На правах рукописи

Нгуен Нгок Шанг

Физические особенности обтекания датчиков обледенения и решение практических задач, связанных с полетом гражданского самолета в условиях обледенения

Специальность: 05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук

Жуковский – 2022

Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Московский физико-технический технический институт (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель: **Михайлов Сергей Владимирович – кандидат технических наук, доцент**

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Защита состоится **29 июля 2022 года в 12 часов 00 минут** на заседании диссертационного совета **ФАКТ.05.07.01.002**, созданного на базе федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Московский физико-технический технический институт (национальный исследовательский университет)» (МФТИ, Физтех)

по адресу: 141701, Московская область, г. Долгопрудный, Институтский переулок, д. 9.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МФТИ, Физтех и на сайте организации https://mipt.ru

Автореферат разослан «__» _____ 2022 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета **Быков Александр Андреевич**

Общая характеристика работы

Актуальность темы. При полете в условиях обледенения может происходить обледенение деталей летательных аппаратов (ЛА): крыльев, передней части фюзеляжа, воздухозаборников, воздушных винтов, элементов оперения. Ледяной слой изменяет форму обтекаемых поверхностей, портит их аэродинамическую форму и, как следствие, уменьшает подъемную силу, увеличивает сопротивление, ухудшает управляемость и устойчивость. Кроме этого, обледенение может вызвать неточность или даже отказ в работе датчиков, приборов, агрегатов, и нарушить режим работы двигателя.

Безопасность полета самолета в условиях обледенения гарантируют не только работа противообледенительной системы (ПОС) но и работа различных датчиков, в том числе важную роль играют датчики обледенения (ДО) и датчики системы воздушных сигналов (СВС). Датчик обледенения дает сигнал для включения противообледенительной системы. При неточной работе датчика обледенения, может происходить запаздывание или отсутствие запуска ПОС, в результате чего ледяный слой на элементах ЛА может вырасти до недопустимых размеров. В случае слишком раннего или частого срабатывания датчика обледенения, ПОС срабатывает чаще чем необходимо, что приводит к энергетической неэффективности. Именно с этим связана необходимость изучения особенностей обтекания датчика обледенения. Другой важной задачей является выбором места расположения датчика обледенения, так как от этого зависит режим его обтекания и, как следствие, работоспособность самого датчика. Также надо проверить надежность работы датчиков СВС в условиях обледенения. Их устойчивая работа обеспечивается в первую очередь эффективным обогревом датчиков. Система обогрева проверяется в стендовых испытаниях. Для этого нужно определить локальную водность в зоне датчика.

Настоящая работа направлена на исследование проблемы обледенения на элементах ЛА на основе численного моделирование и решение практических задач, связанных с полетом гражданского самолета в условиях обледенения.

Целью данной работы являются:

Исследование физических особенностей обтекания датчиков обледенения на основе разработанной автором методологии численного моделирования нарастания льда, а также решение нескольких практических задач, связанных с полетом гражданского самолета в условиях обледенения.

Для достижения поставленной цели **решены следующие задачи:**

1. Проведен аналитический обзор источников литературы и выбран метод расчета процесса нарастания льда на поверхностях самолета с учетом шероховатости поверхности и мелкодисперсного состояния водной фракции воздушного потока.
2. Разработана эффективная методика, позволяющая надежно решать систему уравнений водности, описывающую в трехмерном приближении движения переохлажденных капель водной фракции потока.
3. Реализован метод SWIM нарастания льда на поверхности датчика обледенения и других поверхностях летательного аппарата.
4. Выполнена серия верификационных и валидационных расчетов.
5. На основе реализованной автором численной методики выполнено исследование физических особенностей обтекания датчиков обледенения.
6. Разработана методология определения исходных данных для стендовых испытаний датчиков системы воздушных сигналов в условиях обледенения на основе численного моделирования.
7. Разработана упрощенная методология предварительного выбора места расположения датчиков обледенения на основе численного моделирования физических особенностей нарастания льда в неравномерном поле водной фракции потока.
8. Решена практическая задача, связанная с полетом гражданского самолета в условиях обледенения: осуществлен выбор места расположения датчиков обледенения на поверхности самолета.

Научая новизна:

1. Впервые расчетным образом исследованы физические особенности обтекания датчика обледенения в условиях компоновки с элементами планера и сформулированы принципы выбора места расположения датчика обледенения на поверхности самолета. В частности, показано, что скорость нарастания льда в неравномерном поле водной среды с точностью не хуже 3% совпадает со скоростью нарастания льда в «эквивалентном» равномерном поле водной среды.
2. Применение модифицированной процедуры «распада произвольного разрыва» в совокупности с использованием интегрирования методом «локального шага» по времени позволяет не менее, чем на 10% ускорить расчет полей водности по сравнению с существующими методами.

Практическая значимость работы заключается в применении разработанной методологии для выбора места расположения датчиков обледенения и системы воздушных сигналов при проектировании современного пассажирского самолета, что подтверждается соответствующим актом, полученным от компании «Иркут».

Методология и методы исследования. В диссертации применяются численные методы для моделирования сжимаемых течений, движения переохлажденных капель и термодинамического процесса нарастания льда. Для реализации программы используются языки программирования C++ и Python.

На защиту выносится:

1. Эффективная методика, позволяющая надежно решать систему уравнений водности, описывающую в трехмерном приближении движение капель водной фракции потока и реализация комплексной программы расчета нарастания льда на поверхности датчика обледенения и других поверхностях летательного аппарата.

2. Методология определения исходных данных для стендовых испытаний датчиков системы воздушных сигналов в условиях обледенения на основе численного моделирования.
3. Упрощенная методология предварительного выбора места расположения датчиков обледенения на основе численного моделирования физических особенностей нарастания льда в неравномерном поле водной фракции потока и результаты исследований физических особенностей обтекания подобных датчиков.
4. Примеры решения практических задач, связанных с полетом гражданского самолета в условиях обледенения.

Достоверность полученных результатов подтверждается сравнением с аналитическими решениями, с экспериментальными данными и с результатами других авторов.

Личный вклад. Изложенные в диссертации результаты получены либо лично автором, либо с его определяющим участием в постановке задач выборе методов их решения и анализе результатов.

Апробация работы. Основные результаты работы докладывались автором на II Международной конференции «Математическое моделