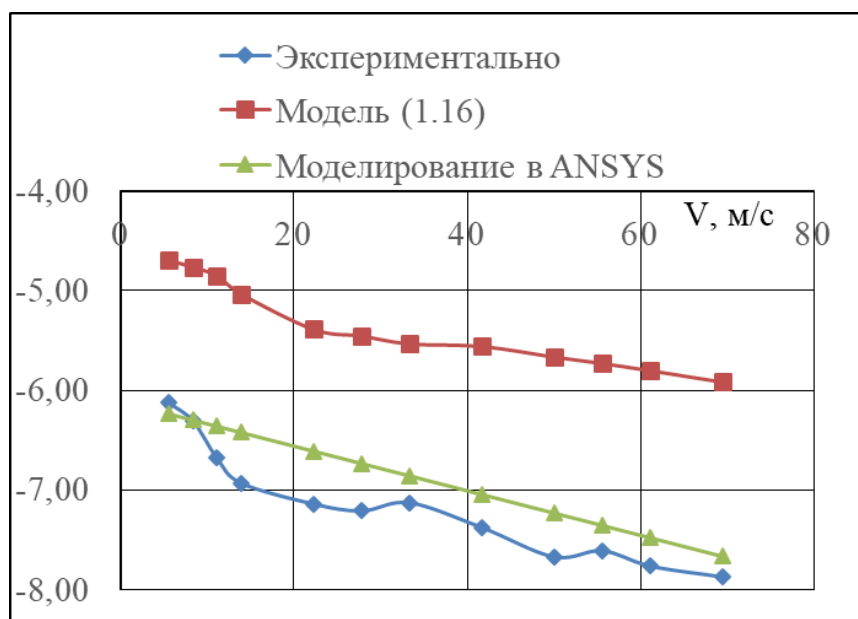


Рисунок 1.12 – Скоростные характеристики ПСД

Таким образом, из представленных результатов видно, что при реализации процесса синтеза вместо моделей (1.16) и (1.17) лучше использовать САПР, например, ANSYS, так как она обеспечивает лучшую сходимость расчетных и экспериментальных данных. Однако, в отличие от использования математических моделей, применение САПР при синтезе ПСД, как будет показано ниже, может увеличить время, затраченное на проектирование.

В работе [40] была предпринята попытка создания модели непроточных ПСД на основе продувок вариационного ряда макетов ПСД, результаты использования которой приводили к еще большему расхождению расчетных и экспериментальных данных, по сравнению с моделью (1.16), в силу того, что число макетов было ограничено (шаг изменения диаметра гофров составлял 2 мм, количество контрольных сечений на участке отбора давления не более 5) и не было обеспечено должное выдерживание значений геометрических параметров в процессе изготовления самих макетов. Кроме этого в результате испытаний каждого макета вносились искажения, обусловленные погрешностями аэродинамического эксперимента, среди которых наиболее значимыми являлись: неточность позиционирования приемника в рабочей части аэродинамической трубы (отсутствие специальных технических приспособлений с нониусной точностью); неучтенные скосы потока в рабочей части трубы; погрешность измерения скорости потока при использовании механического индикатора КУС-730/1100. В дополнении к этому, углы скоса потока не учитывались и не была предусмотрена соответствующая корректировка результатов расчета коэффициента давления ПСД.

Учитывая вышеизложенное можно сделать вывод о том, что для повышения эффективности процесса синтеза ПСД необходимо произвести разработку и исследование новых математических моделей ПСД, чему и посвящена значительная часть настоящей работы.

Как уже упоминалось выше, в процессе синтеза ПСД могут использоваться средства САПР, в которых имеются модули, предназначенные для моделирования процессов обтекания аэродинамических тел. К таковым, например, относятся:

ANSYS, FlowVision и OpenFoam и применение которых для расчета коэффициента давления ПСД рассматривается в [26, 27, 76, 79, 81, 87, 88, 96, 99, 133, 141, 149].

Основными проблемами при реализации процесса синтеза только с опорой на данные САПР являются:

1. Длительное время моделирования (от единиц до порядка десяти часов на один расчет только для одного набора значений геометрических параметров ПСД, для одного значения скорости потока и для одного значения плотности воздуха);

2. Невозможность обеспечить сходимость результатов моделирования и экспериментальных данных хотя-бы на уровне возможной погрешности экспериментального определения коэффициента давления приемника (порядка 0,05) без разработки соответствующей методики моделирования, подразумевающей целенаправленный выбор параметров, описывающих турбулентность воздушного потока [28, 57, 78, 79, 133, 141, 149]. Кроме этого, по мнению автора, необходима дополнительная коррекция результатов моделирования, которая и разработана в ходе настоящего диссертационного исследования [65–67, 69].

Последнее связано с тем, что моделирование приемников с помощью средств САПР требует особого подхода, обусловленного тем, что ПСД являются свободнообтекаемыми аэродинамическими объектами специфической формы. Тогда как в большинстве прикладных задач при моделировании обтекания тел в САПР подразумевается, что последние принудительно обтекается потоком воздуха, например, лопасти турбины реактивного двигателя, элементы расходомерных систем и систем принудительного воздушного охлаждения. В настоящее время практически нет публикаций по моделированию устройств данного класса в САПР (отсутствуют рекомендации и методики, в соответствии с которыми можно производить выбор моделей турбулентности при их расчете и параметров расчетных сеток) [23, 78, 79, 133]. При неудачном выборе расчетной сетки расхождение расчетных и экспериментальных данных может быть значительно большим [23, 59 62, 150]. Например, при моделировании макета непроточных ПСД с разным количеством ячеек удалось получить следующие

погрешности в определении коэффициента давления при сравнении с экспериментальными исследованиями в АО «УКБП» (таблица 1.3, рисунок 1.13) [62]. Время расчета приводится для вычислительной машины следующей конфигурации: процессор Intel(R) Core(TM) i5-4200 CPU @ 1.60GHz, оперативная память 6,00 Гб. Следует отметить, что при определенном увеличении количества ячеек точность математического моделирования начинает слабо возрастать, при этом время расчета значительно увеличиваться (таблица 1.3).

Таблица 1.3 – Относительная погрешность и время математического моделирования в зависимости количества ячеек в сетке

Количество ячеек, шт	Погрешность, %	Время расчета, ч
99596	40,7	0,8
204580	35,6	1,2
229845	30,4	1,7
350870	10,3	2,3
451940	7,4	2,7
569435	5,1	2,9
709147	4,1	3,3
713617	3,7	3,5
1209417	2,4	4,3
3129804	1,2	11,2

На рисунке 1.13 приведена зависимость погрешности моделирования от количества ячеек в сетке.

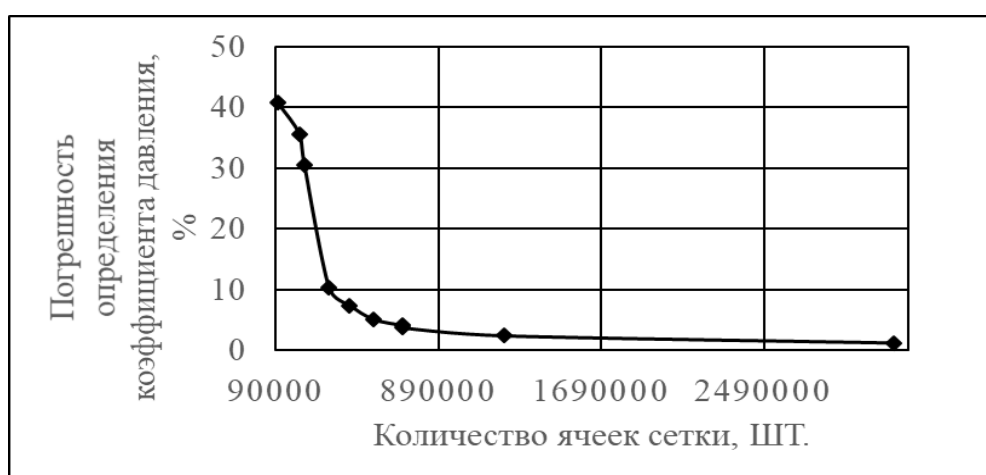


Рисунок 1.13 – Относительная погрешность математического моделирования в зависимости количества ячеек в сетке

Как можно заключить из вышесказанного, требуется определенная адаптация средств САПР к процессу синтеза приемников статического давления, что также рассматривается в настоящей работе.

1.4. Процесс синтеза ПСД для летательных аппаратов

Создание новых и модернизация существующих ЛА предполагает разработку новых ПСД. При этом в обязательном порядке должны быть решены вопросы обеспечения метрологических характеристик данных устройств. В первую очередь, за счет соответствующего выбора геометрических параметров приемника, решается задача обеспечения требуемого значения коэффициента давления приемника, значение которого, в общем случае, изменяется в зависимости от параметров набегающего воздушного потока (скорость и углы скоса последнего) [33, 40, 136]. То есть речь идет не просто о том, что коэффициент давления должен иметь конкретное значение, а, фактически, о том, что скоростная (зависимость коэффициента давления ПСД от скорости потока) и угловая (зависимость коэффициента давления от угла скоса потока) характеристики приемника должны соответствовать требованиям технического задания на разработку.

Основными проблемами синтеза приемников являются: наличие математических моделей не для всех типов ПСД; необходимость реализации в процессе синтеза приемников ряда сложных итераций, подразумевающих проектирование, изготовление и аэродинамические испытания опытных макетов; плохая сходимость расчетных и экспериментальных данных при использовании существующих моделей. Так, например, расчетные значения коэффициента давления ПСД при использовании модели [32] отличаются от экспериментальных значений на 0,10...0,20, что значительно отличается от возможной погрешности определения данного коэффициента при проведении аэродинамических исследований. Необходимость изготовления и испытаний опытных макетов существенно увеличивает время синтеза и затраты материальных средств.

Значительное повышение эффективности процесса проектирования ПСД может быть достигнуто за счет сокращения числа изготавливаемых и испытываемых макетов приемников в процессе разработки ПСД.

На рисунке 1.14 приведена типовая структура синтеза ПСД.

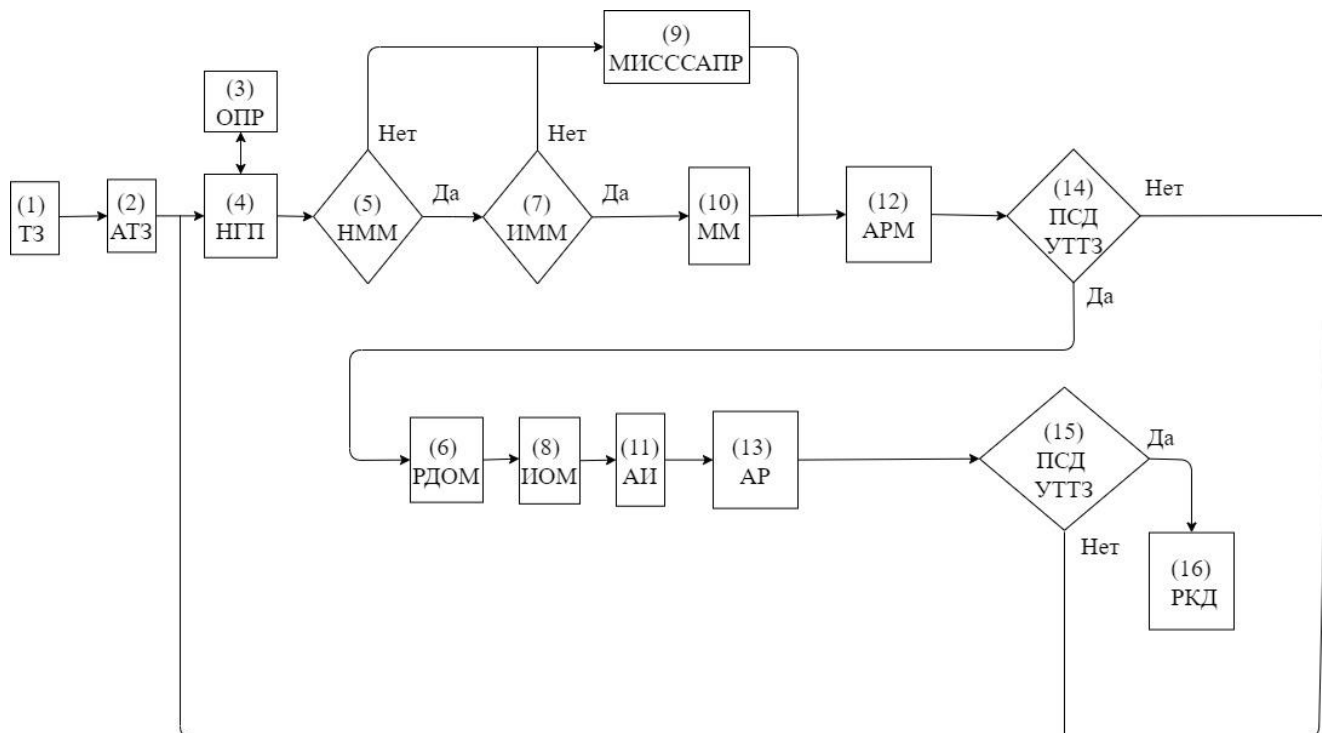


Рисунок 1.14 – Существующая структура процесса синтеза ПСД: ТЗ – техническое задание на разработку; АТЗ – анализ технического задания; ОПР – опыт предыдущих разработок; НГП – назначение геометрических параметров; НММ – наличие математической модели; ИММ – использование математической модели; ММ – математическое моделирование; МИСССАПР – моделирование с использованием существующих средств САПР; АРМ – анализ результатов моделирования; ПСД УТТЗ – приемник статического давления удовлетворяет требованиям технического задания; РДОМ – разработка документации на изготовление опытного макета; ИОМ – изготовление опытного макета; АИ – аэродинамические испытания; АР – анализ результатов; РКД – разработка конструкторской документации

Исходные данные для синтеза приемника содержатся в Техническом задании на разработку (1). На первоначальном этапе разработчик анализирует Техническое задание (2) и с учетом накопленного опыта предыдущих разработок (3) задает

значения геометрических параметров (4) приемника. Затем, в зависимости от наличия или отсутствия математической модели приемника данного типа (5) разработчик принимает решение, которое, в случае наличия модели, заключается в том, чтобы использовать при моделировании ПСД имеющуюся математическую модель либо провести моделирование приемника с использованием существующих средств САПР (7). По результатам анализа данных, полученных в процессе моделирования (12), принимается решение, продолжить моделирование, либо перейти к экспериментальной проверке характеристик приемника, для чего: разрабатывается документация на изготовление опытного макета (6); производится изготовление опытного макета (8); выполняются аэродинамические испытания опытного макета (11). По результатам анализа аэродинамических испытаний макета (13) принимается решение, продолжить процесс подбора значений геометрических параметров ПСД (15), либо перейти к разработке конструкторской документации на изготовление устройства. Таким образом, последовательно реализует итерационный процесс нахождения геометрических параметров ПСД, удовлетворяющего требованиям ТЗ (14) и (15).

При наличии математической модели приемника и решении разработчика использовать данную модель производится моделирование ПСД (10) с анализом его результатов (12) до тех пор, пока его скоростная и, если необходимо, то и угловая характеристика не будут удовлетворять заданным требованиям (14). После этого переходят к изготовлению и испытаниям опытного макета. Будет ли достаточно изготовление и испытание одного макета, или потребуются работа с серией опытных образцов зависит во многом от адекватности используемой математической модели и/или сходимости данных моделирования приемника с использованием существующих средств САПР и результатов его аэродинамических испытаний.

Если математической модели для данного типа приемника нет, разработчик, вероятнее всего, прибегнет к моделированию устройства с использованием существующих средств САПР, например, к таким, как ANSYS или OpenFoam. В некоторых проектных организациях используется пакет FlowVision, но он в

настоящее время не находит широкого распространения, так как стоимость данной САПР достаточно высока, опыт ее применения ограничен, а результаты моделирования не отличаются от данных, получаемых с помощью аналогичных пакетов.

Если по результатам моделирования принимается решение перейти к экспериментальным исследованиям разрабатываемого устройства, то сначала разрабатывается конструкторско-технологическая документация на изготовление опытного макета приемника (6). Затем происходит изготовление опытного макета (8), как правило, состоящего из некоторого набора металлических деталей. При этом, зачастую, используются резьбовые соединения с уплотнениями, пайка и сварка. Готовый макет в обязательном порядке проверяется на герметичность [23, 25, 27] и далее проводятся его аэродинамические испытания (11). По результатам анализа испытаний (13) принимается решение (15) либо продолжить итерационный процесс поиска необходимых значений геометрических параметров ПСД, либо, в случае успеха, перейти к разработке конструкторско-технологической документации на изделие (16). На данном этапе производится также назначение допустимых отклонений геометрических параметров приемника от их номинальных значений, причем данный процесс не автоматизирован и не проводились исследования, направленные на выявление того, будут ли изготовленные приемники соответствовать требованиям Технического задания, если их геометрические параметры изменяются в пределах назначенных разработчиком допусков.

Следует отметить, что опытные макеты имеют упрощенную конструкцию, в которой предусматривается только отбор статического давления через отверстия на боковой поверхности макета, без размещения в макете камер статического давления, теплопроводящих вставок, элементов контроля обогрева, нагревательных элементов и электрических проводников.

В дальнейшем в приемник в обязательном порядке будет встроена электрическая система обогрева. Выбор суммарной мощности нагревательных элементов и их расположение производится на основе конструктивных параметров

ПСД, его масса-габаритных характеристик с учетом накопленного опыта разработок. При этом возможно использование средств САПР для моделирования тепловых потоков, создаваемых нагревателями и перераспределяемыми теплопроводящими вставками. Следует отметить, что вопросы проектирования таких систем в данной диссертации не рассматривались.

Как уже отмечалось выше, некоторое сокращение числа итераций, связанных с изготовлением и испытаниями опытных макетов, может быть достигнуто за счет использования средств САПР, основными из которых являются ANSYS и OpenFoam. Однако, это сопряжено с рядом ограничений, основными из которых являются следующие:

1. Значительное время расчета коэффициента давления приемника с заданными геометрическими параметрами (порядка 6...10 часов на одну итерацию при одном конкретном значении скорости набегающего воздушного потока и одном фиксированном значении высоты полета), что препятствует автоматизации процесса синтеза, предполагающего многократный перебор вариантов сочетаний геометрических параметров ПСД;

2. Отсутствие рекомендаций по выбору модели и значения интенсивности турбулентности воздушного потока при моделировании обтекания свободным потоком таких специфических тел, каковыми являются ПСД, что в итоге может приводить к значительному расхождению расчетных и экспериментальных данных (до 20...50 %);

3. Большое время процесса моделирования, связанное с необходимостью реализации многочисленных итераций, что, в свою очередь, обусловлено необходимостью изменения при каждом моделировании как геометрических параметров ПСД, так и параметров набегающего воздушного потока (скорости и высоты полета, угла скоса потока). В лучшем случае число итераций достигает десятков, а в худшем – сотен единиц;

4. Необходимость разработки корректирующих уравнения или поправок к результатам моделирования, так как расхождение между результатами моделирования и данными экспериментальных исследований значительно отличаются

от возможной погрешности экспериментального определения коэффициента давления приемника.

Существенным фактором, осложняющим процесс синтеза является то, что разработчик при назначении величин геометрических параметров ПСД опирается только на опыт предшествующих разработок и конструктивные параметры уже существующих приемников, не имеет практических рекомендаций по выбору как значений самих геометрических параметров ПСД, так и допустимых их отклонений от номинальных величин. Наличие таких рекомендаций могло бы привести как к сокращению числа итераций при синтезе ПСД, так и к уменьшению девиации коэффициента давления приемника, обусловленной изменением параметров набегающего воздушного потока. Как уже отмечалось выше, именно девиация коэффициента давления вносит основной вклад в погрешность определения высотно-скоростных параметров летательного аппарата [2, 53, 132, 137].

В связи с вышеизложенным актуальным является повышение эффективности процесса синтеза ПСД за счет разработки системы автоматизированного параметрического синтеза приемников статического давления, для реализации и эффективного использования которой необходимо: разработать математические модели синтезируемых приемников; провести моделирование ПСД и разработать рекомендации по выбору геометрических параметров разрабатываемого приемника и допустимых отклонений от их номинальных значений.

1.5. Постановка задачи исследований

По результатам анализа состояния вопроса можно сделать вывод о том, что для повышения эффективности процесса синтеза ПСД необходима разработка структуры автоматизированного параметрического синтеза приемников, что и является главной задачей диссертационного исследования (рисунок 1.15).

Предлагаемый автоматизированный синтез приемников статического давления должен решать ограничения существующего процесса синтеза, главными из которых, как уже отмечалось, являются: длительное время синтеза; высокая

стоимость разработки; большая девиация коэффициента давления ПСД. Для реализации нового процесса синтеза необходима разработка методики и системы автоматизированного параметрического синтеза приемников, базирующихся на соответствующем алгоритмическом и программном обеспечении, что, в свою очередь, предполагает наличие математических моделей приемников.

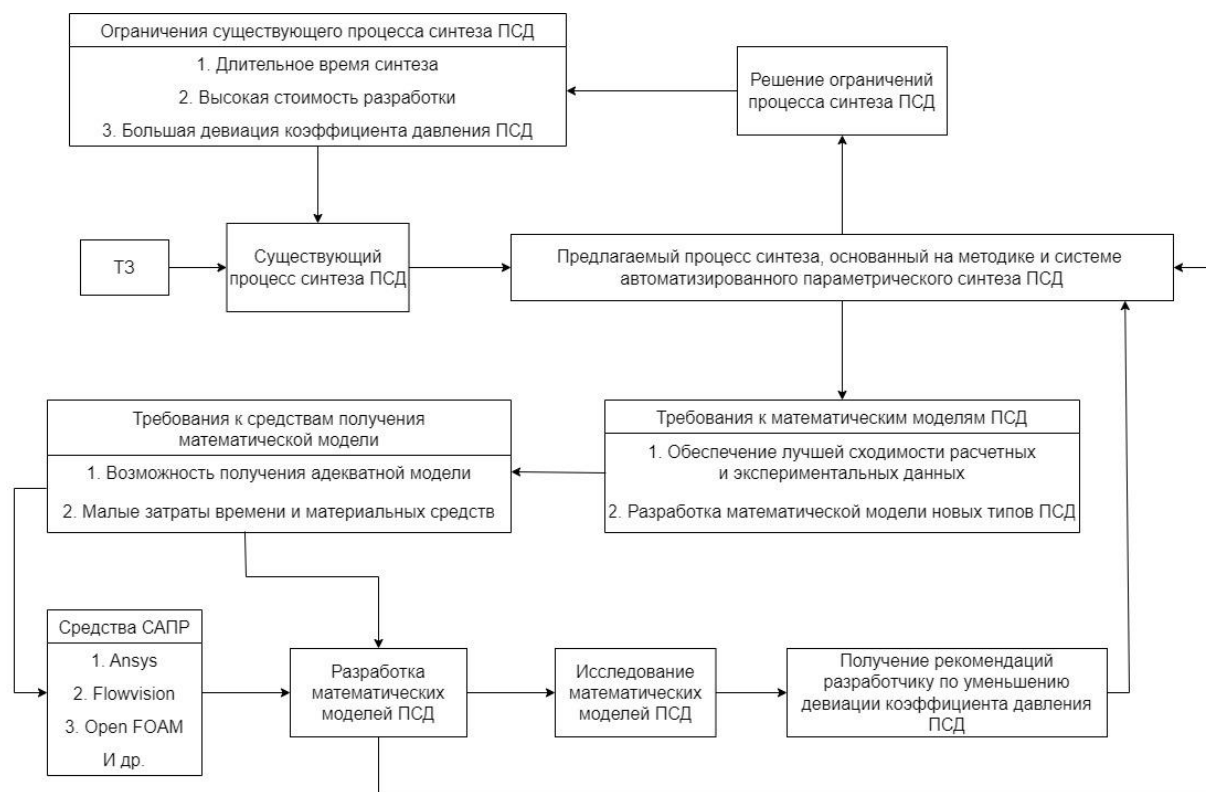


Рисунок 1.15 – Структура диссертационного исследования

Для разработки математических моделей могут быть использованы три подхода: аналитическое построение моделей; разработка моделей на основе экспериментальных исследований вариационных рядов объектов; построение регрессионных моделей при замене экспериментальных исследований моделированием с помощью средств САПР.

Первый способ разработки моделей затруднителен вследствие недостаточной теоретической проработки вопроса и необходимости проведения экспериментальных исследований макетов с целью получения значений некоторых коэффициентов моделей. Так, например, при разработке модели (1.16) [32] потребовалось изготовление и испытание макетов трубок Вентури для нахождения

зависимости коэффициента их аэродинамического усиления от геометрических параметров объектов и скорости воздушного потока. При этом углы скоса потока никак не учитывались.

Разработка моделей на основе экспериментальных исследований вариационных рядов макетов является способом, требующим очень больших затрат времени и материальных средств, что связано с разработкой документации, изготовлением и испытаниями макетов.

В настоящем диссертационном исследовании для разработки математических моделей ПСД предполагается использовать средства САПР. Так как данный подход является наиболее простым в реализации и требует меньших материальных и временных затрат по сравнению с реализацией метода получения модели на основе экспериментальных исследований опытных макетов.

Таким образом, для достижения поставленной цели необходимо решение следующих задач:

1. Разработка структуры автоматизированного параметрического синтеза приемников статического давления с внутренней и наружной обтекаемыми поверхностями;
2. Выбор программы САПР для моделирования ПСД;
3. Выявление возможности использования выбранной программы для построения адекватных математических моделей ПСД;
4. Разработка методики моделирования ПСД, включая определение начальных условий, параметров моделирования и разработку корректирующих уравнений с целью достижения приемлемой сходимости расчетных и экспериментальных данных;
5. Разработка математических моделей для расчета коэффициента давления проточных приемников статического давления и его девиации, обусловленной изменением параметров набегающего воздушного потока;
6. Разработка математических моделей для расчета коэффициента давления приемников с наружной профилированной поверхностью и его девиации, обусловленной изменением параметров потока;

7. Проверка адекватности разработанных математических моделей;
8. Математическое моделирование ПСД с целью установления взаимосвязей геометрических параметров приемников и их возможных отклонений от номинальных значений с коэффициентом давления и его девиацией, обусловленной изменением параметров потока;
9. Разработка проектных рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров ПСД и назначению допустимых отклонений этих параметров от их номинальных значений по результатам моделирования;
10. Разработка алгоритмического и программного обеспечения синтеза ПСД с наружной и внутренней обтекаемыми поверхностями;
11. Разработка методики и системы автоматизированного параметрического синтеза приемников статического давления.

1.6. Результаты и выводы

1. Проведен обзор средств восприятия давлений для летательных аппаратов отечественных и зарубежных производителей.
2. Показана актуальность разработки приемников статического давления для малых дозвуковых скоростей.
3. Отмечена необходимость уменьшения девиации коэффициента давления ПСД для повышения точности определения высотно-скоростных параметров летательных аппаратов.
4. Проведен анализ информационного обеспечения существующего процесса синтеза ПСД и рассмотрены все его основные составляющие.
5. Выполнен анализ существующего процесса синтеза приемников статического давления, основными ограничениями которого являются: длительное время синтеза; большие затраты времени и средств на проектирование ПСД; большая девиация коэффициента давления приемников.
6. Обоснована необходимость разработки структуры автоматизированного параметрического синтеза ПСД, что предусматривает, в первую очередь,

разработку математических моделей для расчета коэффициента давления приемников и его девиации, обусловленной изменением параметров набегающего воздушного потока.

7. Обоснован выбор метода получения соответствующих математических моделей приемников статического давления.

8. Проведен анализ процесса математического моделирования свободнообтекаемых тел с помощью стандартными средствами САПР, такими как Ansys, FlowVision, OpenFOAM. При этом можно отметить следующее:

- разработчику предлагается использовать одну из нескольких моделей турбулентности потока, однако в настоящее время нет четких рекомендаций по выбору модели турбулентности при моделировании таких свободно обтекаемых тел, как ПСД;

- процесс моделирования требует больших затрат вычислительных средств и растянут во времени, минимум, от 1,5 до 3 и более часов на один расчет (при использовании вычислительной техники следующей конфигурации: процессор Intel(R) Core(TM) i5-4200 CPU @ 1.60GHz, оперативная память 6,00 Гб). В то же время при проектировании приемников требуется большое число таких вычислений. В связи с этим разработка математической модели приемников пригодной для их инженерных расчетов является актуальной задачей.

9. Проведен анализ математических моделей. При этом показано, что регрессионные модели выгодно отличаются тем, что удобны в построении и применении на практике, а также обеспечивают приемлемую точность, достаточную для исследования и проектирования ПСД.

10. Показана необходимость теоретических исследований приемников с целью получения рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров ПСД, имеющих требуемые скоростные и угловые характеристики и обладающие минимальной девиацией коэффициента давления.

11. Обоснована потребность разработки методики и системы автоматизированного параметрического синтеза ПСД.

ГЛАВА 2. РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО СИНТЕЗА ПРИЕМНИКОВ СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ

Как уже отмечалось выше, автоматизированный синтез ПСД подразумевает либо наличие математических моделей приемников, либо интегрирование в данный процесс существующих средств САПР. Последнее сопряжено с рядом недостатков, например, таких как: длительное время синтеза (порядка 3...7 часов на один расчет только для одного набора значений геометрических параметров ПСД, одного значения скорости и угла скоса потока, одного значения высоты); значительное различие значений коэффициента давления полученных в результате расчета с помощью САПР и экспериментально (до 0,1...0,2 против возможной погрешности его экспериментального определения порядка 0,05).

В этой связи актуальным является получение математического обеспечения (МО) процесса синтеза, под которым понимаются математические модели приемников статического давления двух видов: модели для расчета значений коэффициентов давления ПСД и модели для расчета девиации этих коэффициентов, обусловленной изменением параметров набегающего воздушного потока и высоты полета. При этом можно сформулировать основные требования, предъявляемые к разрабатываемому МО:

1. Погрешность расчета коэффициента давления ПСД по математическим моделям не должна значимо превышать средней погрешности при экспериментальном определении этого коэффициента (порядка 0,05);

2. Время расчета коэффициента давления ПСД при использовании разработанного МО должно быть минимальным (значительно меньшим, по сравнению с использованием типовых существующих САПР).

2.1. Выбор и обоснование стратегии разработки математического обеспечения автоматизированного процесса синтеза ПСД

В качестве МО процесса синтеза ПСД предполагается использовать регрессионные модели, коэффициенты которых рассчитываются на основе математической теории планирования двухуровневого полного факторного эксперимента [51, 117, 124]. При этом такое МО отвечает сформулированным выше требованиям.

В диссертационной работе предлагается построение регрессионных моделей путем аппроксимации исходных данных методом планирования эксперимента. Регрессионная модель является наиболее простым описанием зависимости коэффициента давления приемника от его геометрических параметров и при этом она способна обеспечить приемлемую точность расчета данного коэффициента (не хуже 0,05) [40, 78, 117].

Регрессионный анализ позволяет представить результаты математического моделирования в виде функциональной зависимости вида [117]:

$$y = f(z_1, z_2, \dots, z_k), \quad (2.1)$$

где z_i – i -ый фактор, влияющий на выходную величину y ; k – число факторов, влияющий на выходную величину y .

Каждый фактор в процессе построения моделей имеет два значения (уровня). То есть в процессе моделирования каждый фактор может иметь либо только максимальное значение z_i^+ , либо - минимальное значение z_i^- . Знак «+» говорит о том, что во время опыта значение фактора устанавливалось на верхнем уровне, а знак «-» показывает, что значение фактора устанавливалось на нижнем уровне.

Для обработки результатов опытов факторы приводят к одному масштабу путём ввода новых кодированных переменных [117]:

$$x_i = \frac{z_i - z_i^0}{\lambda_i}, \quad (2.2)$$

где z_i^0 – центральное значение фактора (центр плана эксперимента), λ_i – интервал варьирования фактора.

Переменные z_i^0 и λ_i вычисляются по формулам [117]:

$$\begin{cases} z_i^0 = (z_i^+ + z_i^-)/2, \\ \lambda_i = (z_i^+ - z_i^-)/2. \end{cases} \quad (2.3)$$

При таком кодировании новые переменные в исходном эксперименте принимают значения либо -1 , либо $+1$.

Уравнение регрессии в новых переменных [117]:

$$y = b_0 + \dots + b_k x_k + b_{12} x_1 x_2 + \dots, \quad (2.4)$$

Коэффициенты регрессии находят с помощью алгоритма Иэйтса [117].

Основной трудностью при реализации данного подхода к разработке необходимого для процесса автоматизированного параметрического синтеза приемников МО является реализация экспериментов с вариационным рядом ПСД, имеющих заданные наборы геометрических параметров и при различных параметрах набегающего воздушного потока.

Экспериментальные исследования ПСД труднореализуемы на практике, так как данный подход предполагает разработку документации и изготовление опытных макетов приемников (2^n штук для одной серии исследований, где n – количество геометрических параметров ПСД, то есть минимум 32 макета для проточных ПСД и 16 макетов – для ПСД с наружной профилированной поверхностью и двумя контурами компенсации аэродинамической погрешности). Кроме этого необходимо проведение испытаний изготовленных макетов в аэродинамических лабораториях. При этом в процессе аэродинамических испытаний должен соблюдаться ряд серьезных требований, таких как: постоянный контроль вектора скорости воздушного потока, возможность установки макетов в рабочей части аэродинамической трубы для задания углов скоса потока не хуже $0,5^\circ$, суммарная погрешность в определении скорости потока и разности статических давлений потока и приемника не более $0,15 \dots 0,35$ скоростного напора, иначе модели не смогут обеспечить требуемую сходимость расчетных и экспериментальных данных на уровне $0,05$ скоростного напора вследствие значительного уровня шумового поля эксперимента [16, 32, 117].

В настоящем исследовании предлагается замена экспериментальных исследований макетов моделированием ПСД с помощью существующих средств САПР и, соответственно, использование таких САПР для разработки МО автоматизированного параметрического синтеза приемников.

2.2. Выбор и обоснование параметров моделирования ПСД в САПР ANSYS

Для построения математических моделей ПСД требуется получить для всех возможных сочетаний уровней факторов, соответствующие им значения выходных параметров. Как уже отмечалось выше для решения данной задачи диссертантом было выбрано моделирование ПСД САПР.

При этом рассматривались две вышеупомянутых САПР ANSYS и OpenFOAM. Сравнение данных САПР приведено в таблице 2.1 [29, 56, 76, 87, 88, 96, 147].

Как видно из данных таблицы 2.1, наиболее предпочтительной для решения данной задачи является САПР ANSYS. Так как время расчета в ANSYS примерно на 30% меньше по сравнению с OpenFOAM, то можно получить существенную экономию времени моделирования, учитывая, что количество расчетов необходимо для решения поставленной в диссертационном исследовании задачи исчисляется сотнями единиц.

Таблица 2.1 – Сравнение САПР ANSYS и OpenFOAM

Характеристика	ANSYS FLUENT	OpenFOAM
Вид программа	Коммерческая	Бесплатно
Освоение программы	- требуется немного время - не требуется базовый опыт программирования	- требуется значительно много время: Изменение прав доступа к файлам - требуется базовой программирование на С или С++: концепция компиляции/построения исходного кода, Понимание заголовочных файлов, библиотек и синтаксиса термины классы, структуры и массивы
Требуемая платформа	Windows	- Linux (без ограничений) - Windows (с ограничениями по моделированию)

Характеристика	ANSYS FLUENT	OpenFOAM
Эффективность использования	ANSYS-FLUENT очень прост в навигации, использовании и построении моделей	Труден в навигации, использовании и построении моделей
Отражение результатов моделирование	Не требуется вспомогательной программы	Требуется вспомогательная программа: ParaFOAM, Paraview
Время моделирования	3-4 часа/расчет	5-6 часов/расчет
Точность расчета	Практически дают одинаковую точность расчета	
Возможность создания расчетной сетки	Широкая	Ограниченная
Моделирование различных сеток асимметрии	Позволяет моделировать сетки с максимальной асимметрией до 0,93.	Позволяет моделировать сетки с максимальной асимметрией менее 0,78

Таким образом, выбранная стратегия разработки МО процесса синтеза ПСД предполагает получение регрессионных моделей ПСД с помощью моделирования приемников в системе автоматизированного проектирования ANSYS.

2.2.1. Выбор начальных условий моделирования ПСД в САПР ANSYS

Необходимым этапом моделирования в САПР ANSYS является выбор начальных условий моделирования, что подразумевает несколько этапов [15, 24, 99, 138].

Подготовка геометрической модели

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

В идеальном случае к воздушному пространству предъявляются требования, аналогичные требованиям к аэродинамическим трубам, согласно которым исследуемая модель не должна занимать более 3-х процентов миделевого сечения рабочей части трубы [6, 52, 55, 126, 142, 143, 150]. Конечно же, практически это сложно реализовать, поэтому на практике стараются соблюдать условие, чтобы

расстояние до боковых границ рабочей части аэродинамической трубы было порядка 4-6 характерных размеров исследуемого объекта, а по длине – 7-10 характерных размеров (рисунки 1 и 2).

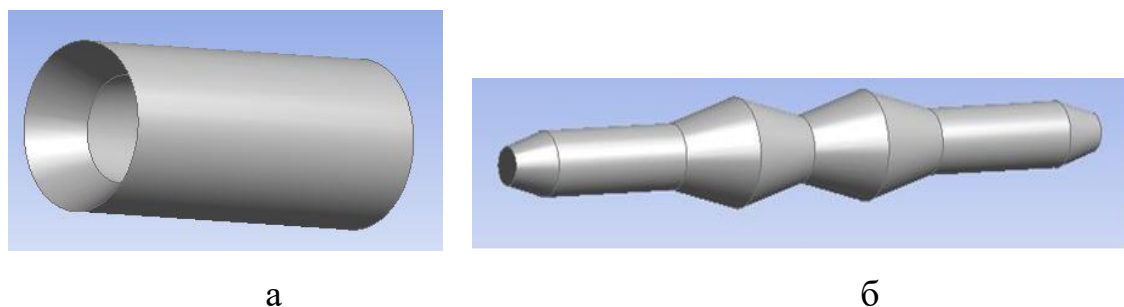


Рисунок 2.1 – Общий вид 3D модели при моделировании в ANSYS: а – проточного ПСД; б – непроточного ПСД

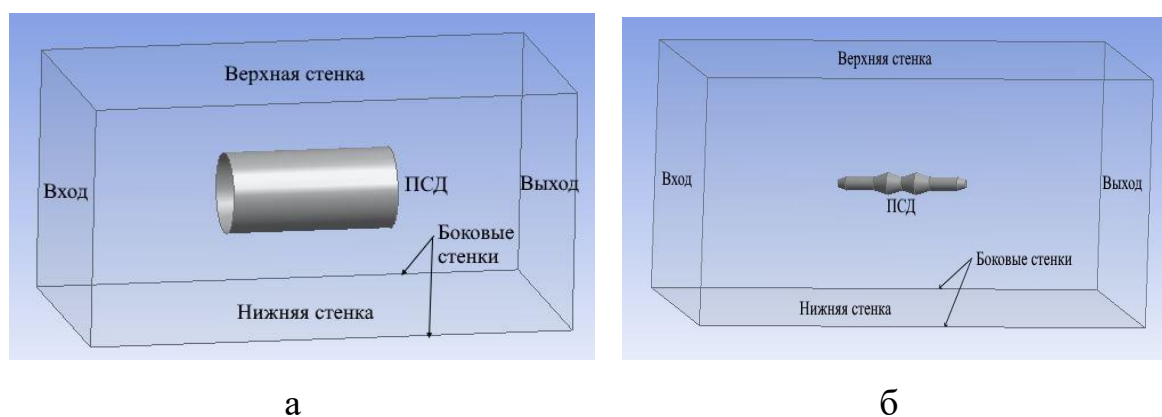


Рисунок 2.2 – Расчетная область: а – проточного ПСД; б – непроточного ПСД

Подготовка расчетной 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 [13, 25, 38, 101, 125, 140].

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 [79, 81, 133].

Чаще всего обтекание исследуемых зондовых средств носит турбулентный характер (рисунок 3), для которого характерно распределение скорости вокруг приемника по логарифмическому закону [6, 36, 37, 52, 55, 73, 97, 98].

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.

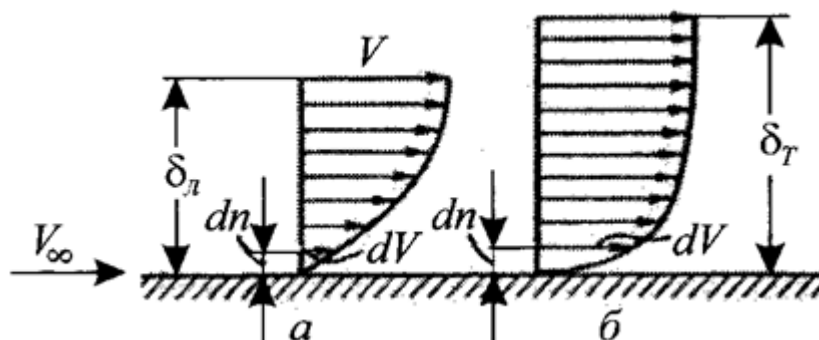


Рисунок 2.3 – Изменение скорости воздушного потока в пограничном слое: а – ламинарный слой; б – турбулентный слой

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 [6]:

$$\delta = 0,0355 \cdot L \cdot R_L^{-\frac{1}{7}}, \quad (2.5)$$

где $R = \frac{\rho \cdot U_{\infty} \cdot L}{\mu}$ - 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.

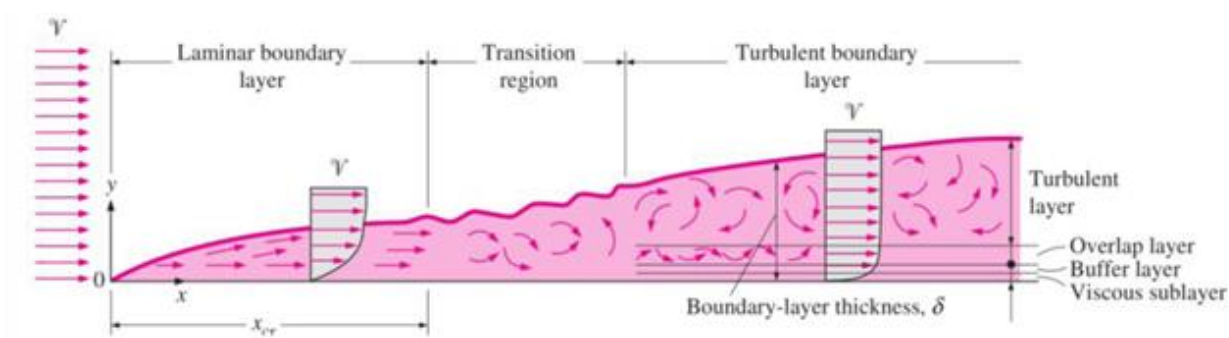


Рисунок 2.4 – Структура пограничного слоя [142]

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 $30 < y^+ < 300$.

Ниже на рисунке 5 приведена тетраэдральная сетка, полученная программой ANSYS [101].

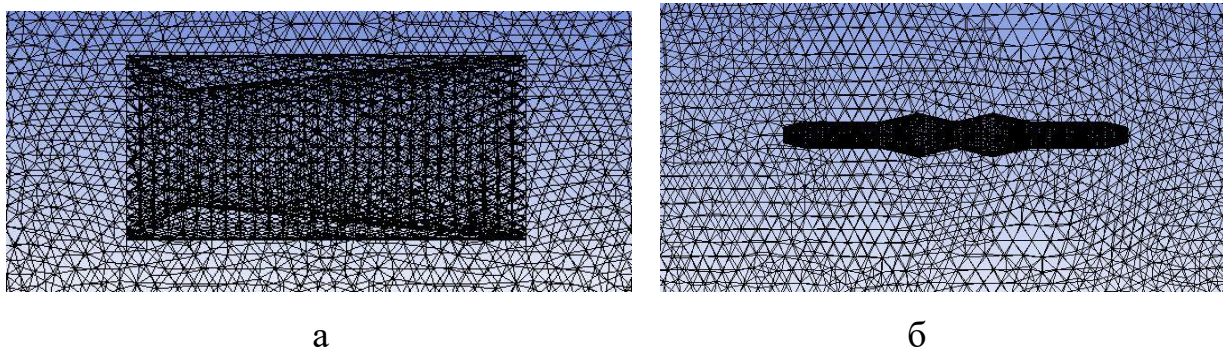


Рисунок 2.5 – Реализация тетраэдральной сетки конечных элементов в ANSYS а – проточного ПСД; б – непроточного ПСД

Для исследуемых приемников, длина которых 15-20 см рекомендуются следующие характеристики сетки:

- размеры элементов воздуха вокруг приемника составляют: минимум – 0,5 мм, максимум – 2,00 мм;

- на внешней поверхности приемника размеры элементов: минимум – 0,25 мм, максимум – 1,00 мм;

- на внутренних каналах размер элементов – 0,1 мм.

Подготовка решателя и проведения расчетов

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 [74, 139], 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 / стенка).

Применительно к приемникам статического давления используются граничные условия характерные для картины течения жидкости (газа). На рисунке 2 поток ограничен внешними границами:

- вход (inlet) – определяет течение потока в расчетной области. Граничное условие «вход» может быть задано различными способами в зависимости от физической модели, которую необходимо исследовать: дозвуковые скорости (subsonic) или сверхзвуковые (supersonic). В данной работе 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 (bottom_wall, top_wall) – определяет твердую (непроницаемую) для потока воздуха границу.

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

Критерий сходимости

В свою очередь сходимость решения показывают среднеквадратичные невязки (RMS Residual Level). Можно выделить следующие диапазоны [87, 101]:

- больше, чем 10^{-4} – такой уровень невязок недостаточен 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, каждое уравнение будет интегрироваться до тех пор, пока невязка не упадет ниже 10^{-6} .

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 ПСД рекомендуется максимальное количество итераций устанавливать не менее 1000 [101, 140].

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 [23]:

- Standard k-epsilon;
- k-epsilonRNG;
- k-epsilonRealizable;
- Standard k-omega;
- k-omegaBSL;
- k-omegaSST;
- Spalart-Allmaras (SA);
- Reynolds Stress;
- TransitionSST;
- Transition k-k1-omega;
- Scale-Adaptive Simulation (SAS);
- Detached Eddy Simulation (DES).

Standard k-epsilon – модель 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.

Standard k-omega – это второй представитель моделей второго порядка и дает более точные результаты чем Standard k-epsilon – модель для отрывных течений вблизи стенки. Это достигается тем, что при расчетах диссипации ϵ используется турбулентная частота ω . Это дает уже для тонкого пограничного слоя более точный результат для отрывного потока. При расчете внутренних течений Standard k-omega – модель уступает в точности Standard k-epsilon – модели.

K-omegaSST – объединяет в себе лучшие стороны Standard k-omega – модель вблизи стенки и хорошие свойства Standard k-epsilon – модели в остальном потоке. Тем самым при расчете потока, в общем, дает хорошие результаты и, в частности, как при отрыве потока, так и при больших градиентах давления. К тому же эта модель оказалась надежной и не требовательной к вычислительной мощности. SST-Modell (Shear-Stress-Transport) – новый промышленный стандарт и дает очень хорошие результаты даже при расчетах таких явлений как отрыв потока при вдувании потока воздуха в пограничный слой или в процессе турбулентной теплопередачи;

Spalart-Allmaras – вихревая вязкость определяется из одного дифференциального уравнения для транспорта турбулентной, кинетической энергии. 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- ϵ и k- ω . Это делает модель менее чувствительной к численным ошибкам, когда в пристеночной области величина градиента размеров ячеек меняется не плавно.

Автором было проведено сравнение некоторых моделей турбулентности в плане их влияния на сходимость данных экспериментальных исследований и результатов моделирования некоторых приемников статического давления.

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.).

Расчеты проводились с помощью программы ANSYS FLUENT, которая применяется для моделирования течения жидкости и газа. В процессе моделирования использовался решатель SIMPLE метода ПАТАНКАРА с двойной точностью. – стационарная программа решения для турбулентного течения неньютоновой жидкости [101]. Исходными данными для расчета являются плотность, статическое давление, температура воздушной среды в зависимости от высоты полета и скорости набегающего воздушного потока без учета скоса воздушного потока. Например, на уровне моря плотность воздуха и его температура – 1,225 Кг/м³ и 288 К соответственно, статическое давление – 101300 Па. Для высоты полета 11 км аналогичные параметры воздуха равны 0,36355 Кг/м³, 216,5 К и 22632 Па.

При моделировании проточных ПСД для турбулентного течения задаются: вид модели турбулентности и степень турбулентности (ϵ). А для сравнения выбраны наиболее популярные модели турбулентности: Standard k-epsilon, k-omega, k-omegaSST.

При моделировании непроточных ПСД для турбулентного течения задаются: вид модели турбулентности, степень турбулентности (ϵ) и степень турбулентной вязкости. А для сравнения выбраны наиболее популярные модели турбулентности: Standard k-epsilon, k-epsilonRND, k-epsilonREALIZABLE, k-omega, k-omegaSST, k-omegaBSL, Spalart-Allmaras.

В связи с вышеизложенным, достаточно важной задачей является выбор модели турбулентности, используемой при моделировании приемников статического давления в САПР ANSYS.

2.2.2. Выбор модели турбулентности для математического моделирования проточного ПСД в САПР ANSYS

Для оценки сходимости результатов моделирования проточного ПСД в программе ANSYS и данных экспериментального исследования было выполнено сравнение результатов экспериментальных (трубных) исследований макетов ПСД (таблица 2.2) в аэродинамической трубе АО «УКБП» с результатами математического моделирования [61].

Сечение проточного приемника статического давления приведено на рисунке 2.6. Проточные приемники статического давления представляют собой осесимметричные тела вращения с гладкой наружной цилиндрической поверхностью и внутренней обтекаемой профилированной поверхностью, состоящей из конфузорного и диффузорного участков с отбором статического давления с конфузорного участка.

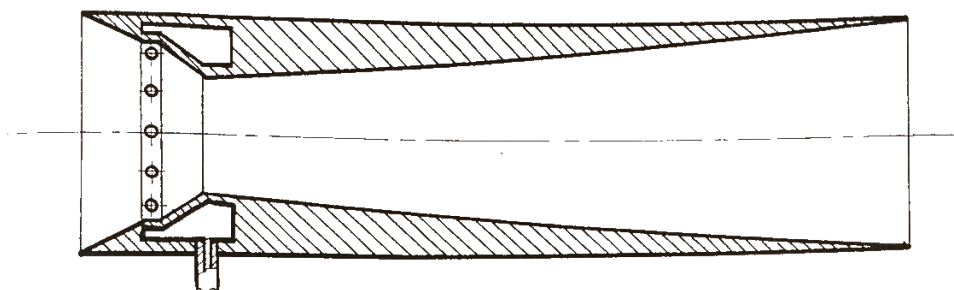


Рисунок 2.6 – Сечение проточного приемника статического давления

Испытания макета приемника давлений проводилось в аэродинамической лаборатории АО «УКБП». Влияние фюзеляжа летательного аппарата на характеристики приемника не учитывалось.

В таблице 2.3 приведены экспериментально полученные значения разности давлений свободного потока P_0 и отбираемого из узкой части приемника P_y : $\Delta P = P_0 - P_y$ для ПСД [43, 78], приведенных в таблице 2.2.

Таблица 2.2 – Геометрические параметры исследуемых проточных ПСД

№ ПСД	$D_{вх}$, мм	α_k , °	α_d , °	m
1	30	40	8	0,2
2	30	60	8	0,2
3	30	40	12	0,2
4	30	60	12	0,2
5	30	40	8	0,4
6	30	60	8	0,4
7	30	40	12	0,4
8	30	60	12	0,4

Таблица 2.3 – Скоростные характеристики исследуемых ПСД, полученные экспериментально

V_0 , м/с	5,56	13,89	27,78	41,67	55,56	69,44
№ ПСД	$\Delta P = P_0 - P_y$, Па					
1	116	819	3408	7845	14387	23250
2	119	786	3219	7632	14216	22833
3	87	641	2878	7258	13150	20445
4	95	652	2840	6724	12465	19699
5	85	544	2244	5379	9782	15520
6	91	561	2367	5604	10561	16714
7	74	520	2305	5444	10276	16804
8	72	496	2291	5657	10467	16804

В таблице 3, представленной в работе [107] приведены результаты моделирования ПСД, таблица 2.2 в ANSYS, полученные при разных характерах течения потока воздуха.

По результатам сравнения данных (таблица 2.3 и таблица 3 в [107]), были получены значения коэффициента сходимости результатов экспериментальных исследований и моделирования ANSYS (таблица 4 в [107]). Коэффициент сходимости k определялся по формуле:

$$k = \frac{\Delta P_{анс}}{\Delta P_{исп}}, \quad (2.6)$$

где $\Delta P_{\text{исп}}$ – экспериментальное значение разности давлений; $\Delta P_{\text{анс}}$ – значение разности давлений, полученное в результате моделирования.

Результаты моделирования (таблицы 3, 4 и рисунки 3-8 работы [107]) показали, что модель турбулентности standard k-epsilon дала наиболее близкие результаты к эксперименту и коэффициент сходимости k зависит не только от скорости набегающего воздушного потока и геометрии ПСД, но и от интенсивности турбулентности ε [70].

Для достижения наилучшего результата была разработана математическая модель, связывающая коэффициент сходимости k с углом сужения конфузора (α_k), углом раскрытия диффузора (α_d), коэффициентом диафрагмы ПСД (m), скоростью набегающего воздушного потока (V_0) и интенсивностью турбулентности (ε):

$$k = \varphi(\alpha_k, \alpha_d, m, V_0, \varepsilon), \quad (2.7)$$

В развернутом виде модель (2.7) имеет вид:

$$\begin{aligned} k = & b_0 + b_1 \alpha_k^* + b_2 \alpha_d^* + b_{12} \alpha_k^* \alpha_d^* + b_3 m^* + b_{13} \alpha_k^* m^* + b_{23} \alpha_d^* m^* + b_{123} \alpha_k^* \alpha_d^* m^* + \\ & + b_4 V_0^* + b_{14} \alpha_k^* V_0^* + b_{24} \alpha_d^* V_0^* + b_{34} m^* V_0^* + b_{124} \alpha_k^* \alpha_d^* V_0^* + b_{134} \alpha_k^* m^* V_0^* + \\ & + b_{234} \alpha_d^* m^* V_0^* + b_{1234} \alpha_k^* \alpha_d^* m^* V_0^* + b_5 \varepsilon^* + b_{15} \alpha_k^* \varepsilon^* + b_{25} \alpha_d^* \varepsilon^* + b_{35} m^* \varepsilon^* + \\ & + b_{45} V_0^* \varepsilon^* + b_{125} \alpha_k^* \alpha_d^* \varepsilon^* + b_{135} \alpha_k^* m^* \varepsilon^* + b_{145} \alpha_k^* V_0^* \varepsilon^* + b_{235} \alpha_d^* m^* \varepsilon^* + b_{245} \alpha_d^* V_0^* \varepsilon^* + \\ & + b_{345} m^* V_0^* \varepsilon^* + b_{1235} \alpha_k^* \alpha_d^* m^* \varepsilon^* + b_{1245} \alpha_k^* \alpha_d^* V_0^* \varepsilon^* + b_{1345} \alpha_k^* m^* V_0^* \varepsilon^* + \\ & + b_{2345} \alpha_d^* m^* V_0^* \varepsilon^* + b_{12345} \alpha_k^* \alpha_d^* m^* V_0^* \varepsilon^*, \end{aligned} \quad (2.8)$$

где $\alpha_k^* = \frac{\alpha_k - 50}{10}$; $\alpha_d^* = \frac{\alpha_d - 10}{2}$; $m^* = \frac{m - 0,3}{0,1}$; $V_0^* = \frac{V_0 - 16,67}{11,11}$ при $V_0 = 5,56 \dots 27,78$ м/с ; $V_0^* = \frac{V_0 - 48,61}{20,83}$ при $V_0 = 27,78 \dots 69,44$ м/с; $\varepsilon^* = \frac{\varepsilon - 5,5}{4,5}$ при $\varepsilon = 1 \dots 10$ %; $\varepsilon^* = \frac{\varepsilon - 15}{5}$ при $\varepsilon = 10 \dots 20$ %.

Расчет коэффициентов уравнения (2.8) производился по составленным матрицам планирования (таблицы 5-8 работы [107]).

Коэффициенты уравнения (2.8), рассчитанные в соответствии с алгоритмом Иэйтса, приведены в таблице 2.4 (первый вариант: $V_0 = 5,56 \dots 27,78$ м/с, $\varepsilon = 1 \dots 10$ %, второй вариант: $V_0 = 27,78 \dots 69,44$ м/с, $\varepsilon = 1 \dots 10$ %, третий вариант:

$V_0 = 5,56 \dots 27,78$ м/с, $\varepsilon = 10 \dots 20$ %, четвертый вариант: $V_0 = 27,78 \dots 69,44$ м/с, $\varepsilon = 10 \dots 20$ %.

Таблица 2.4 – Коэффициенты уравнения (2.8) ($\cdot 10^{-4}$)

Коэффициент	b_0	b_1	b_2	b_{12}	b_3	b_{13}	b_{23}	b_{123}
Вариант 1	12070	2075	1376	170	-2258	-202	-526	127
Вариант 2	10856	1674	630	36	-2430	-483	-595	-38
Вариант 3	10325	1820	1355	148	-2307	-165	-529	103
Вариант 4	9674	1671	767	135	-2268	-313	-496	16
Коэффициент	b_4	b_{14}	b_{24}	b_{34}	b_{124}	b_{134}	b_{234}	b_{1234}
Вариант 1	-549	-167	-563	-80	-87	-253	0	-57
Вариант 2	-665	-234	-183	-92	-47	-28	-69	-107
Вариант 3	-160	-36	-495	-17	-47	-150	35	-46
Вариант 4	-491	-113	-93	55	33	2	-2	-42
Коэффициент	b_5	b_{15}	b_{25}	b_{35}	b_{45}	b_{125}	b_{135}	b_{145}
Вариант 1	-1158	-75	-43	15	454	-3	-125	65
Вариант 2	-547	105	88	149	157	90	86	114
Вариант 3	-587	-180	23	-63	-65	-18	-107	65
Вариант 4	-635	-108	48	13	17	8	-165	7
Коэффициент	b_{235}	b_{245}	b_{345}	b_{1235}	b_{1245}	b_{1345}	b_{2345}	b_{12345}
Вариант 1	-7	37	-20	-23	4	140	18	12
Вариант 2	73	95	155	49	90	33	62	60
Вариант 3	3	31	83	0	36	-37	17	-1
Вариант 4	25	-6	-7	5	-9	-3	5	6

Для проверки адекватности полученного корректирующего уравнения (2.8) проводилось сравнение результатов испытания проточного приемника статического давления в аэродинамической трубе АО «УКБП» [42, 43] и результатов его моделирования в ANSYS (модель турбулентности k-epsilon) с учетом коэффициента сходимости, рассчитанного по уравнению (2.8). Отбор статического давления в приемнике ($D_{вх} = 30$ мм, $D_y = 16$ мм, $D_x = 24,5$ мм, $\alpha_k = 50^\circ$, $\alpha_d = 10^\circ$) производился на конфузоре участке, а не из узкого сечения, как у приемников, приведенных в таблице 2.2. Результаты сравнения скоростных характеристик ПСД приведены в таблицах 2.5 и 2.6.

Таблица 2.5 – Сравнение результатов моделирования и испытаний для ПСД ($D_{вх} = 30$ мм, $D_y = 16$ мм, $D_x = 24,5$ мм, $\alpha_k = 50^\circ$, $\alpha_d = 10^\circ$) при различных значениях интенсивности турбулентности ε

Коэффициент давления \bar{p}	Скорость набегающего воздушного потока V_0 , м/с				
	13,89	27,78	41,67	55,56	69,44
Испытание	0,414	0,362	0,289	0,253	0,239
$\varepsilon=1\%$	0,063	0,027	-0,016	-0,042	-0,053
$\varepsilon=5\%$	0,148	0,160	0,114	0,082	0,080
$\varepsilon=10\%$	0,396	0,321	0,291	0,269	0,266
$\varepsilon=15\%$	0,467	0,318	0,318	0,290	0,287
$\varepsilon=20\%$	0,772	0,536	0,538	0,537	0,548

Таблица 2.6 – Относительная погрешность расчета коэффициента давления \bar{p} при различных значениях интенсивности турбулентности ε

Относительная погрешность \bar{p} , %	Скорость набегающего воздушного потока V_0 , м/с				
	13,89	27,78	41,67	55,56	69,44
$\varepsilon=1\%$	84,74	92,44	105,41	116,74	122,22
$\varepsilon=5\%$	64,14	55,90	60,64	67,54	66,60
$\varepsilon=10\%$	4,42	11,25	0,39	6,51	11,18
$\varepsilon=15\%$	12,76	12,20	9,76	14,82	20,15
$\varepsilon=20\%$	86,61	48,20	85,90	112,28	129,20

Как следует из представленных данных, результаты моделирования отличаются от данных аэродинамического испытания контрольного ПСД на 2...11%, что считается вполне приемлемым для моделирования процессов обтекания тел потоком в программе ANSYS и ей подобных [25, 40, 76, 101, 140]. Другим словами, при моделировании проточных приемников статического давления в программе ANSYS могут быть получены значения коэффициента давления, отличающиеся от экспериментальных значений данного коэффициента не более, чем 0,04...0,06 при использовании корректирующего уравнения (2.8), модели турбулентности k-epsilon ($\varepsilon = 10\%$) и следующих ограничениях [70]:

- скорость набегающего воздушного потока от 20 до 250 км/ч;
- коэффициент диафрагмы ПСД от 0,20 до 0,40;

- угол сужения конфузорного участка ПСД от 40 до 60°;
- угол раскрытия диффузорного участка ПСД от 8 до 12°.

2.3. Разработка математического обеспечения автоматизированного процесса синтеза (математических моделей) проточных ПСД

2.3.1. Разработка математической модели для расчета коэффициента давления проточных ПСД

Для разработки математической модели приемника производилось моделирование в ANSYS вариационного ряда ПСД, геометрические параметры которых соответствовали бортовым авиационным приемникам.

Значения коэффициента давления для каждого сочетания факторов с учетом корректирующих коэффициентов для нахождения поправок к результатам моделирования, уравнение (2.8), приведены в таблице 12 работы [107]. Геометрические параметры ПСД (рисунок 1.6): коэффициент диафрагмы m равен отношению площади узкого сечения к площади входного сечения приемника; диаметр входной части $D_{вх}$ и относительное удаление сечения отбора давления \bar{l} .

$$\bar{l} = \frac{l_k}{l_x}, \quad (2.9)$$

Математическая модель, связывающая коэффициент давления с геометрическими параметрами ПСД, скоростью набегающего воздушного потока и высота полета имеет общий вид:

$$\begin{aligned} \bar{p} = & -1,857 + 0,062\alpha_k^* - 0,022\alpha_d^* + 0,044\alpha_k^*\alpha_d^* + 0,158D_{вх}^* + 0,011\alpha_k^*D_{вх}^* - \\ & - 0,046\alpha_d^*D_{вх}^* + 0,000\alpha_k^*\alpha_d^*D_{вх}^* + 0,356m^* + 0,092\alpha_k^*m^* - 0,051\alpha_d^*m^* + \\ & + 0,001D_{вх}^*m^* + 0,007\alpha_k^*\alpha_d^*m^* - 0,035\alpha_k^*D_{вх}^*m^* + 0,008\alpha_d^*D_{вх}^*m^* + \\ & + 0,001\alpha_k^*\alpha_d^*D_{вх}^*m^* - 3,739\bar{l}^* - 0,026\alpha_k^*\bar{l}^* + 0,342\alpha_d^*\bar{l}^* + 0,113D_{вх}^*\bar{l}^* + \\ & + 0,330m^*\bar{l}^* + 0,012\alpha_k^*\alpha_d^*\bar{l}^* + 0,057\alpha_k^*D_{вх}^*\bar{l}^* + 0,017\alpha_k^*m^*\bar{l}^* - 0,003\alpha_d^*D_{вх}^*\bar{l}^* - \\ & - 0,149\alpha_d^*m^*\bar{l}^* + 0,068D_{вх}^*m^*\bar{l}^* - 0,011\alpha_k^*\alpha_d^*D_{вх}^*\bar{l}^* + 0,039\alpha_k^*\alpha_d^*m^*\bar{l}^* - \\ & - 0,023\alpha_k^*D_{вх}^*m^*\bar{l}^* - 0,001\alpha_d^*D_{вх}^*m^*\bar{l}^* + 0,001\alpha_k^*\alpha_d^*D_{вх}^*m^*\bar{l}^* - 0,673V_0^* + \\ & + 0,133\alpha_k^*V_0^* + 0,058\alpha_d^*V_0^* + 0,041D_{вх}^*V_0^* + 0,226m^*V_0^* - 0,062\bar{l}^*V_0^* - \\ & - 0,013\alpha_k^*\alpha_d^*V_0^* - 0,041\alpha_k^*D_{вх}^*V_0^* - 0,004\alpha_k^*m^*V_0^* - 0,063\alpha_k^*\bar{l}^*V_0^* + 0,009\alpha_d^*D_{вх}^*V_0^* - \\ & - 0,072\alpha_d^*m^*V_0^* - 0,199\alpha_d^*\bar{l}^*V_0^* - 0,018D_{вх}^*m^*V_0^* + 0,111D_{вх}^*\bar{l}^*V_0^* - 0,030m^*\bar{l}^*V_0^* + \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& +0,000\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*V_0^* + 0,007\alpha_K^*\alpha_D^*m^*V_0^* + 0,034\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^* - 0,004\alpha_K^*D_{BX}^*m^*V_0^* - \\
& - 0,058\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* + 0,009\alpha_K^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,003\alpha_D^*D_{BX}^*m^*V_0^* - 0,001\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,023\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^* - 0,027D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* - 0,001\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*V_0^* + 0,008\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,023\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,013\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,011\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,006\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,176H_0^* - 0,044\alpha_K^*H_0^* - 0,073\alpha_D^*H_0^* + 0,060D_{BX}^*H_0^* - \\
& - 0,098m^*H_0^* - 0,085\bar{I}^*H_0^* - 0,135V_0^*H_0^* + 0,017\alpha_K^*\alpha_D^*H_0^* - 0,016\alpha_K^*D_{BX}^*H_0^* + \\
& + 0,002\alpha_K^*m^*H_0^* + 0,016\alpha_K^*\bar{I}^*H_0^* + 0,025\alpha_K^*V_0^*H_0^* - 0,031\alpha_D^*D_{BX}^*H_0^* + \\
& + 0,032\alpha_D^*m^*H_0^* + 0,012\alpha_D^*\bar{I}^*H_0^* + 0,064\alpha_D^*V_0^*H_0^* - 0,052D_{BX}^*m^*H_0^* - 0,078D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* - \\
& - 0,047D_{BX}^*V_0^*H_0^* + 0,020m^*\bar{I}^*H_0^* + 0,079m^*V_0^*H_0^* + 0,098\bar{I}^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,009\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*H_0^* - 0,004\alpha_K^*\alpha_D^*m^*H_0^* - 0,003\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^*H_0^* - 0,012\alpha_K^*\alpha_D^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,001\alpha_K^*D_{BX}^*m^*H_0^* + 0,022\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* + 0,021\alpha_K^*D_{BX}^*V_0^*H_0^* - 0,011\alpha_K^*m^*\bar{I}^*H_0^* + \\
& + 0,006\alpha_K^*m^*V_0^*H_0^* - 0,011\alpha_K^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + 0,001\alpha_D^*D_{BX}^*m^*H_0^* + 0,011\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* + \\
& + 0,029\alpha_D^*D_{BX}^*V_0^*H_0^* - 0,002\alpha_D^*m^*\bar{I}^*H_0^* - 0,025\alpha_D^*m^*V_0^*H_0^* - 0,012\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,034D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* + 0,050D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* + 0,096D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - 0,006m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,005\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*H_0^* - 0,004\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* + 0,005\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^*H_0^* - \\
& - 0,008\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*V_0^*H_0^* + 0,003\alpha_K^*\alpha_D^*m^*V_0^*H_0^* + 0,004\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,014\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* - 0,020\alpha_K^*D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* - 0,014\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,015\alpha_K^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - 0,006\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* - 0,023\alpha_D^*D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,007\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + 0,055\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - 0,019D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,004\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* + 0,006\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* + 0,004\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,004\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + 0,001\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + 0,005\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,002\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^*, \tag{2.10}
\end{aligned}$$

$$\text{где } \alpha_K^* = \frac{\alpha_K - 50}{10}; \alpha_D^* = \frac{\alpha_D - 10}{2}; m^* = \frac{m - 0,3}{0,1}; D_{BX}^* = \frac{D_{BX} - 30}{10}; \bar{I}^* = \frac{\bar{I} - 0,6}{0,4};$$

$$V_0^* = \frac{V_0 - 37,5}{31,94}; H_0^* = \frac{H_0 - 5500}{5500}$$

Уравнение (2.10) с учетом значимых коэффициентов имеет вид [61]:

$$\begin{aligned}
\bar{p} = & -1,857 + 0,062\alpha_K^* - 0,022\alpha_D^* + 0,044\alpha_K^*\alpha_D^* + 0,158D_{BX}^* + 0,011\alpha_K^*D_{BX}^* - \\
& - 0,046\alpha_D^*D_{BX}^* + 0,356m^* + 0,092\alpha_K^*m^* - 0,051\alpha_D^*m^* - 0,035\alpha_K^*D_{BX}^*m^* - 3,739\bar{I}^* - \\
& - 0,026\alpha_K^*\bar{I}^* + 0,342\alpha_D^*\bar{I}^* + 0,113D_{BX}^*\bar{I}^* + 0,330m^*\bar{I}^* + 0,012\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^* + \\
& + 0,057\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^* + 0,017\alpha_K^*m^*\bar{I}^* - 0,149\alpha_D^*m^*\bar{I}^* + 0,068D_{BX}^*m^*\bar{I}^* - \\
& - 0,011\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^* + 0,039\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^* - 0,023\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^* - 0,673V_0^* + \\
& + 0,133\alpha_K^*V_0^* + 0,058\alpha_D^*V_0^* + 0,041D_{BX}^*V_0^* + 0,226m^*V_0^* - 0,062\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,013\alpha_K^*\alpha_D^*V_0^* - 0,041\alpha_K^*D_{BX}^*V_0^* - 0,063\alpha_K^*\bar{I}^*V_0^* - 0,072\alpha_D^*m^*V_0^* - 0,199\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,018D_{BX}^*m^*V_0^* + 0,111D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* - 0,030m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,034\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,058\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* - 0,023\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^* - 0,027D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* -
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& -0,023\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,013\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,011\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,176H_0^* - \\
& -0,044\alpha_K^*H_0^* - 0,073\alpha_D^*H_0^* + 0,060D_{BX}^*H_0^* - 0,098m^*H_0^* - 0,085\bar{I}^*H_0^* - \\
& -0,135V_0^*H_0^* + 0,017\alpha_K^*\alpha_D^*H_0^* - 0,016\alpha_K^*D_{BX}^*H_0^* + 0,016\alpha_K^*\bar{I}^*H_0^* + 0,025\alpha_K^*V_0^*H_0^* - \\
& 0,031\alpha_D^*D_{BX}^*H_0^* + 0,032\alpha_D^*m^*H_0^* + 0,012\alpha_D^*\bar{I}^*H_0^* + 0,064\alpha_D^*V_0^*H_0^* - \\
& -0,052D_{BX}^*m^*H_0^* - 0,078D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* - 0,047D_{BX}^*V_0^*H_0^* + 0,020m^*\bar{I}^*H_0^* + \\
& +0,079m^*V_0^*H_0^* + 0,098\bar{I}^*V_0^*H_0^* - 0,012\alpha_K^*\alpha_D^*V_0^*H_0^* + 0,022\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* + \\
& +0,021\alpha_K^*D_{BX}^*V_0^*H_0^* - 0,011\alpha_K^*m^*\bar{I}^*H_0^* - 0,011\alpha_K^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + 0,011\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* + \\
& +0,029\alpha_D^*D_{BX}^*V_0^*H_0^* - 0,025\alpha_D^*m^*V_0^*H_0^* - 0,012\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + \\
& +0,034D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* + 0,050D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* + 0,096D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - 0,014\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* - \\
& -0,020\alpha_K^*D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* - 0,014\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + 0,015\alpha_K^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + \\
& +b_{23467}\alpha_D^*D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* - 0,023\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* + 0,055\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& -0,019D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^*, \tag{2.11}
\end{aligned}$$

Переход от уравнения (2.10) к модели (2.11) произведен на основе допускового контроля, суть которого заключалась в следующем. Из уравнения (2.10) последовательно исключались члены с минимальными абсолютными значениями коэффициентов и производилось сравнение результатов расчета коэффициента давления приемников со всеми возможными сочетаниями геометрических параметров, изменяющихся в пределах выше оговоренных ограничений (метод полного перебора), в соответствии с моделями (2.10) и (2.11). Процедура продолжалась до тех пор, пока различие значений коэффициентов давление не достигло величины, соизмеримой со значением возможной погрешности в определении коэффициента давления ПСД при проведении аэродинамического эксперимента (порядка 0,05) [57].

Модели (2.10) и (2.11) могут быть использованы для расчета коэффициента давления проточных ПСД с заданными геометрическими параметрами для конкретных параметров набегающего воздушного потока (скорость и высота полета). Данные модели используются в настоящей работе в качестве математического обеспечения процесса автоматизированного параметрического синтеза проточных ПСД и в качестве инструмента разработки рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров проточных приемников на первоначальном этапе разработки.

2.3.2. Разработка математических моделей для расчета девиации коэффициента давления проточных ПСД

Аналогичным образом была получена математическая модель для расчета девиации коэффициента давления проточных ПСД, обусловленной изменением скорости воздушного потока [108]:

$$\begin{aligned}
\Delta \bar{p}_V = & 1,356 - 0,183\alpha_K^* - 0,155\alpha_D^* + 0,029\alpha_K^*\alpha_D^* + 0,008D_{BX}^* + 0,089\alpha_K^*D_{BX}^* - \\
& - 0,053\alpha_D^*D_{BX}^* - 0,024\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^* - 0,339m^* + 0,050\alpha_K^*m^* + 0,107\alpha_D^*m^* + \\
& + 0,065D_{BX}^*m^* - 0,014\alpha_K^*\alpha_D^*m^* + 0,014\alpha_K^*D_{BX}^*m^* - 0,029\alpha_D^*D_{BX}^*m^* - \\
& - 0,023\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^* + 0,154\bar{I}^* + 0,152\alpha_K^*\bar{I}^* + 0,309\alpha_D^*\bar{I}^* - 0,169D_{BX}^*\bar{I}^* + \\
& + 0,080m^*\bar{I}^* - 0,095\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^* + 0,148\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^* - 0,008\alpha_K^*m^*\bar{I}^* - 0,012\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^* + \\
& + 0,009\alpha_D^*m^*\bar{I}^* + 0,076D_{BX}^*m^*\bar{I}^* - 0,024\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^* + 0,003\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^* + \\
& + 0,003\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^* - 0,034\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^* - 0,001\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^* + 0,309V_0^* - \\
& - 0,056\alpha_K^*V_0^* - 0,148\alpha_D^*V_0^* + 0,111D_{BX}^*V_0^* - 0,132m^*V_0^* - 0,141\bar{I}^*V_0^* + \\
& + 0,011\alpha_K^*\alpha_D^*V_0^* - 0,037\alpha_K^*D_{BX}^*V_0^* - 0,010\alpha_K^*m^*V_0^* + 0,045\alpha_K^*\bar{I}^*V_0^* - 0,058\alpha_D^*D_{BX}^*V_0^* + \\
& + 0,018\alpha_D^*m^*V_0^* + 0,023\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^* - 0,074D_{BX}^*m^*V_0^* - 0,168D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* + 0,042m^*\bar{I}^*V_0^* + \\
& + 0,006\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*V_0^* - 0,020\alpha_K^*\alpha_D^*m^*V_0^* - 0,003\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^* + 0,032\alpha_K^*D_{BX}^*m^*V_0^* + \\
& + 0,043\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* - 0,003\alpha_K^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,034\alpha_D^*D_{BX}^*m^*V_0^* + \\
& + 0,017\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* - 0,002\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,051D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* - 0,015\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*V_0^* - \\
& - 0,013\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* + 0,011\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,012\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,015\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* - 0,001\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,006H_0^* + 0,067\alpha_K^*H_0^* - \\
& - 0,053\alpha_D^*H_0^* + 0,095D_{BX}^*H_0^* + 0,097m^*H_0^* + 0,046\bar{I}^*H_0^* + 0,048V_0^*H_0^* - \\
& - 0,013\alpha_K^*\alpha_D^*H_0^* + 0,011\alpha_K^*D_{BX}^*H_0^* + 0,026\alpha_K^*m^*H_0^* + 0,042\alpha_K^*\bar{I}^*H_0^* + 0,003\alpha_K^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,031\alpha_D^*D_{BX}^*H_0^* - 0,052\alpha_D^*m^*H_0^* - 0,073\alpha_D^*\bar{I}^*H_0^* - 0,010\alpha_D^*V_0^*H_0^* + 0,033D_{BX}^*m^*H_0^* + \\
& + 0,049D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* + 0,019D_{BX}^*V_0^*H_0^* + 0,035m^*\bar{I}^*H_0^* + 0,036m^*V_0^*H_0^* + 0,044\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,019\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*H_0^* - 0,016\alpha_K^*\alpha_D^*m^*H_0^* - 0,012\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^*H_0^* - 0,004\alpha_K^*\alpha_D^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,010\alpha_K^*D_{BX}^*m^*H_0^* + 0,027\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* + 0,007\alpha_K^*D_{BX}^*V_0^*H_0^* + 0,026\alpha_K^*m^*\bar{I}^*H_0^* + \\
& + 0,012\alpha_K^*m^*V_0^*H_0^* + 0,014\alpha_K^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - 0,025\alpha_D^*D_{BX}^*m^*H_0^* - 0,018\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* + \\
& + 0,002\alpha_D^*D_{BX}^*V_0^*H_0^* - 0,020\alpha_D^*m^*\bar{I}^*H_0^* - 0,023\alpha_D^*m^*V_0^*H_0^* - 0,011\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,017D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* + 0,029D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* + 0,022D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + 0,021m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,021\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*H_0^* - 0,013\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* - 0,027\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^*H_0^* - \\
& - 0,007\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*V_0^*H_0^* - 0,004\alpha_K^*\alpha_D^*m^*V_0^*H_0^* - 0,003\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,025\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* - 0,007\alpha_K^*D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* + 0,013\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,019\alpha_K^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - 0,016\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* - 0,010\alpha_D^*D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,002\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - 0,033\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + 0,011D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,016\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* - 0,002\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* - 0,007\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,006\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + 0,012\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - 0,007\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,008\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^*, \tag{2.12}
\end{aligned}$$

Значения девиации коэффициента давления, обусловленной изменением скорости, для каждого сочетания факторов с учетом корректирующих коэффициентов для нахождения поправок к результатам моделирования по уравнению (2.8) приведены в таблице 1 работы [108].

Уравнение (2.12) с учетом значимых коэффициентов имеет вид:

$$\begin{aligned}
\Delta \bar{p}_V = & 1,356 - 0,183\alpha_K^* - 0,155\alpha_D^* + 0,029\alpha_K^*\alpha_D^* + 0,089\alpha_K^*D_{ВХ}^* - 0,053\alpha_D^*D_{ВХ}^* - \\
& - 0,024\alpha_K^*\alpha_D^*D_{ВХ}^* - 0,339m^* + 0,050\alpha_K^*m^* + 0,107\alpha_D^*m^* + 0,065D_{ВХ}^*m^* - \\
& - 0,014\alpha_K^*\alpha_D^*m^* + 0,014\alpha_K^*D_{ВХ}^*m^* - 0,029\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^* - 0,023\alpha_K^*\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^* + 0,154\bar{I}^* + \\
& + 0,152\alpha_K^*\bar{I}^* + 0,309\alpha_D^*\bar{I}^* - 0,169D_{ВХ}^*\bar{I}^* + 0,080m^*\bar{I}^* - 0,095\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^* + \\
& + 0,148\alpha_K^*D_{ВХ}^*\bar{I}^* - 0,012\alpha_D^*D_{ВХ}^*\bar{I}^* + 0,076D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^* - 0,024\alpha_K^*\alpha_D^*D_{ВХ}^*\bar{I}^* - \\
& - 0,034\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^* + 0,309H_0^* - 0,056\alpha_K^*H_0^* - 0,148\alpha_D^*H_0^* + 0,111D_{ВХ}^*H_0^* - \\
& - 0,132m^*H_0^* - 0,141\bar{I}^*H_0^* + 0,011\alpha_K^*\alpha_D^*H_0^* - 0,037\alpha_K^*D_{ВХ}^*H_0^* + 0,045\alpha_K^*\bar{I}^*H_0^* - \\
& - 0,058\alpha_D^*D_{ВХ}^*H_0^* + 0,018\alpha_D^*m^*H_0^* + 0,023\alpha_D^*\bar{I}^*H_0^* - 0,074D_{ВХ}^*m^*H_0^* - \\
& - 0,168D_{ВХ}^*\bar{I}^*H_0^* + 0,042m^*\bar{I}^*H_0^* - 0,020\alpha_K^*\alpha_D^*m^*H_0^* + 0,032\alpha_K^*D_{ВХ}^*m^*H_0^* + \\
& + 0,043\alpha_K^*D_{ВХ}^*\bar{I}^*H_0^* + 0,034\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^*H_0^* + 0,017\alpha_D^*D_{ВХ}^*\bar{I}^*H_0^* + 0,051D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^*H_0^* - \\
& - 0,015\alpha_K^*\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^*H_0^* - 0,013\alpha_K^*\alpha_D^*D_{ВХ}^*\bar{I}^*H_0^* + 0,011\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^*H_0^* + \\
& + 0,012\alpha_K^*D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^*H_0^* - 0,015\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^*H_0^* + 0,067\alpha_K^*\alpha_C^* - 0,053\alpha_D^*\alpha_C^* + \\
& + 0,095D_{ВХ}^*\alpha_C^* + 0,097m^*\alpha_C^* + 0,046\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,048H_0^*\alpha_C^* - 0,013\alpha_K^*\alpha_D^*\alpha_C^* + \\
& + 0,011\alpha_K^*D_{ВХ}^*\alpha_C^* + 0,026\alpha_K^*m^*\alpha_C^* + 0,042\alpha_K^*\bar{I}^*\alpha_C^* - 0,031\alpha_D^*D_{ВХ}^*\alpha_C^* - 0,052\alpha_D^*m^*\alpha_C^* - \\
& - 0,073\alpha_D^*\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,033D_{ВХ}^*m^*\alpha_C^* + 0,049D_{ВХ}^*\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,019D_{ВХ}^*H_0^*\alpha_C^* + 0,035m^*\bar{I}^*\alpha_C^* + \\
& + 0,036m^*H_0^*\alpha_C^* + 0,044\bar{I}^*H_0^*\alpha_C^* - 0,019\alpha_K^*\alpha_D^*D_{ВХ}^*\alpha_C^* - 0,016\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\alpha_C^* - \\
& - 0,012\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,027\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^*\alpha_C^* + 0,026\alpha_K^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,012\alpha_K^*m^*H_0^*\alpha_C^* + \\
& + 0,014\alpha_K^*\bar{I}^*H_0^*\alpha_C^* - 0,025\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^*\alpha_C^* - 0,018\alpha_D^*D_{ВХ}^*\bar{I}^*\alpha_C^* - 0,020\alpha_D^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* - \\
& - 0,023\alpha_D^*m^*H_0^*\alpha_C^* - 0,011\alpha_D^*\bar{I}^*H_0^*\alpha_C^* + 0,017D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,029D_{ВХ}^*m^*H_0^*\alpha_C^* + \\
& + 0,022D_{ВХ}^*\bar{I}^*H_0^*\alpha_C^* + 0,021m^*\bar{I}^*H_0^*\alpha_C^* - 0,021\alpha_K^*\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^*\alpha_C^* - 0,013\alpha_K^*\alpha_D^*D_{ВХ}^*\bar{I}^*\alpha_C^* - \\
& - 0,027\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,025\alpha_K^*D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,013\alpha_K^*D_{ВХ}^*\bar{I}^*H_0^*\alpha_C^* + 0,019\alpha_K^*m^*\bar{I}^*H_0^*\alpha_C^* - \\
& - 0,016\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* - 0,033\alpha_D^*m^*\bar{I}^*H_0^*\alpha_C^* + 0,011D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^*H_0^*\alpha_C^* - \\
& - 0,016\alpha_K^*\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,012\alpha_K^*D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^*H_0^*\alpha_C^*, \quad (2.13)
\end{aligned}$$

Математические модели (2.12) и (2.13) позволяют вычислять девиацию коэффициента давления в зависимости от геометрических параметров приемника и скорости набегающего воздушного потока.

Математическая модель для расчета девиации коэффициента давления, обусловленной скосом воздушного потока, имеет общий вид [108]:

$$\begin{aligned}
\Delta \bar{p}_c = & 1,079 - 0,097\alpha_K^* - 0,087\alpha_D^* + 0,008\alpha_K^*\alpha_D^* + 0,035D_{BX}^* - 0,044\alpha_K^*D_{BX}^* - \\
& - 0,002\alpha_D^*D_{BX}^* + 0,015\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^* - 0,116m^* - 0,048\alpha_K^*m^* + 0,056\alpha_D^*m^* + \\
& + 0,015D_{BX}^*m^* - 0,006\alpha_K^*\alpha_D^*m^* + 0,004\alpha_K^*D_{BX}^*m^* - 0,002\alpha_D^*D_{BX}^*m^* + \\
& + 0,010\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^* + 0,885\bar{I}^* - 0,041\alpha_K^*\bar{I}^* - 0,046\alpha_D^*\bar{I}^* + 0,035D_{BX}^*\bar{I}^* - \\
& - 0,123m^*\bar{I}^* + 0,008\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^* - 0,065\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^* + 0,007\alpha_K^*m^*\bar{I}^* + 0,009\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^* + \\
& + 0,029\alpha_D^*m^*\bar{I}^* - 0,009D_{BX}^*m^*\bar{I}^* + 0,018\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^* + 0,006\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^* - \\
& - 0,002\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^* + 0,013\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^* + 0,012\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^* + 0,000V_0^* - \\
& - 0,004\alpha_K^*V_0^* + 0,034\alpha_D^*V_0^* - 0,031D_{BX}^*V_0^* + 0,011m^*V_0^* + 0,056\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,038\alpha_K^*\alpha_D^*V_0^* + 0,037\alpha_K^*D_{BX}^*V_0^* + 0,013\alpha_K^*m^*V_0^* - 0,009\alpha_K^*\bar{I}^*V_0^* - 0,022\alpha_D^*D_{BX}^*V_0^* - \\
& - 0,018\alpha_D^*m^*V_0^* - 0,004\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^* + 0,001D_{BX}^*m^*V_0^* - 0,016D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* - 0,047m^*\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,031\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*V_0^* - 0,022\alpha_K^*\alpha_D^*m^*V_0^* - 0,034\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^* + 0,039\alpha_K^*D_{BX}^*m^*V_0^* + \\
& + 0,021\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* + 0,032\alpha_K^*m^*\bar{I}^*V_0^* - 0,024\alpha_D^*D_{BX}^*m^*V_0^* - 0,025\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,006\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,046D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* - 0,027\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*V_0^* - 0,034\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,031\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,022\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* - 0,036\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,032\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,060H_0^* - 0,010\alpha_K^*H_0^* + 0,001\alpha_D^*H_0^* + 0,022D_{BX}^*H_0^* + \\
& + 0,003m^*H_0^* + 0,021\bar{I}^*H_0^* - 0,045V_0^*H_0^* + 0,009\alpha_K^*\alpha_D^*H_0^* - 0,009\alpha_K^*D_{BX}^*H_0^* - \\
& - 0,018\alpha_K^*m^*H_0^* + 0,001\alpha_K^*\bar{I}^*H_0^* + 0,004\alpha_K^*V_0^*H_0^* + 0,006\alpha_D^*D_{BX}^*H_0^* + 0,005\alpha_D^*m^*H_0^* + \\
& + 0,009\alpha_D^*\bar{I}^*H_0^* + 0,004\alpha_D^*V_0^*H_0^* + 0,006D_{BX}^*m^*H_0^* - 0,009D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* - \\
& - 0,021D_{BX}^*V_0^*H_0^* + 0,013m^*\bar{I}^*H_0^* - 0,021m^*V_0^*H_0^* - 0,027\bar{I}^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,009\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*H_0^* + 0,009\alpha_K^*\alpha_D^*m^*H_0^* + 0,003\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^*H_0^* - 0,011\alpha_K^*\alpha_D^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,005\alpha_K^*D_{BX}^*m^*H_0^* + 0,001\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* + 0,008\alpha_K^*D_{BX}^*V_0^*H_0^* - 0,013\alpha_K^*m^*\bar{I}^*H_0^* - \\
& - 0,001\alpha_K^*m^*V_0^*H_0^* + 0,000\alpha_K^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + 0,005\alpha_D^*D_{BX}^*m^*H_0^* + 0,013\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* - \\
& - 0,006\alpha_D^*D_{BX}^*V_0^*H_0^* - 0,004\alpha_D^*m^*\bar{I}^*H_0^* + 0,001\alpha_D^*m^*V_0^*H_0^* - 0,004\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,001D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* - 0,009D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* + 0,000D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - 0,015m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,008\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*H_0^* + 0,003\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* + 0,007\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^*H_0^* - \\
& - 0,006\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*V_0^*H_0^* - 0,009\alpha_K^*\alpha_D^*m^*V_0^*H_0^* - 0,002\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,003\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* + 0,009\alpha_K^*D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* - 0,008\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,009\alpha_K^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + 0,000\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* - 0,006\alpha_D^*D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,025\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - 0,013\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - 0,009D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,008\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* - 0,005\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* - 0,001\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,003\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + 0,006\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + 0,002\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,006\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^*, \tag{2.14}
\end{aligned}$$

Значения девиации коэффициента давления, обусловленной скосами воздушного потока, для каждого сочетания факторов с учетом корректирующих коэффициентов для нахождения поправок к результатам моделирования по уравнению (2.8) приведены в таблице 2 работы [108].

Уравнение (2.14) с учетом значимых коэффициентов имеет вид [108]:

$$\begin{aligned}
\Delta \bar{p}_c = & 1,709 - 0,097\alpha_K^* - 0,087\alpha_d^* + 0,035D_{BX}^* - 0,044\alpha_K^*D_{BX}^* + 0,015\alpha_K^*\alpha_d^*D_{BX}^* - \\
& - 0,116m^* - 0,048\alpha_K^*m^* + 0,056\alpha_d^*m^* + 0,015D_{BX}^*m^* + 0,885\bar{I}^* - 0,041\alpha_K^*\bar{I}^* - \\
& - 0,046\alpha_d^*\bar{I}^* + 0,035D_{BX}^*\bar{I}^* - 0,123m^*\bar{I}^* - 0,065\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^* + 0,029\alpha_d^*m^*\bar{I}^* + \\
& + 0,018\alpha_K^*\alpha_d^*D_{BX}^*\bar{I}^* + 0,013\alpha_d^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^* + 0,012\alpha_K^*\alpha_d^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^* + \\
& + 0,034\alpha_d^*V_0^* - 0,031D_{BX}^*V_0^* + 0,011m^*V_0^* + 0,056\bar{I}^*V_0^* - 0,038\alpha_K^*\alpha_d^*V_0^* + \\
& + 0,037\alpha_K^*D_{BX}^*V_0^* + 0,013\alpha_K^*m^*V_0^* - 0,022\alpha_d^*D_{BX}^*V_0^* - 0,018\alpha_d^*m^*V_0^* - \\
& - 0,016D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* - 0,047m^*\bar{I}^*V_0^* - 0,031\alpha_K^*\alpha_d^*D_{BX}^*V_0^* - 0,022\alpha_K^*\alpha_d^*m^*V_0^* - \\
& - 0,034\alpha_K^*\alpha_d^*\bar{I}^*V_0^* + 0,039\alpha_K^*D_{BX}^*m^*V_0^* + 0,021\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* + 0,032\alpha_K^*m^*\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,024\alpha_d^*D_{BX}^*m^*V_0^* - 0,025\alpha_d^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* + 0,046D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* - 0,027\alpha_K^*\alpha_d^*D_{BX}^*m^*V_0^* - \\
& - 0,034\alpha_K^*\alpha_d^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* - 0,031\alpha_K^*\alpha_d^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,022\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,036\alpha_d^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* - 0,032\alpha_K^*\alpha_d^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,060H_0^* + 0,022D_{BX}^*H_0^* + \\
& + 0,021\bar{I}^*H_0^* - 0,045V_0^*H_0^* - 0,018\alpha_K^*m^*H_0^* - 0,021D_{BX}^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,013m^*\bar{I}^*H_0^* - 0,021m^*V_0^*H_0^* - 0,027\bar{I}^*V_0^*H_0^* - 0,011\alpha_K^*\alpha_d^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,013\alpha_K^*m^*\bar{I}^*H_0^* + 0,013\alpha_d^*D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* - 0,015m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - 0,025\alpha_d^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,013\alpha_d^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^*, \tag{2.15}
\end{aligned}$$

В таблице 3 работы [108] представлены геометрические параметры ПСД и значения девиации коэффициента давления $\Delta \bar{p}$, полученные при их моделировании в ANSYS (первый вариант: $\bar{I} = 0,2 \dots 0,4$ и второй вариант: $\bar{I} = 0,4 \dots 0,8$). При этом девиация коэффициента давления $\Delta \bar{p}$ понимается как разность полученных коэффициентов давления при наличии скоса и при отсутствии угла скоса набегающего воздушного потока.

Математическая модель, связывающая девиацию коэффициента давления с линейными и угловыми параметрами ПСД и углом скоса поток имеет вид [108]:

Для варианта 1:

$$\begin{aligned}
\Delta \bar{p} = & 0,080 - 0,017\alpha_K^* - 0,002\alpha_d^* + 0,000\alpha_K^*\alpha_d^* - 0,004D_{BX}^* + 0,010\alpha_K^*D_{BX}^* - \\
& - 0,003\alpha_d^*D_{BX}^* - 0,002\alpha_K^*\alpha_d^*D_{BX}^* + 0,037m^* - 0,022\alpha_K^*m^* + 0,005\alpha_d^*m^* - \\
& - 0,023D_{BX}^*m^* + 0,000\alpha_K^*\alpha_d^*m^* + 0,018\alpha_K^*D_{BX}^*m^* - 0,001\alpha_d^*D_{BX}^*m^* + \\
& + 0,000\alpha_K^*\alpha_d^*D_{BX}^*m^* + 0,006\bar{I}^* + 0,006\alpha_K^*\bar{I}^* + 0,002\alpha_d^*\bar{I}^* + 0,005D_{BX}^*\bar{I}^* - \\
& - 0,003m^*\bar{I}^* + 0,000\alpha_K^*\alpha_d^*\bar{I}^* - 0,009\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^* + 0,022\alpha_K^*m^*\bar{I}^* + 0,001\alpha_d^*D_{BX}^*\bar{I}^* - \\
& - 0,002\alpha_d^*m^*\bar{I}^* - 0,005D_{BX}^*m^*\bar{I}^* + 0,000\alpha_K^*\alpha_d^*D_{BX}^*\bar{I}^* - 0,001\alpha_K^*\alpha_d^*m^*\bar{I}^* + \\
& + 0,005\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^* - 0,001\alpha_d^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^* + 0,000\alpha_K^*\alpha_d^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^* + 0,063\alpha_c^* - \\
& - 0,014\alpha_K^*\alpha_c^* + 0,002\alpha_d^*\alpha_c^* - 0,009D_{BX}^*\alpha_c^* + 0,036m^*\alpha_c^* + 0,006\bar{I}^*\alpha_c^* + \\
& + 0,000\alpha_K^*\alpha_d^*\alpha_c^* + 0,006\alpha_K^*D_{BX}^*\alpha_c^* - 0,013\alpha_K^*m^*\alpha_c^* + 0,007\alpha_K^*\bar{I}^*\alpha_c^* - 0,001\alpha_d^*D_{BX}^*\alpha_c^* + \\
& + 0,003\alpha_d^*m^*\alpha_c^* + 0,000\alpha_d^*\bar{I}^*\alpha_c^* - 0,016D_{BX}^*m^*\alpha_c^* + 0,006D_{BX}^*\bar{I}^*\alpha_c^* - 0,005m^*\bar{I}^*\alpha_c^* +
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& +0,001\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\alpha_C^* - 0,002\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\alpha_C^* + 0,002\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,019\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\alpha_C^* - \\
& - 0,006\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,021\alpha_K^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* - 0,004\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\alpha_C^* + 0,000\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*\alpha_C^* - \\
& - 0,001\alpha_D^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* - 0,008D_{BX}^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,000\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\alpha_C^* + 0,002\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*\alpha_C^* - \\
& - 0,002\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* + + 0,004\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,000\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* - \\
& - 0,001\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^*, \tag{2.16}
\end{aligned}$$

Для варианта 2:

$$\begin{aligned}
\Delta\bar{p} = & 0,198 - 0,021\alpha_K^* - 0,012\alpha_D^* + 0,006\alpha_K^*\alpha_D^* + 0,003D_{BX}^* - 0,012\alpha_K^*D_{BX}^* - \\
& - 0,009\alpha_D^*D_{BX}^* + 0,006\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^* + 0,006m^* + 0,025\alpha_K^*m^* + 0,014\alpha_D^*m^* - \\
& - 0,038D_{BX}^*m^* - 0,009\alpha_K^*\alpha_D^*m^* + 0,031\alpha_K^*D_{BX}^*m^* + 0,005\alpha_D^*D_{BX}^*m^* - \\
& - 0,009\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^* + 0,112\bar{I}^* - 0,010\alpha_K^*\bar{I}^* - 0,012\alpha_D^*\bar{I}^* + 0,003D_{BX}^*\bar{I}^* - \\
& - 0,028m^*\bar{I}^* + 0,006\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^* - 0,013\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^* + 0,025\alpha_K^*m^*\bar{I}^* - 0,007\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^* + \\
& + 0,011\alpha_D^*m^*\bar{I}^* - 0,009D_{BX}^*m^*\bar{I}^* + 0,008\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^* - 0,008\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^* + \\
& + 0,007\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^* + 0,007\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^* - 0,009\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^* + 0,175\alpha_C^* - \\
& - 0,018\alpha_K^*\alpha_C^* - 0,011\alpha_D^*\alpha_C^* + 0,004D_{BX}^*\alpha_C^* + 0,005m^*\alpha_C^* + 0,106\bar{I}^*\alpha_C^* + \\
& + 0,009\alpha_K^*\alpha_D^*\alpha_C^* - 0,013\alpha_K^*D_{BX}^*\alpha_C^* + 0,029\alpha_K^*m^*\alpha_C^* - 0,011\alpha_K^*\bar{I}^*\alpha_C^* - 0,009\alpha_D^*D_{BX}^*\alpha_C^* + \\
& + 0,014\alpha_D^*m^*\alpha_C^* - 0,013\alpha_D^*\bar{I}^*\alpha_C^* - 0,030D_{BX}^*m^*\alpha_C^* + 0,007D_{BX}^*\bar{I}^*\alpha_C^* - 0,026m^*\bar{I}^*\alpha_C^* + \\
& + 0,010\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\alpha_C^* - 0,013\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\alpha_C^* + 0,006\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,027\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\alpha_C^* - \\
& - 0,014\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,021\alpha_K^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,004\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\alpha_C^* - 0,008\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*\alpha_C^* + \\
& + 0,012\alpha_D^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* - 0,006D_{BX}^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* - 0,009\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\alpha_C^* + 0,008\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*\alpha_C^* - \\
& - 0,008\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,003\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,008\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* - \\
& 0,008\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^*, \tag{2.17}
\end{aligned}$$

$$\text{где } \alpha_K^* = \frac{\alpha_K - 50}{10}; \alpha_D^* = \frac{\alpha_D - 10}{2}; m^* = \frac{m - 0,3}{0,1}; D_{BX}^* = \frac{D_{BX} - 30}{10}; \alpha_C^* = \frac{\alpha_C - 17,5}{12,5}; \bar{I}^* = \frac{\bar{I} - 0,3}{0,1}$$

при $\bar{I} = 0,2 \dots 0,4$ и $\bar{I}^* = \frac{\bar{I} - 0,6}{0,2}$ при $\bar{I} = 0,4 \dots 0,8$.

Уравнения (2.16) и (2.17) с учетом значимых коэффициентов имеет вид [108]:

Для варианта 1:

$$\begin{aligned}
\Delta\bar{p} = & 0,080 - 0,017\alpha_K^* + 0,037b_4m^* - 0,022\alpha_K^*m^* - 0,023D_{BX}^*m^* + \\
& + 0,018\alpha_K^*D_{BX}^*m^* + 0,022\alpha_K^*m^*\bar{I}^* + 0,063\alpha_C^* - 0,014\alpha_K^*\alpha_C^* + 0,036m^*\alpha_C^* - \\
& - 0,013\alpha_K^*m^*\alpha_C^* - 0,016D_{BX}^*m^*\alpha_C^* + 0,019\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\alpha_C^* + 0,021\alpha_K^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^*, \tag{2.18}
\end{aligned}$$

Для варианта 2:

$$\begin{aligned}
\Delta\bar{p} = & 0,198 - 0,021\alpha_K^* - 0,012\alpha_D^* - 0,012\alpha_K^*D_{BX}^* + 0,025\alpha_K^*m^* + 0,014\alpha_D^*m^* - \\
& - 0,038D_{BX}^*m^* + 0,031\alpha_K^*D_{BX}^*m^* + b_5\bar{I}^* - 0,012\alpha_D^*\bar{I}^* - 0,028m^*\bar{I}^* - 0,013\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^* + \\
& + 0,025\alpha_K^*m^*\bar{I}^* + 0,011\alpha_D^*m^*\bar{I}^* + 0,175\alpha_C^* - 0,018\alpha_K^*\alpha_C^* - 0,011\alpha_D^*\alpha_C^* + 0,106\bar{I}^*\alpha_C^* - \\
& - 0,013\alpha_K^*D_{BX}^*\alpha_C^* + 0,029\alpha_K^*m^*\alpha_C^* + 0,014\alpha_D^*m^*\alpha_C^* - 0,013\alpha_D^*\bar{I}^*\alpha_C^* - 0,030D_{BX}^*m^*\alpha_C^* - \\
& - 0,026m^*\bar{I}^*\alpha_C^* - 0,013\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\alpha_C^* + 0,027\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\alpha_C^* - 0,014\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*\alpha_C^* + \\
& + 0,021\alpha_K^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^* + 0,012\alpha_D^*m^*\bar{I}^*\alpha_C^*, \tag{2.19}
\end{aligned}$$

Математические модели (2.12), (2.13), (2.14), (2.15), (2.16), (2.17), (2.18) и (2.19) могут использоваться для расчета девиации коэффициента давления проточных приемников в зависимости от геометрических параметров ПСД и вектора скорости набегающего воздушного потока (скорости и угла скоса потока).

Математическая модель для расчета девиации коэффициента давления, обусловленной изменением высоты полета, имеет общий вид [108]:

$$\begin{aligned}
\Delta \bar{p}_H = & 0,493 - 0,067\alpha_K^* - 0,149\alpha_D^* + 0,021\alpha_K^*\alpha_D^* + 0,162D_{BX}^* - 0,013\alpha_K^*D_{BX}^* - \\
& - 0,059\alpha_D^*D_{BX}^* + 0,005\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^* - 0,140m^* + 0,011\alpha_K^*m^* + 0,049\alpha_D^*m^* - \\
& - 0,051D_{BX}^*m^* - 0,016\alpha_K^*\alpha_D^*m^* + 0,022\alpha_K^*D_{BX}^*m^* + 0,032\alpha_D^*D_{BX}^*m^* - \\
& - 0,016\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^* - 0,101\bar{I}^* + 0,053\alpha_K^*\bar{I}^* + 0,012\alpha_D^*\bar{I}^* - 0,121D_{BX}^*\bar{I}^* + \\
& + 0,065m^*\bar{I}^* - 0,021\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^* + 0,066\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^* - 0,010\alpha_K^*m^*\bar{I}^* + 0,015\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^* - \\
& - 0,012\alpha_D^*m^*\bar{I}^* + 0,087D_{BX}^*m^*\bar{I}^* - 0,023\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^* - 0,006\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^* - \\
& - 0,001\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^* - 0,017\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^* - 0,008\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^* - 0,333V_0^* + \\
& + 0,041\alpha_K^*V_0^* + 0,131\alpha_D^*V_0^* - 0,126D_{BX}^*V_0^* + 0,108m^*V_0^* + 0,136\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,020\alpha_K^*\alpha_D^*V_0^* + 0,031\alpha_K^*D_{BX}^*V_0^* - 0,006\alpha_K^*m^*V_0^* - 0,042\alpha_K^*\bar{I}^*V_0^* + 0,050\alpha_D^*D_{BX}^*V_0^* - \\
& - 0,035\alpha_D^*m^*V_0^* - 0,019\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^* + 0,059D_{BX}^*m^*V_0^* + 0,154D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* - 0,047m^*\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,006\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*V_0^* + 0,010\alpha_K^*\alpha_D^*m^*V_0^* + 0,015\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^* - 0,039\alpha_K^*D_{BX}^*m^*V_0^* - \\
& - 0,049\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* + 0,006\alpha_K^*m^*\bar{I}^*V_0^* - 0,042\alpha_D^*D_{BX}^*m^*V_0^* - 0,021\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* + \\
& + 0,007\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^* - 0,065D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,015\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*V_0^* + 0,016\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^* + \\
& + 0,001\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^* - 0,018\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,011\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* + \\
& + 0,004\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,034H_0^* + 0,005\alpha_K^*H_0^* - 0,015\alpha_D^*H_0^* + 0,012D_{BX}^*H_0^* + \\
& + 0,025m^*H_0^* + 0,042\bar{I}^*H_0^* - 0,036V_0^*H_0^* - 0,010\alpha_K^*\alpha_D^*H_0^* + 0,003\alpha_K^*D_{BX}^*H_0^* - \\
& - 0,009\alpha_K^*m^*H_0^* + 0,010\alpha_K^*\bar{I}^*H_0^* + 0,001\alpha_K^*V_0^*H_0^* - 0,010\alpha_D^*D_{BX}^*H_0^* - 0,028\alpha_D^*m^*H_0^* - \\
& - 0,025\alpha_D^*\bar{I}^*H_0^* + 0,014\alpha_D^*V_0^*H_0^* + 0,021D_{BX}^*m^*H_0^* + 0,008D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* - \\
& - 0,006D_{BX}^*V_0^*H_0^* - 0,001m^*\bar{I}^*H_0^* - 0,024m^*V_0^*H_0^* - 0,027\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,010\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*H_0^* - 0,005\alpha_K^*\alpha_D^*m^*H_0^* - 0,012\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^*H_0^* + 0,001\alpha_K^*\alpha_D^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,005\alpha_K^*D_{BX}^*m^*H_0^* + 0,013\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* - 0,001\alpha_K^*D_{BX}^*V_0^*H_0^* + 0,001\alpha_K^*m^*\bar{I}^*H_0^* - \\
& - 0,008\alpha_K^*m^*V_0^*H_0^* - 0,005\alpha_K^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - 0,045\alpha_D^*D_{BX}^*m^*H_0^* - 0,019\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* + \\
& + 0,004\alpha_D^*D_{BX}^*V_0^*H_0^* - 0,020\alpha_D^*m^*\bar{I}^*H_0^* + 0,027\alpha_D^*m^*V_0^*H_0^* + 0,019\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,007D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* - 0,015D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* - 0,007D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - 0,004m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,004\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*H_0^* - 0,011\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*H_0^* - 0,012\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^*H_0^* + \\
& + 0,005\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*V_0^*H_0^* + 0,000\alpha_K^*\alpha_D^*m^*V_0^*H_0^* + 0,004\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,016\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* + 0,012\alpha_K^*D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* - 0,006\alpha_K^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,009\alpha_K^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - 0,018\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* + 0,016\alpha_D^*D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,011\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + 0,009\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + 0,004D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - \\
& - 0,012\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*H_0^* + 0,001\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*V_0^*H_0^* + 0,005\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,006\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* - 0,005\alpha_K^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + 0,013\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^* + \\
& + 0,006\alpha_K^*\alpha_D^*D_{BX}^*m^*\bar{I}^*V_0^*H_0^*, \tag{2.20}
\end{aligned}$$

Значения девиации коэффициента давления, обусловленной изменением высоты полета, для каждого сочетания факторов с учетом корректирующих коэффициентов для нахождения поправок к результатам моделирования по уравнению (2.8) приведены в таблице 4 работы [108].

Уравнения (2.20) с учетом значимых коэффициентов имеет вид [108]:

$$\begin{aligned}
\Delta \bar{p}_H = & 0,493 - 0,067\alpha_K^* - 0,149\alpha_D^* + 0,021\alpha_K^*\alpha_D^* + 0,162D_{ВХ}^* - 0,013\alpha_K^*D_{ВХ}^* - \\
& - 0,059\alpha_D^*D_{ВХ}^* - 0,140m^* + 0,011\alpha_K^*m^* + 0,049\alpha_D^*m^* - 0,051D_{ВХ}^*m^* - \\
& - 0,016\alpha_K^*\alpha_D^*m^* + 0,022\alpha_K^*D_{ВХ}^*m^* + 0,032\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^* - 0,016\alpha_K^*\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^* - 0,101\bar{I}^* + \\
& + 0,053\alpha_K^*\bar{I}^* + 0,012\alpha_D^*\bar{I}^* - 0,121D_{ВХ}^*\bar{I}^* + 0,065m^*\bar{I}^* - 0,021\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^* + \\
& + 0,066\alpha_K^*D_{ВХ}^*\bar{I}^* + 0,015\alpha_D^*D_{ВХ}^*\bar{I}^* - 0,012\alpha_D^*m^*\bar{I}^* + 0,087D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^* - \\
& - 0,023\alpha_K^*\alpha_D^*D_{ВХ}^*\bar{I}^* - 0,017\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^* - 0,333V_0^* + 0,041\alpha_K^*V_0^* + 0,131\alpha_D^*V_0^* - \\
& - 0,126D_{ВХ}^*V_0^* + 0,108m^*V_0^* + 0,136\bar{I}^*V_0^* - 0,020\alpha_K^*\alpha_D^*V_0^* + 0,031\alpha_K^*D_{ВХ}^*V_0^* - \\
& - 0,042\alpha_K^*\bar{I}^*V_0^* + 0,050\alpha_D^*D_{ВХ}^*V_0^* - 0,035\alpha_D^*m^*V_0^* - 0,019\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^* + \\
& + 0,059D_{ВХ}^*m^*V_0^* + 0,154D_{ВХ}^*\bar{I}^*V_0^* - 0,047m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,015\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,039\alpha_K^*D_{ВХ}^*m^*V_0^* - 0,049\alpha_K^*D_{ВХ}^*\bar{I}^*V_0^* - 0,042\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^*V_0^* - 0,021\alpha_D^*D_{ВХ}^*\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,065D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,015\alpha_K^*\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^*V_0^* + 0,016\alpha_K^*\alpha_D^*D_{ВХ}^*\bar{I}^*V_0^* - \\
& - 0,018\alpha_K^*D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,011\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^*V_0^* + 0,034\alpha_c^* - 0,015\alpha_D^*\alpha_c^* + \\
& + 0,012D_{ВХ}^*\alpha_c^* + 0,025m^*\alpha_c^* + 0,042\bar{I}^*\alpha_c^* - 0,036V_0^*\alpha_c^* - 0,028\alpha_D^*m^*\alpha_c^* - \\
& - 0,025\alpha_D^*\bar{I}^*\alpha_c^* + 0,014\alpha_D^*V_0^*\alpha_c^* + 0,021D_{ВХ}^*m^*\alpha_c^* - 0,024m^*V_0^*\alpha_c^* - 0,027\bar{I}^*V_0^*\alpha_c^* - \\
& - 0,012\alpha_K^*\alpha_D^*\bar{I}^*\alpha_c^* + 0,013\alpha_K^*D_{ВХ}^*\bar{I}^*\alpha_c^* - 0,045\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^*\alpha_c^* - 0,019\alpha_D^*D_{ВХ}^*\bar{I}^*\alpha_c^* - \\
& - 0,020\alpha_D^*m^*\bar{I}^*\alpha_c^* + 0,027\alpha_D^*m^*V_0^*\alpha_c^* + 0,019\alpha_D^*\bar{I}^*V_0^*\alpha_c^* - 0,015D_{ВХ}^*m^*V_0^*\alpha_c^* - \\
& - 0,011\alpha_K^*\alpha_D^*D_{ВХ}^*\bar{I}^*\alpha_c^* - 0,012\alpha_K^*\alpha_D^*m^*\bar{I}^*\alpha_c^* + 0,016\alpha_K^*D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^*\alpha_c^* + \\
& + 0,012\alpha_K^*D_{ВХ}^*m^*V_0^*\alpha_c^* - 0,018\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^*\alpha_c^* + 0,016\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^*V_0^*\alpha_c^* - \\
& - 0,011\alpha_D^*D_{ВХ}^*\bar{I}^*V_0^*\alpha_c^* - 0,012\alpha_K^*\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^*\alpha_c^* + 0,013\alpha_D^*D_{ВХ}^*m^*\bar{I}^*V_0^*\alpha_c^*, \quad (2.21)
\end{aligned}$$

Математические модели (2.20) и (2.21) позволяют рассчитывать значение девиации коэффициента давления проточных ПСД, обусловленной изменением высоты полета.

Модели (2.12), (2.13), (2.14), (2.15), (2.16), (2.17), (2.18), (2.19), (2.20) и (2.21) используются в настоящей работе в качестве математического обеспечения автоматизированного процесса синтеза проточных приемников статического давления и как средство разработки рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров ПСД и назначения допустимых отклонений от их номинальных значений на первоначальном этапе проектирования. Данные вопросы рассматриваются в третьей и четвертой главах диссертационного исследования.

2.3.3. Проверка полученных моделей проточных ПСД на адекватность

Проверка адекватности разработанных моделей производилась на основании сравнения результатов расчета коэффициента давления приемника по модели (2.11) с экспериментально определенными значениями и с расчетными по известной модели (1.16) значениями этого коэффициента. Таким образом, производилось сравнение данных экспериментальных исследований ПСД, проведенных в аэродинамической лаборатории «УКПБ» (таблица 2.7) [42, 43, 78] и результатов моделирования этих же ПСД: ПСД № 1 $D_{вх} = 30$ мм, $D_y = D_x = 13,42$ мм, $\alpha_k = 40^\circ$, $\alpha_d = 8^\circ$, ПСД № 2 $D_{вх} = 30$ мм, $D_x = 22,2$ мм, $D_y = 15$ мм, $\alpha_k = 55^\circ$, $\alpha_d = 11^\circ$, ПСД № 3 $D_{вх} = 30$ мм, $D_x = 17$ мм, $D_y = 15$ мм, $\alpha_k = 55^\circ$, $\alpha_d = 11^\circ$, (таблица 2.9).

Таблица 2.7 – Скоростные характеристики проточных ПСД, полученные экспериментально

№ ПСД	$V_0, \text{ м/с}$								
	13,89	22,22	27,78	33,33	41,67	50,00	55,56	61,11	69,44
	\bar{p}								
1	-6,93	-7,14	-7,21	-7,13	-7,38	-7,67	-7,61	-7,76	-7,87
2	0,215	0,152	0,105	0,048	-0,037	-0,073	-0,101	-0,122	-0,154
3	-2,893	-3,208	-3,265	-3,426	-3,749	-3,783	-3,818	-3,870	-4,230

Таблица 2.8 – Скоростные характеристики проточных ПСД, полученные по известной моделью (1.16)

№ ПСД	$V_0, \text{ м/с}$								
	13,89	22,22	27,78	33,33	41,67	50,00	55,56	61,11	69,44
	\bar{p}								
1	-5,03	-5,39	-5,66	-5,93	-5,50	-5,66	-5,73	-5,80	-5,92
2	0,325	0,242	0,185	0,119	0,028	-0,008	-0,032	-0,057	-0,094
3	-2,193	-2,408	-2,565	-2,726	-2,989	-3,063	-3,118	-3,170	-3,251

Таблица 2.9 – Скоростные характеристики проточных ПСД, полученные по разработанной моделью (2.11)

№ ПСД	$V_0, \text{ м/с}$								
	13,89	22,22	27,78	33,33	41,67	50,00	55,56	61,11	69,44
	\bar{p}								
1	-6,37	-6,57	-6,71	-6,84	-7,05	-7,25	-7,39	-7,52	-7,73
2	0,195	0,142	0,095	0,055	-0,027	-0,083	-0,111	-0,133	-0,168
3	-3,082	-3,265	-3,388	-3,510	-3,694	-3,877	-4,000	-4,122	-4,306

Относительная погрешность расчета коэффициента давления проточных ПСД приведена в таблице 2.10.

Таблица 2.10 – Относительная погрешность при расчете коэффициента давления проточного ПСД

№ ПСД		$V_0, \text{ м/с}$								
		13,89	22,22	27,78	33,33	41,67	50,00	55,56	61,11	69,44
		\bar{p}								
1	Модель (1.16)	27,38	24,53	21,55	16,75	25,42	26,26	24,68	25,25	24,82
	Модель (2.11)	8,08	7,92	6,94	3,97	4,44	5,47	2,91	3,09	1,85
2	Модель (1.16)	51,16	59,21	76,19	147,92	174,86	89,04	68,32	53,28	38,96
	Модель (2.11)	9,30	6,58	9,52	14,58	27,03	13,70	9,90	9,02	9,09
3	Модель (1.16)	24,20	24,94	21,44	20,43	20,27	19,03	18,33	18,09	23,14
	Модель (2.11)	6,52	1,79	3,76	2,45	1,47	2,49	4,76	6,52	1,79

Как следует из представленных данных, результаты расчета коэффициента давления по уравнению (2.11) отличаются от данных испытания в аэродинамических трубах на 0,16...15%, что сравнимо с возможной погрешностью экспериментального определения коэффициента давления ПСД при аэродинамических испытаниях [41, 42, 44]. Следовательно, модель (2.11) можно считать адекватной и применять ее в качестве математического обеспечения автоматизированного процесса синтеза проточных ПСД.

2.4. Разработка математического обеспечения автоматизированного процесса синтеза (математических моделей) ПСД с наружной профилированной поверхностью и двумя контурами компенсации аэродинамической погрешности

2.4.1. Выбор модели турбулентности для математического моделирования ПСД с наружной профилированной поверхностью в САПР ANSYS

Для оценки сходимости результатов моделирования непроточных ПСД в программе ANSYS с данными их экспериментальных исследований производилось сравнение результатов экспериментальных (трубных) исследований макетов ПСД (таблица 2.11) в аэродинамической лаборатории АО «УКБП» с результатами математического моделирования [41, 45, 61, 109]. При этом амплитуда гофров \bar{d} равна отношению диаметра входного участка к диаметру гофра, относительное удаление сечения отбора давления \bar{l} равно отношению удаления сечения отбора давления (L_x) от начала профилированного участка к длине профилированному участку (L). Всего исследовалось 14 координат сечений отбора давлений \bar{l} : 0,057, 0,107, 0,178, 0,250, 0,321, 0,393, 0,443, 0,557, 0,607, 0,678, 0,750, 0,821, 0,893 и 0,943 для каждого приемника.

Как уже отмечалось выше и было показано для приемников статического давления с внутренней профилированной поверхностью, определяющим для обеспечения сходимости результатов моделирования и экспериментальных данных является выбор соответствующей модели и степени турбулентности применительно к ПСД с наружной профилированной поверхностью, находящегося в условиях свободного обтекания набегающим воздушным потоком. Для решения данной задачи проводилось моделирование некоторого вариационного ряда приемников в программе ANSYS. При этом диапазон изменения геометрических параметров моделируемых ПСД либо соответствовал бортовым авиационным зондовым средствам, либо обеспечивался пересчет значений коэффициента давления через критерии аэродинамического подобия, наиболее значимым из которых является число Рейнольдса [109].

В таблице 2 работы [109] приведены экспериментально полученные значения коэффициента давления непроточных ПСД (таблица 2.11) при различных скоростях полета ЛА [41, 45].

Таблица 2.11 – Геометрические параметры исследуемых непроточных ПСД

№ ПСД	\bar{d}	\bar{I}													
1	0,600	0,057	0,107	0,178	0,250	0,321	0,393	0,443	0,557	0,607	0,678	0,750	0,821	0,893	0,943
2	0,667														
3	0,750														
4	0,857														
5	1,000														

Значения коэффициента давления непроточных ПСД (таблица 2.11) при моделировании в ANSYS с различными моделями турбулентности при различных значениях скоростей приведены в таблицах 3-11 работы [109].

В таблице 2.12 представлены средние значения отклонения коэффициента давления при моделировании вариационного ряда приемников в программе ANSYS от экспериментальных значений данного коэффициента.

Таблица 2.12 – Средние значения абсолютного значения отклонения коэффициента давления ПСД (таблица 2.11) полученного в результате моделирования приемников в ANSYS от его экспериментальных значений при различных моделями турбулентности

Скорость V, м/с	Модель турбулентности						
	k-epsilon	k-epsilon RNG	k-epsilon REALIZABLE	k-omega	k-omega SST	k-omega BSL	Spalart-Allmaras
13,89	0,04707	0,04721	0,04703	0,05106	0,05097	0,05100	0,05130
22,22	0,04471	0,04476	0,04454	0,04653	0,04671	0,04657	0,04800
27,78	0,04334	0,04330	0,04317	0,04496	0,04503	0,04503	0,04671
33,33	0,04186	0,04177	0,04169	0,04326	0,04330	0,04326	0,04514
41,67	0,03943	0,03929	0,03929	0,04061	0,04061	0,04071	0,04304
50,50	0,03571	0,03561	0,03556	0,03656	0,03659	0,03657	0,03939
55,56	0,03730	0,03727	0,03721	0,03877	0,03877	0,03879	0,04186
61,11	0,03600	0,03580	0,03581	0,03737	0,03739	0,03744	0,04109
69,44	0,03384	0,03403	0,03406	0,03533	0,03530	0,03533	0,03879

Как следует из результатов моделирования, наибольшая сходимость расчетных и экспериментальных значений коэффициента давления ПСД

достигается при использовании модели турбулентности k-epsilonRealizable. Также возможно использование моделей турбулентности k-epsilon и k-epsilonRNG.

Как видно из данных таблицы 2.12, отклонения расчетного значения коэффициента давления от его экспериментальных значений, полученные при использовании всех трех отмеченных моделей турбулентности отличаются незначительно (порядка тысячных долей скоростного напора). В тоже время, как уже не однократно упоминалось выше, погрешность экспериментального определения коэффициента давления ПСД достигает сотых долей скоростного напора. Следовательно, при моделировании приемников статического давления с наружной профилированной поверхностью можно использовать любую из моделей турбулентности k-epsilonRealizable, k-epsilon или k-epsilonRNG.

На основании полученных данных (таблицы 3-13 работы [109]) для компенсации разности между расчетными (для моделей турбулентности k-epsilonRealizable, k-epsilon или k-epsilonRNG) и экспериментальными значениями коэффициента давления ПСД было получено корректирующее уравнение. Коррекция коэффициента давления непроточных ПСД осуществлялась по формуле:

$$\Delta \bar{p}_{\text{кор}} = \bar{p}_{\text{мод}} - \bar{p}_{\text{экс}}, \quad (2.22)$$

где $\bar{p}_{\text{экс}}$ – экспериментальное значение коэффициента давления; $\bar{p}_{\text{мод}}$ – значение коэффициента давления, полученное в результате моделирования в программе ANSYS.

Как видно из данных (таблицы 3-13 работы [109]), в корректирующем уравнении должны быть не только геометрические параметры непроточных ПСД, но и скорость набегающего воздушного потока. Математическая модель, связывающая $\Delta \bar{p}_{\text{кор}}$ с амплитудой гофров (\bar{d}), относительным удалением сечения отбора давления (\bar{l}) и скоростью набегающего воздушного потока (V_0) имеет вид:

$$\Delta \bar{p}_{\text{кор}} = \varphi(V_0, \bar{d}, \bar{l}), \quad (2.23)$$

Или в развернутом виде уравнение (2.23) имеет вид:

$$\Delta \bar{p}_{\text{кор}} = b_0 + b_1 V_0^* + b_2 \bar{d}^* + b_{12} V_0^* \bar{d}^* + b_3 \bar{l}^* + b_{13} V_0^* \bar{l}^* + b_{23} \bar{d}^* \bar{l}^* + b_{123} V_0^* \bar{d}^* \bar{l}^*, \quad (2.24)$$

Переменные V_0^* , \bar{d}^* , \bar{I}^* определяются по формулам:

$$\left\{ \begin{array}{l} V_0^* = \frac{V_0 - 41,67}{27,78}, \\ \bar{I}^* = \frac{\bar{I} - 0,1535}{0,0965} \text{ при } \bar{I} = 0,057 \dots 0,250, \bar{I}^* = \frac{\bar{I} - 0,3465}{0,0965} \text{ при } \bar{I} = 0,250 \dots 0,443, \\ \bar{I}^* = \frac{\bar{I} - 0,6335}{0,0965} \text{ при } \bar{I} = 0,557 \dots 0,750, \bar{I}^* = \frac{\bar{I} - 0,8465}{0,0965} \text{ при } \bar{I} = 0,750 \dots 0,943, \\ \bar{d}^* = \frac{\bar{d} - 0,6335}{0,0335} \text{ при } \bar{d} = 0,600 \dots 0,667, \bar{d}^* = \frac{\bar{d} - 0,7085}{0,0415} \text{ при } \bar{d} = 0,667 \dots 0,750 \\ \bar{d}^* = \frac{\bar{d} - 0,8035}{0,0535} \text{ при } \bar{d} = 0,750 \dots 0,857, \bar{d}^* = \frac{\bar{d} - 0,9285}{0,0715} \text{ при } \bar{d} = 0,857 \dots 1,000. \end{array} \right. \quad (2.25)$$

Рассчитанные в соответствии с алгоритмом Иэйтса коэффициенты уравнения (2.24) приведены в таблице 2.13.

Таблица 2.13 – Коэффициенты уравнения (2.24) ($\cdot 10^{-4}$)

Коэффициент	b_0	b_1	b_2	b_{12}	b_3	b_{13}	b_{23}	b_{123}
1 вариант	39	279	-101	-26	-96	329	-276	4
2 вариант	603	130	-778	330	660	-478	-400	353
3 вариант	13	150	-355	58	-148	80	-75	-123
4 вариант	-64	129	-216	-19	71	-101	214	46
5 вариант	8	155	70	-98	-210	208	163	-125
6 вариант	-21	301	154	-159	181	-061	-79	64
7 вариант	-208	135	135	-73	-133	-35	90	8
8 вариант	-183	90	98	-20	158	-010	-128	45
9 вариант	2144	19	136	-39	61	86	109	4
10 вариант	259	49	126	-94	-16	-56	-119	-59
11 вариант	40	30	113	-33	33	48	75	75
12 вариант	8	48	93	-23	-65	-30	-95	-65
13 вариант	316	-64	-34	-44	86	51	-84	-39
14 вариант	318	-55	-68	-10	-85	-43	50	73
15 вариант	135	-35	-18	-33	38	73	-70	-50
16 вариант	65	-3	-35	-28	-108	-40	53	55

Коэффициенты модели (2.24) были получены при использовании математической теории планирования эксперимента [123]. Матрицы планирования для независимых переменных (факторов) V_0, \bar{d}, \bar{I} составленные на основе выше представленных данных, полученных в результате моделирования вариационного ряда приемников в САПР ANSYS приведены в таблицах 14-21 работы [109] (1

вариант: $\bar{d} = 0,600 \dots 0,667, \bar{l} = 0,057 \dots 0,250$, 2 вариант: $\bar{d} = 0,600 \dots 0,667, \bar{l} = 0,250 \dots 0,443$, 3 вариант: $\bar{d} = 0,600 \dots 0,667, \bar{l} = 0,557 \dots 0,750$, 4 вариант: $\bar{d} = 0,600 \dots 0,667, \bar{l} = 0,750 \dots 0,943$, 5 вариант: $\bar{d} = 0,667 \dots 0,750, \bar{l} = 0,057 \dots 0,250$, 6 вариант: $\bar{d} = 0,667 \dots 0,750, \bar{l} = 0,250 \dots 0,443$, 7 вариант: $\bar{d} = 0,667 \dots 0,750, \bar{l} = 0,557 \dots 0,750$, 8 вариант: $\bar{d} = 0,667 \dots 0,750, \bar{l} = 0,750 \dots 0,943$, 9 вариант: $\bar{d} = 0,750 \dots 0,857, \bar{l} = 0,057 \dots 0,250$, 10 вариант: $\bar{d} = 0,750 \dots 0,857, \bar{l} = 0,250 \dots 0,443$, 11 вариант: $\bar{d} = 0,750 \dots 0,857, \bar{l} = 0,557 \dots 0,750$, 12 вариант: $\bar{d} = 0,750 \dots 0,857, \bar{l} = 0,750 \dots 0,943$, 13 вариант: $\bar{d} = 0,857 \dots 1,000, \bar{l} = 0,057 \dots 0,250$, 14 вариант: $\bar{d} = 0,857 \dots 1,000, \bar{l} = 0,250 \dots 0,443$, 15 вариант: $\bar{d} = 0,857 \dots 1,000, \bar{l} = 0,557 \dots 0,750$, 16 вариант: $\bar{d} = 0,857 \dots 1,000, \bar{l} = 0,750 \dots 0,943$).

Таким образом, в дальнейшем при разработке математического обеспечения процесса автоматизированного параметрического синтеза ПСД с наружной обтекаемой поверхностью и двумя контурами компенсации аэродинамической погрешности результаты моделирования соответствующих приемников будут корректироваться с помощью модели (2.24).

2.4.2. Разработка математической модели для расчета коэффициента давления ПСД с наружной профилированной поверхностью

Для разработки математической модели приемника с наружной профилированной поверхностью и двумя контурами компенсации аэродинамической погрешности производилось моделирование в ANSYS вариационного ряда ПСД, соотношения геометрических параметров которых соответствовали бортовым авиационным приемникам.

Полученная математическая модель, позволяющая находить значение коэффициента давления \bar{p} в зависимости от геометрических параметров непроточного ПСД, скорости воздушного потока и высоты полета при наличии скоса набегающего воздушного потока, имеет общий вид:

$$\begin{aligned}
\bar{p} = & b_0 + b_1 \bar{d}^* + b_2 \bar{l}^* + b_{12} \bar{d}^* \bar{l}^* + b_3 V_0^* + b_{13} \bar{d}^* V_0^* + b_{23} \bar{l}^* V_0^* + b_{123} \bar{d}^* \bar{l}^* V_0^* + \\
& + b_4 H_0^* + b_{14} \bar{d}^* H_0^* + b_{24} \bar{l}^* H_0^* + b_{34} V_0^* H_0^* + b_{124} \bar{d}^* \bar{l}^* H_0^* + b_{134} \bar{d}^* V_0^* H_0^* + b_{234} \bar{l}^* V_0^* H_0^* + \\
& + b_{1234} \bar{d}^* \bar{l}^* V_0^* H_0^* + b_5 \alpha_c^* + b_{15} \bar{d}^* \alpha_c^* + b_{25} \bar{l}^* \alpha_c^* + b_{35} V_0^* \alpha_c^* + b_{45} H_0^* \alpha_c^* + b_{125} \bar{d}^* \bar{l}^* \alpha_c^* + \\
& + b_{135} \bar{d}^* V_0^* \alpha_c^* + b_{145} \bar{d}^* H_0^* \alpha_c^* + b_{235} \bar{l}^* V_0^* \alpha_c^* + b_{245} \bar{l}^* H_0^* \alpha_c^* + b_{345} V_0^* H_0^* \alpha_c^* + \\
& + b_{1235} \bar{d}^* \bar{l}^* V_0^* \alpha_c^* + b_{1245} \bar{d}^* \bar{l}^* H_0^* \alpha_c^* + b_{1345} \bar{d}^* V_0^* H_0^* \alpha_c^* + b_{2345} \bar{l}^* V_0^* H_0^* \alpha_c^* + \\
& + b_{12345} \bar{d}^* \bar{l}^* V_0^* H_0^* \alpha_c^*, \tag{2.26}
\end{aligned}$$

$$\text{где } \alpha_c^* = \frac{\alpha_c - 15}{15}; \quad H_0^* = \frac{H_0 - 5500}{5500}.$$

Переменные $V_0^*, \bar{d}^*, \bar{l}^*$ определяются по формулам (2.25).

Значения коэффициента давления для каждого сочетания факторов с учетом корректирующих коэффициентов для нахождения поправок к результатам моделирования по уравнению (2.24) приведены в таблицах 24-30 работы [109]. Так как угловая характеристика ПСД симметрична [64], то моделирование выполнялось только для положительных значений угла скоса потока.

Рассчитанные в соответствии с математической теорией планирования эксперимента (алгоритм Иэйтса) коэффициенты уравнения (2.26) представлены в таблице 31 работы [109].

Уравнение (2.26) с учетом только значимых коэффициентов имеет вид:

$$\begin{aligned}
\bar{p} = & b_0 + b_1 \bar{d}^* + b_2 \bar{l}^* + b_{12} \bar{d}^* \bar{l}^* + b_3 V_0^* + b_{13} \bar{d}^* V_0^* + b_{23} \bar{l}^* V_0^* + b_{123} \bar{d}^* \bar{l}^* V_0^* + \\
& + b_4 H_0^* + b_{24} \bar{l}^* H_0^* + b_{124} \bar{d}^* \bar{l}^* H_0^* + b_{234} \bar{l}^* V_0^* H_0^* + b_5 \alpha_c^*, \tag{2.27}
\end{aligned}$$

Коэффициенты уравнения (2.27) приведены в таблице 2.14.

Таблица 2.14 – Коэффициенты уравнения (2.27) ($\cdot 10^{-3}$)

Коэффициент	b_0	b_1	b_2	b_{12}	b_3	b_{13}	b_{23}	b_{123}	b_4	b_{24}	b_{234}	b_5
Вариант 1	-299	24	-327	67	-47	0	-47	0	15	12	0	-76
2	-331	94	294	0	26	38	67	-36	0	-17	13	-74
3	-239	42	-325	38	-34	0	-29	14	15	18	-12	-58
4	-283	38	281	-43	-32	0	30	0	15	-17	12	-50
5	-242	33	-219	41	-35	13	-32	15	17	0	0	-81
6	-217	20	244	-53	-47	18	21	0	14	-13	0	-78
7	-177	19	-236	50	-34	0	-13	0	17	14	0	-63
8	-215	30	198	-39	-30	0	17	0	17	-14	0	-54
9	-190	18	-141	38	-16	0	-16	0	12	0	0	-84
10	-182	14	149	-42	-17	12	15	0	11	0	0	-81
11	-147	11	-143	42	-19	0	-15	0	14	0	0	-67
12	-162	21	128	-33	-21	0	14	0	13	0	0	-56
13	-146	26	-51	52	0	0	0	0	0	0	0	-93
14	-141	26	56	-52	0	0	0	0	11	0	0	-89
15	-117	19	-48	53	-11	0	-11	0	12	0	0	-75
16	-112	29	53	-42	-14	0	0	0	11	0	0	-63

Математические модели (2.26) и (2.27) позволяют производить расчет значений коэффициента давления приемника для следующих исходных данных:

1. Геометрические параметры наружной профилированной поверхности приемника (амплитуда гофров \bar{d} , равная отношению диаметров входной цилиндрической части приемника и его максимального диаметра – гофра; относительное удаление сечения отбора давления \bar{l} , равное отношению удаления сечения отбора статического давления от начала профилированного участка к длине этого участка);

2. Скорость набегающего воздушного потока V_0 ;

3. Высота полета H_0 ;

4. Угол скоса набегающего воздушного потока α_c .

Преобразование уравнения (2.26) в модель (2.27) производилось на основе метода допускового контроля, суть которого заключалась в следующем. Из уравнения (2.26) последовательно исключались члены с минимальными абсолютными значениями коэффициентов и производилось сравнение результатов расчета коэффициента давления приемников со всеми возможными сочетаниями геометрических параметров, изменяющихся в пределах выше оговоренных ограничений (метод полного перебора), в соответствии с моделями (2.26) и (2.27). Процедура продолжалась до тех пор, пока различие значений коэффициентов давления не достигло величины, соизмеримой со значением возможной погрешности в определении коэффициента давления ПСД при проведении аэродинамического эксперимента (приблизительно 0,05) [57].

Математические модели (2.26) и (2.27) являются основой математического обеспечения автоматизированного процесса синтеза приемников статического давления с наружной профилированной поверхностью и двумя контурами компенсации аэродинамической погрешности. Модели (2.26) и (2.27) предназначены прежде всего для расчета коэффициента давления проточных ПСД с заданными геометрическими параметрами для конкретных заданных параметров набегающего воздушного потока (скорость и высота полета). При этом основными эффектами от их использования будут: сокращение потребного количества

изготавливаемых и испытываемых макетов ПСД и уменьшение времени разработки за счет исключения необходимости многократного моделирования приемников в САПР ANSYS при реализации итерационного процесса поиска значений геометрических параметров проектируемых ПСД.

2.4.3. Разработка математических моделей для расчета девиации коэффициента давления непроточных ПСД

Математическая модель для расчета девиации коэффициента давления ПСД с наружной профилированной поверхностью, обусловленной изменением скорости воздушного потока, полученная аналогично вышеописанной методике, имеет общий вид [110]:

$$\begin{aligned} \Delta \bar{p}_V = & b_0 + b_1 \bar{d}^* + b_2 \bar{l}^* + b_{12} \bar{d}^* \bar{l}^* + b_3 H_0^* + b_{13} \bar{d}^* H_0^* + b_{23} \bar{l}^* H_0^* + b_{123} \bar{d}^* \bar{l}^* H_0^* + \\ & + b_4 \alpha_c^* + b_{14} \bar{d}^* \alpha_c^* + b_{24} \bar{l}^* \alpha_c^* + b_{34} H_0^* \alpha_c^* + b_{124} \bar{d}^* \bar{l}^* \alpha_c^* + b_{134} \bar{d}^* H_0^* \alpha_c^* + b_{234} \bar{l}^* H_0^* \alpha_c^* + \\ & + b_{1234} \bar{d}^* \bar{l}^* H_0^* \alpha_c^*, \end{aligned} \quad (2.28)$$

$$\text{где } \alpha_c^* = \frac{\alpha_c - 15}{15}; \quad H_0^* = \frac{H_0 - 5500}{5500}.$$

Переменные \bar{d}^* , \bar{l}^* определяются по формулам (2.25).

Значения девиации коэффициента давления непроточных ПСД, обусловленной изменением скорости, для каждого сочетания факторов с учетом корректирующих коэффициентов для нахождения поправок к результатам моделирования по уравнению (2.24) приведены в таблицах 1-8 работы [110].

Рассчитанные в соответствии с математической теорией планирования эксперимента (алгоритм Иэйтса) коэффициенты уравнения (2.28) представлены в таблице 9 работы [110].

Уравнение (2.28) с учетом значимых коэффициентов имеет вид:

$$\begin{aligned} \Delta \bar{p}_V = & b_0 + b_1 \bar{d}^* + b_2 \bar{l}^* + b_{12} \bar{d}^* \bar{l}^* + b_3 H_0^* + b_{13} \bar{d}^* H_0^* + b_{23} \bar{l}^* H_0^* + b_{123} \bar{d}^* \bar{l}^* H_0^* + \\ & + b_4 \alpha_c^* + b_{14} \bar{d}^* \alpha_c^* + b_{24} \bar{l}^* \alpha_c^* + b_{124} \bar{d}^* \bar{l}^* \alpha_c^* + b_{134} \bar{d}^* H_0^* \alpha_c^* + b_{1234} \bar{d}^* \bar{l}^* H_0^* \alpha_c^* \end{aligned} \quad (2.29)$$

Коэффициенты уравнения (2.29) приведены в таблице 2.15.

Таблица 2.15 – Коэффициенты уравнения (2.29) ($\cdot 10^{-3}$)

Коэффициент	b_0	b_1	b_2	b_{12}	b_3	b_{13}	b_{23}	b_{123}	b_4	b_{14}	b_{24}	b_{124}	b_{134}	b_{1234}
Вариант 1	105	0	82	0	19	0	15	-6	0	0	0	0	0	-6
2	168	-39	-19	-43	15	-12	-19	0	0	0	0	-8	-8	0
3	86	0	39	-10	17	-7	22	0	11	0	0	0	-7	0
4	70	0	-56	6	17	-7	-21	0	10	0	6	0	0	0
5	77	-29	59	-27	18	0	12	0	0	-6	0	0	0	0
6	93	-36	-42	20	11	7	-19	0	0	0	0	0	9	0
7	69	-20	25	0	17	6	20	0	7	0	8	0	8	0
8	59	-9	-35	16	17	0	-20	0	10	0	-6	0	7	0
9	41	-7	23	-9	14	0	7	-7	0	0	0	6	0	6
10	47	-11	-17	0	13	0	-8	6	0	0	0	0	0	0
11	45	0	25	0	17	-7	11	0	0	0	0	0	0	0
12	42	0	-27	-6	16	-9	-12	0	0	0	0	0	-6	0
13	23	-11	8	-6	6	0	0	0	0	0	0	0	0	0
14	27	-10	0	8	8	0	0	0	0	0	0	0	0	0
15	28	-13	15	-13	10	0	0	0	7	0	0	0	0	0
16	28	-9	-15	17	9	0	0	0	7	0	0	0	0	0

Математическая модель для расчета девиации коэффициента давления ПСД с наружной профилированной поверхностью, обусловленной углом скоса воздушного потока, имеет общий вид:

$$\Delta \bar{p}_c = b_0 + b_1 \bar{d}^* + b_2 \bar{l}^* + b_{12} \bar{d}^* \bar{l}^* + b_3 V_0^* + b_{13} \bar{d}^* V_0^* + b_{23} \bar{l}^* V_0^* + b_{123} \bar{d}^* \bar{l}^* V_0^* + b_4 H_0^* + b_{14} \bar{d}^* H_0^* + b_{24} \bar{l}^* H_0^* + b_{34} V_0^* H_0^* + b_{124} \bar{d}^* \bar{l}^* H_0^* + b_{134} \bar{d}^* V_0^* H_0^* + b_{234} \bar{l}^* V_0^* H_0^* + b_{1234} \bar{d}^* \bar{l}^* V_0^* H_0^* \quad (2.30)$$

$$\text{где } H_0^* = \frac{H_0 - 5500}{5500}.$$

Переменные V_0^* , \bar{d}^* , \bar{l}^* определяются по формулам (2.25).

Значения девиации коэффициента давления непроточных ПСД, обусловленной углом скоса воздушного потока, для каждого сочетания факторов с учетом корректирующих коэффициентов для нахождения поправок к результатам моделирования по уравнению (2.24) приведены в таблицах 11-18 работы [110].

Рассчитанные в соответствии с математической теорией планирования эксперимента (алгоритм Иэйтса) коэффициенты уравнения (2.30) представлены в таблице 19 работы [110].

Уравнение (2.30) с учетом значимыми коэффициентами имеет вид:

$$\Delta \bar{p}_c = b_0 + b_1 \bar{d}^* + b_2 \bar{l}^* + b_3 V_0^* + b_{13} \bar{d}^* V_0^* + b_{23} \bar{l}^* V_0^* + b_4 H_0^* + b_{14} \bar{d}^* H_0^* + b_{24} \bar{l}^* H_0^* + b_{34} V_0^* H_0^* + b_{134} \bar{d}^* V_0^* H_0^* \quad (2.31)$$

где $H_0^* = \frac{H_0 - 5500}{5500}$.

Переменные V_0^* , \bar{d}^* , \bar{l}^* определяются по формулам (2.25).

Коэффициенты уравнения (2.31) приведены в таблице 2.16.

Таблица 2.16 – Коэффициенты уравнения (2.31) ($\cdot 10^{-3}$)

Коэффициент	b_0	b_1	b_2	b_3	b_{13}	b_{23}	b_4	b_{14}	b_{24}	b_{34}	b_{134}
Вариант 1	153	8	10	-8	7	9	8	-10	-6	-6	-9
2	148	7	-16	0	6	0	6	-9	0	0	-8
3	117	7	-10	0	0	12	0	-6	-10	0	-7
4	100	0	-6	8	0	-7	0	0	6	0	-6
5	163	0	9	0	0	6	0	0	0	-6	9
6	157	0	-15	0	0	0	0	0	0	0	9
7	126	0	-11	7	0	8	0	0	-7	0	8
8	107	0	-8	10	0	-6	-8	0	0	0	7
9	167	0	7	-10	0	0	6	0	0	0	-6
10	161	0	-13	-6	0	0	0	0	0	0	-7
11	133	0	-9	0	0	7	0	0	0	0	-6
12	113	0	-12	0	0	0	0	0	0	0	-7
13	185	16	0	-9	0	0	0	0	0	0	6
14	178	14	-8	0	0	0	0	0	0	0	6
15	150	13	-11	0	0	0	0	0	0	0	0
16	126	9	-13	8	0	0	-7	0	0	0	0

Математическая модель для расчета девиации коэффициента давления ПСД с наружной профилированной поверхностью, обусловленной изменением высоты полета, имеет общий вид:

$$\Delta \bar{p}_H = b_0 + b_1 \bar{d}^* + b_2 \bar{l}^* + b_{12} \bar{d}^* \bar{l}^* + b_3 V_0^* + b_{13} \bar{d}^* V_0^* + b_{23} \bar{l}^* V_0^* + b_{123} \bar{d}^* \bar{l}^* V_0^* + b_4 \alpha_c^* + b_{14} \bar{d}^* \alpha_c^* + b_{24} \bar{l}^* \alpha_c^* + b_{34} V_0^* \alpha_c^* + b_{124} \bar{d}^* \bar{l}^* \alpha_c^* + b_{134} \bar{d}^* V_0^* \alpha_c^* + b_{234} \bar{l}^* V_0^* \alpha_c^* + b_{1234} \bar{d}^* \bar{l}^* V_0^* \alpha_c^*, \quad (2.32)$$

где $\alpha_c^* = \frac{H_0 - 5500}{5500}$.

Переменные V_0^* , \bar{d}^* , \bar{l}^* определяются по формулам (2.25).

Значения девиации коэффициента давления непроточных ПСД, обусловленной изменением высоты полета, для каждого сочетания факторов с учетом корректирующих коэффициентов для нахождения поправок к результатам моделирования по уравнению (2.24) приведены в таблица 21-28 работы [110].

Рассчитанные в соответствии с математической теорией планирования эксперимента (алгоритм Иэйтса) коэффициенты уравнения (2.32) представлены в таблице 29 работы [110].

Уравнение (2.32) с учетом значимыми коэффициентами имеет вид:

$$\Delta \bar{p}_H = b_0 + b_1 \bar{d}^* + b_2 \bar{l}^* + b_{12} \bar{d}^* \bar{l}^* + b_3 V_0^* + b_{13} \bar{d}^* V_0^* + b_{23} \bar{l}^* V_0^* + b_{123} \bar{d}^* \bar{l}^* V_0^* + b_4 \alpha_c^* + b_{24} \bar{l}^* \alpha_c^* + b_{34} V_0^* \alpha_c^* + b_{134} \bar{d}^* V_0^* \alpha_c^*, \quad (2.33)$$

где $\alpha_c^* = \frac{H_0 - 5500}{5500}$.

Переменные V_0^* , \bar{d}^* , \bar{l}^* определяются по формулам (2.25).

Коэффициенты уравнения (2.33) приведены в таблице 2.17.

Таблица 2.17 – Коэффициенты уравнения (2.33) ($\cdot 10^{-3}$)

Коэффициент	b_0	b_1	b_2	b_{12}	b_3	b_{13}	b_{23}	b_{123}	b_4	b_{24}	b_{34}	b_{134}
Вариант 1	42	0	16	0	-15	0	-16	0	0	0	8	0
2	42	0	-16	-6	-18	0	13	0	9	7	0	0
3	42	0	23	0	-18	0	-20	0	12	0	0	0
4	40	0	-26	0	-19	0	20	0	9	0	0	0
5	37	-8	16	0	-15	0	-14	0	0	0	6	-6
6	33	-9	-20	0	-14	0	15	0	0	0	0	0
7	38	-7	24	0	-18	0	-19	0	9	0	0	0
8	36	-7	-26	0	-18	0	19	0	10	0	0	-6
9	27	0	10	0	-13	6	-9	0	0	0	0	0
10	24	0	-13	0	-9	6	12	0	0	0	0	0
11	29	0	16	0	-14	7	-14	0	0	0	0	0
12	29	0	-16	0	-13	6	14	0	8	0	0	0
13	22	0	0	0	-9	0	0	0	0	0	0	0
14	21	0	0	0	-8	0	0	0	0	0	0	-6
15	24	0	6	-6	-9	0	0	0	0	0	0	0
16	23	0	-7	6	-9	0	0	0	7	0	0	0

Математические модели (2.10), (2.11), (2.12), (2.13), (2.14), (2.15), (2.26), (2.27), (2.28), (2.29), (2.30), (2.31), (2.32) и (2.33) являются математическим обеспечением автоматизированного процесса синтеза приемников статического давления двух основных типов: проточных приемников статического давления и ПСД с наружной профилированной поверхностью и двумя контурами компенсации аэродинамической погрешности. Полученные модели (2.12), (2.13), (2.14), (2.15), (2.28), (2.29), (2.30), (2.31), (2.32) и (2.33) также являются математическим обеспечением, используемым для разработки рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров ПСД на первоначальном этапе разработки и по назначению допустимых отклонений геометрических параметров приемников от их номинальных значений.

2.4.4 Проверка полученных моделей ПСД с наружной профилированной поверхностью на адекватность

Проверка адекватности разработанных моделей производилась на основании сравнения результатов расчета коэффициента давления приемника в соответствии с математической моделью (2.27) с экспериментально определенными значениями этого коэффициента. Таким образом, производилось сравнение данных экспериментальных исследований ПСД, проведенных в аэродинамической лаборатории АО «УКПБ» (таблица 2.18) [41, 45] и результатов моделирования этих же ПСД (таблица 2.19).

Таблица 2.18 – Скоростные характеристики непроточных ПСД ($D_{\text{вх}} = 14 \text{ мм}$, $D_{\text{г1}} = D_{\text{г2}} = 20 \text{ мм}$, $L = 60 \text{ мм}$), полученные экспериментально

№ ПСД	V_0 , м/с	13,89	27,78	41,67	55,56	69,44
	L_x , мм	\bar{p}				
1	3,42	0,047	0,047	0,046	0,042	0,041
2	15,00	-0,362	-0,399	-0,422	-0,468	-0,483
3	26,58	0,132	0,122	0,106	0,084	0,067
4	33,42	0,151	0,141	0,125	0,109	0,106
5	45,00	-0,373	-0,389	-0,402	-0,418	-0,427
6	56,58	0,043	0,036	0,032	0,027	0,023

Таблица 2.19 – Скоростные характеристики непроточных ПСД ($D_{\text{вх}} = 14 \text{ мм}$, $D_{\text{г1}} = D_{\text{г2}} = 20 \text{ мм} = 14 \text{ мм}$, $L = 60 \text{ мм}$), полученная при расчете по уравнению (2.27)

№ ПСД	V_0 , м/с	13,89	27,78	41,67	55,56	69,44
	L_x , мм	\bar{p}				
1	3,42	0,048	0,046	0,045	0,043	0,042
2	15,00	-0,361	-0,389	-0,417	-0,445	-0,472
3	26,58	0,134	0,118	0,103	0,088	0,073
4	33,42	0,152	0,140	0,129	0,117	0,106
5	45,00	-0,371	-0,383	-0,396	-0,408	-0,421
6	56,58	0,044	0,039	0,034	0,029	0,024

Относительная погрешность расчета коэффициента давления непроточных ПСД приведена в таблице 2.20.

Таблица 2.20 – Относительная погрешность при расчете коэффициента давления непроточного ПСД

№ ПСД	L_x , мм	V_0 , м/с				
		13,89	27,78	41,67	55,56	69,44
1	3,42	0,89	0,55	3,46	2,49	1,93
2	15,00	0,16	2,53	1,28	5,24	2,20
3	26,58	0,97	2,75	2,74	4,52	7,01
4	33,42	0,40	0,39	2,96	7,17	0,28
5	45,00	0,43	1,59	1,52	2,36	1,56
6	56,58	1,96	7,19	4,62	5,83	5,32

Как следует из представленных данных, результаты расчета коэффициента давления по уравнению (2.27) отличаются от данных испытания в аэродинамических трубах на 0,16...7,19%, что сравнимо с возможной погрешностью экспериментального определения коэффициента давления ПСД при аэродинамических испытаниях. Следовательно, модель (2.27) можно считать адекватной и применять ее в дальнейшем при теоретических исследованиях и параметрическом синтезе ПСД с наружной профилированной поверхностью.

2.5. Результаты и выводы

1. Разработанная методика позволяет производить математическое моделирование зондовых средств восприятия статического давления с наружной и внутренней поверхностей в системе автоматизированного проектирования ANSYS.

2. Проведено математическое моделирование некоторых приемников статического давления в соответствии с разработанной методикой. Получены результаты сравнительного тестирования моделей турбулентности k-omega, k-omegaSST, k-epsilon на задаче внутреннего обтекания типового ПСД. Результаты моделирования сравнивались с экспериментальными данными аэродинамических испытаний проточных ПСД, полученными в аэродинамической лаборатории АО «УКБП». Показано, что использование модели турбулентности k-epsilon при моделировании ПСД в ANSYS для всех скоростей набегающего воздушного потока дает значения коэффициента давления, отличающиеся от экспериментальных

значений данного коэффициента не более, чем 0,04...0,06 при использовании корректирующих уравнений (2.8) и (2.27).

3. Исследована зависимость сходимости результатов моделирования проточных ПСД в САПР ANSYS с данными экспериментальных исследований приемников для различных значений интенсивности турбулентности (ϵ). При больших дозвуковых скоростях потока воздуха интенсивность турбулентности достигает 15...20%, для малых дозвуковых скоростей находится в пределах 1...10% [86, 133, 150]. Результаты моделирования, полученные автором настоящей работы, показали, что при моделировании проточных ПСД в программе ANSYS могут быть получены значения коэффициента давления, отличающиеся от экспериментальных значений данного коэффициента не более, чем 0,04...0,06 при использовании корректирующего уравнения (2.8), модели турбулентности k-epsilon, при этом интенсивность турбулентности должна быть равна 10%.

4. Проведен анализ сходимости результатов моделирования ПСД с наружным обтеканием в САПР ANSYS с экспериментальными данными для различных значений интенсивности турбулентности (ϵ). При больших дозвуковых скоростях потока воздуха интенсивность турбулентности достигает 15...20%, для малых дозвуковых скоростей находится в пределах 1...10% [52, 65]. Результаты моделирования, полученные автором настоящей работы, показали, что при моделировании рассматриваемых ПСД в программе ANSYS могут быть получены результаты, близкие к экспериментальным при использовании модели турбулентности k-epsilon, при этом интенсивность турбулентности должна быть равна 10%.

5. Для проточных ПСД разработана математическая модель, связывающая коэффициент сходимости k с углом сужения конфузора (α_k), углом раскрытия диффузора (α_d), коэффициентом диафрагмы ПСД (m), скоростью набегающего воздушного потока (V_0) и интенсивностью турбулентности (ϵ). Результаты моделирования отличаются от данных аэродинамического испытания контрольного ПСД на 2...11%, что считается вполне приемлемым для моделирования процессов обтекания тел потоком в САПР ANSYS и ей подобных.

Другим словами, при моделировании проточных приемников статического давления в САПР ANSYS могут быть получены значения коэффициента давления, отличающиеся от экспериментальных значений данного коэффициента не более, чем 0,04...0,06 при использовании корректирующего уравнения (2.8), модели турбулентности k-epsilon ($\epsilon=10\%$) при следующих ограничениях:

- скорость набегающего воздушного потока от 20 до 250 км/ч;
- коэффициент диафрагмы ПСД от 0,20 до 0,40;
- угол сужения конфузторного участка ПСД от 40 до 60°;
- угол раскрытия диффузорного участка ПСД от 8 до 12°.

6. Разработана математическая модель, связывающая коррекционную поправку к значению коэффициента давления приемника, полученного в результате моделирования с амплитудой гофров (\bar{d}), относительным удалением сечения отбора давления (\bar{l}) и скоростью набегающего воздушного потока (V_0). Результаты моделирования отличаются от данных аэродинамического испытания контрольного ПСД на 0,16...7,19%, что считается вполне приемлемым для моделирования процессов обтекания тел потоком в САПР ANSYS и ей подобных. Другими словами, при моделировании непроточных ПСД в САПР ANSYS могут быть получены результаты, близки к экспериментальным с использованием корректирующего уравнения (2.24), модели турбулентности k-epsilonREALIZABLE ($\epsilon = 10\%$, степень турбулентной вязкости – 10) при следующих ограничениях:

- скорость набегающего воздушного потока от 50 до 250 км/ч;
- диаметр входного участка от 12 мм до 22 мм;
- диаметр гофров от 14 мм до 30 мм;
- длина профилированного участка от 60 мм до 70 мм;

7. Полученные математические модели рассматриваемых приемников статического давления (2.10), (2.11), (2.12), (2.13), (2.14), (2.15), (2.26), (2.27), (2.28), (2.29), (2.30), (2.31), (2.32) и (2.33) являются математическим обеспечением автоматизированного процесса синтеза ПСД и средством разработки рекомендаций проектировщику по выбору геометрических параметров

приемников на первоначальном этапе разработки и назначению допусков на их геометрические параметры.

8. Повышение эффективности процесса синтеза приемников статического давления за счет использования разработанного математического обеспечения предполагается, главным образом, за счет сокращения числа потребных изготавливаемых и испытываемых промежуточных макетов ПСД и уменьшения времени, затрачиваемого на реализацию итерационного процесса подбора значений искомых геометрических параметров ПСД (замена моделирования приемников в САПР ANSYS использованием разработанного математического обеспечения).

ГЛАВА 3. РАЗРАБОТКА РЕКОМЕНДАЦИЙ РАЗРАБОТЧИКУ ПО ВЫБОРУ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПРИЕМНИКОВ СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ

Как уже отмечалось выше, существующая стандартная схема синтеза ПСД включает в себя ряд этапов, рисунок 1.14, предусматривающих: изучение научно-технической литературы; анализ технического задания на разработку; теоретические и экспериментальные исследования приемников; обоснование оптимальных схем и компоновок разрабатываемого устройства; разработку технической документации для изготовления макетных образцов; аэродинамические испытания макетов в аэродинамических трубах; обработку результатов испытаний макетов и доработку первичных макетов по результатам проведенных экспериментальных исследований. Эти этапы (итерации) повторяются до тех пор пока не будет создан приемник, удовлетворяющий требованиям технического задания.

Приоритетным является требование соответствия скоростной характеристики разрабатываемого ПСД требованиям ТЗ. Также могут предъявляться требования к угловой характеристике приемника. Высота полета часто задается в диапазоне от 0 до 11000 м. Влияние высоты полета на девиацию коэффициента давления значительно меньше, чем влияние скорости и угла скоса потока [44, 45, 78]. Однако, в любом случае, производится проверка отклонения скоростной характеристики приемника от заданной для всего диапазона высот.

Как уже отмечалось выше, эффективность существующего процесса синтеза снижена вследствие:

1. Недостаточной адекватности математической модели, предназначенной для расчета коэффициента давления проточных ПСД;
2. Отсутствия модели для расчета коэффициента давления приемников с наружной обтекаемой поверхностью и двумя контурами компенсации аэродинамической погрешности;

3. Отсутствия математических моделей для расчета девиации коэффициента давления приемников, обусловленной изменением параметров набегающего воздушного потока;

4. Недостаточности проработки вопроса о выборе геометрических параметров приемников исходя из заданных в ТЗ параметрах и характеристик ПСД;

5. Необходимости осуществления в процессе синтеза ПСД многочисленных итераций, связанных с изготовлением и испытанием опытных макетов приемников.

Последнее, в значительной степени, определяет затраты времени и материальных средств на разработку приемников.

С другой стороны, разрабатываемые ПСД часто оказываются не оптимальными по критерию минимальной девиации коэффициента давления, обусловленной изменением параметров набегающего воздушного потока, что, как уже отмечалось, приводит к увеличению погрешности в определении высотно-скоростных параметров ЛА.

Для снятия отмеченных ограничений выше были разработаны математические модели проточных ПСД и ПСД с наружной профилированной поверхностью и двумя контурами компенсации аэродинамической погрешности, позволяющие находить значения коэффициента давления приемников и его девиации.

Другой важной проблемой является то, что разработчик в процессе синтеза приемника задает области изменения его геометрических параметров опираясь только на свой опыт, интуицию и на анализ конструкций существующих ПСД. Недостатками такого подхода являются:

1. Длительное время синтеза из-за того, что при назначаемых областях изменения геометрических параметров на первоначальном этапе проектирования ПСД не всегда может найдаться решение – сочетание значений этих параметров при которых обеспечивается выполнение требований ТЗ. Поэтому приходится корректировать границы областей изменения геометрических параметров и повторять процесс поиска заново.

2. Значения девиации коэффициента давления разработанного приемника, обусловленной изменением параметров воздушного потока и высоты полета, хотя и укладываются в требования ТЗ, но не всегда являются минимально возможными. Другими словами, при выборе иных границ изменения геометрических параметров ПСД на первоначальном этапе проектирования возможно нахождение других сочетаний геометрических параметров приемника с меньшей девиацией коэффициента давления, что приведет к уменьшению погрешности в определении высотно-скоростных параметров ЛА.

3. Практически отсутствуют методики и рекомендации по назначению допустимых отклонений геометрических параметров ПСД от их номинальных значений, хотя определенные работы в этом направлении проводились, что подчеркивает актуальность данного вопроса [128].

В данной главе диссертационной работы приводятся результаты исследований математических моделей приемников статического давления и полученные в результате данных исследований рекомендации разработчику по выбору геометрических параметров ПСД.

3.1. Разработка рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров проточных приемников статического давления (на первоначальном этапе разработки)

3.1.1. Разработка рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров проточных приемников статического давления на основе исследования их скоростных характеристик

С помощью полученных ранее математических моделей (2.10), (2.11), (2.12), (2.13), (2.14), (2.15), (2.20) и (2.21) автором проведено исследование скоростных и угловых характеристик вариационного ряда проточных приемников статического давления для различных высот полета с целью установления связи девиации коэффициента давления приемника со значениями его геометрических параметров

и разработки, в конечном итоге, рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров ПСД и (или) интервалов их изменения на первоначальном этапе проектирования, при следовании которым девиация коэффициента давления синтезируемого приемника будет иметь одно из минимально возможных значений. При этом задача оптимизации ПСД по критерию минимально возможного значения девиации коэффициента давления не решалась. Хотя, при необходимости, в ходе проектирования конкретного ПСД проведение такой оптимизации, в принципе, возможно при использовании разработанного математического обеспечения. Однако, в любом случае, разработчик ограничен в выборе диапазонов изменения геометрических параметров ПСД. Это связано с тем, что внутри приемника должны быть размещены некоторые конструктивные элементы и, прежде всего, такие как: один или несколько электрических нагревательных элементов, теплопроводящие вкладыши или области, залитые теплопроводящими материалами, элементы системы контроля обогрева. С другой стороны, разработчику также приходится учитывать технологические возможности производственной базы.

Как уже говорилось выше, основными параметрами дестабилизирующими коэффициент давления ПСД являются скорость и скос набегающего воздушного потока. Некоторое влияние на коэффициент давления ПСД оказывает высота полета, что связано с зависимостью плотности воздуха от высоты. Рассмотрим вначале влияние скорости набегающего воздушного потока на коэффициент давления ПСД, имеющих различные сочетания значений геометрических параметров.

Автором проводилось математическое моделирование вариационного ряда проточных ПСД [111]. Геометрические параметры приемников выбрали из условий соответствия серийным ПСД и возможности определения влияния каждого из них на коэффициент давления. Геометрические параметры исследуемых приемников приведены в таблице 1 работы [111].

Полученные скоростные характеристики приемников при различных значениях высоты полета приведены в таблицах 2-7 работы [111].

В качестве примера на рисунке 3.1 представлена скоростная характеристика № 1 (таблица 1 работы [111]) при различных значениях высоты полета. Геометрические параметры приемника: углы конфузора и диффузора 50° и 10° соответственно; диаметры входа, отбора давления и узкой части равны соответственно 30, 24,5 и 16 мм.

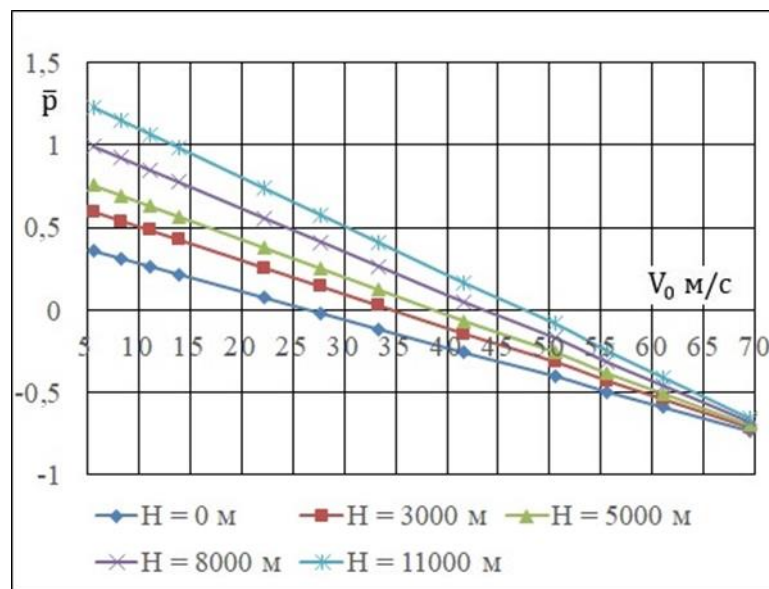


Рисунок 3.1 – Скоростные характеристики при различных значениях высоты полета приемника № 1 (таблица 1 работы [111])

В результате анализа полученных данных (таблицы 2-7 работы [111]) и по графику (рисунок 3.1) можно сделать следующие выводы:

- с ростом скорости полета коэффициент давления проточных ПСД уменьшается для всех приемников, что физически объясняется уменьшением значений коэффициентов гидравлических сопротивлений конфузора и диффузора;
- с ростом высоты полета коэффициент давления проточных ПСД увеличивается для всех приемников для конкретного значения скорости, что связано с уменьшением плотности воздуха;
- возможно изготовление приемников с коэффициентом давления от -1,5 до 1. При этом возможно получение отрицательных значений коэффициента давления вплоть до -4...-7 [33, 43, 129, 136]. В тоже время, увеличение коэффициента давления до значения, превышающего единицу, в самом деле, затруднительно из-за того, что это приводит к значительному увеличению диаметра отбора давления

D_x ; и отверстия восприятия статического давления располагаются очень близко к передней кромки ПСД, где, в обязательном порядке, должен располагаться нагревательный элемент или массивная теплопроводящая вставка;

- для получения больших отрицательных значений коэффициента давления необходимо уменьшать диаметр отбора статического давления D_x , вплоть до диаметра узкой части D_y , что является легко реализуемым на практике.

Для определения влияния каждого из геометрических параметров проточных ПСД на величину коэффициента давления \bar{p} были определены коэффициенты уравнения точности:

$$\Delta\bar{p} = A_1\Delta\alpha_k + A_2\Delta\alpha_d + A_3\Delta D_{вх} + A_4\Delta D_x + A_5\Delta D_y, \quad (3.1)$$

где $\Delta\bar{p}$ – отклонение реального коэффициента давления от номинального;

$A_1; A_2; A_3; A_4; A_5$ – коэффициенты влияния геометрических параметров на коэффициент давления.

Коэффициенты влияния геометрических параметров являются частными производными функции девиации коэффициента давления по соответствующим параметрам. Значения коэффициентов выражения (3.1) для приемников №1, №7, №12 и №18 (таблица 1 работы [111]), рассчитанные при различных значениях высоты полета даны в таблицах 8-13 работы [111].

Зависимость девиации коэффициента давления двух из исследуемых приемников от угла сужения конфузора α_k и угла раскрытия диффузора α_d показана на рисунке 3.2.

Зависимость девиации коэффициента давления еще двух из исследуемых ПСД от коэффициента диафрагмы m и диаметра отбора давления D_x показана на рисунке 3.3.

Как следует из данных, полученных в результате моделирования [111], коэффициенты влияния геометрических параметров ПСД на его коэффициент давления зависят от скорости и высоты полета. Поэтому, если стоит задача, назначения величин допусков на отклонения геометрических параметров приемника в процессе его проектирования необходимо производить расчеты

значений коэффициентов влияния для нескольких значений высоты и скорости полета.

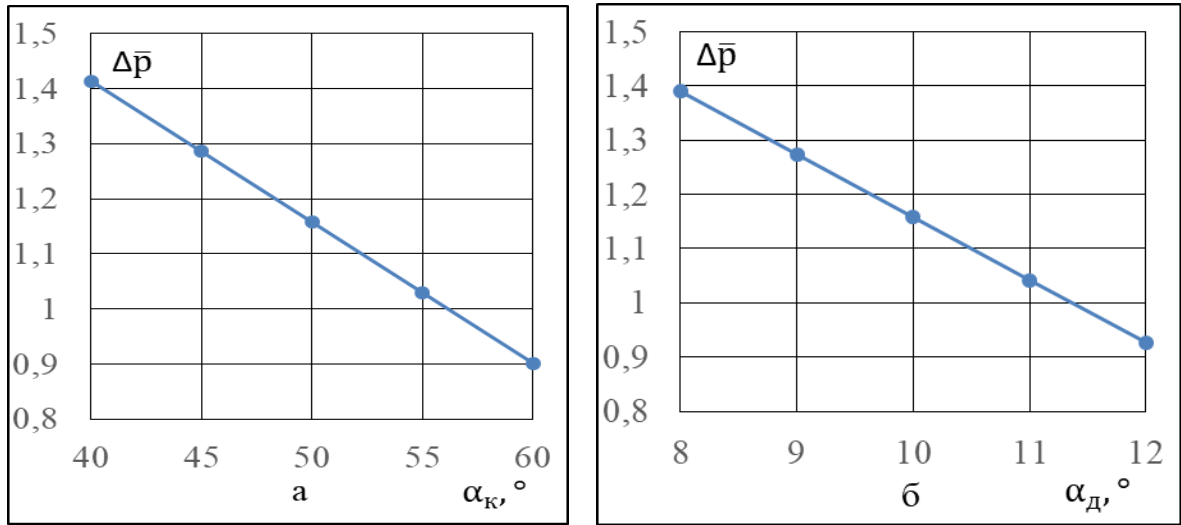


Рисунок 3.2 – Зависимость девиации коэффициента давления приемника:

а – от угла сужения конфузора α_K ($\alpha_D = 10^\circ$, $D_{ВХ} = 30$ мм, $D_X = 25$ мм, $D_Y = 15$ мм); б – от раскрытия диффузора α_D ($\alpha_K = 50^\circ$, $D_{ВХ} = 30$ мм, $D_X = 25$ мм, $D_Y = 15$ мм)

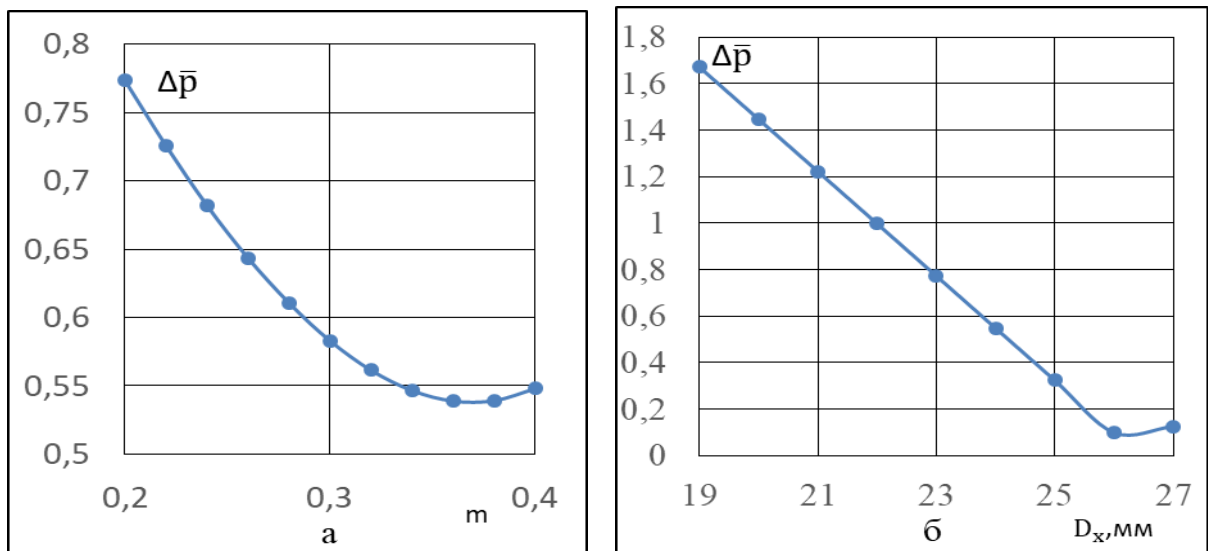


Рисунок 3.3 – Зависимость девиации коэффициента давления приемника:

а – от коэффициента диафрагмы m ($\alpha_K = 60^\circ$, $\alpha_D = 12^\circ$, $D_X = 24$ мм, $D_{ВХ} = 30$ мм); б – от диаметра отбора давления D_X ($\alpha_K = 60^\circ$, $\alpha_D = 12^\circ$, $D_{ВХ} = 30$ мм, $m = 0,4$)

Анализируя полученные данные [111] и рисунки 3.2 и 3.3) можно сделать выводы:

1. Наибольшее влияние на девиацию коэффициента давления оказывает отклонение диаметра сечения отбора давления. Значение коэффициента влияния отклонения диаметра сечения отбора давления практически в два раза больше коэффициентов влияния отклонений диаметров входа и узкого сечения приемника.

2. Влияние отклонений диаметров на девиацию коэффициента давления превышает влияние отклонений угловых параметров. Следует отметить, что выдерживание угла раскрытия диффузора более проблематично с точки зрения технологии изготовления ПСД по сравнению с углом сужения конфузора. Это связано, главным образом, с тем, что диффузорный участок приемника в несколько раз длиннее его конфузорного участка.

3. Влияние отклонения угла раскрытия диффузора примерно на два порядка превышает влияние отклонения угла сужения конфузора.

4. При увеличении высоты полета абсолютные значения коэффициентов A_1, A_2, A_4 и A_5 увеличиваются, а коэффициента A_3 – уменьшается.

5. Наибольшее влияние высота полета оказывает на величину коэффициента A_1 , который при изменении высоты от 0 до 11 км изменяется практически на порядок. То есть влияние высоты полета на значение коэффициента давления приемника во многом определяется величиной угла конфузора и его отклонения от номинального значения. Поэтому при решении задачи назначения допусков на геометрические параметры проточных ПСД, надо стремиться к как можно меньшему заданию допустимого отклонения угла сужения конфузора.

6. При увеличении скорости полета значения коэффициентов A_1, A_2, A_4 и A_5 увеличиваются, а значение коэффициента A_3 – уменьшается.

7. На диаметры проточного приемника следует назначать самые малые допуски из возможных, особенно это относится к диаметру отбора давления.

8. Отверстия отбора статического давления в приемнике целесообразно выполнять на специальной вставке в конфузорный участок, которая представляет собой цилиндр. При этом длина такого цилиндрического участка должна быть

оптимальной (с одной стороны вставка должна иметь минимальную длину, чтобы расчетная величина коэффициента давления приемника соответствовала фактическому значению коэффициента давления ПСД с удлиненным из-за вставки конфузуром, с другой стороны – отверстия отбора статического давления должны быть полностью расположены только на цилиндрическом участке). Учитывая, что диаметр отверстий отбора статического давления у бортовых ПСД обычно составляет 1,0...1,2 мм, рекомендуемая длина цилиндрической вставки может составлять 2,5...4,0 мм. В приемнике ПДС-В1 длина цилиндрической вставки составляет 3,2 мм.

Как уже было выше изложено, обеспечение допустимого значения девиации коэффициента давления проточного приемника, обусловленной изменением скорости набегающего воздушного потока от 13,89 до 69,44 м/с, обуславливается одним из параметров технического задания на разработку ПСД и базируется на связи девиации коэффициента давления проточного приемника с погрешностью в определении высотно-скоростных параметров ЛА. Допустимые погрешности в вычислении высоты и скорости полета, в свою очередь, задаются в техническом задании на разработку авиационных бортовых систем и комплексов, входящих в состав систем автоматического или автоматизированного управления полетом.

Уменьшение девиации коэффициента давления приемника приводит к уменьшению погрешности в определении высотно-скоростных параметров ЛА. Таким образом, при проектировании ПСД требуется производить поиск сочетания геометрических параметров проточных ПСД по заданной скоростной характеристике изделия либо непосредственно в ТЗ, либо определяемой по заданным в техническом задании допустимым значениям погрешности в определении высотно-скоростных параметров.

Проиллюстрируем вышеизложенное на конкретном примере. Пусть стоит задача поиска геометрических параметров приемников статического давления с внутренней профилированной поверхностью, девиация коэффициента давления которых не превышает 0,16 в диапазоне изменения скорости набегающего

воздушного потока от 13,89 до 69,44 м/с. Пусть при этом заданы следующие ограничения на значения геометрических параметров приемника:

- угол сужения конфузора ПСД от 40 до 60°;
- угол раскрытия диффузора ПСД от 8 до 12°;
- диаметр входной части ПСД от 20 мм до 40 мм;
- коэффициент диафрагмы ПСД от 0,20 до 0,40;
- относительное удлинение конфузора от 0,20 до 1,00.

Результаты поиска представлены в таблице 3.1. При этом минимальное значение $\Delta\bar{p} = 0,15153$ (строка 7 в таблице 3.1).

Таблица 3.1 – Результаты поиска сочетаний геометрических параметров ПСД, девиация коэффициента давления которых не превышает 0,16

№ ПСД	Геометрические параметры ПСД					Значения $\Delta\bar{p}$
	$\alpha_k, ^\circ$	$\alpha_d, ^\circ$	$D_{вх}, \text{мм}$	m	\bar{l}	
1	60	12	34	0,39	0,2	0,15993
2	60	12	35	0,39	0,2	0,15853
3	60	12	36	0,39	0,2	0,15713
4	60	12	37	0,39	0,2	0,15573
5	60	12	38	0,39	0,2	0,15433
6	60	12	39	0,39	0,2	0,15293
7	60	12	40	0,39	0,2	0,15153

Результаты расчета погрешности в определении скорости полета, обусловленной девиацией коэффициента давления (таблица 3.1), приведены в таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Погрешность в определении скорости полета

№ ПСД	Скорость $V, \text{м/с}$							
	$V = 5,56$ м/с		$V = 13,89$ м/с		$V = 41,67$ м/с		$V = 69,44$ м/с	
	$\Delta V, \text{м/с}$	$\delta V, \%$	$\Delta V, \text{м/с}$	$\delta V, \%$	$\Delta V, \text{м/с}$	$\delta V, \%$	$\Delta V, \text{м/с}$	$\delta V, \%$
1	0,4640	8,3447	1,1591	8,3447	3,4772	8,3447	5,7945	8,3447
2	0,4597	8,2683	1,1485	8,2683	3,4454	8,2683	5,7415	8,2683
3	0,4555	8,1920	1,1379	8,1920	3,4136	8,1920	5,6886	8,1920
4	0,4512	8,1158	1,1273	8,1158	3,3819	8,1158	5,6356	8,1158
5	0,4470	8,0397	1,1167	8,0397	3,3501	8,0397	5,5828	8,0397
6	0,4428	7,9636	1,1061	7,9636	3,3184	7,9636	5,5299	7,9636
7	0,4385	7,8876	1,0956	7,8876	3,2867	7,8876	5,4771	7,8876

Результаты расчета погрешности в определении высоты полета для ее истинного значения $H = 1000$ м, обусловленной девиацией коэффициента давления приемника, приведены в таблице 3.3.

Таблица 3.3 – Погрешность в определении высоты полета ($H = 1000$ м)

№ ПСД	Скорость V , м/с							
	$V = 5,56$ м/с		$V = 13,89$ м/с		$V = 41,67$ м/с		$V = 69,44$ м/с	
	$\Delta H, м$	$\delta H, \%$	$\Delta H, м$	$\delta H, \%$	$\Delta H, м$	$\delta H, \%$	$\Delta H, м$	$\delta H, \%$
1	0,1885	0,0189	1,5094	0,1509	14,0844	1,4084	39,1767	3,9177
2	0,1863	0,0186	1,4957	0,1496	13,9607	1,3961	38,8338	3,8834
3	0,1841	0,0184	1,4819	0,1482	13,8369	1,3837	38,4910	3,8491
4	0,1819	0,0182	1,4681	0,1468	13,7131	1,3713	38,1481	3,8148
5	0,1797	0,0180	1,4544	0,1454	13,5894	1,3589	37,8052	3,7805
6	0,1775	0,0177	1,4406	0,1441	13,4656	1,3466	37,4623	3,7462
7	0,1753	0,0175	1,4268	0,1427	13,3418	1,3342	37,1194	3,7119

Таким образом для приемника с геометрическими параметрами $\alpha_k, \alpha_d, D_{вх}, m$, и \bar{I} (7 строка таблицы 3.1) при заданной девиации коэффициента давления 0,16 погрешность в определении: скорости полета находится в пределах 7,9...8,3 %; высоты полета находится в пределах 0,02...3,92 % [66, 69].

Другой важной задачей, имеющей место при разработке новых приемников, является назначение допустимых отклонений геометрических параметров от их номинальных значений, при которых девиация коэффициента давления проектируемого приемника не превышает заданного значения. Как уже говорилось выше, для решения данной задачи достаточно использовать два метода: метод наихудшего случая и метод статистических испытаний. При этом проектировщикам приходится искать некоторые компромиссные решения, в частности, определение допустимых отклонений геометрических параметров приемника, исходя из противоречивых требований: обеспечения минимального значения девиации коэффициента давления и обеспечения приемлемой стоимости изделия.

При этом использование математической модели проточного приемника статического давления существенно увеличивает эффективность процесса

проектирования. Задание допусков в случае применения метода наихудшего случая почти всегда приводит к неоправданному завышению требований по точности изготовления ПСД и, соответственно, росту его стоимости. Использование же метода статистических испытаний (статистического моделирования) в большинстве случаев позволяет приходить к отмеченным выше компромиссным решениям.

Рассмотрим использование метода статистических испытаний (метода статистического моделирования с помощью генерации случайных чисел) для решения данной задачи. Базой для генерирования таких чисел являются случайная выборка из ряда равномерно распределенных случайных чисел в диапазонах допусков на возможные отклонения геометрических параметров проточных приемников статического давления. Очевидно, что с использованием метода статистических испытаний можно определить вероятность получения того или иного интервального значения отклонения девиации коэффициента давления приемника при заданных допусках на выдерживание его геометрических параметров в процессе изготовления.

В качестве примера рассмотрим статистическое моделирование некоторого вариационного ряда проточных приемников статического давления [71].

Ниже приводится пример статистического моделирования ПСД проточного типа. При решении задачи назначения допусков на геометрические параметры приемников с использованием метода статистических испытаний были приняты следующие ограничения:

- допуск на углы сужения конфузорного участка α_k и раскрытия диффузорного участка α_d ПСД от 0,1 до 3,5°;
- допуск на диаметры входной и узкой частей $D_{вх}$, D_y и сечения отбора давления D_x от 0,005 до 1,50 мм.

Максимальные значения девиации коэффициента давления моделируемых приемников при различных допусках на геометрические параметры ПСД, полученные в процессе реализации вычислительных экспериментов (метод статистических испытаний), приедены в таблице 1 работы [112].

По результатам проведенного моделирования (таблица 1 работы [112]) можно сделать выводы:

- максимальное значение девиации коэффициента давления проточного приемника увеличивается с увеличением допустимого отклонения его геометрических параметров;

- при выше приведенных исходных ограничениях на значения допусков на геометрические параметры ПСД максимальное девиации коэффициента давления составляет $0,0030 \dots 0,6780$;

- при достаточно малых допусках на изменение диаметров входной части, узкой части и сечения отбора давления от $0,005$ до $0,150$ мм максимальное значение девиации коэффициента давления составляет $0,0030 \dots 0,063$.

Для нахождения распределения вероятности тех или иных значений девиации коэффициента давления приемника было принято: число испытаний равное 3000; число разбиения равное 10. Распределения вероятности отклонений девиации коэффициента давления приемников в экспериментах (таблица 1 работы [68]) представлены на рисунках 2-11 работы [112].

Как следует из представленного выше исследования, распределение вероятностей значений девиации коэффициента давления проточных приемников статического давления подчиняется закону экспоненциального распределения. Очевидно, вероятность того, что при изготовлении приемника с допусками (таблица 1 работы [112]) значение девиации коэффициента давления будет меньше половины ее максимального значения составляет более 90%.

Использование данных (таблица 1 и рисунки 2-11 работы [112]) позволит разработчикам проточных ПСД назначать допуски на отклонения геометрических параметров проточных приемников от их номинальных значений в процессе их проектирования. Исходя из конкретных значений отклонений геометрических параметров приемников и соответствующего этим отклонениям распределения вероятностей значений девиации коэффициента давления можно находить компромисс между стоимостью изделия и заданной техническим заданием точностью измерения высотно-скоростных параметров. Ужесточение допусков на

геометрические параметры уменьшает девиацию коэффициента давления, но повышает требования к выдерживанию линейных и угловых размеров изделия, что неизбежно повышает стоимость приемника. Имея полученные распределения вероятностей можно снизить стоимость ПСД за счет расширения допусков на его геометрические параметры. Например, если вероятность того, что при заданных допусках девиации коэффициента давления не превысит заданной величины равна 0,9, то, всего скорее, только один из десяти изготовленных ПСД возможно будет забракован.

Полученные результаты статистического моделирования ПСД, с учетом связи между девиацией коэффициента давления и погрешности в определении высотно-скоростных параметров, позволяют сделать вывод, что при проектировании проточных приемников статического давления вполне приемлемыми могут быть следующие требования к допускам на отклонение геометрических параметров ПСД:

1. Допуск на углы сужения конфузора α_k и раскрытия диффузора α_d ПСД от 0,50 до 3,50°;
2. Допуск на диаметры входной, узкой частей $D_{вх}, D_y$ и сечения отбора давления D_x от 0,05 до 1,50 мм.

При допустимом значении девиации коэффициента давления от 0,105 до 0,295.

Соблюдение данных требований позволит обеспечить минимальное значение девиации коэффициента давления приемника и уменьшить стоимость готового изделия, обеспечить допустимые погрешности в определении высоты и скорости полета, заданной в техническом задании на разработку бортовой авиационной системы высотно-скоростных параметров.

Конкретные величины допустимых погрешностей в определении высоты и скорости полета ЛА при формировании требований технического задания на разработку систем измерения высотно-скоростных параметров и систем автоматического и автоматизированного управления полетом приводятся в

соответствующих нормативных документах, например, в нормах летной годности самолетов и вертолетов.

Найти величины допусков на отклонение геометрических параметров ПСД, при которых все 100% приемников будут соответствовать заданным требованиям можно используя для анализа метод наихудшего случая, суть которого заключается в том, что все отклонения геометрических параметров приемника задаются таким образом, чтобы значение девиации коэффициента давления было максимальным. Следовательно, используя метод наихудшего случая при проектировании ПСД, можно со стопроцентной вероятностью гарантировать, что изготовленный приемник не будет забракован вследствие недопустимой величины девиации его коэффициента давления [60].

Рассмотрим применение метода наихудшего случая для управления девиацией коэффициента давления приемника, которая возникает вследствие отклонений его геометрических параметров от их номинальных значений применительно к проточным приемникам №1, №7, №12 и №18 (таблица 1 работы [111]).

В таблице 3.4 представлены, полученные в результате моделирования, максимальные значения девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}_{\text{макс}}$ и погрешность в определении скорости и высоты полета для выдерживания размеров $D_{\text{вх}}$, D_x , D_y в соответствии с различными качествами уровня относительной геометрической точности диаметров и углов α_k , α_d , [121, 122].

Таблица 3.4 – Максимальные значения $\Delta\bar{p}_{\text{макс}}$ и погрешности в определении скорости и высоты полета ($V_0=41,67$ м/с, $H_0=1000$ м)

Квалитет/уровень точности	№ ПСД	$\Delta\bar{p}_{\text{макс}}$	δV (%)	δH (%)
4В/2	1	0,0014	0,070	0,006
	7	0,0013	0,065	0,005
	12	0,0013	0,065	0,005
	18	0,0015	0,075	0,007
12В/6	1	0,0496	2,512	0,433
	7	0,0474	2,399	0,413
	12	0,0431	2,179	0,375
	18	0,0528	2,676	0,461

Полученные результаты (таблица 3.4) показали, что при изготовлении ПСД возможно использовать квалитет 12В, уровень точности 6, при этом погрешность в определении высотно-скоростных параметров не превышает допустимого уровня. Изготовления ПСД в соответствии с более высоким классом точности приводит к увеличению затрат на их производство [65, 67].

3.1.2. Разработка рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров проточных приемников статического давления на основе исследования их угловых характеристик

При синтезе ПСД важной задачей является минимизация девиации их коэффициента давления, обусловленной скосами набегающего воздушного потока. Для разработки соответствующих рекомендаций разработчику проводилось моделирование угловых характеристик вариационного ряда проточных приемников статического давления с применением математической теории планирования эксперимента. При этом рассчитывались частные эффекты факторов (геометрических параметров ПСД) в анализе их парных взаимодействий.

На основе разработанных математических моделей (2.10), (2.11), (2.14), (2.15), (2.16) и (2.17) [68] были рассчитаны частные эффекты факторов моделируемых приемников в соответствии с формулами:

$$\begin{cases} \beta_i^- = 2(b_i - b_{ij}) \\ \beta_i^+ = 2(b_i + b_{ij}) \\ \beta_j^- = 2(b_j - b_{ij}) \\ \beta_j^+ = 2(b_j + b_{ij}), \end{cases} \quad (3.2)$$

где: β_i^- – частный эффект i -го фактора, когда взаимодействующий с ним j -тый фактор находится на минимальном (нижнем) уровне; β_i^+ – частный эффект i -го фактора, когда взаимодействующий с ним j -тый фактор находится на максимальном (верхнем) уровне; β_j^- – частный эффект j -го фактора, когда взаимодействующий с ним i -тый фактор находится на минимальном (нижнем)

уровне; β_j^+ – частный эффект j -го фактора, когда взаимодействующий с ним i -тый фактор находится на максимальном (верхнем) уровне.

Частные эффекты факторов, рассчитанные по формулам (3.2) приведены в таблице 17 работы [111].

Уровни факторов, при которых значение девиации коэффициента давления, обусловленной скосами набегающего воздушного потока имеет минимальное значение, даны в таблице 18 работы [111].

По результатам исследования, приведенным в таблице 18 работы [111] при изменении относительного удаления сечения отбора давления от 0,2 до 0,4 можно сделать следующие выводы:

1. Диаметр входа, коэффициент диафрагмы и относительное удаление сечения отбора давления должны иметь максимальное значение, что коррелируется с аналогичным анализом, проведенным для трехфакторной и четырехфакторной моделей [48, 98, 108]. При этом девиация коэффициента давления, обусловленная скосами набегающего воздушного потока, будет минимальной.

2. Для уменьшения девиации коэффициента давления ПСД требуется увеличение угла сужения конфузора и уменьшение угла раскрытия диффузора.

3. Что касается угла скоса потока, то его значение должно быть минимальным для достижения минимума девиации коэффициента давления ПСД. Это физически понятно, так как с ростом угла скоса потока увеличивается асимметрия обтекания области приемника, в которой выполнены отверстия отбора давления.

При изменении относительного удаления сечения отбора статического давления от 0,4 до 0,8 рекомендации по уменьшению девиации коэффициента давления приемника несколько отличаются от аналогичных рекомендаций полученных выше для случая, когда относительное удаление сечения отбора давления изменяется в пределах от 0,2 до 0,4.

Таким образом при проектировании ПСД для уменьшения девиации его коэффициента давления, обусловленной скосами воздушного потока, обязательно надо учитывать значение относительного удаления сечения отбора статического давления. Учитывая, что наиболее часто к проточным приемникам предъявляется

требование обеспечения нулевого значения коэффициента давления, можно заключить, что практически во всех случаях значение относительного удаления сечения отбора давления находится в интервале от 0,2 до 0,4 [32]. Исключение составляет случай, когда к ПСД предъявляется требование компенсации местного подпора давления в зоне его установки на фюзеляже ЛА и приемник должен иметь отрицательное значение коэффициента давления [32, 133]. Если значение коэффициента давления ПСД равно $-0,2 \dots -0,5$, то, в зависимости от значений его геометрических параметров, величина относительного удаления сечения отбора давления может попадать в интервал от 0,4 до 0,8.

В этом случае для уменьшения девиации коэффициента давления целесообразно увеличить значения угла сужения конфузора, угла раскрытия диффузора, диаметра входной части, коэффициента диафрагмы, относительного удаления сечения отбора давления. Величина угла скоса потока, как и в предыдущем случае должна быть минимальной.

Ниже приводятся графические представления влияния геометрических параметров проточного приемника статического давления на девиацию его коэффициента давления, полученные на основе математического моделирования его угловой характеристики, уравнения (2.14) и (2.15).

Зависимость девиации коэффициента давления ПСД, обусловленной углами скоса потока, от угла сужения конфузора и угла раскрытия диффузора представлена на рисунке 3.4.

Как видно из рисунка 3.4 а, характер зависимости девиации коэффициента давления от угла сужения конфузора зависит от значения относительного удаления сечения отбора давления. При малых значениях относительного удаления сечения отбора давления (диапазон от 0,2 до 0,4) величина угла сужения конфузора практически не оказывает влияние на девиацию коэффициента давления. Небольшое уменьшение значения девиации коэффициента давления (порядка $0,0025 \dots 0,0040$) при увеличении угла сужения конфузора, различимое при моделировании значительно меньше погрешности экспериментального определения коэффициента давления приемника и погрешности коэффициента

давления приемника от неточного выдерживания его геометрических параметров при изготовлении.

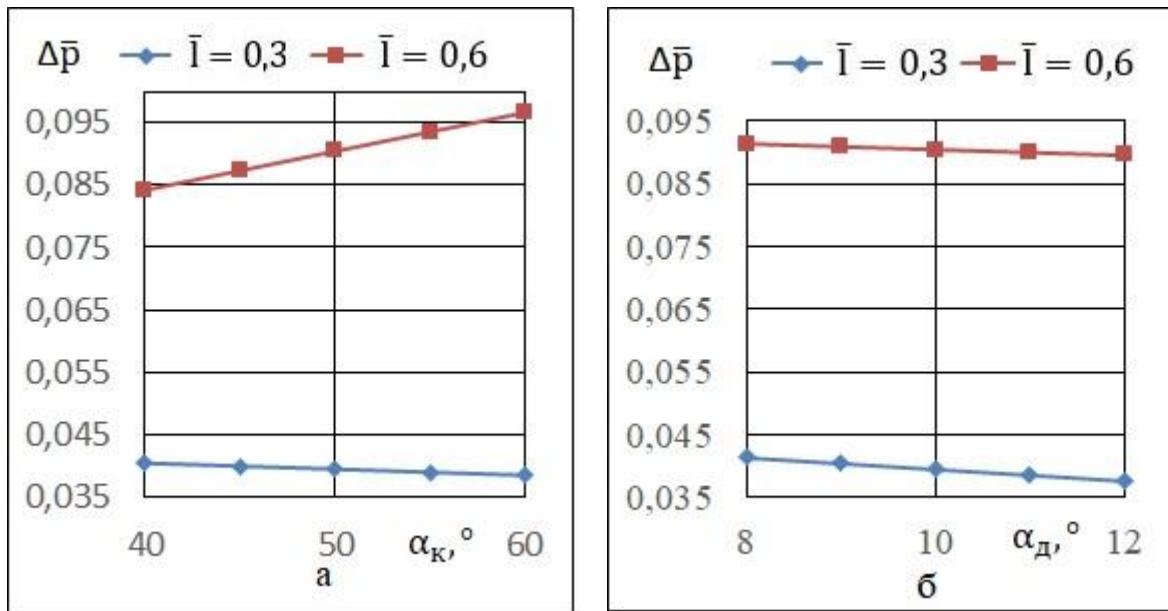


Рисунок 3.4 – Зависимость девиации коэффициента давления приемника $\Delta\bar{p}$:
а – от угла сужения его конфузора; б – от угла раскрытия диффузора

При больших значениях относительного удаления сечения отбора давления (порядка 0,5...0,8) рост величины угла сужения конфузора приводит к увеличению значения девиации коэффициента давления ПСД. Так при увеличении угла сужения конфузора с 40° до 60° градусов значение девиации коэффициента давления приемника увеличивается примерно на 0,013, что уже соизмеримо с отклонением коэффициента давления, обусловленного неточностью выдерживания его геометрических параметров.

Как видно из рисунка 3.4 б, значение угла раскрытия диффузора заметного влияния на девиацию коэффициента давления, обусловленную скосами набегающего воздушного потока не оказывает ни при каких величинах относительного удаления сечения отбора давления. Изменение коэффициента давления составляет порядка 0,003...0,005 при фиксированном значении относительного удаления сечения отбора давления, что значительно меньше изменения коэффициента давления ПСД, обусловленного допустимыми отклонениями его геометрических параметров при изготовлении. Однако, само

значение отклонения коэффициента давления ПСД сильно зависит от величины относительного удаления сечения отбора давления, так для приемника с углом раскрытия диффузора 8 градусов девиация коэффициента давления составляет 0,042 для относительного удаления сечения отбора давления 0,3 и 0,091 – для 0,6.

На рисунке 3.5 представлена зависимость девиации коэффициента давления ПСД от диаметра входной части, коэффициента диафрагмы и относительного удаления сечения отбора давления приемника.

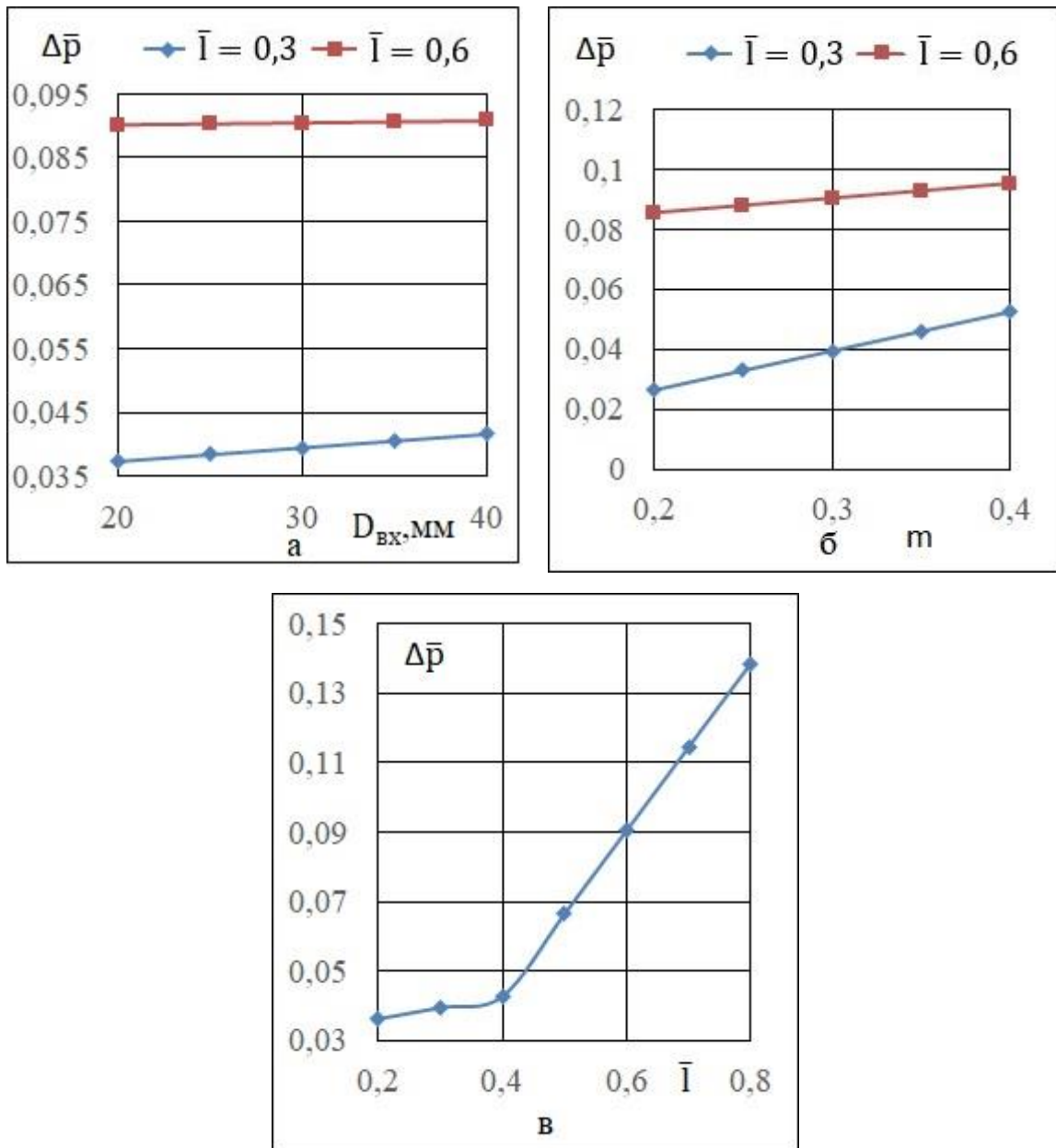


Рисунок 3.5 – Зависимость девиации коэффициента давления приемника $\Delta \bar{p}$:
 а – от диаметра входной части; б – от коэффициента диафрагмы; в – от относительного удаления сечения отбора давления приемника.

Как видно из рисунка 3.5 а, влияние диаметра входной части ПСД на девиацию коэффициента давления проточного приемника мало и зависит от значения относительного удаления сечения отбора давления, с увеличением данного значения девиация коэффициента давления уменьшается. Максимальное значение девиации коэффициента давления лежит в пределах от 0,002 до 0,005, что также не выходит за рамки вариации коэффициента давления приемника, обусловленной погрешностью изготовления ПСД.

Влияние значения коэффициента диафрагмы проточного приемника на девиацию его коэффициента давления довольно сильное и значительно зависит от величины относительного удаления сечения отбора давления. С уменьшением значения относительного удаления сечения отбора давления величина девиации коэффициента давления увеличивается. Так, если значение относительного удаления сечения отбора давления лежит в пределах от 0,2 до 0,4, девиация коэффициента давления при возрастании коэффициента диафрагмы с 0,2 до 0,4 увеличивается на 0,02...0,03. А при нахождении значения относительного удаления сечения отбора давления в пределах от 0,4 до 0,8 девиация коэффициента давления увеличивается примерно на 0,13...0,16.

Как видно из рисунка 3.5 в, влияние относительного удаления сечения отбора давления на девиацию коэффициента давления в значительной степени зависит от диапазона изменения данного параметра. Характеристика имеет два ярко выраженных участка:

1. Диапазон изменения относительного удаления сечения отбора давления от 0,20 до 0,40;
2. Диапазон изменения относительного удаления сечения отбора давления от 0,40 до 0,80.

Первый участок характеризуется относительно слабым влиянием относительного удаления сечения отбора давления на девиацию коэффициента давления. При увеличении значения рассматриваемого параметра девиация коэффициента давления приемника слабо возрастает (на 0,006...0,008 при

изменении величины относительного удаления сечения отбора давления от 0,2 до 0,4).

Второй участок зависимости (рисунок 3.5 в) характерен сильным влиянием значения относительного удаления сечения отбора давления на девиацию коэффициента давления ПСД. Как можно видеть на рисунке 3.5 в, девиация коэффициента давления увеличивается на 0,11...0,13 при увеличении относительного удаления сечения отбора давления с 0,4 до 0,8.

Точка излома характеристики (рисунок 3.5 в) находится в окрестности значения 0,4 (относительного удаления сечения отбора давления). Как показали дополнительные исследования, эта точка может смещаться в некоторых пределах (примерно от 0,37 до 0,44) в зависимости от конкретных значений геометрических параметров проточного приемника статического давления.

Важным вопросом при исследовании ПСД является нахождение сочетаний геометрических параметров приемника, девиация коэффициента давления при которых минимальна. Ниже приводится пример нахождения геометрических параметров ПСД, значения девиации коэффициента давления которых были минимальны. При этом использовались математические модели (2.10), (2.11), (2.12), (2.13), (2.14), (2.15), (2.20) и (2.21). Диапазоны изменения геометрических параметров приемников:

- угол сужения конфузторного участка ПСД от 40 до 60°;
- угол раскрытия диффузорного участка ПСД от 8 до 12°;
- диаметры входной части ПСД от 20 мм до 40 мм;
- коэффициент диафрагмы ПСД от 0,20 до 0,40;
- относительное удаление сечения отбора давления от 0,20 до 0,80;
- угол скоса набегающего потока в очереди равен 0, 5, 10, 15, 20, 25, 30 градусов;
- шаг перебора угла сужения конфузторного участка, угла раскрытия диффузорного участка ПСД равны 0,50;
- шаг перебора диаметра входной части ПСД равны 0,25;
- шаг перебора коэффициента диафрагмы ПСД равен 0,01;

- шаг перебора относительного удаления сечения отбора давления равен 0,01.

Результаты моделирования представлены в таблице 3.5.

Таблица 3.5 – Результаты поиска сочетаний геометрических параметров ПСД, девиации коэффициента давления которых минимальна

Угол скоса $\alpha_c, ^\circ$	Геометрические параметры ПСД					Значения $\Delta \bar{p}_{\text{мин}}$
	$\alpha_k, ^\circ$	$\alpha_d, ^\circ$	$D_{\text{вх}}, \text{мм}$	m	\bar{I}	
0	46	12	20	0,2	0,26	0,00003
5	58,5	12	21,75	0,21	0,23	0,00005
10	40,5	9	22	0,2	0,4	0,00009
15	40	12	20	0,2	0,2	0,00344
20	40	12	20,25	0,2	0,4	0,00030
25	40	12	21,5	0,2	0,21	0,00010
30	41	12	37	0,2	0,2	0,00007

Таким образом для ПСД с геометрическими параметрами, приведенными в таблице 3.5, относительная погрешность, рассчитанная по формулам (1.13) и (1.15), в определении: скорости полета находится в пределах 0...0,2 %; высоты полета находится в пределах 0...0,08 %.

При решении задачи назначения допусков на геометрические параметры приемников с использованием метода статистических испытаний были приняты следующие ограничения:

- допуск на углы сужения конфузорного участка α_k и раскрытия диффузорного участка α_d ПСД от 0,1 до 3,5 °;
- допуск на диаметры входной и узкой частей $D_{\text{вх}}, D_y$ и сечения отбора давления D_x от 0,005 до 1,50 мм.
- число испытаний 3000;
- число разбиений 10;
- высота полета для вычисления ее погрешности равна 1000 м;
- скорость полета для вычисления ее погрешности равна 69,44 м/с;
- угол скоса набегающего воздушного потока от 5 до 30 градусов.

В таблице 4 работы [112] приведены различные диапазоны допустимых изменений геометрических параметров проточных приемников и соответствующие им значения девиации коэффициента давления.

Максимальные значения девиации коэффициента давления моделируемых приемников при различных допусках на геометрические параметры ПСД и значениях угла скоса набегающего воздушного потока, полученные в процессе реализации вычислительных экспериментов (метод статистических испытаний), приведены в таблице 3.6. Здесь под девиацией понимается отклонение значения коэффициента давления приемника, обусловленное скосом набегающего воздушного потока от его значения при отсутствии скоса потока.

Таблица 3.6 – Максимальные значения девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}_{\text{мак}}^*$ при различных диапазонах изменения допусков на геометрические параметры ПСД ($\cdot 10^{-3}$)

№ эксперимента	Угол скоса набегающего воздушного потока $\alpha_c, ^\circ$											
	5	6	8	10	12	15	17	20	22	25	27	30
1	0,6	0,4	0,2	0,3	0,6	1,0	1,3	1,7	2,0	2,5	2,7	3,1
2	2,7	2,1	0,7	1,4	2,4	4,5	5,9	7,8	9,5	11,4	12,8	14,7
3	2,7	2,0	0,8	1,5	2,7	4,8	6,3	8,1	10,1	12,3	14,1	15,5
4	3,3	2,6	2,1	3,4	5,2	8,6	10,9	14,0	16,1	19,7	20,1	23,0
5	6,4	5,1	3,4	5,7	8,7	14,5	18,2	23,2	29,8	33,6	38,3	42,6
6	6,6	5,6	4,4	6,6	11,2	18,3	20,5	28,4	33,8	39,3	42,7	48,9
7	10,4	10,4	11,9	18,3	24,7	34,0	45,4	60,4	66,2	84,0	85,6	96,9
8	14,4	15,9	21,2	28,3	44,8	61,6	75,8	94,9	107,1	135,0	150,5	162,8
9	18,9	21,5	32,7	44,3	61,3	85,3	111,2	141,1	146,3	171,1	194,6	220,4
10	36,6	36,9	39,3	68,6	89,0	144,4	157,6	224,0	254,5	323,0	361,8	363,8

Зависимость максимальных значений девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}_{\text{мак}}^*$ от угла скоса потока α_c проточных ПСД представлена на рисунке 3.6.

По данным, приведенным в таблице 3.6, и графикам (рисунок 3.6) видно, что девиация коэффициента давления проточных ПСД нелинейно зависит от угла скоса набегающего воздушного потока. При достаточно малых значениях угла скоса

потока (до 8 градусов), девиация коэффициента давления уменьшается с увеличением угла скоса потока.

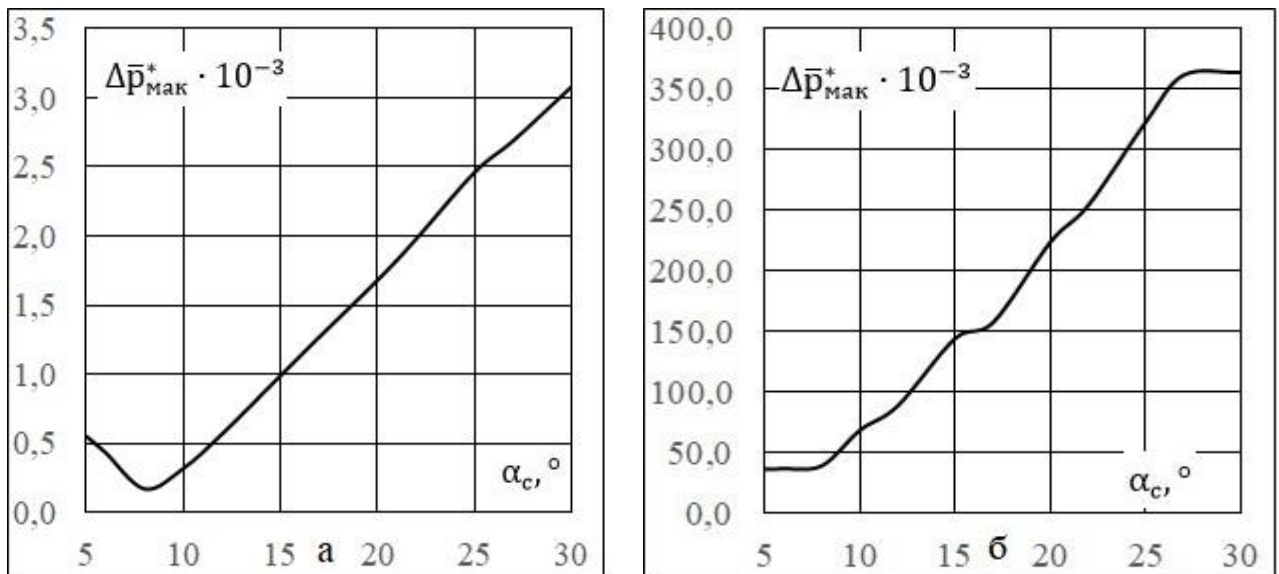


Рисунок 3.6 – Зависимость максимальных значений девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}_{\text{макс}}^*$ от угла скоса потока α_c : а – эксперимент № 1; б – эксперимент № 10

По результатам проведенных исследований проточных ПСД, в части влияния углов скоса набегающего воздушного потока на девиацию коэффициента давления приемников можно сделать следующие основные выводы:

1. Влияние скоса потока на девиацию коэффициента давления ПСД в значительной степени определяется геометрическими параметрами приемника, что хорошо согласуется с результатами исследований угловых характеристик приемников полного давления (влияние геометрии входной части канала полного давления), представленными в монографии [95].

2. Уменьшение девиации коэффициента давления проточного приемника, обусловленной скосами набегающего воздушного потока, может быть достигнуто с помощью выбора, прежде всего, таких геометрических параметров ПСД, как коэффициент диафрагмы и относительное удаление сечения отбора давления, так как именно эти параметры и оказывают максимальное влияние на коэффициент давления приемника, а, следовательно, и на его девиацию.

Разработанные на основе проведенных исследований рекомендации разработчику по выбору геометрических параметров ПСД на первоначальном этапе разработки приведено в заключительном разделе 3.3 настоящей главы диссертационного исследования.

3.2. Разработка рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров приемников статического давления с наружной обтекаемой поверхностью и двумя контурами компенсации аэродинамической погрешности (на первоначальном этапе разработки)

3.2.1. Разработка рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров приемников статического давления с наружной профилированной поверхностью на основе исследования их скоростных характеристик

Выше были приведены результаты моделирования приемников статического давления с внутренней профилированной поверхностью, основными носителями которых являются вертолеты и другие ЛА, скорости полета которых не превышают 350...400 км/ч. Приемники, у которых отбор статического давления производится с внешней обтекаемой поверхности, являются более универсальными и могут работать в широком диапазоне дозвуковых воздушных скоростей.

Автором был промоделирован вариационный ряд приемников с наружной профилированной поверхностью, геометрические параметры которых приведены в таблице 1 работы [113]. Геометрические параметры приемников выбрались из условий соответствия серийным ПСД и возможности определения влияния каждого из них на коэффициент давления.

Полученные скоростные характеристики приемников при различных значениях высоты полета и отсутствии скоса потока воздуха приведены в таблицах 2-7 работы [113].

На рисунке 3.7 представлены скоростные характеристики приемников № 13, № 25, № 31 и № 40 (таблица 1 работы [113]) при различных значениях высоты полета.

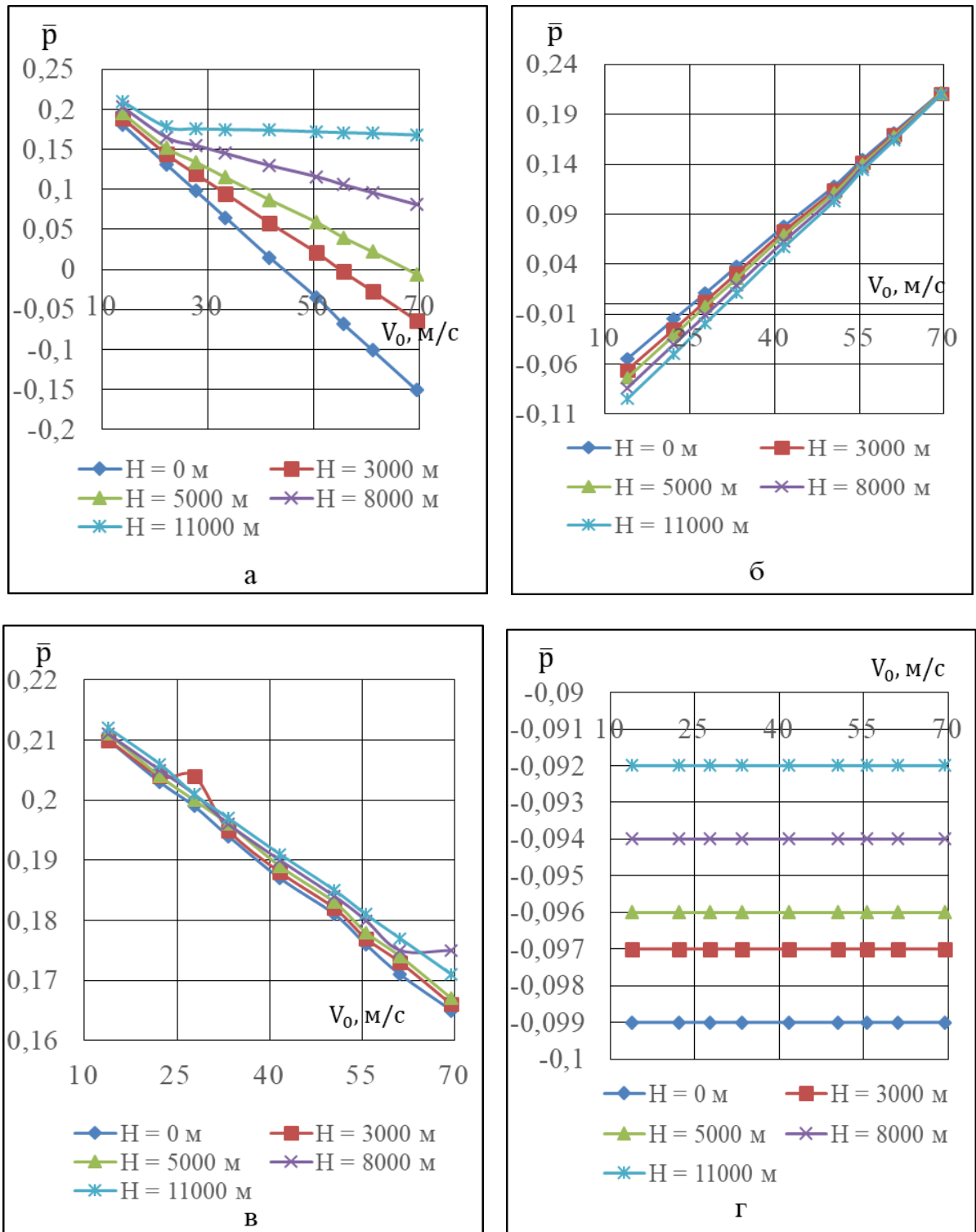


Рисунок 3.7 – Скоростные характеристики при различных значениях высоты полета приемника: а – приемник № 13; б – приемник № 25; в – приемник № 31; г – приемник № 40

В результате анализа полученных результатов (таблицы 2-7 работы [113] и рисунок 3.7) можно сделать следующие выводы:

- при увеличении скорости набегающего воздушного потока коэффициент давления, при отборе статики из различных сечений на профилированном участке, может как увеличиваться, так и уменьшаться, что необходимо учитывать при компенсации аэродинамической погрешности. Градиент изменения коэффициента давления положителен для ПСД № 2, № 25, № 39, № 42 и отрицателен для остальных ПСД кроме ПСД № 40 и № 48. Градиент изменения коэффициента давления близок к нулю для ПСД № 40 и № 48;

- с ростом высоты полета коэффициент давления ПСД с наружной профилированной поверхностью увеличивается для всех приемников кроме ПСД № 25, № 31 и № 39. Градиент изменения коэффициента давления практически равен нулю для ПСД № 31 (рисунок 3.7 в).

Для определения влияния каждого из геометрических параметров ПСД с наружной профилированной поверхностью на величину девиации его коэффициента давления \bar{p} были определены коэффициенты уравнения точности:

$$\Delta \bar{p} = A_1 \Delta D_{\text{вх}} + A_2 \Delta D_{\Gamma} + A_3 \Delta L + A_4 \Delta L_x, \quad (3.3)$$

где A_1, A_2, A_3, A_4 – коэффициенты влияния соответствующих геометрических параметров на девиацию коэффициента давления.

Коэффициенты влияния геометрических параметров A_1, A_2, A_3 и A_4 являются частными производными функции девиации коэффициента давления по соответствующим параметрам. Значения коэффициентов выражения (3.3) для четырех выбранных выше приемников (таблица 1 работы [113]), рассчитанные при различных значениях высоты полета и отсутствии скоса потока воздуха, приведены в таблицах 8-13 работы [113].

Ниже приводится иллюстрация влияния геометрических параметров на девиацию коэффициента давления некоторых ПСД с наружной профилированной поверхностью, обусловленную изменением скорости набегающего воздушного потока.

Зависимость девиации коэффициента давления приемника от диаметров входного участка $D_{\text{вх}}$ и гофров $D_{\text{г}}$ показана на рисунке 3.8.

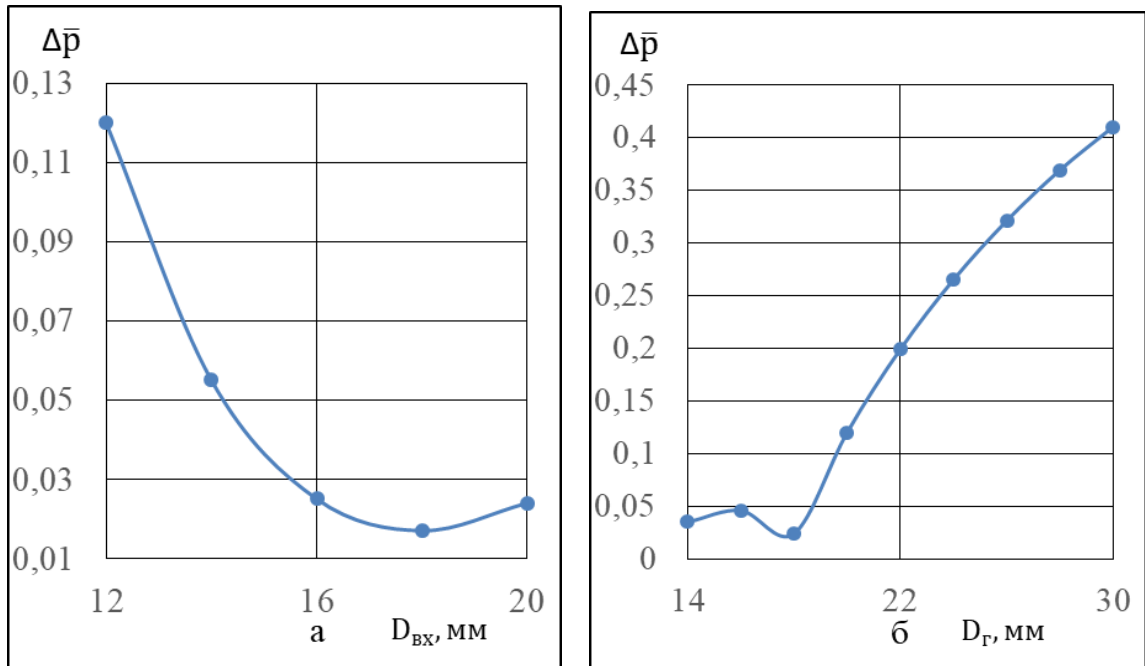


Рисунок 3.8 – Зависимость девиации коэффициента давления приемника:

а – от диаметра входного участка $D_{\text{вх}}$ ($D_{\text{г}} = 20$ мм, $L = 70$ мм, $L_{\text{х}} = 10$ мм); б – от диаметра гофров $D_{\text{г}}$ ($D_{\text{вх}} = 12$ мм, $L = 70$ мм, $L_{\text{х}} = 10$ мм)

Уменьшение значения девиации коэффициента давления приемника при увеличении диаметра входного участка объясняется уменьшением утолщения профилированного участка ПСД, равным отношению $D_{\text{г}}/D_{\text{вх}}$. Очевидно, что наибольшая инвариантность коэффициента давления достигается в случае гладкого приемника ($D_{\text{г}}/D_{\text{вх}}=1$).

Зависимость девиации коэффициента давления от диаметра гофров коррелируется с зависимостью, представленной на рисунке 3.8 б. Чем больше утолщение профилированного участка приемника, тем больше девиация его коэффициента давления. Аналогичная ситуация характерна для всех остальных ПСД.

Таким образом, для уменьшения $\Delta\bar{p}$ следует уменьшать отношение диаметров $D_{\text{г}}/D_{\text{вх}}$. Однако, минимальное значение утолщения профилированного участка определяется требуемой величиной коэффициента давления ПСД, к

которому, например, предъявляется требование аэродинамической компенсации местного подпора давления в зоне его установки.

Зависимость девиации коэффициента давления приемника от длины профилированного участка L и от удаления сечения отбора давления от начала профилированного участка L_x показана на рисунке 3.9.

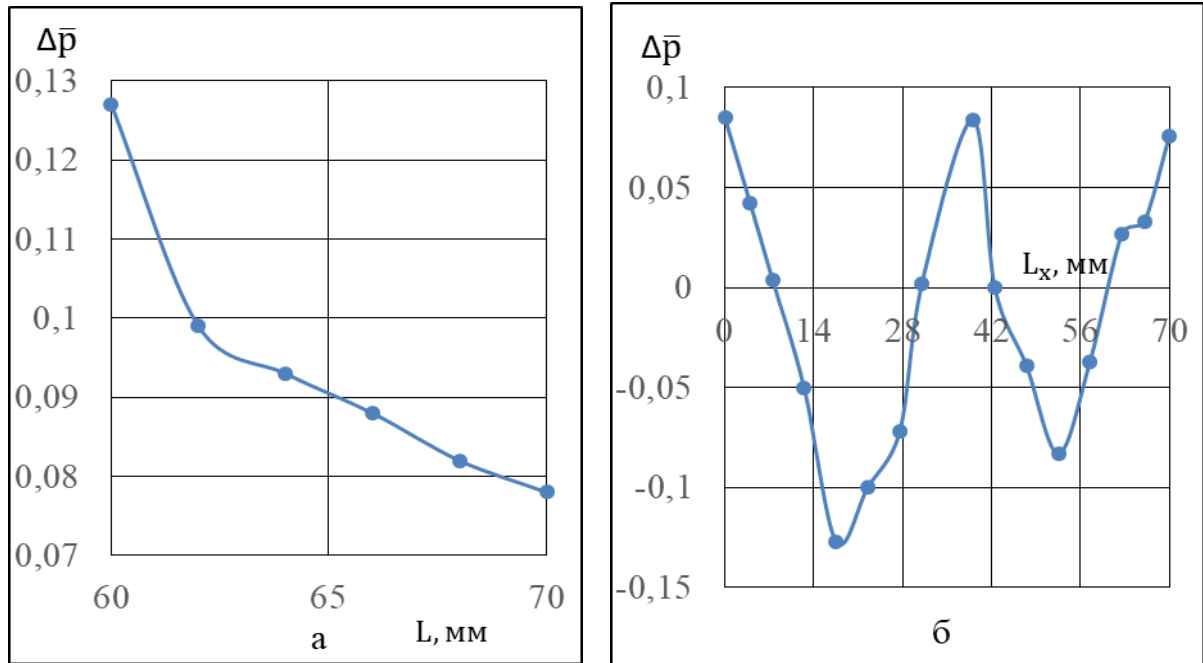


Рисунок 3.9 – Зависимость девиации коэффициента давления приемника:
 а – от длины профилированного участка L ($D_{\text{вх}} = 12$ мм, $D_{\text{г}} = 18$ мм, $L_x = 15$ мм);
 б – от удаления сечения отбора давления от начала профилированного участка L_x
 ($D_{\text{вх}} = 12$ мм, $D_{\text{г}} = 18$ мм, $L = 70$ мм)

Уменьшение $\Delta \bar{p}$ с увеличением L можно объяснить тем, что при этом уменьшаются углы сужения и расширения потока, обтекающего наружную поверхность ПСД, а следовательно, и суммарный коэффициент его гидравлического сопротивления. В работе [39] показано, что чем больше коэффициент гидравлического сопротивления протока приемника, тем больше девиация его коэффициента давления, обусловленная изменением скорости набегающего воздушного потока, так как величина коэффициента гидросопротивления существенно зависит от скорости обтекания поверхности ПСД.

Используя рисунок 3.9 б можно ориентироваться при выборе сечения отбора давления исходя из заданных значений коэффициента давления ПСД и его девиации. Нетрудно заметить, что распределение девиации коэффициента давления по длине профилированного участка в значительной степени коррелируется с аналогичным распределением коэффициента давления.

Анализируя данные (таблицы 1-13 работы [113], рисунки 3.8 и 3.9) можно сделать выводы:

1. Коэффициенты влияния геометрических параметров ПСД на его коэффициент давления зависят от скорости и высоты полета.

2. Коэффициенты влияния геометрических параметров A_1, A_2, A_3 и A_4 зависят в большей степени от номинальных значений геометрических параметров ПСД с наружной профилированной поверхностью. Особенно характерно это для коэффициентов A_1 и A_3 .

3. Коэффициенты влияния геометрических параметров A_1, A_2, A_3 и A_4 зависят в меньшей степени от скорости полета.

Распределения статического давления по профилированному участку непроточных ПСД при разных значениях амплитуды гофров \bar{d} представлены на рисунках 3.10-3.13.

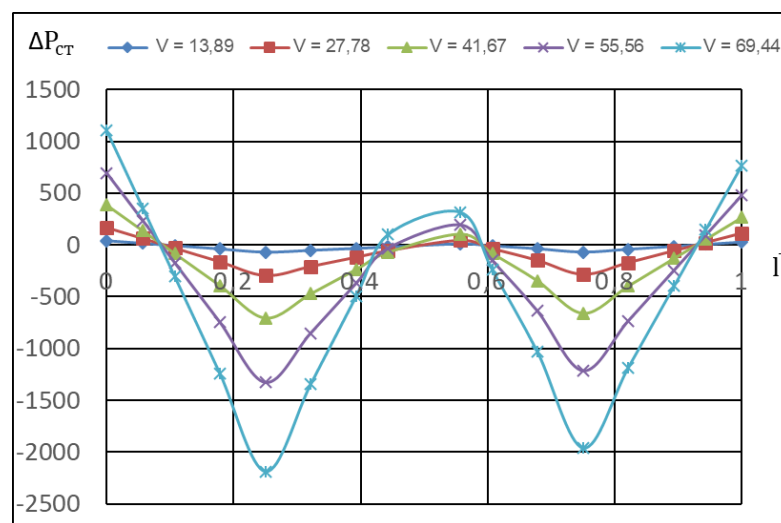


Рисунок 3.10 – Распределения статического давления по профилированному участку непроточных ПСД при $\bar{d} = 0,600$

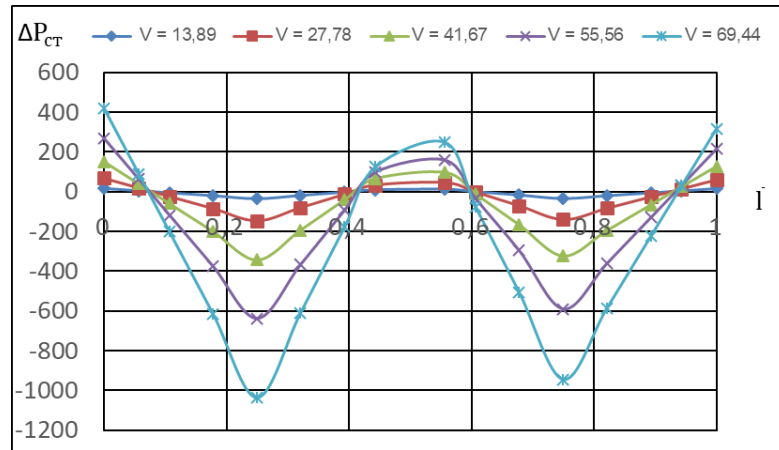


Рисунок 3.11 – Распределения статического давления по профилированному участку непроточных ПСД при $\bar{d} = 0,750$

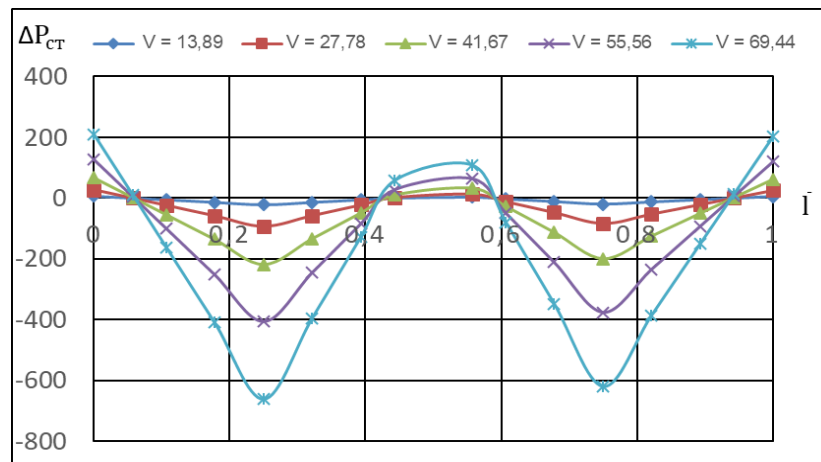


Рисунок 3.12 – Распределения статического давления по профилированному участку непроточных ПСД при $\bar{d} = 0,857$

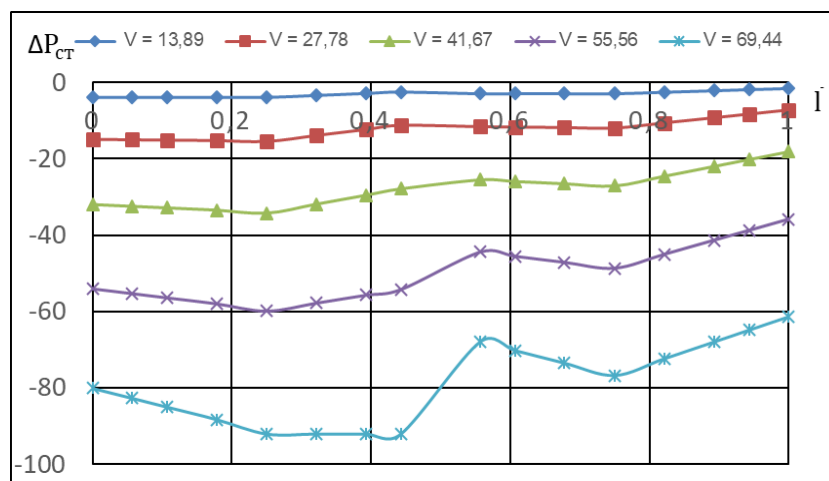


Рисунок 3.13 – Распределения статического давления по профилированному участку непроточных ПСД при $\bar{d} = 1,000$

По графикам (рисунки 3.10-3.13) видно, что изменение скорости потока обуславливает изменение статического давления в зоне расположения отверстий отбора «статики» в ПСД. На профилированном участке имеется четыре сечения, в которых статическое давление практически инвариантно к скорости набегающего воздушного потока ($\bar{I} = 0,071$, $\bar{I} = 0,414$, $\bar{I} = 0,586$ и $\bar{I} = 0,929$).

Автором было проведено моделирование вариационного ряда приемников с целью определения возможных сочетаний значений геометрических параметров приемников с наружной профилированной поверхностью, девиация коэффициента давления которых практически равна нулю (предельное значение было задано равным 0,00001). То есть, по сути дела, речь идет о приемниках коэффициент давления которых инвариантен к скорости набегающего воздушного потока. Поиск производился для следующих диапазонов изменения геометрических параметров приемника:

- диаметр входного участка от 12 мм до 22 мм;
- диаметр гофров от 14 мм до 30 мм;
- длина профилированного участка от 60 мм до 70 мм;
- шаг перебор диаметра входного участка равен 1 мм;
- шаг перебора диаметра гофров равен 1 мм;
- шаг перебора длины профилированного участка 1 мм;
- шаг перебора удаления сечения отбора давления 1 мм;
- высота полета равна 0 м;
- угол скоса потока воздуха равен 0 градусов;
- заданная девиация коэффициента давления равна 0,00001.

Результаты поиска представлены в таблице 3.7. При этом самое минимальное значение минимальное значение $\Delta\bar{r} = 2,10 \cdot 10^{-7}$ (ПСД № 6 в таблице 3.7).

Результаты моделирования, приведённые в таблице 3.7, показали, что приемники с наружной профилированной поверхностью могут быть инвариантны к скорости набегающего воздушного потока (максимальное значение девиации коэффициента давления ПСД не превышает 0,00001, что соответствует максимальной относительной погрешности по скорости потока 0,0005%, а по

высоте 0,0004%). Единственным ограничением при этом является то, что коэффициент давления ПСД равен нулю, либо незначительно отличается от нуля. Следовательно, данная инвариантность не распространяется на приемники с аэродинамической компенсацией (коэффициент давления положителен или отрицателен и его значение отличается от нуля более, чем на 0,01...0,03).

Таблица 3.7 – Результаты поиска сочетаний геометрических параметров ПСД, девиация коэффициента давления которых не превышает 0,00001

№ ПСД	Геометрические параметры ПСД				Значения $\Delta\bar{p}$
	$D_{\text{вх}} \cdot 10^{-3}$ м	$D_{\text{г}} \cdot 10^{-3}$ м	$L \cdot 10^{-3}$ м	$L_{\text{х}} \cdot 10^{-3}$ м	
1	21	23	60	12,5	$8,75 \cdot 10^{-6}$
2	22	23	61	13,5	$7,92 \cdot 10^{-6}$
3	16	18	61	19,5	$9,23 \cdot 10^{-6}$
4	21	25	61	28,5	$9,88 \cdot 10^{-6}$
5	19	21	63	21,5	$7,63 \cdot 10^{-6}$
6	15	17	64	0,5	$2,10 \cdot 10^{-7}$
7	19	28	64	2,5	$8,41 \cdot 10^{-6}$
8	20	21	64	12,5	$6,01 \cdot 10^{-6}$
9	20	22	64	36,5	$7,36 \cdot 10^{-6}$
10	22	25	66	20,5	$7,00 \cdot 10^{-6}$
11	17	18	66	32,5	$4,74 \cdot 10^{-6}$
12	21	23	68	61,5	$7,75 \cdot 10^{-6}$
13	18	22	69	4,5	$1,92 \cdot 10^{-6}$
14	13	21	69	64,5	$6,23 \cdot 10^{-6}$
15	22	23	70	15,5	$1,10 \cdot 10^{-6}$
16	14	15	70	29,5	$1,05 \cdot 10^{-6}$

Очевидно, что при увеличении заданной девиации коэффициента давления, число сочетаний геометрических параметров ПСД с наружной профилированной поверхностью возрастает, так для заданной девиации коэффициента давления 0,00005 и 0,0001, число возможных сочетаний геометрических параметров ПСД равно 85 и 275 соответственно.

С помощью разработанного во второй главе настоящего исследования была рассчитана девиация коэффициента давления некоторых ПСД с наружной профилированной поверхностью (рисунки 3.14 и 3.15).

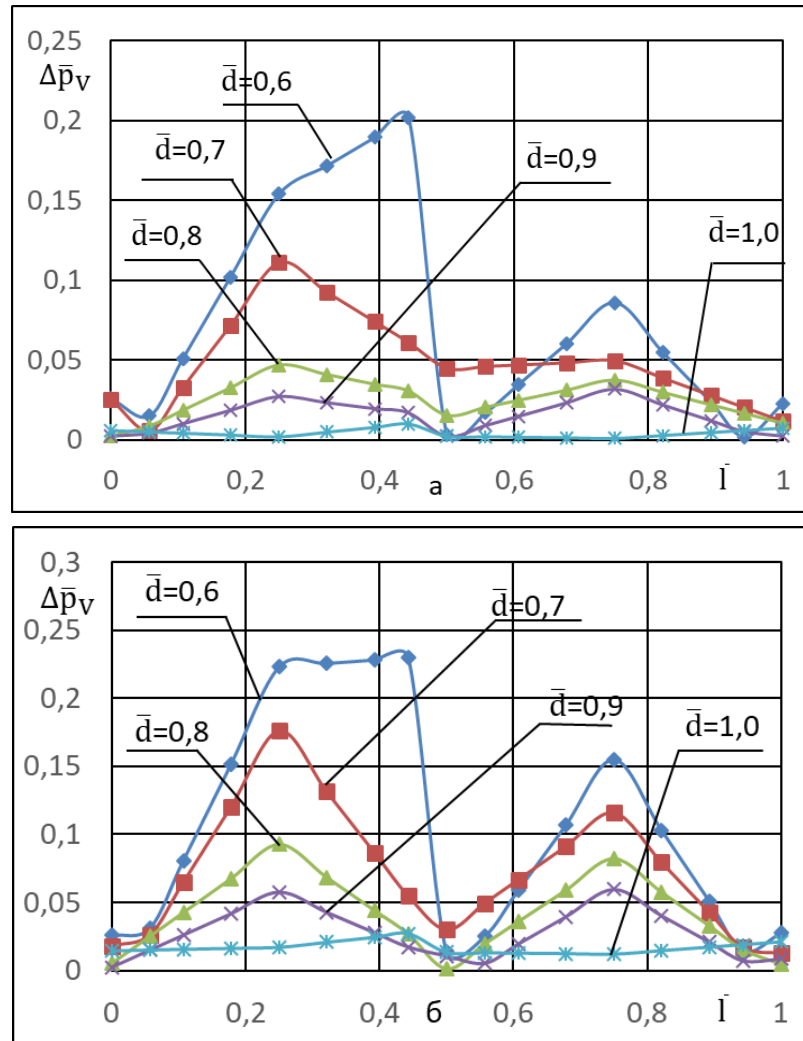


Рисунок 3.14 – Зависимость девиации коэффициента давления непроточных ПСД, обусловленной изменением скорости потока, от координат сечения отбора давления \bar{l} при различных значений амплитуды гофров \bar{d} : а – $H = 0, \alpha_c = 0$; б – $H = 11000 \text{ м}, \alpha_c = 0$

По рисунку 3.14 можно отметить, что девиация коэффициента давления, обусловленная изменением скорости потока значительно превышает погрешности экспериментального определения коэффициента давления ПСД, за исключением больших значений амплитуды гофров \bar{d} ($\bar{d} = 1$ – гладкий приемник, $\bar{d} = 0,8 \dots 0,9$). Наибольшее влияние на девиацию коэффициента давления имеет амплитуда гофров. Так при уменьшении амплитуды гофров на 0,1 девиация коэффициента давления увеличивается на 0,07...0,170. Наименьшая девиация коэффициента давления достигается при выполнении отверстий отбора давления «статики» для

координат: $\bar{I} = 0 \dots 0,100$, $\bar{I} = 0,390 \dots 0,650$ и $\bar{I} = 0,900 \dots 1,000$. При отборе «статики» с второго компенсационного контура девиация коэффициента давления уменьшается в 1,5...2 раза. Влияния высоты полета на девиацию коэффициента давления незначительно и не превышает погрешности экспериментального определения коэффициента давления ПСД.

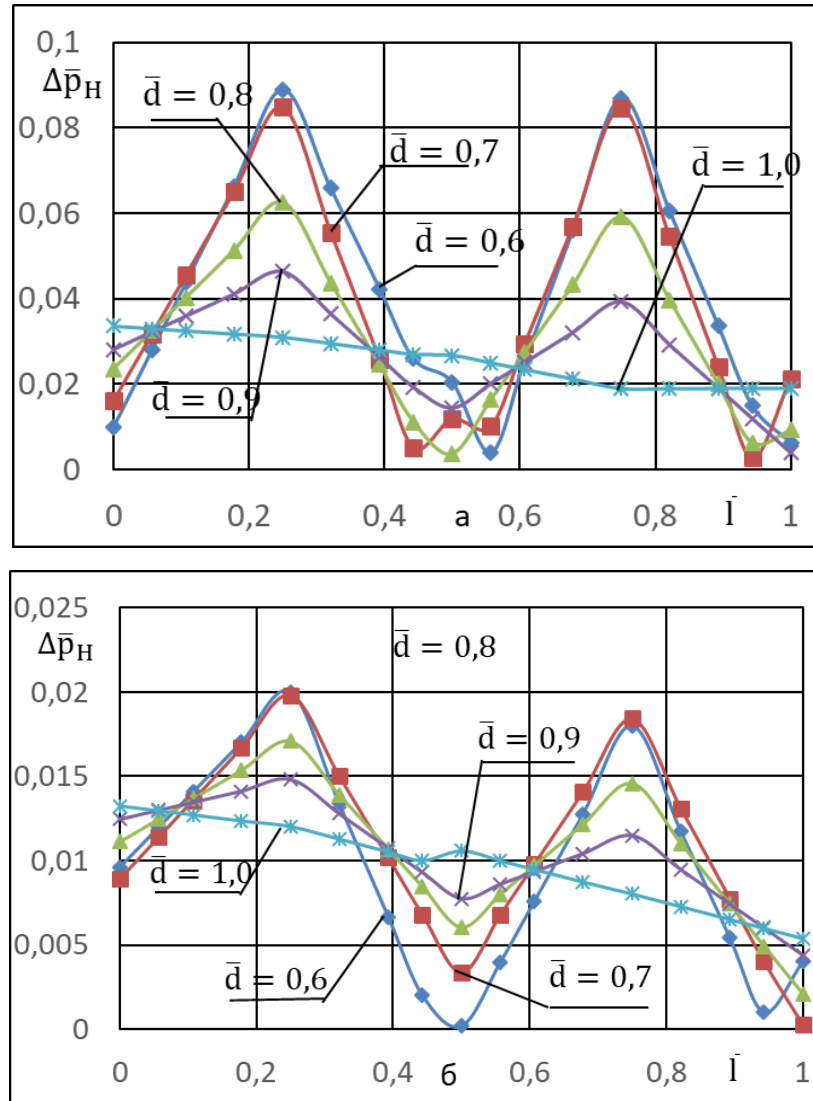


Рисунок 3.15 – Зависимость девиации коэффициента давления непроточных ПСД, обусловленной изменением высоты полета, от координат отбора давления при разных значениях \bar{d} : а – $\alpha_c = 0, V = 13,89$ м/с; б – $\alpha_c = 0, V = 69,44$ м/с

По рисунку 3.15 можно отметить, что девиация коэффициента давления, обусловленная изменением высоты полета в значительной степени зависит от скорости потока и от амплитуды гофров. Значения девиации коэффициента

давления большей частью не превышают погрешности экспериментального определения коэффициента давления ПСД ($\pm 0,05$). Исключение составляют малые скорости потока (порядка 13...20 м/с), при которых девиация коэффициента давления достигает значений 0,045...0,09. С уменьшением амплитуды гофров девиация коэффициента давления увеличивается и с уменьшением амплитуды гофров на 0,1 девиация коэффициента давления возрастает на 25...30%. Максимальная девиация коэффициента давления обеспечивается при отборе статического давления с профилированной поверхности в зонах изменения относительной координаты сечения отбора давления \bar{I} : 0...0,08; 0,37...0,68 и 0,90...1,00.

В качестве примера рассмотрим статистическое моделирование некоторого вариационного ряда непроточных приемников статического давления.

При решении задачи назначения допусков на геометрические параметры приемников с использованием метода статистических испытаний были приняты следующие ограничения:

- допуск на диаметры входного участка ($D_{вх}$), гофров (D_r) от 0,0025 до 1,50 мм;
- допуск на длину профилированного участка (L) и удаление сечения отбора давления от начала профилированного участка (L_x) от 0,0025 до 1,50 мм;
- число испытаний 3000;
- число разбиений 10;
- высота полета для вычисления ее погрешности равна 1000 м;
- скорости полета для вычисления ее погрешности равна 15 м/с;
- угол скоса воздушного потока равен 0° .

Максимальные значения девиации коэффициента давления моделируемых приемников при различных допусках на геометрические параметры ПСД, полученные в процессе реализации вычислительных экспериментов (метод статистических испытаний), приведены в таблице 1 работы [114]. Здесь под девиацией понимается отклонение значения коэффициента давления приемника,

обусловленное изменением скорости набегающего воздушного потока в диапазоне от 13,89 до 69,44 м/с.

При проектировании приемников можно приблизительно ориентироваться на данные (таблица 1 работы [114]), при этом следует иметь в виду, что в ней представлены предельные значения $\Delta\bar{p}$, вероятность достижения которых мала, особенно учитывая тот факт, что изготовление приемников относится к мелкосерийному производству.

По результатам проведенного моделирования (таблица 1 работы [114]) можно сделать выводы:

- максимальное значение девиации коэффициента давления приемника с профилированной поверхностью увеличивается с увеличением допустимого отклонения его геометрических параметров;

- при выше приведенных исходных ограничениях на значения допусков на геометрические параметры ПСД максимальное девиации коэффициента давления составляет 0,00020...0,59034;

- при достаточно малых допусках на изменение диаметров входной части, узкой части и сечения отбора давления от 0,0025 до 0,200 мм максимальное значение девиации коэффициента давления составляет 0,00020...0,01622, при этом реально возможные отклонения значений данных параметров, обусловленные технологией изготовления ПСД, могут составлять 0,100...0,500 мм.

Распределения вероятности девиации коэффициента давления приемников в экспериментах (таблица 1 работы [114]) представлены на рисунках 2-16 работы [114].

Погрешности в определении высоты и скорости полета в экспериментах (таблица 1 работы [114]) при высоте $H = 1000$, скорости $V = 15$ м/с приведены в таблицах 2-16 работы [114].

Как следует из представленного выше исследования, распределение вероятностей девиации коэффициента непроточных приемников статического давления подчиняется закону экспоненциального распределения. Как показали результаты моделирования, вероятность того, что при изготовлении приемника с

допусками (таблица 1 работы [114]) девиация коэффициента давления будет меньше половины ее максимального значения составляет 85...95% и более. При этом погрешность в определении: скорости полета находится в пределах 0,01...16,05%; высоты полета в пределах 0,0061...0,33%.

Рассмотрим применение метода наихудшего случая для управления девиацией коэффициента давления, которая возникает вследствие отклонений его геометрических параметров от их номинальных значений применительно к приемникам с наружной профилированной поверхностью №1, №6, №11 и №16 (таблица 1 работы [113]).

В таблице 3.8 представлены максимальные значения девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}_{\text{мак}}$ и погрешность в определении скорости и высоты полета для выдерживания размеров $D_{\text{вх}}$, $D_{\text{г}}$, L и $L_{\text{х}}$ в соответствии с различными квалитетами уровня относительной геометрической точности без учета скоса потока воздуха [121, 122].

Таблица 3.8 – Максимальные значения $\Delta\bar{p}_{\text{мак}}$ и погрешности в определении скорости и высоты полета ($V_0 = 41,67$ м/с, $H_0 = 1000$ м)

Квалитет	№ ПСД	$\Delta\bar{p}_{\text{мак}}$	δV (%)	δH (%)
4В	1	0,0001	0,005	0,006
	6	0,0001	0,006	0,005
	11	0,0002	0,012	0,004
	16	0,0003	0,014	0,004
12В	1	0,0035	0,177	0,025
	6	0,0046	0,229	0,034
	11	0,0094	0,473	0,077
	16	0,011	0,551	0,091

Полученные результаты (таблица 3.8) показали, что при изготовлении ПСД возможно использовать квалитет 12В, при этом погрешность в определении высотно-скоростных параметров не превышает допустимого уровня. Изготовления ПСД в соответствии с более высоким классом точности приводит к увеличению затрат на их производство.

3.2.2. Разработка рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров приемников статического давления с наружной профилированной поверхностью на основе исследования их угловых характеристик

Для определения влияния каждого из геометрических параметров ПСД с наружной профилированной поверхностью на величину коэффициента давления \bar{p} при наличии схода набегающего воздушного потока были определены коэффициенты уравнения точности (3.3). Коэффициенты влияния геометрических параметров A_1, A_2, A_3 и A_4 являются частными производными функции девиации коэффициента давления по соответствующим параметрам. Значения коэффициентов выражения (3.3) для 4 приемника (таблица 1 работы [113]), рассчитанные при нулевом значении высоты полета и различных значениях угла схода потока и скоростях полета, приведенные в таблицах 15-17 работы [113].

Наглядное представление результатов исследования представлено на рисунках 3.16 и 3.17.

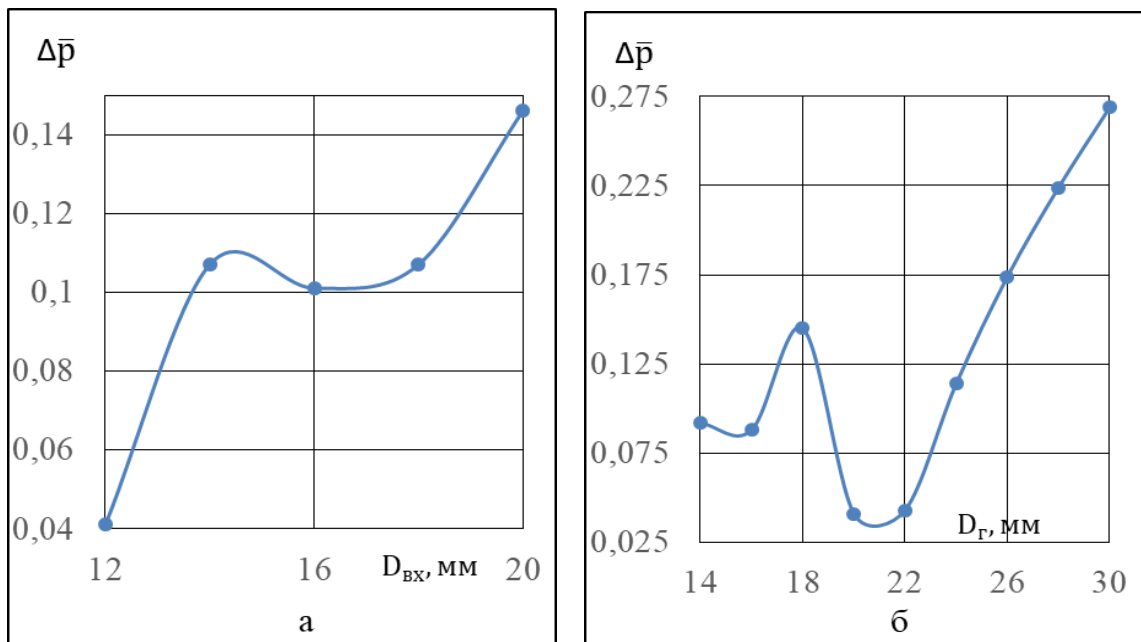


Рисунок 3.16 – Зависимость девиации коэффициента давления приемника:
а – от диаметра входного участка $D_{вх}$ ($D_{г} = 20$ мм, $L = 70$ мм, $L_x = 10$ мм, $V = 69,44$ м/с, $\alpha_c = 20^\circ$); б – от диаметра гофров $D_{г}$ ($D_{вх} = 12$ мм, $L = 70$ мм, $L_x = 10$ мм, $V = 69,44$ м/с, $\alpha_c = 20^\circ$)

Зависимость девиации коэффициента давления приемника от диаметров входного участка $D_{вх}$ и гофров D_g показана на рисунке 3.16.

Как видно из рисунка 3.16 а, девиация коэффициента давления возрастает с увеличением утолщения профилированного участка приемника. Здесь мы видим обратную тенденцию по сравнению с предыдущим исследованием, в котором выявлялась зависимость девиации коэффициента давления ПСД, обусловленной изменением скорости потока, от утолщения профилированного участка.

В связи с этим можно предположить, что для функциональной зависимости девиации коэффициента давления ПСД от двух переменных (скорости и угла скоса потока) существует точка и некоторая область предельно малых значений $\Delta\bar{r}$. Это может быть учтено при проектировании приемников. Однако, при этом следует также учитывать и указанное в техническом задании значение коэффициента давления, которое и определяет требуемое утолщение профилированного участка.

Принципиально возможно и следующее решение. Амплитуда гофров выбирается из условия обеспечения минимальной девиации коэффициента давления ПСД, а восстановление требуемого значения коэффициента давления будет производиться в вычислителе за счет простого введения поправочного коэффициента. В данном случае повышение точности при измерении высотно-скоростных параметров обеспечивается значительно проще, по сравнению с необходимостью получения зависимости корректирующего коэффициента от скорости потока при выборе величины амплитуды гофров, отличной от оптимального значения.

Как видно из рисунка 3.16 б, зависимость девиации коэффициента давления, обусловленной скосами потока, от диаметра гофров имеет два минимума: первый минимум соответствует почти гладкому приемнику с минимальным утолщением профилированного участка (амплитуда гофров около 0,8), второй – приемнику с большим утолщением профилированного участка (амплитуда гофров порядка 0,55). Аналогичная зависимость наблюдается для приемников с иными геометрическими параметрами. Полученными результатами можно

руководствоваться для достижения максимально возможной инвариантности коэффициента давления ПСД к скосам воздушного потока.

Зависимость девиации коэффициента давления приемника от длины профилированного участка L показана на рисунке 3.17.

Как видно из представленного графика (рисунок 3.17), изменение длины профилированного участка (около 15%) приводит лишь к незначительному изменению девиации коэффициента давления (порядка 0,01...0,02).

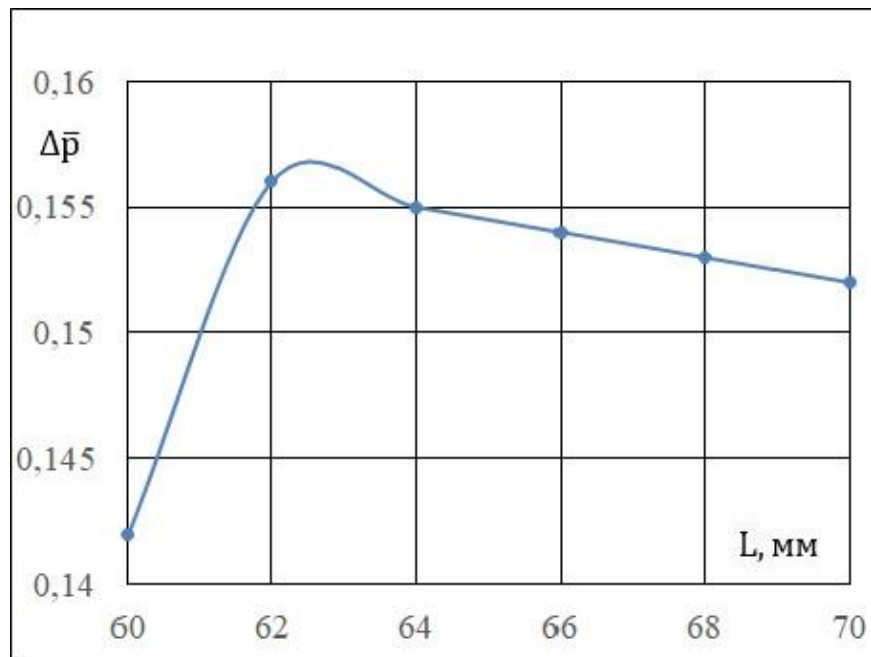


Рисунок 3.17 – Зависимость девиации коэффициента давления приемника от длины профилированного участка L ($D_{вх} = 12$ мм, $D_{г} = 18$ мм, $L_x = 15$ мм, $V = 69,44$ м/с, $\alpha_c = 20^\circ$)

Зависимость девиации коэффициента давления приемника от удаления сечения отбора давления от начала профилированного участка L_x показана на рисунке 3.18.

Как видно из представленного графика (рисунок 3.18), девиация коэффициента давления, обусловленная скосом набегающего воздушного потока значительно превышает погрешность экспериментального определения коэффициента давления ПСД.

Девияция коэффициента давления в значительной мере зависит от амплитуды гофров и уменьшается при уменьшении значения амплитуды гофров. Максимальное значение девияции коэффициента давления соответствует гладкому приемнику ($\bar{d} = 1$).

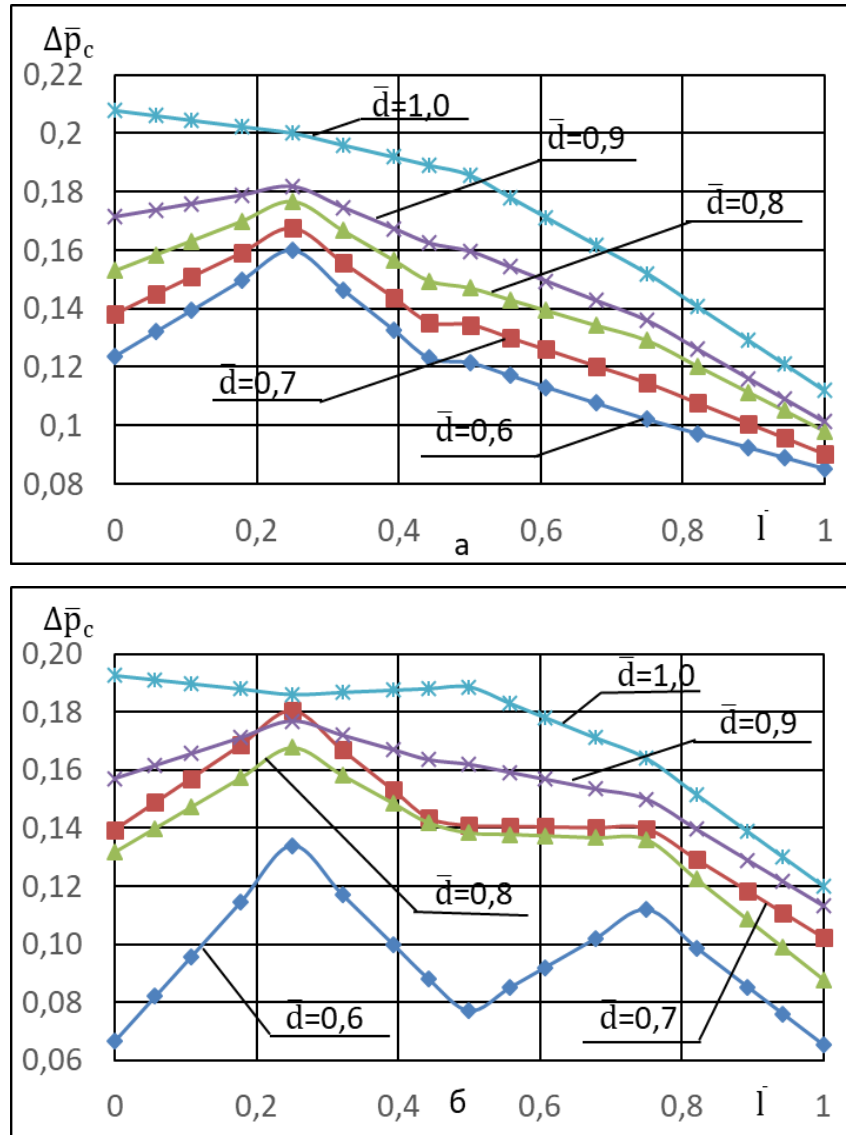


Рисунок 3.18 – Зависимость девияции коэффициента давления непроточных ПСД, обусловленной скосам воздушного потока, от координат отбора давления при разных значениях \bar{d} : а – $H = 0, V = 13,89$ м/с; б – $H = 0, V = 69,44$ м/с

Вторым по степени влияния фактором на девияцию коэффициента давления является относительная координата сечения отбора давления \bar{I} . С увеличением относительной координаты сечения отбора давления, в общем случае, девияция

коэффициента давления уменьшается. В связи с этим наименьшей девиацией коэффициента давления будут обладать ПСД, в которых отбор статического давления производится со второго контура компенсации.

Влияние скорости потока на девиацию коэффициента давления минимально, так при увеличении скорости от 13 до 69 м/с девиация коэффициента давления уменьшается на 15%.

Результаты исследования (рисунок 3.18) могут быть учтены при проектировании ПСД. Так, например, видно, что с точки зрения достижения максимальной инвариантности коэффициента давления к скосу набегающего воздушного потока целесообразно отбирать статическое давление со второго гофра.

В этой связи можно констатировать, что приемники с двумя контурами компенсации являются более предпочтительными по отношению к ПСД с одним контуром компенсации, даже в том случае, если приемник выдает только одно статическое давления, отбираемое со второго компенсационного контура.

По данным, приведенным в таблицах 15-17 работы [113], и графикам (рисунки 3.17 – 3.18) можно сделать следующие выводы:

- влияние скоса набегающего воздушного потока на коэффициент давления приемников с наружной профилированной поверхностью значительно меньше влияния скорости набегающего воздушного потока. Поэтому, при прочих равных условиях, для обеспечения максимальной стабильности значения коэффициента давления необходимо ориентироваться, прежде всего, на скоростные характеристики ПСД;

- влияние угла скоса набегающего воздушного потока, длины профилированного участка и удаления сечения отбора давления от начала профилированного участка ПСД на значение девиации коэффициента давления приемника меньше, чем влияние на одноименный параметр диаметров входного участка и гофров. Данное обстоятельство следует учитывать при назначении допусков на возможные отклонения геометрических параметров приемника от их

номинальных значений. Так при изготовлении ПСД диаметры входной части и гофров должны выдерживаться с максимальной точностью;

- с увеличением угла скоса набегающего воздушного потока влияние каждого из геометрических параметров на девиацию коэффициента давления в зависимости от скорости полета и номинальных значений геометрических либо увеличивается, либо уменьшается. Поэтому для каждого произвольного значения угла скоса потока необходим новый расчет величин коэффициентов уравнения (3.3) [63].

Важным вопросом при исследовании приемников с наружной профилированной поверхностью является нахождение сочетаний геометрических параметров приемника, девиация коэффициента давления, обусловленная скосами набегающего воздушного потока минимальна. Ниже приводится пример нахождения геометрических параметров ПСД, значения девиации коэффициента давления которых были минимальны с использованием модели (2.26) или (2.27).

Диапазоны изменения геометрических параметров:

- диаметр входного участка от 12 мм до 22 мм;
- диаметр гофров от 14 мм до 30 мм;
- длина профилированного участка от 60 мм до 70 мм;
- шаг перебор диаметра входного участка равен 1 мм;
- шаг перебора диаметра гофров равен 1 мм;
- шаг перебора длины профилированного участка 1 мм;
- шаг перебора удаления сечения отбора давления 1 мм;
- высота полета равна 0 м;
- угол скоса набегающего потока в очереди равен 0, 5, 10, 15, 20, 25, 30 градусов.

Результаты поиска показаны в таблице 3.9.

На рисунке 3.19 представлена зависимость девиации коэффициента давления приемников с наружной профилированной поверхностью от угла скоса при различных скоростях потока.

Таблица 3.9 – Результаты поиска сочетаний геометрических параметров ПСД, девиация коэффициента давления которых минимальна

Угол скоса $\alpha_c, ^\circ$	Геометрические параметры ПСД				Значения $\Delta \bar{p}_{\text{мин}}$
	$D_{\text{вх}} \cdot 10^{-3}$ м	$D_{\text{г}} \cdot 10^{-3}$ м	$L \cdot 10^{-3}$ м	$L_{\text{х}} \cdot 10^{-3}$ м	
$V = 13,89$ м/с					
5	12	18	70	69,5	0,01414
10	12	18	70	69,5	0,02827
15	12	18	70	69,5	0,04241
20	12	18	70	69,5	0,05655
25	12	18	70	69,5	0,07068
30	12	18	70	69,5	0,08482
$V = 69,44$ м/с					
5	15	28	67	2,5	$0,16 \cdot 10^{-6}$
10	15	28	67	2,5	$0,32 \cdot 10^{-6}$
15	15	28	67	2,5	$0,49 \cdot 10^{-6}$
20	15	28	67	2,5	$0,65 \cdot 10^{-6}$
25	15	28	67	2,5	$0,81 \cdot 10^{-6}$
30	15	28	67	2,5	$0,97 \cdot 10^{-6}$

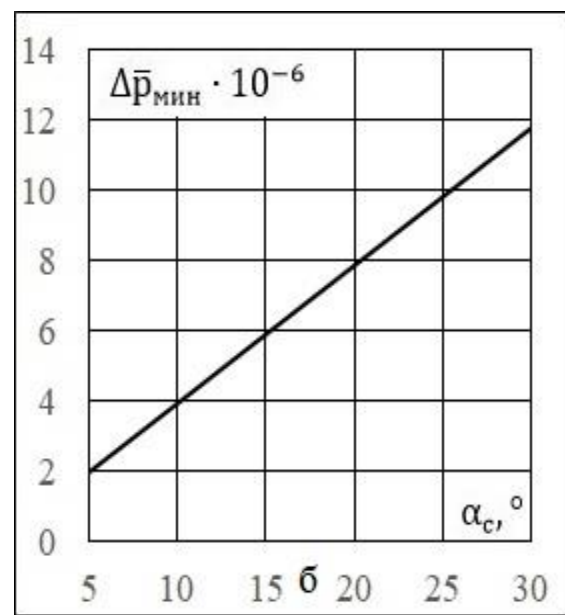
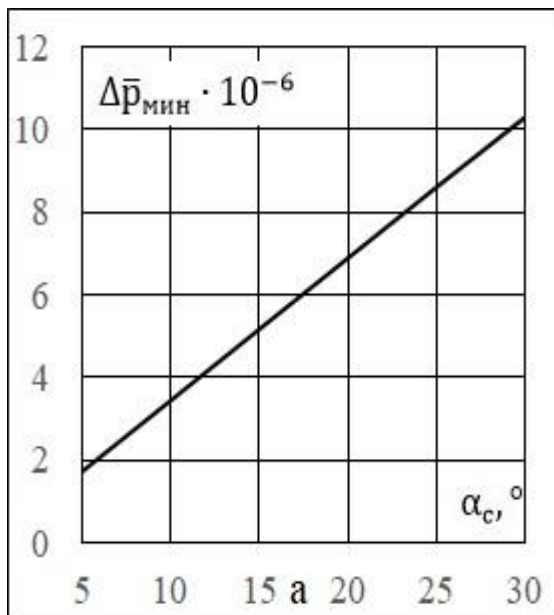


Рисунок 3.19– Зависимость девиации коэффициента давления приемников с наружной профилированной поверхностью от угла скоса потока: а – $V=13,89$ м/с; б – $V=69,44$ м/с

Результаты исследования (таблица 3.9 и рисунок 3.19), показали, что:

- при заданном диапазоне изменения значений угла скоса набегающего воздушного потока и заданной скорости полета существует единственное сочетание геометрических параметров приемника, при котором девиация коэффициента давления имеет минимальное значение.

- девиация коэффициента давления ПСД с наружной профилированной поверхностью линейно зависит от угла скоса потока. При этом с увеличением угла скоса потока девиация коэффициента давления увеличивается.

- изменение скорости набегающего воздушного потока обуславливает девиацию коэффициента давления приемника, аналогично изменению угла скоса потока.

Рассмотрим некоторый пример статистического моделирования вариационного ряда приемников с целью выявления максимально возможных значений девиации коэффициента давления, обусловленной скосами потока. Пусть при решении задачи с использованием метода статистических испытаний были приняты следующие ограничения:

- допуск на диаметры входного участка ($D_{вх}$), гофров (D_r) от 0,0025 до 1,5 мм;
- допуск на длину профилированного участка (L) и удаление сечения отбора давления от начала профилированного участка (L_x) от 0,0025 до 1 мм;
- число испытаний 3000;
- число разбиений 10;
- высота полета для вычисления ее погрешности равна 1000 м;
- скорости полета для вычисления ее погрешности равна 69,44 м/с;
- угол скоса набегающего воздушного потока от 5 до 30 градусов.

Максимальные значения девиации коэффициента давления моделируемых приемников при различных допусках на геометрические параметры ПСД (таблица 1 работы [114]), полученные в процессе реализации вычислительных экспериментов (метод статистических испытаний), приведены в таблице 3.10. Здесь под девиацией понимается отклонение значения коэффициента давления приемника, обусловленное скосами набегающего воздушного потока.

Таблица 3.10 – Максимальные значения девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}_{\text{мак}}^*$ при различных диапазонах изменения допусков на геометрические параметры ПСД ($\cdot 10^{-4}$)

№ эксперимента	Угол скоса набегающего воздушного потока $\alpha_c, ^\circ$												
	2	4	6	8	10	12	15	17	20	22	25	27	30
1	0,05	0,10	0,1	0,21	0,26	0,30	0,37	0,42	0,50	0,55	0,62	0,68	0,75
2	0,15	0,31	0,45	0,62	0,77	0,88	1,1	1,24	1,50	1,69	1,94	1,99	2,20
3	0,30	0,59	0,86	1,20	1,50	1,83	2,19	2,53	3,00	3,26	3,62	4,04	4,40
4	1,0	2,0	3,0	4,1	5,2	6,0	7,9	8,8	10,0	11,0	12,2	13,8	14,7
5	3,1	6,1	9,4	11,6	15,0	17,6	21,7	25,2	29,9	33,0	37,0	41,0	47,1
6	4,2	8,0	12,0	16,4	20,6	25,1	31,6	35,2	40,3	47,3	50,7	56,8	65,8
7	19	38	58	77	96	116	145	164	193	212	241	260	289
8	19	39	58	77	96	116	145	164	193	212	241	260	289
9	82	182	270	343	467	541	700	773	905	985	1120	1181	1275
10	93	185	281	374	469	560	700	796	937	1020	1169	1257	1404
11	94	187	280	382	467	562	702	796	937	1030	1170	1261	1405
12	117	269	393	511	624	692	1050	1240	1389	1405	1548	1831	1893
13	158	412	617	656	956	1150	1452	1601	1789	2053	2265	2517	2913
14	244	445	735	927	1200	1347	1666	2038	2237	2549	2631	2961	3308
15	315	603	840	1162	1469	1785	2096	2387	2909	3190	3723	4126	4627

Зависимость максимальных значений девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}_{\text{мак}}^*$ от угла скоса потока α_c представлена на рисунке 3.20.

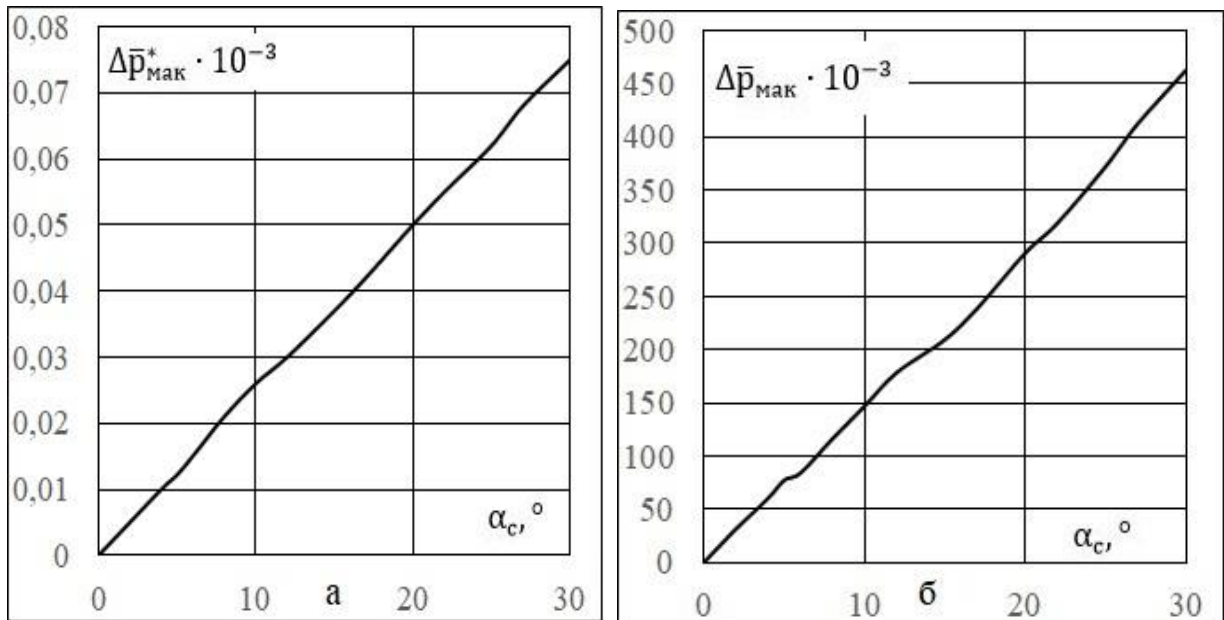


Рисунок 3.20 – Зависимость максимальных значений девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}_{\text{мак}}^*$ от угла скоса потока α_c : а – эксперимент № 1; б – эксперимент

Как видно из данных исследования (таблица 3.10 и рисунок 3.20), девиация коэффициента давления ПСД с наружной профилированной поверхностью, в отличие от проточных приемников, линейно зависит от угла скоса набегающего воздушного потока. Для ПСД с внутренней профилированной поверхностью наблюдается более сложный характер влияния угла скоса потока на рассматриваемый параметр. Следует также отметить, что приемники статического давления с внутренней профилированной поверхностью менее чувствительны к скосам набегающего воздушного потока с рассматриваемыми в данном разделе приемниками с наружной профилированной поверхностью.

3.3. Результаты и выводы

В данной главе автором было проведено исследование проточных приемников статического давления и ПСД с наружной обтекаемой поверхностью с целью разработки рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров приемников. Приведенные материалы вместе с работами [111–114] представляют собой, по сути дела, научно-техническую информацию, используя которую разработчик может выбирать границы изменения геометрических параметров ПСД на первоначальном этапе проектирования, что, как уже отмечалось выше, позволит повысить эффективность процесса синтеза ПСД.

Полученные в результате выполнения диссертационного исследования рекомендации разработчику по выбору геометрических параметров ПСД можно представить в следующем виде.

Для ПСД с внутренней обтекаемой поверхностью:

1. Диаметр отбора давления D_x должен иметь максимально возможное значение. Увеличение диаметра отбора давления на 1,00 мм уменьшает девиацию коэффициента давления примерно на 0,20.
2. Увеличение диаметра отбора давления, при заданном значении коэффициента давления ПСД, может быть достигнуто изменением величины

коэффициента диафрагмы приемника m , диапазон значений которого у бортовых ПСД изменяется в пределах от 0,20 до 0,40...0,50.

3. При увеличении коэффициента диафрагмы ПСД девиация коэффициента давления уменьшается (около – 0,20 при увеличении коэффициента диафрагмы на 0,10).

4. Для оценки значения девиации коэффициента давления ПСД можно использовать разработанные математические модели (2.12), (2.13), (2.14), (2.15), (2.20) и (2.21).

5. Рекомендуемые значения:

- относительное удушение сечения отбора давления $\bar{I} = 0,20 \dots 0,30$;

- коэффициент диафрагмы $m = 0,30 \dots 0,40$.

6. Допустимое отклонение диаметра отбора давления от его номинального значения должно быть минимальным, так как его влияние на девиацию коэффициента давления ПСД практически в 2...3 раза превышает влияние диаметров входа и узкой части.

7. Допуски на угловые размеры могут быть менее жесткими, так как влияние углов сужения конфузора и раскрытия диффузора на девиацию коэффициента давления значительно меньше, чем диаметров отбора давления, входа и узкой части.

8. Допуск на изменение угла раскрытия диффузора должен быть минимальным, так как его влияние на девиацию коэффициента давления примерно на порядок превышает влияние отклонения угла сужения конфузора.

9. При проектировании проточных приемников статического давления приемлемыми могут быть следующие требования к допускам на отклонение геометрических параметров ПСД:

+ допуск на угол сужения конфузора α_k ПСД от 0,05 до 0,10 °;

+ допуск на угол раскрытия диффузора α_d ПСД от 0,0014 до 0,0140 °;

+ допуск на диаметры входной, узкой частей $D_{вх}$, D_y и сечения отбора давления D_x от 0,010 до 0,050 мм.

10. При изготовлении ПСД возможно использовать квалитет 12В, уровень точности 6, при этом погрешность в определении высотно-скоростных параметров не превышает допустимого уровня, оговоренного в нормах летной годности самолетов и вертолетов. Изготовление ПСД в соответствии с более высоким классом точности нецелесообразно из-за существенного увеличения стоимости приемника.

Для ПСД с наружной профилированной поверхностью:

1. Для обеспечения минимального значения девиации коэффициента давления рекомендуется выполнять отверстия отбора давления «статики» с координатами $\bar{I} = 0,071$, $\bar{I} = 0,414$, $\bar{I} = 0,586$ и $\bar{I} = 0,929$. В этом случае коэффициент давления ПСД равен нулю и практически инвариантен к скорости набегающего воздушного потока.

2. Для достижения минимальной величины девиации коэффициента давления, обусловленной изменением скорости потока, следует выбирать максимально большие значения амплитуды гофров ПСД \bar{d} . При значении амплитуды гофров $\bar{d} = 0,80 \dots 1,00$ значение девиации коэффициента давления практически не превышает погрешности экспериментального определения коэффициента давления приемника.

3. Для обеспечения минимальной девиации коэффициента давления, обусловленной углами скоса потока, необходимо выбирать как можно меньшие значения амплитуды гофров.

4. Так как в реальной практике разработка ПСД зачастую требуется учитывать одновременно и изменение скорости и угла скоса потока, то для уменьшения девиации коэффициента давления целесообразно увеличивать амплитуду гофров, так как ее влияние на девиацию коэффициента давления, обусловленную изменением скорости потока, в 4...6 раз превышает влияние амплитуды гофров на девиацию коэффициента давления, обусловленную скосам потока.

5. Для минимизации девиации коэффициента давления ПСД возможно суммирование давлений, отбираемых из двух сечений профилированного участка. Выбор координат соответствующих сечений отбора давления может быть

произведен с помощью разработанных математических моделей (2.26) и (2.27) и программы [103].

6. В большинстве случаев высоту полета (до 11000 м) можно не учитывать, так как ее влияние на коэффициент давления ПСД не превышает погрешности экспериментального определения коэффициента давления приемника.

7. При назначении допустимых отклонений геометрических параметров от их номинальных значений следует учитывать, что коэффициенты влияния этих параметров на девиацию коэффициента давления, в отличие от проточных ПСД, зависят в большей степени от номинальных значений этих параметров. Наибольшее влияние на коэффициент давления оказывают диаметр входного участка и длина профилированного участка ПСД. Для назначения допусков на геометрические параметры ПСД рекомендуется использовать разработанные математические модели и программы [103].

8. При изготовлении ПСД возможно использовать квалитет 12В, при этом погрешность в определении высотно-скоростных параметров не превышает допустимого уровня, заданного в нормах летной годности соответствующих летательных аппаратов. Изготовление ПСД в соответствии с более высоким классом точности приводит к увеличению затрат на их производство.

Полученное в работе математическое обеспечение (вторая глава) и рекомендации разработчику по выбору геометрических параметров ПСД (третья глава) позволили автору разработать процесс автоматизированного параметрического рассматриваемых приемников статического давления, чему посвящена четвертая глава данного диссертационного исследования.

ГЛАВА 4. РАЗРАБОТКА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЦЕССА ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО СИНТЕЗА ПРИЕМНИКОВ СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ

Как уже отмечалось выше, существующая стандартная схема синтеза ПСД включает в себя ряд этапов, рисунок 1.14, предусматривающих: изучение научно-технической литературы; анализ технического задания на разработку; теоретические и экспериментальные исследования приемников; обоснование оптимальных схем и компоновок разрабатываемого устройства; разработку технической документации для изготовления макетных образцов; аэродинамические испытания макетов в аэродинамических трубах; обработку результатов испытаний макетов и доработку первичных макетов по результатам проведенных экспериментальных исследований. Эти этапы (итерации) повторяются до тех пор пока не будет создан приемник, удовлетворяющий требованиям технического задания.

Приоритетным является обеспечение соответствия скоростной характеристики ПСД требованиям ТЗ. Также могут предъявляться требования к угловой характеристике приемника. Высота полета часто задается в диапазоне от 0 до 11000 м. Влияние высоты полета на девиацию коэффициента давления значительно меньше, чем влияние скорости и угла скоса потока. Однако, в любом случае, производится проверка отклонения скоростной характеристики приемника от заданной для всего диапазона высот.

Как уже отмечалось выше, эффективность существующего процесса синтеза снижена вследствие:

1. Недостаточной адекватности математической модели, предназначенной для расчета коэффициента давления проточных ПСД;
2. Отсутствия модели для расчета коэффициента давления приемников с наружной обтекаемой поверхностью и двумя контурами компенсации аэродинамической погрешности;

3. Отсутствия математических моделей для расчета девиации коэффициента давления, обусловленной изменением параметров набегающего воздушного потока;

4. Недостаточности проработки вопроса о выборе геометрических параметров приемников исходя из заданных в ТЗ параметрах и характеристик ПСД;

5. Необходимости осуществления в процессе синтеза ПСД многочисленных итераций, связанных с изготовлением и испытанием опытных макетов приемников.

Последнее, в значительной степени, определяет затраты времени и материальных средств на разработку приемников.

С другой стороны, разрабатываемые ПСД часто оказываются не оптимальными по критерию минимальной девиации коэффициента давления, обусловленной изменением параметров набегающего воздушного потока. А, как уже отмечалось выше, чем больше девиация коэффициента давления, тем больше погрешность в определении высотно-скоростных параметров ЛА.

Для снятия отмеченных ограничений выше были разработаны: математическое обеспечение процесса синтеза (вторая глава) и рекомендации разработчику по выбору геометрических параметров (третья глава) проточных приемников статического давления и ПСД с наружной профилированной поверхностью.

В данной главе рассматриваются вопросы разработки автоматизированного процесса параметрического синтеза приемников статического давления, базирующегося на разработанном математическом обеспечении и рекомендациях разработчику по выбору геометрических параметров приемников.

Для получения программного обеспечения автоматизированного процесса параметрического синтеза приемников были разработаны методики и алгоритмическое обеспечение: расчета коэффициента давления приемника по заданным его геометрическим параметрам и параметрам набегающего воздушного потока; нахождения девиации коэффициента давления ПСД по заданным отклонениям его геометрических параметров от их номинальных значений; поиска

геометрических параметров приемника по заданной скоростной характеристике, высоте и скорости полета.

4.1. Разработка алгоритмического обеспечения автоматизированного процесса параметрического синтеза проточных ПСД

Данное алгоритмическое обеспечение базируется на ранее разработанном математическом обеспечении и рекомендациях разработчику по выбору геометрических параметров приемников, предназначенном для расчета коэффициента давления проточных приемников статического давления и его девиации, обусловленной как изменениями параметров набегающего воздушного потока, так и отклонением его геометрических параметров от номинальных значений.

4.1.1. Алгоритмическое обеспечение для расчета коэффициента давления проточных ПСД

В основу алгоритмического обеспечения для расчета коэффициента давления приемника положена, описанная выше, математическая модель (2.11). Общий алгоритм вычисления \bar{p} ПСД заключается в следующем [104]:

1. Задаются геометрические параметры ПСД α_k , α_d , $D_{вх}$, D_x , D_y , скорость набегающего воздушного потока V_0 и высота полета H_0 .

2. Находятся величины коэффициента диафрагмы приемника (m) и относительного удаления сечения отбора давления (\bar{l}) по формулам:

$$m = \left(\frac{D_y}{D_{вх}} \right)^2, \bar{l} = \frac{l_k}{l_x} = \frac{D_{вх} - D_x}{D_{вх} - D_y}.$$

3. Находятся кодированные переменные всех этих параметров α_k , α_d , $D_{вх}$, \bar{l} , V_0 и H_0 .

$$\alpha_k^* = \frac{\alpha_k - 50}{10}; \alpha_d^* = \frac{\alpha_d - 10}{2}; m^* = \frac{m - 0,3}{0,1}; D_{вх}^* = \frac{D_{вх} - 30}{10}; \bar{l}^* = \frac{\bar{l} - 0,6}{0,4};$$

$$V_0^* = \frac{V_0 - 37,5}{31,94}; H_0^* = \frac{H_0 - 5500}{5500}$$

4. Рассчитывается коэффициент давления проточного ПСД по формуле (2.11).

При этом должны быть заданы значения геометрических параметров приемника, скорости и высоты полета, соответствующие следующим требуемым диапазонам:

- угол сужения конфузора α_k от 40 до 60°;
- угол раскрытия диффузора α_d от 8 до 12°;
- диаметр входной части $D_{вх}$ от 20 до 40 мм;
- диаметр узкой части D_y от 10 до 25 мм;
- диаметр отбора давления D_x от 20 до 30 мм;
- заданная скорость воздушного потока V_0 от 5,56 до 69,44 м/с;
- высота полета H_0 от 0 до 11000 м.

Описанный алгоритм вычисления коэффициента давления будет использован в дальнейшем при разработке методики и системы параметрического синтеза проточных приемников статического давления.

4.1.2. Алгоритмическое обеспечение для поиска сочетания геометрических параметров проточных ПСД по заданной скоростной характеристике

Одной из самых важнейших задач при проектировании приемника является нахождение сочетаний геометрических параметров ПСД, скоростная характеристика которых удовлетворяет заданным требованиям. В частности, возможно, что к коэффициенту давления предъявляется требование максимальной инвариантности к скорости воздушного потока, в случае установки ПСД на фюзеляже летательного аппарата в зоне нулевого местного коэффициента давления. Алгоритм решения данной задачи основанный на методе простого перебора всех возможных сочетаний геометрических параметров приемника приведен на рисунке 4.1 [105].

Таким образом на основе алгоритмического обеспечения (рисунок 4.1) можно сформулировать методику нахождения сочетаний геометрических

параметров ПСД, удовлетворяющих заданной скоростной характеристике, которая заключается в следующем:

1. Задаются диапазоны изменения геометрических параметров приемника и воздушных параметров (диапазон скоростей и высота полета);

$\alpha_{к\text{ мин}}, \alpha_{д\text{ мин}}, D_{вх\text{ мин}}, m_{\text{мин}}, \bar{l}_{\text{мин}}, \alpha_{к\text{ макс}}, \alpha_{д\text{ макс}}, D_{вх\text{ макс}}, m_{\text{макс}}, \bar{l}_{\text{макс}}, H_{\text{зад}}, V_{0\text{ мин}}$ и $V_{0\text{ макс}}$;

2. Задаются значения шага перебора геометрических параметров приемника $shag_1, shag_2, shag_3, shag_4, shag_5$;

3. Задается максимально допустимое значение девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}_{\text{зад}}$;

4. Выполняется цикла перебора. При этом производится присваивание значений переменным $\alpha_k = \alpha_{к\text{ мин}}, \alpha_d = \alpha_{д\text{ мин}}, D_{вх} = D_{вх\text{ мин}}, m = m_{\text{мин}}, \bar{l} = \bar{l}_{\text{мин}}$. Далее проверяется условие окончания перебора сочетаний значений геометрических параметров приемника $\alpha_k > \alpha_{к\text{ макс}}, \alpha_d > \alpha_{д\text{ макс}}, D_{вх} > D_{вх\text{ макс}}, m > m_{\text{макс}}, \bar{l} > \bar{l}_{\text{макс}}$. До тех пор, пока эти условия не станут верными перебор будет продолжаться. Значения переменных цикла перебора увеличиваются на величину, равную заданному шагу изменения каждой переменной в ходе выполнения цикла $\alpha_k = \alpha_k + shag_1, \alpha_d = \alpha_d + shag_2, D_{вх} = D_{вх} + shag_3, m = m + shag_4, \bar{l} = \bar{l} + shag_5$. Текущий значение девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}$ вычисляется по формуле $\Delta\bar{p} = |\bar{p}_2 - \bar{p}_1|$. Под \bar{p}_1, \bar{p}_2 понимаются значения коэффициента давления при минимальной и максимальной значениях скорости полета из заданного диапазона, вычисляются по методике (см. п.4.1.1).

Реализация алгоритма, рисунок 4.1, позволяет находить сочетания геометрических параметров проточных приемников статического давления, девиация которых не превышает заданного значения во всем диапазоне скоростей и при заданной высоте полета. Следует отметить, что на величину девиации коэффициента давления значительно сильнее влияет скорость обтекания приемника по сравнению с высотой полета.

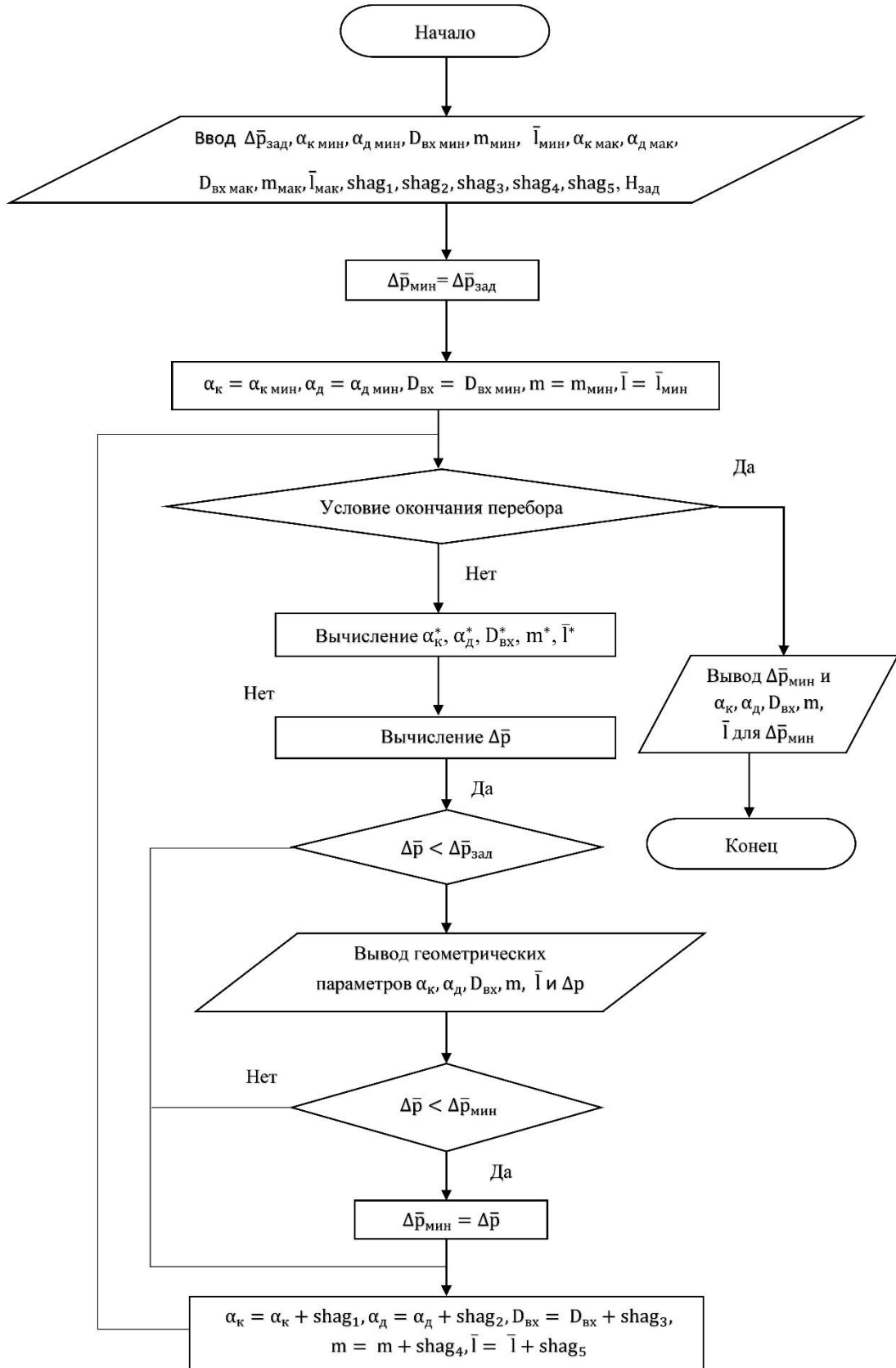


Рисунок 4.1 – Алгоритм поиска сочетания геометрических проточных ПСД по заданной скоростной характеристике

Ограничением данного алгоритма является то, что значение девиации коэффициента давления постоянно для всех значений скорости потока. Данное обстоятельство не является препятствием при теоретических исследованиях ПСД, но при синтезе приемников необходимо учитывать, что в техническом задании на разработку устройства могут быть указаны различные значения максимальной девиации коэффициента давления при различных скоростях. Поэтому в дальнейшем при разработке методики и программного обеспечения автоматизированного параметрического синтеза ПСД данное ограничение будет устранено с целью повышения гибкости и эффективности процесса проектирования данных устройств.

4.1.3. Алгоритмическое обеспечение нахождения допусков на отклонение геометрических параметров проточных ПСД

Одними из самых важных выходных данных процесса проектирования ПСД являются не только геометрические параметры, но и допуски на их отклонение в процессе изготовления приемника. Для решения данной задачи предлагается использовать метод наихудшего случая и метод статистических испытаний [51, 123]. Рассмотрим в начале решение данной задачи в соответствии с методом статистических испытаний, на основе которого разработан алгоритм (рисунки 4.2 и 4.3), позволяющий определить распределение вероятности значений девиации коэффициента давления приемника.

Таким образом, на основе алгоритмического обеспечения (рисунки 4.2 и 4.3) можно сформулировать методику определения вероятности распределения девиации коэффициента давления приемника, которая заключается в следующем [104]:

1. Задаются:

- число испытаний N ; число разбиений максимально возможного интервала значений девиации коэффициента давления на подинтервалы n ;

• номинальные значения и диапазоны изменения геометрических параметров ПСД и высоты полета:

$$\alpha_{\text{к}}^0, \alpha_{\text{д}}^0, D_{\text{вх}}^0, D_{\text{у}}^0, D_{\text{х}}^0, \alpha_{\text{к}}^{\text{мин}}, \alpha_{\text{д}}^{\text{мин}}, D_{\text{вх}}^{\text{мин}}, D_{\text{у}}^{\text{мин}}, D_{\text{х}}^{\text{мин}}, \alpha_{\text{к}}^{\text{мак}}, \alpha_{\text{д}}^{\text{мак}}, D_{\text{вх}}^{\text{мак}}, D_{\text{у}}^{\text{мак}}, D_{\text{х}}^{\text{мак}}, H_0;$$

2. Находится значение девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}^0$ при номинальных значениях геометрических параметров ПСД;

3. Рассчитываются значения девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}$ при различных случайных значениях геометрических параметров ПСД, находящихся в заданном диапазоне их отклонения от номинальных значений;

4. Определяются значения приращения девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}^*$ по формуле $\Delta\bar{p}^* = |\Delta\bar{p} - \Delta\bar{p}^0|$;

5. Производится поиск максимального значения приращения девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}_{\text{мак}}^*$;

6. Рассчитывается интервал изменения значений девиации коэффициента давления ПСД, для которого будет определяться вероятность того, что в него попадет значение $\Delta\bar{p}^*$ изготовленного приемника по формуле $\text{Interval} = \Delta\bar{p}_{\text{мак}}^* / n$;

7. Находятся вероятности распределения интервальных значений девиации коэффициента давления ПСД при заданных допусках на его геометрические параметры.

Найти величины допусков на отклонение геометрических параметров ПСД, при которых все 100% приемников будут соответствовать заданным требованиям можно используя для анализа метод наихудшего случая, суть которого заключается в том, что все отклонения геометрических параметров приемника задаются таким образом, чтобы значение девиации коэффициента давления было максимальным. На рисунке 4.4 представлен алгоритм, позволяющий вычислять максимально возможные значения девиации коэффициента давления и погрешности в определении высоты и скорости полета в соответствии с самым «неблагоприятным» сочетанием геометрических параметров приемника.

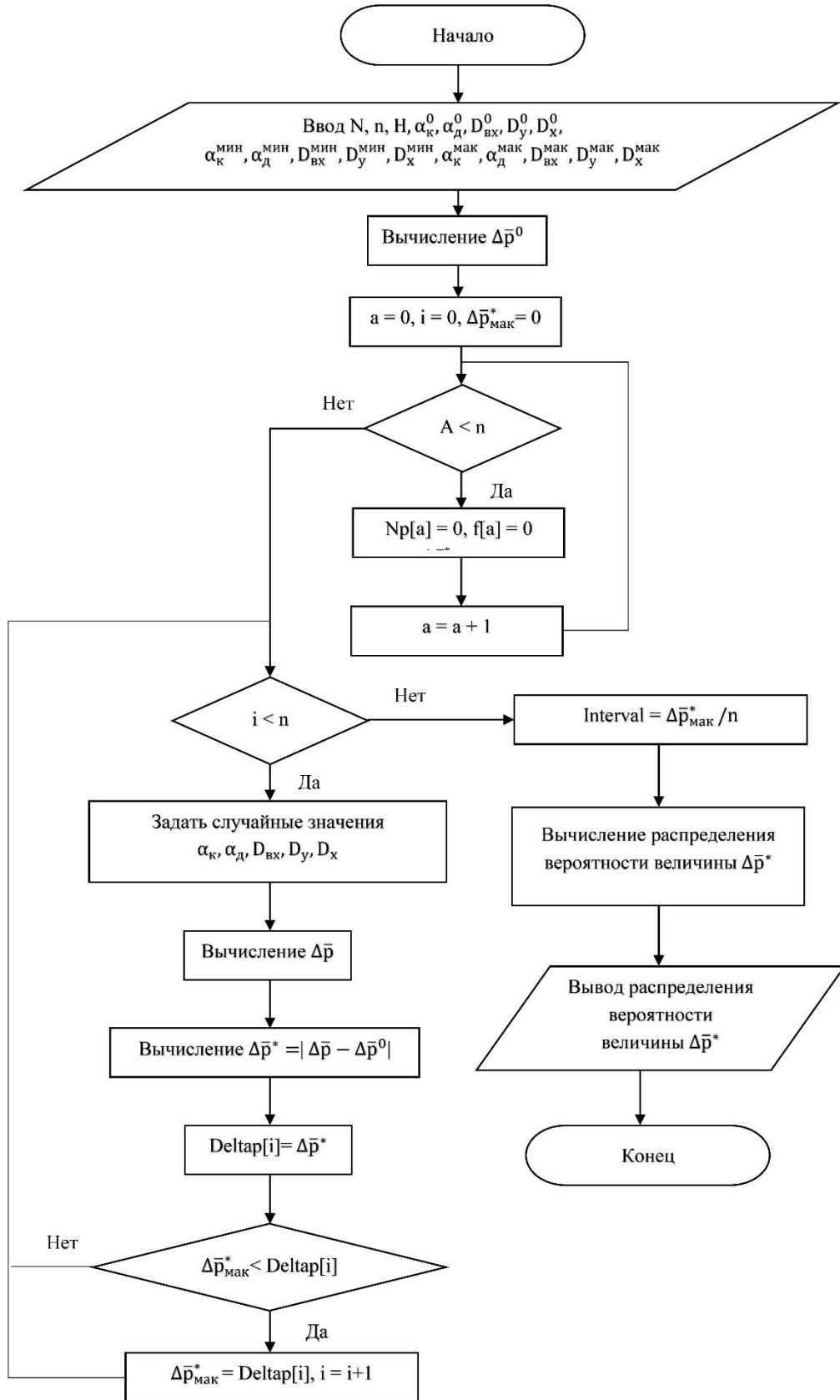


Рисунок 4.2 – Общий алгоритм нахождения допусков на отклонение геометрических параметров проточных ПСД по методу статистических испытаний

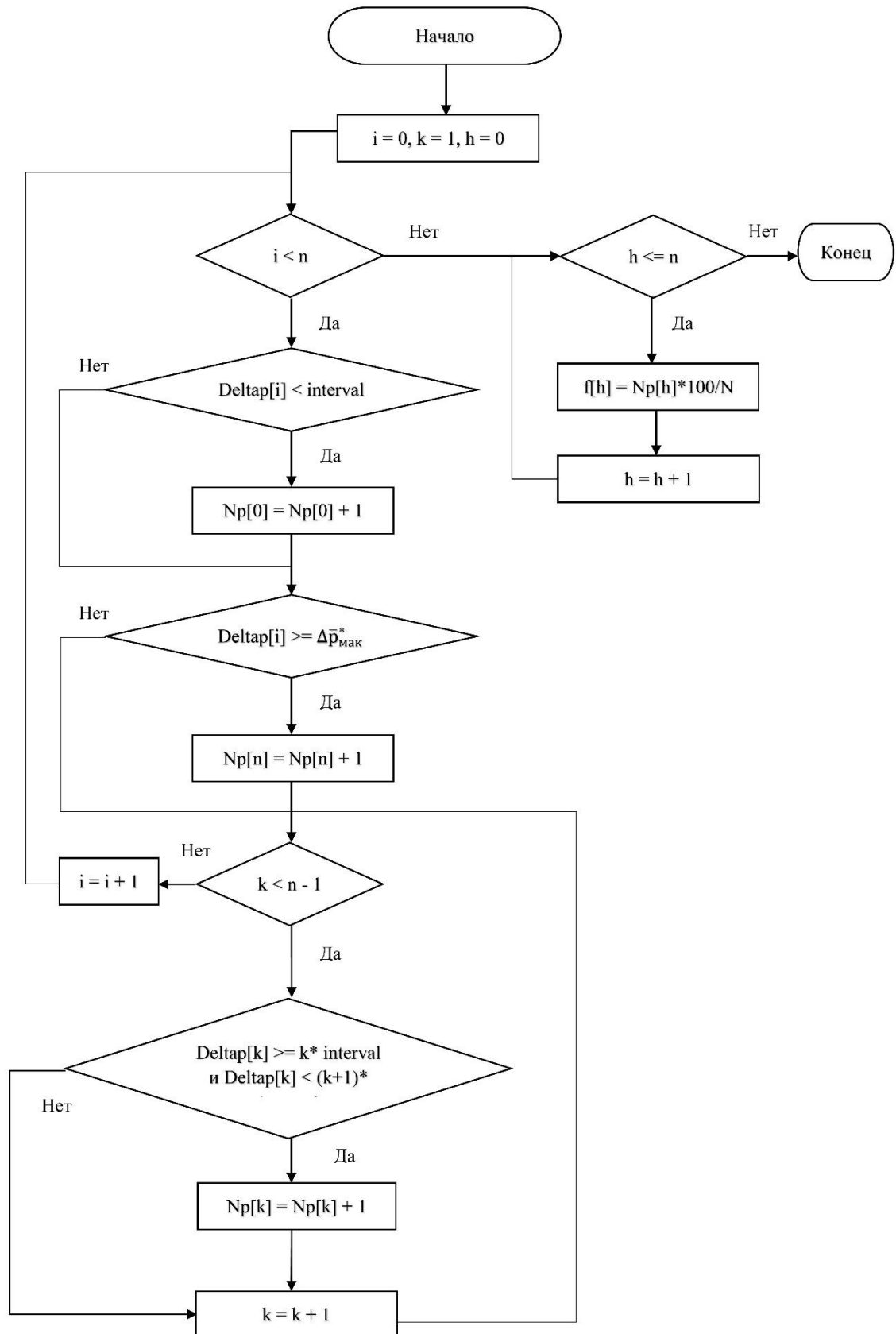


Рисунок 4.3 – Внутренний циклический алгоритм операции «вычисления распределения вероятности величины $\Delta \bar{p}^*$ » общего алгоритма программы

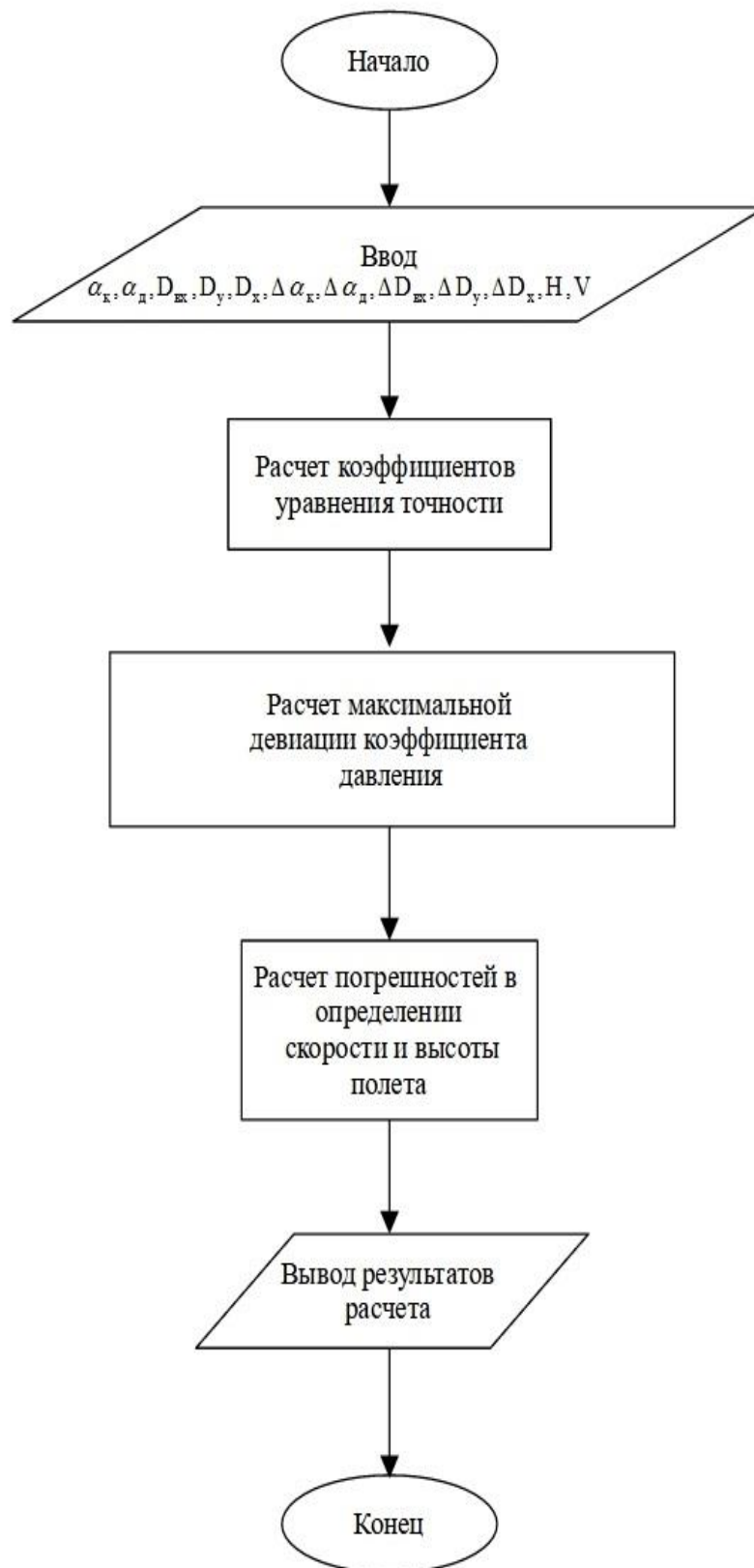


Рисунок 4.4 – Алгоритм нахождения допусков на отклонение геометрических параметров проточных ПСД по методу наихудшего случая

Таким образом на основе алгоритмического обеспечения (рисунок 4.4) можно сформулировать методику определения максимально возможного значения девиации коэффициента давления на основе заданных допусков на изменение геометрических параметров приемника, которая заключается в следующем:

1. Задаются геометрические параметры ПСД α_k , α_d , $D_{вх}$, D_x , D_y , скорость набегающего воздушного потока V_0 и высота полета (H).
2. Задаются допуски на геометрические параметры ПСД: $\Delta\alpha_k$, $\Delta\alpha_d$, $\Delta D_{вх}$, ΔD_x , ΔD_y .
3. Находятся коэффициенты уравнения точности проточного ПСД, формула (3.1).
4. Рассчитывается максимальное возможное значения девиации коэффициента давления проточного ПСД $\Delta\bar{r}_{\max} = |A_1\Delta\alpha_k| + |A_2\Delta\alpha_d| + |A_3\Delta D_{вх}| + |A_4\Delta D_x| + |A_5\Delta D_y|$.
5. Определяются погрешности в определении высоты и скорости полета по формулам (1.12, 1.13, 1.14 и 1.15).

Полученные алгоритмы позволяют решать одну из важнейших задач, возникающих при проектировании проточных приемников статического давления, а именно, назначение допустимых отклонений геометрических параметров от их номинальных значений.

Использование метода наихудшего случая позволяет гарантированно обеспечить соответствие коэффициента давления приемника его заданному значению. Однако, последнее достигается, как правило, за счет уменьшения допусков на геометрические параметры ПСД при его изготовлении, что ужесточает технологические требования к изготовлению изделия и повышает его стоимость.

В противоположность к методу наихудшего случая, метод статистических испытаний позволяет расширить допуски на изменение геометрических параметров ПСД в зависимости от заданной вероятности того, что коэффициент давления изготовленного приемника будет соответствовать заданному значению.

4.2. Алгоритмическое обеспечение автоматизированного параметрического синтеза ПСД с наружной профилированной поверхностью и двумя контурами компенсации аэродинамической погрешности

Данное алгоритмическое обеспечение базируется на ранее разработанном математическом обеспечении и рекомендациях разработчику по выбору геометрических параметров приемников, предназначенном для расчета коэффициента давления приемников статического давления с наружной профилированной поверхностью и его девиации, обусловленной как изменениями параметров набегающего воздушного потока, так и отклонением его геометрических параметров от номинальных значений.

4.2.1. Алгоритмическое обеспечение для расчета коэффициента давления ПСД с наружной профилированной поверхностью

В основу алгоритмического обеспечения для расчета коэффициента давления приемника положена, описанная выше, математическая модель (2.27).

Общий вид алгоритма вычисления \bar{p} ПСД заключается в следующем [106]:

1. Задаются геометрические параметры ПСД $D_{вх}$, D_r , L , L_x , скорость набегающего воздушного потока (V_0), высота полета (H_0) и угол скоса воздушного потока (α_c).

2. Находятся значения координаты сечения отбора давления (\bar{l}) и амплитуды гофров \bar{d} по формулам:

$$\bar{d} = \frac{D_{вх}}{D_r}, \bar{l} = \frac{L_x}{L}.$$

3. Находятся кодированные переменные параметров \bar{d} , \bar{l} и V_0 по формулам (2.25). А переменных H_0 , α_c по следующим формулам:

$$\alpha_c^* = \frac{\alpha_c - 15}{15}, H_0^* = \frac{H_0 - 5500}{5500}.$$

4. Рассчитывается значение коэффициента давления ПСД с наружной профилированной поверхностью по формуле (2.27) с использованием данных, приведенных в таблице 2.14.

Исходными данными для расчета являются геометрические параметры приемника, скорость и высота полета и угол скоса воздушного потока, соответствующие следующим требуемым диапазонам:

- диаметр входного участка ($D_{вх}$) от 12 до 22 мм;
- диаметр гофров ($D_г$) от 14 до 30 мм;
- длина профилированного участка (L) от 60 до 70 мм;
- удаление сечения отбора давления от начала профилированного участка (L_x) от 0,5 мм до заданной длины профилированного участка;
- скорость набегающего воздушного потока от 13,89 до 69,44 м/с;
- высоты полета от 0 до 11000 м;
- угол скоса воздушного потока от 0 до 30°.

С помощью данного алгоритма рассчитываются значения коэффициента давления ПСД с наружной обтекаемой поверхностью и двумя контурами компенсации аэродинамической погрешности в системе автоматизированного параметрического синтеза ПСД.

4.2.2. Алгоритмическое обеспечение для поиска сочетания геометрических параметров непроточных ПСД по заданной скоростной характеристике

Как уже отмечалось выше, важнейшей задачей, возникающей при проектировании приемника, является нахождение сочетаний геометрических параметров ПСД, коэффициент давления и скоростная характеристика которого удовлетворяет требованиям технического задания. В частности, может потребоваться нулевое значение коэффициента давления ПСД или функциональное изменение данного коэффициента в зависимости от скорости полета, если к приемнику предъявляется требование обеспечения аэродинамической компенсации [40]. Предлагаемый алгоритм решения поставленной задачи основанный на методе простого перебора возможных сочетаний геометрических параметров приемника, рисунок 4.5.

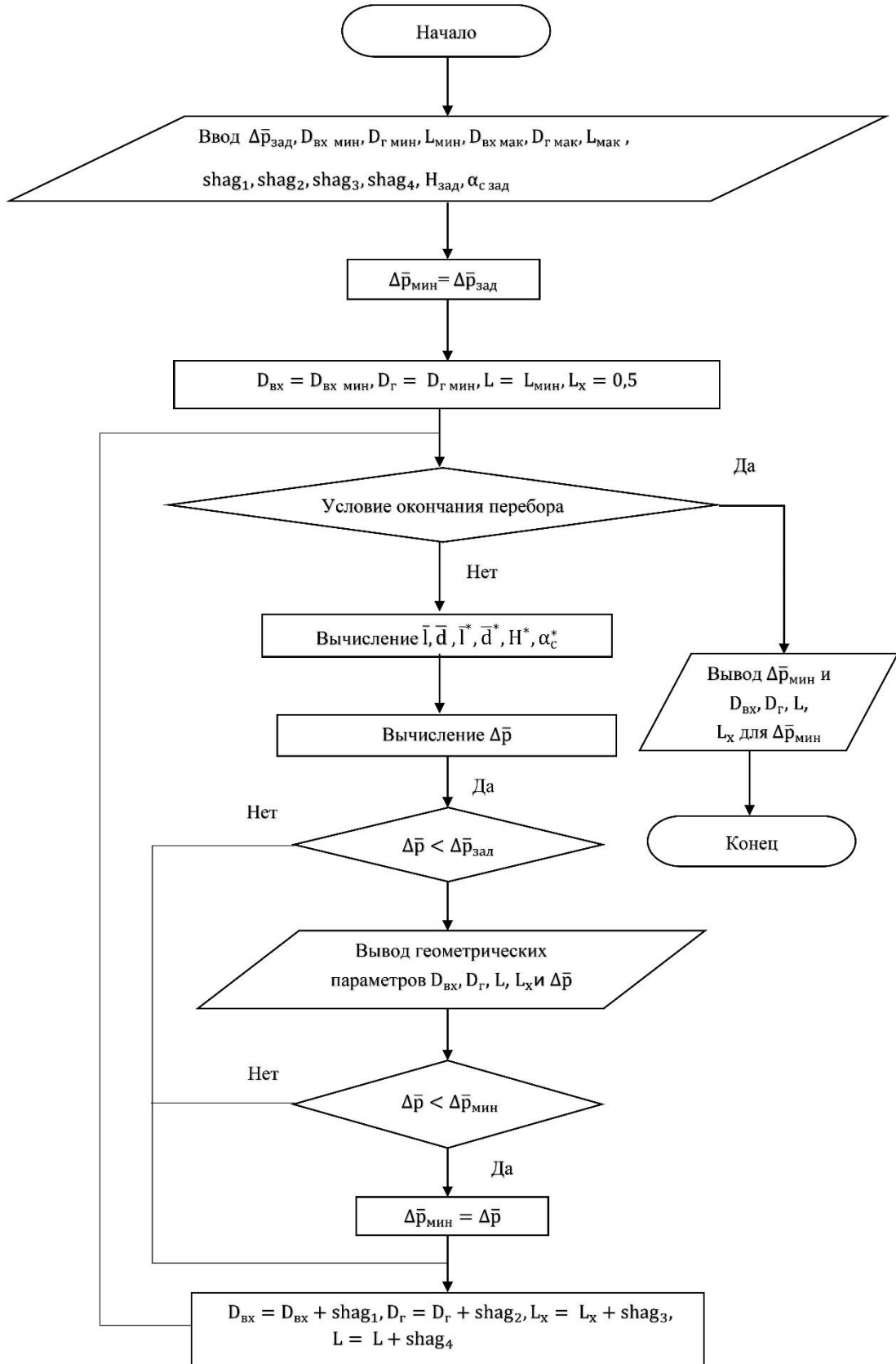


Рисунок 4.5 – Алгоритм поиска сочетания геометрических непроточных ПСД по заданной скоростной характеристике

Таким образом на основе алгоритмического обеспечения (рисунок 4.5) можно сформулировать методику нахождения сочетаний геометрических параметров ПСД с наружной профилированной поверхностью, удовлетворяющих заданной скоростной характеристике, которая заключается в следующем:

1. Задаются диапазоны изменения геометрических параметров приемника с наружной профилированной поверхностью, высота полета и угол скоса воздушного потока: $D_{\text{вх мин}}, D_{\text{Г мин}}, L_{\text{мин}}, D_{\text{вх макс}}, D_{\text{Г макс}}, L_{\text{макс}}, H_{\text{зад}}, \alpha_{\text{с}}$.

2. Задаются шаги перебора для геометрических параметров приемника $shag_1, shag_2, shag_3, shag_4$.

3. Задается значение девиации коэффициента давления $\Delta \bar{p}_{\text{зад}}$.

4. Выполняется цикл перебора. При этом производится присваивание значений переменным $D_{\text{вх}} = D_{\text{вх мин}}, D_{\text{Г}} = D_{\text{Г мин}}, L = L_{\text{мин}}, L_{\text{х}} = 0,5 \text{ мм}$. Далее проверяется условие окончания перебора сочетаний значений геометрических параметров приемника $D_{\text{вх}} > D_{\text{вх макс}}, D_{\text{Г}} > D_{\text{Г макс}}, L > L_{\text{макс}}, L_{\text{х}} > L$. До тех пор, пока эти условия не станут верными перебор будет продолжаться. Значения переменных цикла перебора увеличиваются на величину, равную заданному шагу изменения каждой переменной в ходе выполнения цикла $D_{\text{вх}} = D_{\text{вх}} + shag_1, D_{\text{Г}} = D_{\text{Г}} + shag_2, L = L + shag_3, L_{\text{х}} = L_{\text{х}} + shag_4$. Текущее значение девиации коэффициента давления $\Delta \bar{p}$ вычисляется по формуле $\Delta \bar{p} = |\bar{p}_2 - \bar{p}_1|$. Под \bar{p}_1, \bar{p}_2 понимаются значения девиации коэффициента давления, вычисленные по методике (см. п. 4.2.1), при минимальном и максимальном значениях скорости полета.

Реализация алгоритма, рисунок 4.5, позволяет находить сочетания геометрических параметров приемников статического давления с наружной профилированной поверхностью, девиация коэффициента давления которых не превышает заданного значения для всех возможных параметров набегающего воздушного потока. Как показали результаты моделирования, на величину девиации коэффициента давления наиболее сильно влияет скорость набегающего воздушного потока по сравнению с высотой полета.

Как уже было показано выше, в техническом задании на разработку ПСД могут быть указаны различные значения допустимой девиации коэффициента давления при различных скоростях полета, в то время как в описанном алгоритме используется фиксированная величина отклонения коэффициента давления. Поэтому в дальнейшем при разработке методики синтеза приемников данное ограничение будет устранено за счет обеспечения возможности выдерживания допустимого значения девиации коэффициента давления для некоторых выбранных контрольных значений скорости набегающего воздушного потока, что приведет к повышению гибкости и эффективности процесса проектирования данных устройств.

4.2.3. Алгоритмическое обеспечение нахождения допусков на отклонение геометрических параметров ПСД с наружной профилированной поверхностью

Алгоритм определения допустимых значений отклонений геометрических параметров ПСД с наружной профилированной поверхностью от их номинальных значений схож с аналогичным алгоритмом для проточных приемников, который был описан выше. Различие заключается лишь в реализуемых в алгоритмах, математических моделях и номенклатуре геометрических параметров. Алгоритм решения данной задачи, основанный на методе статистических испытаний, представлен на рисунках 4.6 и 4.7.

Таким образом на основе алгоритмического обеспечения (рисунки 4.6 и 4.7) можно сформулировать методику определения распределения вероятности девиации коэффициента давления приемника с наружной поверхностью, которая заключается в следующем:

1. Задаются:

- число испытаний N ; число разбиений максимально возможного интервала значений девиации коэффициента давления на подинтервалы n ;

• номинальные значения и диапазоны изменения геометрических параметров ПСД, высоты полета и угла скоса воздушного потока:

$D_{ВХ}^0, D_{Г}^0, L^0, L_{Х}^0, D_{ВХ}^{мин}, D_{Г}^{мин}, L^{мин}, L_{Х}^{мин}, D_{ВХ}^{мак}, D_{Г}^{мак}, L^{мак}, L_{Х}^{мак}, H, \alpha_c;$

2. Находится значение девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}^0$ при номинальных значениях геометрических параметров ПСД;

3. Рассчитываются значения девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}$ при различных случайных значениях геометрических параметров ПСД, находящихся в заданном диапазоне их отклонения от номинальных значений;

4. Вычисляются значения приращения девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}^*$ по формуле $\Delta\bar{p}^* = |\Delta\bar{p} - \Delta\bar{p}^0|;$

5. Производится поиск максимального значения приращения девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}_{мак}^*;$

6. Рассчитывается интервал изменения значений девиации коэффициента давления ПСД, для которого будет определяться вероятность того, что в него попадет значение $\Delta\bar{p}^*$ изготовленного приемника по формуле $Interval = \Delta\bar{p}_{мак}^* / n;$

7. Находятся вероятности распределения интервальных значений девиации коэффициента давления ПСД при заданных допусках на его геометрические параметры.

Данный алгоритм используется в системе автоматизированного параметрического синтеза приемников статического давления. Его применение аналогично одноименному алгоритму для ПСД с внутренней профилированной поверхностью.

На рисунке 4.8 представлен алгоритм для нахождения допусков на отклонение геометрических параметров непроточных ПСД по методу наихудшего случая.

Алгоритм, рисунок 4.8, по принципу построения и применения аналогичен вышеописанному одноименному алгоритму для проточных ПСД, различие состоит только в специфике расчета коэффициентов влияния уравнения точности и номенклатуре геометрических параметров.

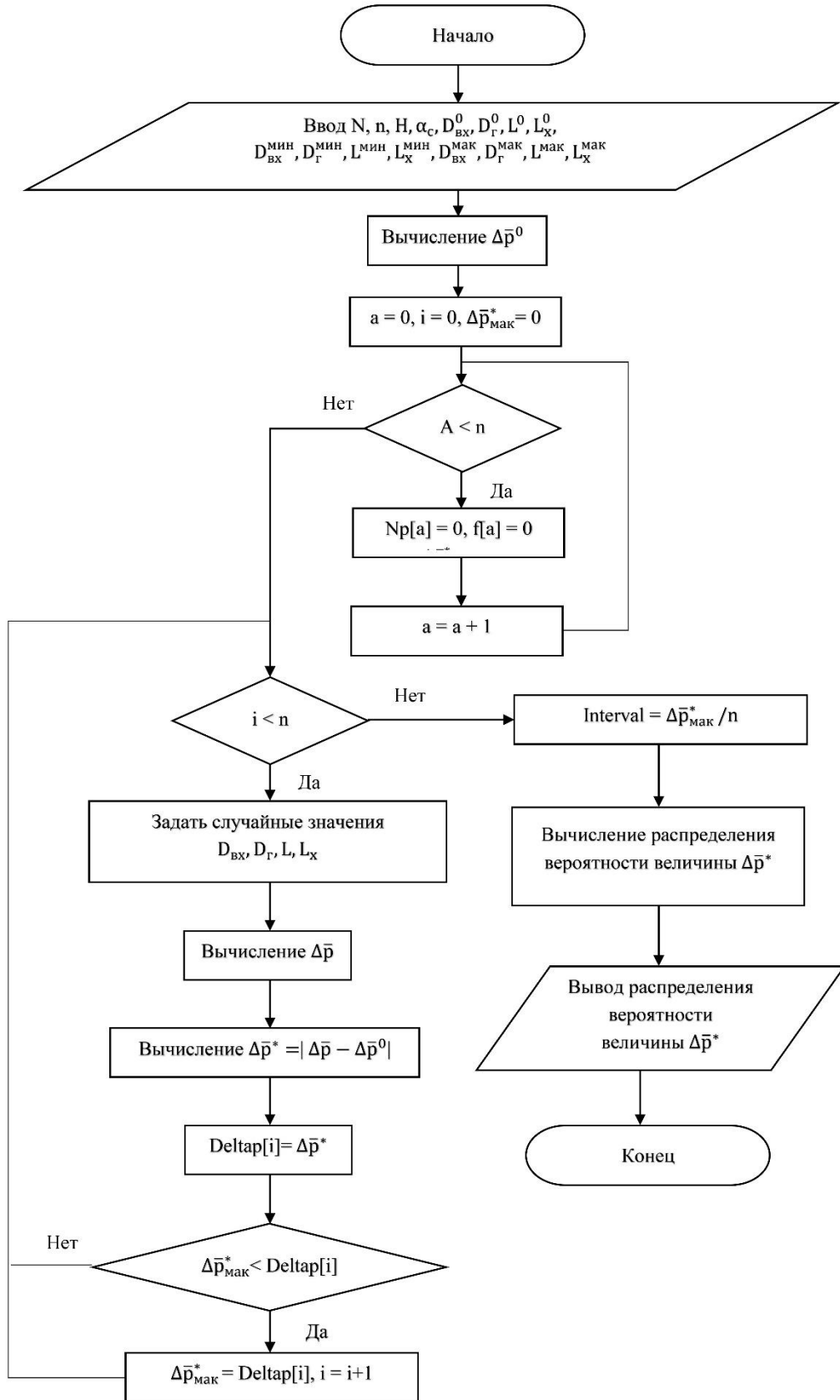


Рисунок 4.6 – Общий алгоритм нахождения допусков на отклонение геометрических параметров ПСД с наружной профилированной поверхностью

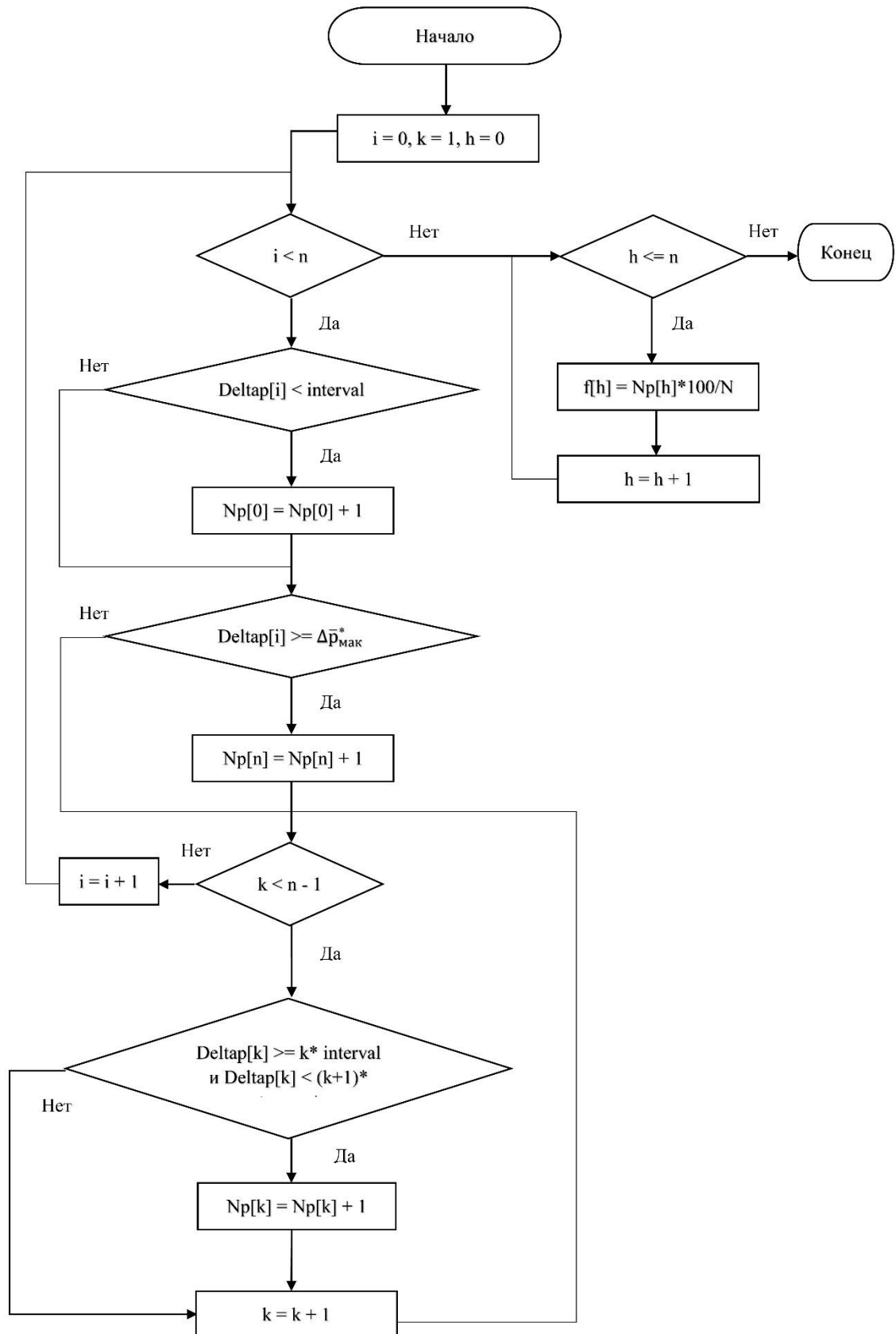


Рисунок 4.7 – Внутренний циклический алгоритм операции «вычисления распределения вероятности величины $\Delta \bar{p}^*$ » общего алгоритма программы

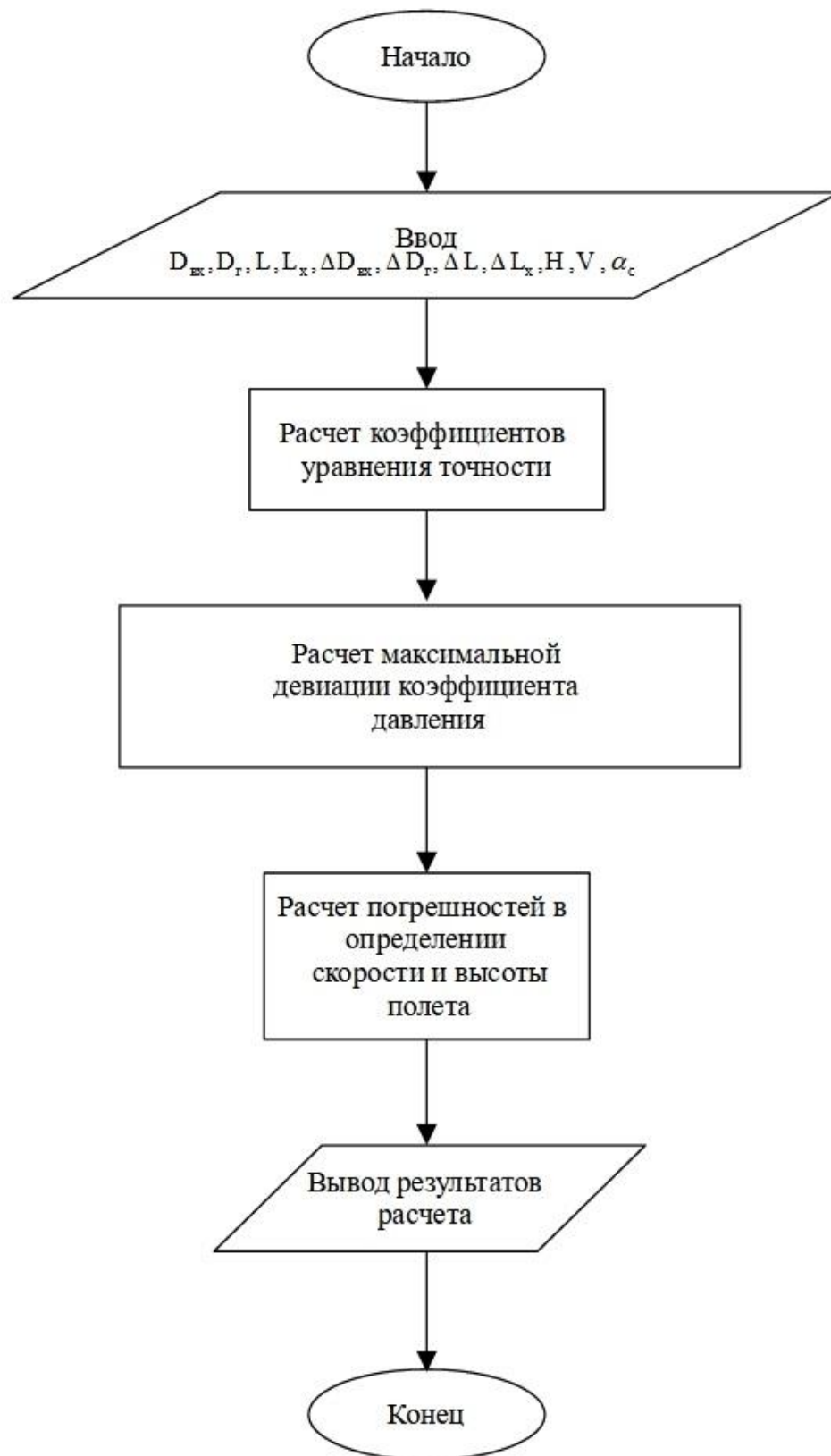


Рисунок 4.8 – Общий алгоритм нахождения допусков на отклонение геометрических параметров ПСД с наружной профилированной поверхностью по методу наилучшего случая

Таким образом на основе алгоритмического обеспечения (рисунок 4.8) можно сформулировать методику определения максимально возможного значения девиации коэффициента давления на основе заданных допусков на изменение геометрических параметров приемника, которая заключается в следующем:

1. Задаются геометрические параметры ПСД $D_{вх}$, D_r , L , L_x , скорость набегающего воздушного потока V_0 , высота полета (H) и угол скоса воздушного потока α_c .

2. Задаются допуски на геометрические параметры ПСД $\Delta D_{вх}$, ΔD_r , ΔL , ΔL_x .

3. Определяются коэффициенты уравнения точности непроточного ПСД, формула (3.3).

4. Рассчитывается максимальное возможное значения девиации коэффициента давления ПСД с наружной профилированной поверхностью $\Delta \bar{p}_{\max} = |A_1 \Delta D_{вх}| + |A_2 \Delta D_r| + |A_3 \Delta L| + |A_4 \Delta L_x|$.

5. Производится расчет погрешностей в определении высоты и скорости полета по формулам (1.12, 1.13, 1.14, 1.15).

Разработанное алгоритмическое обеспечение положено в основу системы автоматизированного процесса параметрического синтеза ПСД с наружной профилированной поверхностью и двумя контурами компенсации аэродинамической погрешности.

4.3. Автоматизированный процесс параметрического синтеза приемников статического давления

Синтез приемников статического давления представляет собой сложный процесс, на выходе которого оказывается техническая документация, передаваемая на завод-изготовитель или, чаще всего, в производственные подразделения соответствующего конструкторского бюро. Очень важной составляющей данного процесса является параметрический синтез ПСД, результатом которого является нахождение номинальных значений геометрических параметров приемников и, по возможности, допустимые отклонения значений этих параметров от их

номинальных значений. Ниже под синтезом ПСД будет пониматься именно параметрический синтез приемников, в результате которого будут определяться как номинальные значения геометрических параметров ПСД, так и допустимые их отклонения от номинальных значений.

На основе представленного в п. 4.1 и 4.2 алгоритмического обеспечения и разработанных математических моделей проточного ПСД (2.11) и ПСД с наружной профилированной поверхностью (2.27) была разработана методика синтеза приемников статического давления.

Синтез предполагается осуществлять в соответствии со структурной схемой, рисунок 4.9, для реализации которой было разработано программное обеспечение [57, 103]. Руководство по использованию системы автоматизированного параметрического синтеза приемников статического давления и конкретный пример ее применения представлены в работе [115].



Рисунок 4.9 – Структурная схема системы автоматизированного параметрического синтеза приемников статического давления

Система автоматизированного параметрического синтеза, рисунок 4.9, содержит следующие основные модули:

- Управляющий модуль, позволяющий открывать меню с рабочим функционалом, выбирать тип приемников, в том числе, проточного ПСД и ПСД с наружной профилированной поверхностью.

- Модуль ввода исходных данных, с помощью которого задаются необходимые для синтеза входные данные.

- Модуль вывода результатов расчетов, позволяющий выводить результаты на экран и сохранять их в виде текстового файла.

- Модуль математического моделирования ПСД, поддерживающий весь процесс синтеза приемников.

- Модуль расчета коэффициента давления \bar{p} , в котором производится расчет коэффициента давления ПСД для контрольных значений скоростей и для произвольного заданного значения скорости.

- Модуль генерирования уравнения точности, в котором рассчитываются значения коэффициентов влияния (уравнения точности) для заданной скорости и средние величины этих коэффициентов для диапазона скоростей от 5,56 до 69,44 м/с для проточного типа ПСД и от 13,89 до 69,44 м/с для ПСД с наружной профилированной поверхностью.

- Модуль синтеза, в котором определяются сочетания значений геометрических параметров ПСД, удовлетворяющих требованиям технического задания. В результате вычислений находятся, как правило, несколько вариантов сочетаний геометрических параметров ПСД, удовлетворяющих заданным требованиям к его скоростной характеристике.

- Модуль расчета девиации коэффициента давления $\Delta\bar{p}$, который, в зависимости от указания пользователя, реализует вычисление $\Delta\bar{p}$ либо в соответствии с методом статистических испытаний, либо – с методом наихудшего случая.

- Модуль вычисления $\Delta\bar{p}$ по методу статических испытаний, позволяющий вычислять девиацию коэффициента давления приемника статического давления в

соответствии с методом статистических испытаний. При этом находится распределение вероятности значений девиации коэффициента давления ПСД при его изготовлении в соответствии с заданными допусками на его геометрические параметры; величины погрешностей в определении высотно-скоростных параметров, соответствующие полученным значениям девиации коэффициента давления.

- Модуль вычисления $\Delta \bar{p}$ по методу наихудшего случая, позволяющий вычислять девиацию коэффициента давления ПСД по заданным отклонениям его геометрических параметров. При этом выдаются значения: максимального значения девиации коэффициента давления, относительной и абсолютной погрешности в определении скорости и высоты полета, обусловленной данной девиацией коэффициента давления.

Данная система реализует, разработанную автором, методику автоматизированного параметрического синтеза приемников статического давления, которая включает в себя:

1. Формирование вектора исходных данных

1.1 Допустимые изменения геометрических параметров

На основе требований к разрабатываемым приемникам и с учетом представленных рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров ПСД задаются следующие диапазоны изменения геометрических параметров для приемников проточного типа:

$$\alpha_{\kappa}^{\min} \dots \alpha_{\kappa}^{\max}, \alpha_{\text{д}}^{\min} \dots \alpha_{\text{д}}^{\max}, D_{\text{вх}}^{\min} \dots D_{\text{вх}}^{\max}, D_{\text{у}}^{\min} \dots D_{\text{у}}^{\max}, D_{\text{х}}^{\min} \dots D_{\text{х}}^{\max}.$$

А для приемников с наружной профилированной поверхностью:

$$D_{\text{вх}}^{\min} \dots D_{\text{вх}}^{\max}, D_{\Gamma}^{\min} \dots D_{\Gamma}^{\max}, L^{\min} \dots L^{\max}.$$

При этом удаление сечения отбора давления от начала профилированного участка приемника с наружной профилированной поверхностью $L_{\text{х}}$ изменяется от 0 мм до L .

1.2 Шаг изменения геометрических параметров

Исходя из требуемого допуска на отклонение статической характеристикой приемника задаются величины шагов изменения геометрических параметров ПСД.

Уменьшение шага расчета увеличивает число возможных сочетаний геометрических параметров ПСД, удовлетворяющих заданным требованиям к скоростной характеристике ПСД, но замедляет процесс поиска.

1.3 Скоростная характеристика, заданная или рассчитанная на основе ТЗ.

Задается требуемая скоростная характеристика ПСД: значения коэффициента давления для заданных скоростей.

1.4 Допустимое отклонение скоростной характеристики.

Задается допустимая величина погрешности по коэффициенту давления (абсолютное или относительное значение).

1.5 Диапазон изменения высоты полета на основе требований ТЗ.

На основе требований ТЗ задается диапазон изменения высоты полета $H_{\min} \dots H_{\max}$.

2. Нахождение сочетаний геометрических параметров ПСД, удовлетворяющих требованию к заданной скоростной характеристике на основе разработанных математических моделей (2.11) для проточного типа, а (2.27) для приемников с наружной профилированной поверхностью.

С помощью метода простого перебора осуществляется вычисления скоростной характеристики для всех возможных сочетаний геометрических параметров ПСД.

3. Анализ полученных результатов и выбор значений геометрических параметров синтезируемых ПСД.

4. Анализ погрешностей в определении значений высотно-скоростных параметров и коэффициента давления, обусловленных возможными отклонениями геометрических параметров ПСД от их номинальных значений (анализ уравнения точности, полученного с использованием разработанных математических моделей).

5. Назначение допусков на отклонения геометрических параметров ПСД исходя из требований ТЗ и при использовании программы синтеза ПСД [103], основанной на разработанных математических моделях.

На основе вышеприведенных методики и системы автоматизированного параметрического синтеза ПСД разработана структура предлагаемого процесса синтеза приемников (рисунок 4.10).

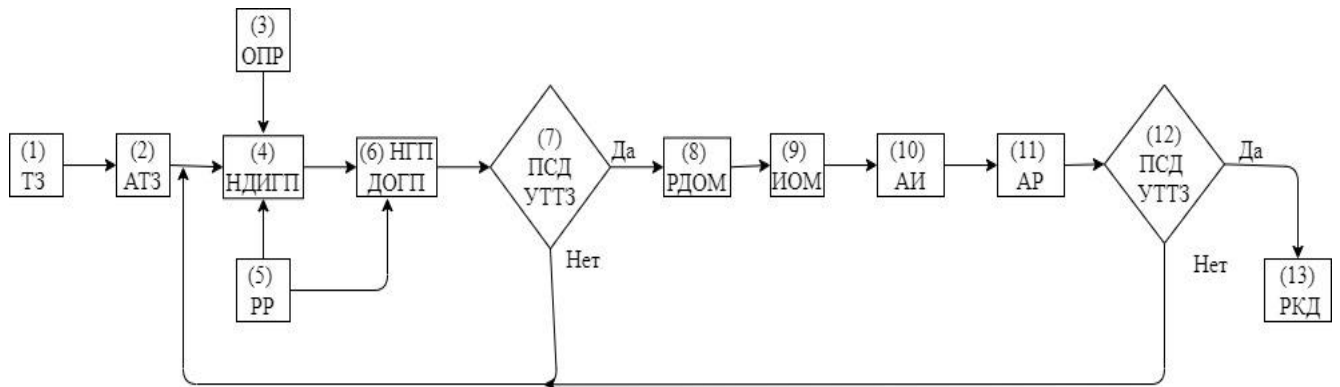


Рисунок 4.10 – Предлагаемая структура автоматизированного параметрического процесса синтеза ПСД: ТЗ – техническое задание на разработку; АТЗ – анализ технического задания; ОПР – опыт предыдущих разработок; НДИГП – назначение допустимых изменений геометрических параметров; РР – рекомендации разработчику по выбору геометрических параметров ПСД; НГПДОГП – нахождение геометрических параметров и допустимых отклонений геометрических параметров ПСД; ПСД УТТЗ – приемник статического давления удовлетворяет требованиям технического задания; РДОМ – разработка документации на изготовление опытного макета; ИОМ – изготовление опытного макета; АИ – аэродинамические испытания; АР – анализ результатов; РКД – разработка конструкторской документации

Требования к параметрам и характеристикам ПСД задаются в Техническом задании на разработку (1). На основании анализа Технического задания (2), опыта предыдущих разработок (3) и рекомендаций разработчику полученных в результате выполнения диссертационного исследования (5) разработчик назначает диапазоны изменения геометрических параметров проектируемого ПСД (4), в которых, по предполагается найти решение поставленной задачи параметрического синтеза. При этом разработчик, ориентируясь на предложенные рекомендации, пытается найти требуемые геометрические параметры приемника с минимальным значением

девиации его коэффициента давления. Затем с помощью разработанной системы автоматизированного параметрического синтеза находятся все возможные сочетания геометрических параметров, характеристики которых удовлетворяют заданным требованиям (6). Если в заданных диапазонах изменения геометрических параметров нашлось решение задачи синтеза (7), то переходят к этапу, связанному с изготовлением и испытанием опытного макета приемника, включающему в себя: разработку документации на изготовление опытного макета (8); изготовление макета приемника (9); аэродинамические испытания макета (10). По результатам испытаний опытного образца (11) принимается решение (12) либо о разработке конструкторской документации на изготовление приемника (13), либо о возобновлении процесса синтеза.

В результате реализации данного процесса разработчик получает один или, чаще всего, несколько сочетаний значений геометрических параметров ПСД, удовлетворяющих требованиям Технического задания. Из представленного набора сочетаний значений геометрических параметров выбирается одно сочетание, удовлетворяющее наилучшим образом конструкторским и технологическим ограничениям, накладываемым на разрабатываемое устройство. Рассмотрение данных вопросов не вошло в настоящее диссертационное исследование. Также разработчик может с помощью данной системы производить назначение допусков на геометрические параметры ПСД либо по методу наихудшего случая, либо по методу статистических испытаний.

Отличительной особенностью предлагаемого решения является сокращение времени и удешевление процесса синтеза ПСД, главным образом за счет сокращения числа итераций, связанных с изготовлением и испытаниями опытных макетов ПСД. Кроме этого, благодаря использованию разработанных в третьей главе рекомендаций разработчику по выбору геометрических параметров приемников статического давления, разработчик может выбирать области изменения геометрических параметров ПСД на первоначальном этапе проектирования, что позволяет: ускорить процесс синтеза за счет увеличения вероятности нахождения решения задачи в выбранных областях; уменьшить

погрешность в определении высотно-скоростных параметров за счет уменьшения девиации коэффициента давления ПСД.

4.4. Результаты и выводы

1. На основе ранее полученных математическом обеспечении автоматизированного параметрического синтеза и рекомендациях разработчику по выбору геометрических параметров приемников статического давления в настоящей главе диссертационного исследования разработано алгоритмическое обеспечение, положенное в основу методики и системы разрабатываемого автоматизированного процесса параметрического синтеза проточных приемников и ПСД с наружной профилированной поверхностью.

2. В основу разрабатываемого процесса синтеза ПСД положено алгоритмическое обеспечение для расчета коэффициента давления проточных приемников и приемников с наружной профилированной поверхностью, в соответствии с которым рассчитываются: скоростная характеристика приемников; девиация коэффициента давления, обусловленная как изменением геометрических параметров ПСД, так и изменением параметров набегающего воздушного потока и высоты полета; коэффициенты влияния геометрических параметров на девиацию коэффициента давления в уравнениях точности.

3. Алгоритмическое обеспечение для поиска сочетания геометрических параметров ПСД по заданной скоростной характеристике является основой автоматизации процесса синтеза, за счет того, что он позволяет без вмешательства разработчика по заданным интервалам изменения геометрических параметров и скоростной характеристике ПСД находить сочетания геометрических параметров приемника, удовлетворяющего требованиям Технического задания на разработку изделия.

4. Разработанное алгоритмическое обеспечение нахождения допусков на отклонение геометрических параметров ПСД позволяет решать технологическую задачу назначения допустимых отклонений геометрических параметров приемника

от их номинальных значений двумя способами: методом наихудшего случая и методом статистических испытаний.

5. На базе полученного алгоритмического обеспечения разработана система автоматизированного параметрического синтеза приемников статического давления, предоставляющая разработчику возможность проводить параметрический синтез проточных ПСД и приемников с наружным обтеканием в автоматизированном режиме.

6. Разработана структура предлагаемого процесса синтеза приемников, базирующаяся на использовании полученных в ходе диссертационного исследования результатах: математические модели проточных ПСД и приемников с наружным обтеканием и двумя контурами аэродинамической компенсации; алгоритмическое обеспечение всех этапов автоматизированного синтеза приемников; рекомендации разработчику по выбору геометрических параметров ПСД и допустимых их отклонений от номинальных значений; система автоматизированного параметрического синтеза приемников статического давления.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Настоящее диссертационное исследование было посвящено разработке автоматизированного параметрического синтеза приемников статического давления, основанного на полученных автором структуры, методики и системы автоматизированного параметрического синтеза ПСД для малых дозвуковых скоростей. Ядром данного процесса является разработанное математическое обеспечение – математические модели проточных приемников статического давления и ПСД с наружной профилированной поверхностью для расчета коэффициента давления приемников и его девиации, обусловленной изменением параметров набегающего воздушного потока. Также важной составляющей процесса синтеза является полученные в результате математического моделирования приемников рекомендации разработчику по выбору геометрических параметров ПСД на первоначальном этапе проектирования. Автоматизация процесса синтеза ПСД обеспечивается за счет разработанных автором алгоритмического обеспечения и методики синтеза приемников статического давления.

В начале работы произведен анализ состояния вопроса разработки ПСД и произведена постановка задач, которые необходимо решить для достижения цели диссертационного исследования:

1. Проведен обзор зондовых средств восприятия полного и статического давлений для летательных аппаратов отечественных и зарубежных производителей и показано их место в системах измерения высотно-скоростных параметров летательных аппаратов.

2. Проанализирован существующий процесс синтеза приемников статического давления, выявлены ограничения данного процесса, основными из которых являются: длительное время синтеза; большие затраты материальных средств на проектирование ПСД; большое значение девиации коэффициента давления приемников и, как следствие, большая погрешность в определении высотно-скоростных параметров летательных аппаратов.

3. Обоснована необходимость разработки нового процесса синтеза, который снимает указанные выше ограничения.

4. Поставлены задачи, которые необходимо решить для разработки системы автоматизированного параметрического синтеза приемников статического давления, основными из которых являются: разработка математических моделей приемников статического давления с внутренней и наружной обтекаемыми поверхностями; теоретические исследования приемников и получение рекомендаций разработчику по выбору значений геометрических параметров приемников и назначению допусков на эти параметры; разработка методики и системы автоматизированного параметрического синтеза ПСД с наружной и внутренней профилированными поверхностями.

Задача разработки математического обеспечения процесса синтеза ПСД решена за счет получения математических моделей приемников статического давления с помощью математического аппарата теории полного факторного эксперимента и использовании САПР ANSYS для реализации вычислительных факторных экспериментов. При этом были решены следующие основные задачи:

1. Проведен анализ процесса математического моделирования свободнообтекаемых тел с помощью стандартными средствами САПР, такими как Ansys, FlowVision, OpenFOAM. При этом можно отметить следующее:

- Разработчику предлагается использовать одну из нескольких моделей турбулентности потока, однако в настоящее время нет четких рекомендаций по выбору модели турбулентности при моделировании таких свободно обтекаемых тел, как ПСД;

- Процесс моделирования требует больших затрат вычислительных средств и растянут во времени от 1,5 до 3 и более часов на один расчет (при использовании вычислительной техники следующей конфигурации: процессор Intel(R) Core(TM) i5-4200 CPU @ 1.60GHz, оперативная память 6,00 Гб). В то же время при проектировании приемников требуется большое число таких вычислений. В связи с этим разработка математических моделей приемников пригодных для их инженерных расчетов является актуальной задачей.

2. Разработана математическая модель, связывающая коэффициент коррекции (сходимости) k при моделировании проточных ПСД с углом сужения конфузора (α_k), углом раскрытия диффузора (α_d), коэффициентом диафрагмы приемника (m), скоростью набегающего воздушного потока (V_0) и интенсивностью турбулентности (ε). Результаты моделирования отличаются от данных аэродинамического испытания контрольного ПСД на 2...11%, что считается вполне приемлемым для моделирования процессов обтекания тел потоком в программе ANSYS и ей подобных [69, 70]. Другим словами, при моделировании проточных приемников статического давления в программе ANSYS могут быть получены значения коэффициента давления, отличающиеся от экспериментальных значений данного коэффициента не более, чем 0,04...0,06 при использовании корректирующего уравнения (2.8), модели турбулентности k-epsilon ($\varepsilon=10\%$) при следующих ограничениях:

- скорость набегающего воздушного потока от 20 до 250 км/ч;
- коэффициент диафрагмы ПСД от 0,20 до 0,40;
- угол сужения конфузурного участка ПСД от 40 до 60°;
- угол раскрытия диффузорного участка ПСД от 8 до 12°.

3. Проведено математическое моделирование некоторых ПСД с наружной профилированной поверхностью в соответствии с разработанной методикой. Получены результаты сравнительного тестирования моделей турбулентности Standard k-epsilon, k-epsilonRND, k-epsilonREALIZABLE, k-omega, k-omegaSST, k-omegaBSL, Spalart-Allmaras на задаче внешнего обтекания типового ПСД. Результаты моделирования сравнивались с экспериментальными данными аэродинамических испытаний приемников с наружной профилированной поверхностью, полученными в аэродинамической лаборатории АО «УКБП». Показано, что использование модели турбулентности k-epsilonREALIZABLE для всех скоростей набегающего воздушного потока дает наиболее близкие результаты к данным эксперимента.

4. Разработана математическая модель, связывающая коррекцию коэффициента давления при моделировании ПСД с наружной профилированной

поверхностью с амплитудой гофров (\bar{d}), относительным удалением сечения отбора давления (\bar{l}) и скоростью набегающего воздушного потока (V_0). Результаты моделирования отличаются от данных аэродинамического испытания контрольного ПСД на 0,16...7,19%, что считается вполне приемлемым для моделирования процессов обтекания тел потоком в программе ANSYS и ей подобных. Другим словами, при моделировании непроточных ПСД в программе ANSYS могут быть получены результаты, близки к экспериментальным с использованием корректирующего уравнения (2.24), модели турбулентности k - ϵ REALIZABLE ($\epsilon = 10\%$, степень турбулентной вязкости – 10) при следующих ограничениях:

- скорость набегающего воздушного потока от 50 до 250 км/ч;
- диаметр входного участка от 12 мм до 22 мм;
- диаметр гофров от 14 мм до 30 мм;
- длина профилированного участка от 60 мм до 70 мм;

5. За счет реализации вычислительных факторных экспериментов с помощью моделирования приемников в САПР ANSYS и коррекции результатов моделирования с помощью уравнений (2.8) и (2.24) разработаны математические модели проточных приемников и ПСД с наружной профилированной поверхностью для расчета коэффициента давления приемников и его девиации, обусловленной изменением параметров набегающего воздушного потока.

Разработанные математические модели позволяют повысить эффективность процесса синтеза приемников статического давления, главным образом, за счет сокращения количества изготавливаемых и подвергаемых аэродинамическим испытаниям промежуточных опытных макетов при реализации процесса синтеза ПСД. С другой стороны – при наличии данных моделей появляется возможность оперативно подбирать приемники с требуемыми конструктивными параметрами для конкретного ЛА на первоначальном этапе разработки, что существенно ускоряет и удешевляет процесс разработки.

Полученные автором математические модели позволили разработать рекомендации разработчику по предварительному выбору геометрических

параметров приемников или областей их изменения на первоначальном этапе проектирования. Использование данных рекомендаций позволяет ускорить процесс синтеза и уменьшить девиацию коэффициента давления ПСД и, как следствие, уменьшить погрешность в получении высотно-скоростных параметров летательных аппаратов. Данные рекомендации разработчику по выбору геометрических параметров приемников были получены на основе анализа результатов исследований скоростных и угловых характеристик ПСД.

В заключительной части диссертационного исследования разработан автоматизированный процесс параметрического синтеза ПСД, в результате которого разработчик, исходя из требований Технического задания, получает геометрические параметры рабочей (обтекаемой) поверхности приемника и допустимые их отклонения от номинальных значений. Автоматизация данного процесса достигается за счет разработанного автором алгоритмического и программного обеспечения.

В качестве некоторых перспективных планируемых направлений развития тематики диссертационного исследования можно отметить: исследование и разработку математических моделей приемников статического давления, имеющих иную конфигурацию наружной профилированной поверхности (в первую очередь – приемников с одним контуром компенсации аэродинамической погрешности, приемников серии МПВД, разработанных АО «УКБП»); исследование и разработку математических моделей комбинированных приемников проточного типа, осуществляющих восприятие как статического, так и полного давлений воздушного потока; разработку подходов и методики оптимизации ПСД, в первую очередь, по критериям максимально возможной инвариантности коэффициента давления к параметрам воздушного потока и максимальной технологичности изделий.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. А. С., 117179 СССР, МКИ G 01 L 19/00. Проточный приемник статического давления / Г. А. Конюхов, Л. С. Кудрявцев, С. А. Никольский, В. Н. Олин, Ю. А. Тепанов, Н. Г. Федоров. – Оpubл. БИ 1985. – 29 с.
2. А. С., 1299255 СССР, МКИ G 01 L 19/00. Проточный приемник статического давления / Ю.А. Березин, Г. А. Конюхов, Л. С. Кудрявцев, С. А. Никольский, В. Н. Олин, Ю. А. Тепанов, Н. Г. Федоров. – Оpubл. БИ 1986. – 12 с.
3. А. С., 1543266 СССР, МКИ G 01 L 19/00. Проточный приемник статического давления / Г. А. Конюхов, Л. С. Кудрявцев, С. А. Никольский, Н. Г. Федоров. – Оpubл. БИ 1988. – 6 с.
4. А. С., 1605734 СССР, МКИ G 01 L 19/00. Устройство для измерения статического давления / Г. Е. Брагин, Г. А. Конюхов, Л. С. Кудрявцев, С. А. Никольский, Н. Г. Федоров. – Оpubл. БИ 1990. – 6 с.
5. А. С., 1693554 СССР, МКИ G 01 L 19/00. Датчик вектора воздушной скорости / Е. В. Антонец, Г. А. Конюхов, Л. С. Кудрявцев, С. А. Никольский, В. Н. Олин, Н. Г. Федоров. – Оpubл. БИ 1991. – 43 с.
6. Абрамович Г. Н. Теория турбулентных струй / Г. Н. Абрамович. – М.: Физматгиз, 2011. – 720 с.
7. Абрамович, Г. Н. Прикладная газовая динамика / Г. Н. Абрамович. – М.: Наука, 1976. – 888 с.
8. 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.
9. Автономный вычислитель вертикальной скорости АВВС. Техническое описание и инструкция по эксплуатации 6Г3.072.005. 33с.
10. Анисимов, Г. В. Автоматическое управление скоростью полета самолета: Учебное пособие для вузов гражданской авиации. – Рига.: РКИИГА, 1981. – 77 с.
11. Аэромеханика самолета: Динамика полета: учебник для авиационных вузов / А. Ф. Бочкарев, В. В. Андреевский, В. М. Белоконов [и др.]; под ред. А. Ф.

Бочкарева, В. В. Андреевского. 2-е изд. перераб. и доп. – М. : Машиностроение 1985. – 360 с.

12. Берг, А. Г. Исследование приемников воздушных давлений / А. Г. Берг, М. М. Цыбина, М. Ю. Сорокин // Актуальные проблемы прикладной математики, информатики и механики (Воронеж, 18-20 декабря 2017 г.): сб. тр. Междунар. Науч.-техн. конф. – Воронеж, 2017. – С. 562-566.

13. Бреббия, К. Методы граничных элементов / К. Бреббия, Ж. Теллес, Л. Вроубел; под ред. Э. И. Григолюка. – пер. с англ. Л. Г. Корнейчука – М.: Мир, 1987. – 524 с.

14. Брюшгенс, Г.С. Аэродинамика самолета: Динамика продольного и бокового движения / Г.С. Брюшгенс, Р. В. Студнев. – М. : Машиностроение, 1979. – 352 с.

15. Введение в математическое моделирование: учеб. пособие / В. Н. Ашихмин, М. Б. Гитман, И. Э. Келлер, О. Б. Наймарк, В. Ю. Столбов, П. В. Трусов, П. Г Фрик; под ред. П.В. Трусова. – М. : Логос, 2005. – 440 с.

16. Виноградов, Б. С. Прикладная газовая динамика / Б. С. Виноградов. – М. : Изд. Университета дружбы народов им. Патриса Лумумбы, 1965, – 348 с.

17. Володко, А. М. Безопасность полетов вертолетов / А. М. Володко. – М.: Транспорт, 1981. – 223 с.

18. Высотомер электромеханический ВЭМ–72. Руководство по технической эксплуатации. 6Х2.514.040 РЭ. – 66 с.

19. Вычислитель скорости измерения давления ВСИД. Руководство по технической эксплуатации. 6Г3.072.008 РЭ. –30 с.

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

21. 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.

22. Датчик приборной скорости ДВС–24. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. 6Э2.781.014 ТО. – 54 с.

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

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

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

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

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

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

29. 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.

30. Ефимов, И. П. Авиационные приборы: учеб. пособие / И. П. Ефимов. – Ульяновск : УлГТУ, 2018. – 255 с.
31. Ефимов, И. П. К расчету проточных приемников воздушных давлений / И. П. Ефимов, В. А. Мишин ; Ульяновский политехнический институт. – Ульяновск, 1994. – 14 с. – Деп. в ВИНТИ ДР 5173 – пр. 07.94.
32. Ефимов, И. П. Математическая модель проточного приемника воздушных давлений / И. П. Ефимов, Г. А. Конюхов, Н. Г. Федоров ; Ульяновский политехнический институт. – Ульяновск, 1993. – 6с. – Деп. в ВИНТИ ДР 5129 – пр. 07.93.
33. Ефимов, И. П. Математическая модель проточного приемника воздушных давлений с учетом концевго эффекта / И. П. Ефимов, Н. Г. Федоров // 27-я научно-техническая конференция Ульяновского политехнического института : сб. тез. докл. В 3 ч. Ч. 2. – Ульяновск, 1993. – С. 52–54.
34. Ефимов, И. П. Моделирование приемников статического давления для мало-скоростных летательных аппаратов / И. П. Ефимов // Всероссийская научно-практическая конференция. Актуальные проблемы науки и практики (Ульяновск, 01 декабря – 04 декабря 2018 года): Сборник научных трудов. – Ульяновск : УлГТУ, 2018. – С. 15-17.
35. Ефимов, И. П. Функциональное проектирование приемников воздушных давлений и его программное обеспечение/ И. П. Ефимов // 28-я научно-техническая конференция Ульяновского политехнического института: сб. тез. докл. – Ульяновск, 1994. – С. 24.
36. Жуков, Н. П. Гидрогазодинамика: учеб. пособие / Н. П. Жуков. – Тамбов : Изд-во ФГБОУ ВПО «ТГТУ», 2011. – 92 с.
37. Зезин, В. Г. Гидрогазодинамика: учеб. Пособие / В. Г. Зезин. – Челябинск : Изд-во ЮурГУ, 2010. – 132 с.
38. Зенкевич, О. Метод конечных элементов в технике / О. Зенкевич; под ред. Б. Е. Победри. – пер. с англ. – М.: Мир, 1975. – 541 с.

39. Идельчик, И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / И. Е. Идельчик; под ред. М. О. Штейнберга. – 3 изд., пераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1992. – 672 с.
40. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов: учебное пособие / Г. И. Ключев [и др.]; под ред. В. А. Мишина. – Ульяновск: УлГТУ, 2005. – 509 с.
41. Испытание модели приемников воздушного давления с гофрированной наружной или внутренней поверхностью / научно-технический отчет; исполн.: Парфенова Н. Ф., Антонец Е. В., Конюхов Г. А. – № 9459. – М. :ЦАГИ, 1991. – 66 с.
42. Исследование приемников давления для вертолетов : отчет о НИР / Научн. рук. Н. Г. Федоров, Исп. Г. А. Конюхов, К. Н. Сорокин, Н. В. Короткова. – №12-2/84. №ГР 0182.6025057, Ульяновск : УлПИ, 1985. – 92 с.
43. Исследование проточных приемников давления для вертолетов : отчет по НИР; рук. Федоров Н. Г.; исполн.: Конюхов Г. А. [и др.]. – Ульяновск : УлПИ, 1987. – 97 с. – № ГР 0186.0046939. – Инв. № 12–58/86.
44. Исследование систем восприятия первичных аэрометрических параметров в нестационарных потоках / отчет по НИР; рук. Федоров Н. Г.; испол. Антонец Е. В. [и др.]. – Ульяновск : УлПИ, 1990. – 88 с. – № ГР.01880026757. – Инв. № 12–38/88.
45. Истомин, Д. А. Исследование приемников воздушных давлений с аэродинамической компенсацией / Д. А. Истомин, И. П. Ефимов, М. Ю. Сорокин // Автоматизация процессов правления. – 2011. - № 4(26). – С. 31-36.
46. Истомин, Д. А. Компьютерное моделирование макета приемника полного давления / Д. А. Истомин, В. Н. Моисеев, А. А. Прманов, М. Ю. Сорокин // Датчики и системы. – 2013. –№ 6(169). – С. 14-18.
47. Истомин, Д. А. Проектирование приемников воздушных давлений [Электронный ресурс] / Д. А. Истомин, И. П. Ефимов, М. Ю. Сорокин // АО «УКБП». – Режим доступа: http://www.thesis.com.ru/infocenter/downloads/flowvision/fv_es09_ukbp.pdf.

48. Истомин, Д. А. Проектирование приемников статического давления / Д. А. Истомин, И. П. Ефимов, М. Ю. Сорокин, В. Н. Моисеев // Труды международной научно-практической конференции «Инженерные системы –2010». Москва, 6–9 апреля 2010 г. – М. : РУДН, 2010. – 380 с. С. 44-48.
49. Ключев, Г. И. Авиационные приборы и системы: учебное пособие / Г. И. Ключев, Н. Н. Макаров, В. М. Солдаткин. – Ульяновск: УлГТУ, 2000. – 343 с.
50. Корректор-задатчик скорости приборной КЗСП. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. 6Х2.300.017 ТО. – 139 с.
51. Костин, В. Н. Статистические методы и модели: Учебное пособие / В. Н. Костин, Н. А. Тишина. – Оренбург: ГОУ ОГУ, 2004. – 138 с.
52. 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.
53. Летные испытания систем пилотажно-навигационного оборудования / Е. Г. Харин, М. П. Цветков, В. К. Волков [и др.]. – М. : Машиностроение, 1986. – 136 с.
54. Лойцянский, Л. Г. Механика жидкости и газа / Л. Г. Лойцянский. – М. : Наука, 1978. – 736 с.
55. Лойцянский, Л. Г. Механика жидкости и газа: учеб. для вузов – 7-е изд., испр. / Л. Г. Лойцянский. – М.: Дрофа, 2003. – 840 с.
56. Лубина, А. С. Верификация CFD-моделей ANSYS FLUENT для однофазных течений в каналах простой формы / А. С. Лубина, А. А. Седов // Обеспечение безопасности АЭС с ВВЭР (ОКБ «ГИДРОПРЕСС», Подольск, Россия 16-19 мая 2017 г.): сб. науч. тр. 10-й Междунар. Науч.-техн. конф. – Подольск, 2017. – С. 1-10.
57. Лыу Конг Киём. Исследование проточных приемников статического давления / Лыу Конг Киём, И. П. Ефимов, Май Суан Дык, А. С. Кузнецов. – Ульяновск: УлГТУ, 2022. – 262 с.

58. Лыу Конг Кием. Исследование системы воздушных сигналов / Лыу Конг Кием, И. П. Ефимов // Вузовская наука в современных условиях: сб. матер. 53-й науч. -техн. конф. в 3 ч. Ч. 2. – Ульяновск : УлГТУ, 2019. – С. 18-21.

59. Лыу Конг Кием. К вопросу влияния шага расчетной сетки на результаты моделирования проточных приемников воздушных давления в программе ANSYS / Лыу Конг Кием, И. П. Ефимов // Информатика и вычислительная техника: сб. науч. тр. XII Всероссийской. науч.-техн. конф. студентов, аспирантов и молодых ученых ИВТ-2020; под общей ред. В. Н. Негоды. – Ульяновск : УлГТУ, 2020. – С. 119-124.

60. Лыу Конг Кием. К вопросу выбора геометрических параметров проточных приемников воздушных давлений, девиация коэффициента давления которых не превышает заданного значения / Лыу Конг Кием, И. П. Ефимов // Гражданская авиация: XXI век: сборник материалов XII Международной молодежной научной конференции. – Ульяновск : УИГА, 2020. – С. 26-28.

61. Лыу Конг Кием. К вопросу выбора модели турбулентности при моделировании непроточных приемников воздушных давлений в программе ANSYS / Лыу Конг Кием, И. П. Ефимов // Вузовская наука в современных условиях: сб. матер. 55-й науч. -техн. конф. в 3 ч. Ч. 2. – Ульяновск : УлГТУ, 2021. – С. 88-91.

62. Лыу Конг Кием. К вопросу выбора параметров для создания расчетной сетки при моделировании непроточных приемников воздушных давлений в программе ANSYS / Лыу Конг Кием, И. П. Ефимов // Информатика, моделирование, автоматизация проектирования: сб. науч. тр. XII Междунар. науч.-пр. конф. студентов, аспирантов и молодых ученых ИМАП-2020; под ред. Н. Н. Войта. – Ульяновск : УлГТУ, 2021. – С. 122-127.

63. Лыу Конг Кием. К вопросу о влиянии скоса набегающего воздушного потока на коэффициент давления приемника статического давления с наружной профилированной поверхностью / Лыу Конг Кием, И. П. Ефимов // Информатика, моделирование, автоматизация проектирования: сб. науч. тр. XIII Междунар. науч.-

пр. конф. студентов, аспирантов и молодых ученых ИМАП-2021; под ред. Н. Н. Войта. – Ульяновск : УлГТУ, 2021. – С. 157-163.

64. Лыу Конг Кием. К вопросу о влиянии скоса потока на коэффициент давления проточного приемника статического давления / Лыу Конг Кием, И. П. Ефимов // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – 2021. – № 1. – С. 15-21.

65. Лыу Конг Кием. К вопросу о связи точности изготовления проточного приемника статического давления с погрешностью в определении высотно-скоростных параметров / Лыу Конг Кием, И. П. Ефимов // Информатика и вычислительная техника: сб. науч. тр. XIII Всероссийской. науч.-техн. конф. студентов, аспирантов и молодых ученых ИВТ-2021; под общей ред. В.Н. Негоды. – Ульяновск : УлГТУ, 2021. – С. 185-191.

66. Лыу Конг Кием. К вопросу повышения точности измерения высотно-скоростных параметров в системах автоматизированного управления летательными аппаратами / Лыу Конг Кием, И. П. Ефимов // Промышленные АСУ и контроллеры. – 2020. – № 4. – С. 25-32.

67. Лыу Конг Кием. К вопросу уменьшения погрешности при измерении высотно-скоростных параметров ЛА / Лыу Конг Кием, И. П. Ефимов // Вузовская наука в современных условиях: сб. матер. 55-й науч. -техн. конф. в 3 ч. Ч. 2. – Ульяновск : УлГТУ, 2021. – С. 91-94.

68. Лыу Конг Кием. Математическая модель для расчета девиации коэффициента давления проточных приемников статического давления, обусловленной скосами набегающего воздушного потока / Лыу Конг Кием, И. П. Ефимов // Промышленные АСУ и контроллеры. – 2021. – № 7. – С. 55-60.

69. Лыу Конг Кием. Моделирование проточных приемников статического давления в ANSYS / Лыу Конг Кием, И. П. Ефимов// Автоматизация процессов управления. – 2019. – № 4 (58). – С. 97-104.

70. Лыу Конг Кием. Моделирование проточных приемников статического давления с помощью средств САПР / Лыу Конг Кием, И. П. Ефимов // Вузовская

наука в современных условиях: сб. матер. 54-й науч. -техн. конф. в 3 ч. Ч. 2. – Ульяновск : УлГТУ, 2020. – С. 126-129.

71. Лыу Конг Кiem. Назначение допусков на геометрические параметры проточных приемников воздушных давлений с применением метода статистических испытаний / Лыу Конг Кiem, И. П. Ефимов // Промышленные АСУ и контроллеры. – 2020. – № 7. – С. 17-23.

72. Лыу Конг Кiem. Уменьшение влияния скоса потока на коэффициент давления проточного приемника статического давления / Лыу Конг Кiem, И. П. Ефимов // Гражданская авиация: XXI век: сборник материалов XIII Международной молодежной научной конференции. – Ульяновск : УИГА, 2021. – С. 26-28.

73. Мартынов А. К. Прикладная аэродинамика / А. К. Мартынов. – М.: Машиностроение, 1972. – 448 с.

74. Миньков, Л. Л. Методические указания к решению задачи о турбулентном течении вязкой несжимаемой жидкости в трубе с помощью вычислительного пакета ansys fluent : учебно-методическое пособие / Л. Л. Миньков. – Том : Издательство STT, 2016. – 28 с.

75. Михалев, И. А. Системы автоматического управления самолетом / И. А. Михалев, В. Н. Окоемов, М. С. Чикулаев. – 2-е Изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1987. – 240 с.

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

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

78. Моисеев, В. Н. Математическая модель проточного приемника статического давления / В. Н. Моисеев, М. Ю. Сорокин, И. П. Ефимов, Т. И. Давыдова // Автоматизация процессов правления. – 2016. - № 2(44). – С. 56-62.

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

80. Моисеев, В. Н. Особенности моделирования датчиков аэрометрических параметров / В. Н. Моисеев, М. Ю. Сорокин // Информационные ресурсы и системы в экономике, науке и образовании: сб. ст. VI Междунар. науч.-техн. конф. – Пенза, 2016. – С. 59-63.

81. Моисеев, В. Н. Разработка и исследование датчиков аэрометрических параметров с повышенными точностными характеристиками: автор. дис. ...канд. тех. наук: 05.13.05 / Моисеев Владимир Николаевич. – Ульяновск, 2014. – 24 с.

82. Моисеев, В. Н. Совершенствование методики проектирования датчиков аэрометрических параметров / В. Н. Моисеев, М. Ю. Сорокин // Информационные ресурсы и системы в экономике, науке и образовании: сб. ст. VI Междунар. науч.-техн. конф. – Пенза, 2016. – С. 54-58.

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

84. Никольский, С. А. Увеличение точности измерения малых скоростей / С. А. Никольский, В. П. Пахомов, Н. Г. Федоров, В. Н. Шивринский // Авиационная промышленность. – 1969. – №8. – С. 54–56.

85. Острославский, И. В. Аэродинамика самолета / И. В. Острославский. – М. : Оборонгиз, 1957. – 560 с.

86. Официальный сайт CFD Online [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.cfd-online.com/Wiki/Eddy_viscosity_ratio, свободный. Яз. англ. (дата обращения: 27.09.2020).

87. Официальный сайт программы Ansys [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ansys.com>.

88. Официальный сайт программы OpenFOAM [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.openfoam.com>.

89. Пат. 125711 Российская Федерация, МКП G01P 5/16. Дозвуковой приемник полного давления / В. П. Белов, Д. А. Истомин, В. И. Кожевников, Н. Н. Макаров, А. А. Павловский, М. Ю. Сорокин; заявитель и патентообладатель АО «УКБП» – №2012113002/28; заяв. 03.04.2012; опубл. 10.03.2013. – 14 с.

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

91. Пат. 197608 Российская Федерация, G01L 19/00. Приемник воздушных давлений с обогревом / С. Н. Артемьев, О. А. Гуляев, Д. Л. Крылов, А. А. Кошелев, М. Ю. Сорокин, М. Г. Пилищук, А. Ю. Казачков; заявитель и патентообладатель АО «Аэроприбор-Восход» – №2019142737; заяв. 20.12.2019; опубл. 18.05.2020. – 8 с.

92. Пат. 208583 Российская Федерация, МКП G01P 5/165, G01L 11/00. Многофункциональный приемник воздушных давлений / С. Н. Артемьев, Д. Л. Крылов, М. Г. Пилищук, М. В. Семенча, А. Ю. Казачков, М. Ю. Сорокин; заявитель и патентообладатель АО «Аэроприбор-Восход» – №2021114764; заяв. 25.05.2021; опубл. 24.12.2021. – 10 с.

93. 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.

94. Пейн П. Р. Динамика и аэродинамика вертолета / пер. с англ / П. Р. Пейн. – М.: Оборонгиз, 1963. – 492 с.
95. Петунин, А. Н. Методы и техника измерений параметров газового потока (приемники давления и скоростного напора) / А. Н. Петунин. – М. : Машиностроение, 1972. – 332 с.
96. Платонов, Д. В. Сравнительный анализ CFD-пакетов SigmaFlow и Ansys Fluent / Д. В. Платонов, А. В. Минаков, А. А. Дектерев, Е. Б. Харламов // Вестник Томского государственного университета. – 2013. – № 1 (21). – С. 84-94.
97. Попов, С. Г. Измерение воздушных потоков / С. Г. Попов. – М. : Гостехиздат, 1947. – 342 с.
98. Прандталь, Л. Гидроаэромеханика / пер. со 2-го нем. Издания / Л. Прандталь. – Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотичная динамика», 2000. – 576 с.
99. Применение пакетов прикладных программ при изучении курсов механики жидкости и газа: учеб. Пособие. / Т. В. Кондранин, Б. К. Ткаченко, М. В. Березникова, А. В. Евдокимов, А. П. Зуев. – М. : МФТИ, 2005. – 104 с.
100. Пушков С. Г. Погрешность восприятия полного давления приемником с протоком в камере торможения / С. Г. Пушков, Е. Г. Харин, В. Р. Кожурин, Л. Л. Ловицкий // Авиакосмическое приборостроение. – 2010. – №5. – С. 3-8.
101. Руководство пользователя ANSYS FLUENT: ANSYS FLUENT Theory Guide.
102. Рыбалов, С. В. Исследование многофункционального приемника воздушных давлений / С. В. Рыбалов, М. Ю. Сорокин // Математическое моделирование: Тезисы II Международной конференции. – Москва, 2021. – С. 114-115.
103. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021667764. Программа функционального синтеза приемников статического давления // Лыу Конг Кiem, И. П. Ефимов; правообладатель: ФГБОУ ВО «УлГТУ»; заявл. 15.10.2021; зарегистр. 02.11.2021. – М.: Роспатент, 2021.
104. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021617045. Программа для расчета коэффициента давления проточных

приемников статического давления // Лыу Конг Кием, И. П. Ефимов; правообладатель: ФГБОУ ВО «УлГТУ»; заявл. 21.04.2021; зарегистр. 05.05.2021. – М.: Роспатент, 2021.

105. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020663816. Программа для нахождения геометрических параметров проточных приемников статического давления, девиация коэффициента давления которых не превышает заданного значения // Лыу Конг Кием, И. П. Ефимов; правообладатель: ФГБОУ ВО «УлГТУ»; заявл. 28.10.2020; зарегистр. 02.11.2020. – М.: Роспатент, 2020.

106. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021619053. Программа для расчета коэффициента давления приемников статического давления с наружной профилированной поверхностью // Лыу Конг Кием, И. П. Ефимов; правообладатель: ФГБОУ ВО «УлГТУ»; заявл. 25.05.2021; зарегистр. 03.06.2021. – М.: Роспатент, 2021.

107. Свидетельство о регистрации программно-информационного продукта № 1493. Математическая модель для расчета коэффициента давления проточных приемников статического давления // И. П. Ефимов, Лыу Конг Кием; зарегистр. 19.04.2022. – Ульяновск: ОФАП УОЦ НИТ, 2022. Режим доступа: <http://ofap.ulstu.ru/1493>.

108. Свидетельство о регистрации программно-информационного продукта № 1495. Математическая модель для расчета девиации коэффициента давления проточных приемников статического давления // И. П. Ефимов, Лыу Конг Кием; зарегистр. 19.04.2022. – Ульяновск: ОФАП УОЦ НИТ, 2022. Режим доступа: <http://ofap.ulstu.ru/1495>.

109. Свидетельство о регистрации программно-информационного продукта № 1494. Математическая модель для расчета коэффициента давления приемников статического давления с наружной профилированной поверхностью // И. П. Ефимов, Лыу Конг Кием; зарегистр. 19.04.2022. – Ульяновск: ОФАП УОЦ НИТ, 2022. Режим доступа: <http://ofap.ulstu.ru/1494>.

110. Свидетельство о регистрации программно-информационного продукта № 1496. Математическая модель для расчета девиации коэффициента давления приемников статического давления с наружной профилированной поверхностью // И. П. Ефимов, Лыу Конг Кием; зарегистр. 19.04.2022. – Ульяновск: ОФАП УОЦ НИТ, 2022. Режим доступа: <http://ofap.ulstu.ru/1496>.

111. Свидетельство о регистрации программно-информационного продукта № 1497. Моделирование проточных приемников статического давления // И. П. Ефимов, Лыу Конг Кием; зарегистр. 19.04.2022. – Ульяновск: ОФАП УОЦ НИТ, 2022. Режим доступа: <http://ofap.ulstu.ru/1497>.

112. Свидетельство о регистрации программно-информационного продукта № 1499. Назначение допусков на геометрические параметры проточных приемников статического давления // И. П. Ефимов, Лыу Конг Кием; зарегистр. 19.04.2022. – Ульяновск: ОФАП УОЦ НИТ, 2022. Режим доступа: <http://ofap.ulstu.ru/1499>.

113. Свидетельство о регистрации программно-информационного продукта № 1498. Моделирование приемников статического давления с наружной профилированной поверхностью // И. П. Ефимов, Лыу Конг Кием; зарегистр. 19.04.2022. – Ульяновск: ОФАП УОЦ НИТ, 2022. Режим доступа: <http://ofap.ulstu.ru/1498>.

114. Свидетельство о регистрации программно-информационного продукта № 1500. Назначение допусков на геометрические параметры приемников статического давления с наружной профилированной поверхностью // И. П. Ефимов, Лыу Конг Кием; зарегистр. 19.04.2022. – Ульяновск: ОФАП УОЦ НИТ, 2022. Режим доступа: <http://ofap.ulstu.ru/1500>.

115. Свидетельство о регистрации программно-информационного продукта № 1501. Система автоматизированного параметрического синтеза приемников статического давления // И. П. Ефимов, Лыу Конг Кием; зарегистр. 19.04.2022. – Ульяновск: ОФАП УОЦ НИТ, 2022. Режим доступа: <http://ofap.ulstu.ru/1501>.

116. Сергель, О. С. Прикладная гидрогазодинамика / О. С. Сергель. – М. : Машиностроение, 1981. – 374 с.

117. Сидняев, Н. И. Теория планирования эксперимента и анализ статистических данных : учебник и практикум для вузов / Н. И. Сидняев. – 2-е изд., перераб. и доп. – Москва : Издательство Юрайт, 2019. – 495 с.

118. Система измерения давления СИД. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. 6Г3.031.004 ТО. – 58 с.

119. Система сигнализации опасной скорости сближения с землей ССОС. Руководство по технической эксплуатации. 6Г1.700.000. – 54 с.

120. Системотехническое проектирование измерительно-вычислительных систем: учебное пособие к курсовому и дипломному проектированию / Ф. А. Ганеев [и др.]; под ред. В. М. Солдаткина. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2011. – 150 с.

121. Справочник технолога-машиностроителя. В 2-х т. Т. 1; под ред. А. Г. Косиловой, Р. К. Мещерякова. – 4-изд., перераб. И доп. – М.: Машиностроение, 1985. – 656 с.

122. Справочник технолога-машиностроителя. В 2-х т. Т. 2; под ред. А. Г. Косиловой, Р. К. Мещерякова. – 4-изд., перераб. И доп. – М.: Машиностроение, 1986. – 496 с.

123. Статистические методы контроля качества и обработки экспериментальных данных : учебное пособие / Б. Б. Мойзес, И. В. Плотникова, Л. А. Редько ; Томский политехнический университет. – Томск : Изд-во Томского политехнического университета, 2016. – 119 с.

124. Стрижов, В. В. Методы выбора регрессионных моделей / В. В. Стрижов, Е.А. Крымова. – Москва : Вычислительный центр РАН, 2010. –60 с.

125. Туснин, А. В. Методика построения конечно-элементной сеточной модели на примере камеры сгорания газотурбинного двигателя / А. В. Туснин, С. А. Шаламов, В. Г. Августинович // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2013. – № 35. – С. 31-48.

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

127. Федоров, Н. Г. Измеритель малых воздушных скоростей / Н. Г. Федоров, Г. А. Конюхов // Оптимизация систем автоматики, информационно-измерительной и вычислительной техники: сб. тез. докл. – Ульяновск, 1971. – С. 42–45.

128. Федоров, Н. Г. Исследование влияния технологических допусков при изготовлении проточных приемников на точность восприятия давления / Н. Г. Федоров, Г. А. Конюхов, К. В. Короткова // 23-я научно-техническая конференция Ульяновского политехнического института: сб. тез. докл. – Ульяновск, 1989. – С. 47–50.

129. Федоров, Н. Г. Исследование возможности расширения диапазона измерения скорости летательных аппаратов : автор. дис. ...канд. тех. наук: 05.253 / Федоров Николай Герасимович . – Казань, 1973. – 19 с.

130. Федоров, Н. Г. Исследование возможности расширения диапазона измерения скорости летательного аппарата: дис. ...канд. тех. наук: / 05.253 / Федоров Николай Герасимович. – Казань, 1973. – 190 с.

131. Федоров, Н. Г. К вопросу увеличения точности измерения малых скоростей / Н. Г. Федоров, С. А. Никольский, В. Н. Шивринский // Научно-техническая конференция посвященная 50-летию Советской власти: сб. тез. докл. – Ульяновск, 1967. – С. 60.

132. Хиврич, И. Г. Автоматизированное вождение воздушных судов / И. Г. Хиврич, А. М. Белкин. – М. : Транспорт, 1985. – 328 с.

133. Цыбина, М. М. Разработка и исследование приемников воздушных давлений для систем бортового оборудования вертолета : автор. дис. ... канд. тех. наук: 05.13.05 / Цыбина Мария Михайловна. – Ульяновск. – 2017. – 23 с.

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

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

136. Шивринский, В. Н. Исследование проточных приемников воздушных давлений / В. Н. Шивринский. – Ульяновск : УЛГТУ, 2013. – 132 с.
137. Шлихтинг, Г. Теория пограничного слоя : Пер. о нем / Г. Шлихтинг. – М. : Наука, 1974. – 71 с.
138. Andradóttir, S. Introduction to modeling and simulation / S. Andradóttir, K. J. Healy, D. H. Withers, B. L. Nelson // Winter Simulation Conference. – 1997.
139. 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.
140. Contributions of CFD to the 787 – and Future Needs : Technical Report / Douglas N. Ball, 2008.
141. Ferziger, J. H. Computational methods for fluid dynamics / J. H. Ferziger, J. H., M. Peric. – Berlin : Springer Verlag, 2002. – 423 p.
142. G. M. Homsy et al. Multi-Media Fluid Mechanics. – Cambridge: Cambridge University Press, 2000.
143. John, D. Fundamentals of aerodynamics. – 5th ed. / D. John, Jr. Anderson. – New York: McGraw-Hill, 2011. – 1106 p.
144. John, D. Fundamentals of aerodynamics. – 6th ed. / D. John, Jr. Anderson. – New York: McGraw-Hill, 2017. – 1154 p.
145. Measurement of Aircraft Speed and Altitude : NASA Reference Publication 1046 / William Gracey, 1980.
146. Measurement of static pressure on aircraft : Technical Report 1364 / William Gracey, 1958.
147. Tisovska, P. Verification of ANSYS Fluent and OpenFOAM CFD platforms for prediction of impact flow / P. Tisovska, P. Peukert, J. Kolar // EFM16 – Experimental Fluid Mechanics 2016. EPJ Web of Conferences. 2017. Vol. 143, no. 02130. pp. 1–5. <https://doi.org/10.1051/epjconf/201714302130>.
148. Tsybina, M. Estimation of characteristics of multifunctional air data probe for air data system / M. Tsybina, V. almazov, M. Soroki // Proceedings - 2017 2nd international ural conference on measurements, uralcon 2017. – Pp. 107-112.

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

150. Zhang Y. Aerodynamic Characteristics of Different Airfoils under Varied Turbulence Intensities at Low Reynolds Numbers / Y. Zhang , Z. Zhou, K. Wang, X. Li // Appl. Sci. 2020, 10, 1706; doi:10.3390/app10051706.

**Приложение 1. Свидетельства о регистрации программ для ЭВМ и
программно-информационных продуктов**

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2021667764

**Программа функционального синтеза приемников
статического давления**

Правообладатель: *федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования
«Ульяновский государственный технический
университет» (RU)*

Авторы: *Льу Конг Кием (VN), Ефимов Иван Петрович (RU)*

Заявка № **2021666225**

Дата поступления **15 октября 2021 г.**

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ **02 ноября 2021 г.**

*Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности*

Г.П. Ивлиев



РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ
№ 2021617045

**Программа для расчета коэффициента давления
проточных приемников статического давления**

Правообладатель: *федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования
«Ульяновский государственный технический
университет» (RU)*

Авторы: *Льву Конг Кием (VN), Ефимов Иван Петрович (RU)*

Заявка № 2021616113

Дата поступления 21 апреля 2021 г.

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ 05 мая 2021 г.

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

Г.П. Иблиев



РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2021619053

**Программа для расчета коэффициента давления
приемников статического давления с наружной
профилированной поверхностью**

Правообладатель: *федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования
«Ульяновский государственный технический
университет» (RU)*

Авторы: *Льву Конг Кием (VN), Ефимов Иван Петрович (RU)*

Заявка № 2021617939

Дата поступления 25 мая 2021 г.

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ 03 июня 2021 г.



Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

Г.П. Ивлиев

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2020663816

Программа для нахождения геометрических параметров проточных приемников статического давления, девиация коэффициента давления которых не превышает заданного значения

Правообладатель: *федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Ульяновский государственный технический университет» (RU)*

Авторы: *Льу Конг Кием (VN),
Ефимов Иван Петрович (RU)*

Заявка № **2020663104**

Дата поступления **28 октября 2020 г.**

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ **02 ноября 2020 г.**

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

Г.П. Ивлиев Г.П. Ивлиев



Приложение 2. АКТ об использовании результатов диссертационной работы

УТВЕРЖАЮ

Заместитель генерального
директора – директор ЦГЦР

И.А. Разумов

«*ea*»



АКТ

использования результатов диссертационной работы

Лыу Конг Кием, выполненной на тему

«Автоматизированный параметрический синтез приемников статического давления для малых дозвуковых скоростей» в разработках АО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения»

Настоящий акт подтверждает, что результаты, полученные в ходе выполнения диссертационного исследования Лыу Конг Кием «Автоматизированный параметрический синтез приемников статического давления для малых дозвуковых скоростей», переданы для использования в АО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения» при разработках приемников воздушных давлений для вертолетов.

В частности, сформулированные в работе подходы к моделированию приемников статического давления с наружной профилированной поверхностью в САПР ANSYS и рекомендации разработчику по выбору значений их геометрических параметров могут быть использованы при разработке модификаций приемника воздушных давлений (ПВД) с аэродинамической компенсацией ПВД-К. Моделирование ПВД с учетом рекомендаций по выбору значений их геометрических параметров позволяет повысить эффективность процесса синтеза приемников за счет сокращения времени разработки и уменьшения числа промежуточных аэродинамических трубных испытаний опытных макетов ПВД.

Полученные в диссертационном исследовании рекомендации по назначению допустимых отклонений геометрических параметров приемников статического давления от их номинальных значений эффективны при разработке конструкторской и технологической документации на некоторые модификации ПВД типа ПВД-К.

Математические модели приемников статического давления с внутренней и наружной профилированными поверхностями, разработанные автором диссертационной работы, предполагается использовать при проведении НИР, связанных с разработкой перспективных ПВД для вертолетов, таких как многоканальные ПВД и проточные приемники статического давления для вертолетов типа ПДС-В1.

Начальник РТО

Зам. главного конструктора

Моисеев К.Ю.Моисеев
01.06.2022

Истомин Д.А.Истомин



АКТ

об использовании результатов диссертационной работы

Льву Конг Кием

«Автоматизированный параметрический синтез приемников статического давления для малых дозвуковых скоростей», представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук

Комиссия в составе:

декана факультета информационных систем и технологий УлГТУ к.т.н., доцента Святова К.В.;

заведующего кафедрой «Измерительно-вычислительные комплексы» д.т.н., доцента Киселева С.К.; заместителя заведующего кафедрой «Измерительно-вычислительные комплексы», к.т.н., доцент Сазонова С.Н.

составила настоящий акт в том, что научные результаты, полученные Льву Конг Кием в диссертационной работе, внедрены в учебный процесс по направлению подготовки студентов 12.03.01 «Приборостроение» и 09.03.02 «Информационные системы и технологии» на кафедре «Измерительно-вычислительные комплексы» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Ульяновский государственный технический университет» и в филиале кафедры ИВК в АО «УКБП» «Бортовые информационные и управляющие системы» в дисциплинах: «Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы», «Аэрометрические системы» и «Физические основы получения информации», «Навигационные пилотажные системы»,

«Комплексирование информационно-измерительных устройств». Внедренный учебный процесс материалы содержатся в опубликованных лабораторных работах:

- Исследование комплексной системы измерения высотно-скоростных параметров летательных аппаратов (свидетельство о регистрации программно-информационного продукта № 1472);
- Исследование процесса синтеза проточных приемников статического давления (свидетельство о регистрации программно-информационного продукта № 1502);

- Исследование процесса синтеза ПСД с наружной профилированной поверхностью (свидетельство о регистрации программно-информационного продукта № 1503).

Материалы, содержащиеся в монографии Лыу Конг Кием «Исследование проточных приемников статического давления / Лыу Конг Кием, И. П. Ефимов, Май Суан Дык, А. С. Кузнецов. – Ульяновск: УлГТУ, 2022. – 262 с.» используются студентами, обучающимися по направлению 12.03.01 «Приборостроение» в курсовом и дипломном проектировании.

В учебном процессе используются: математические модели для расчета коэффициента давления проточных ПСД и ПСД с наружной профилированной поверхностью; формулы для расчета девиации расчета коэффициента давления проточных ПСД и ПСД с наружной профилированной поверхностью, обусловленной изменением параметров набегающего потока; результаты математического моделирования приемников; программное обеспечение автоматизированного параметрического синтеза ПСД.

Эффективность от внедрения состоит в совершенствовании учебного процесса и его учебно-методического обеспечения.

Декан факультета информационных систем и технологий УлГТУ к.т.н. доцент
Заведующий кафедрой «Измерительно-вычислительные комплексы» УлГТУ д.т.н. доцент
Заместитель заведующего кафедрой «Измерительно-вычислительные комплексы» УлГТУ к.т.н. доцент

Святов К.В.

Киселев С.К.

Сазонов С.Н.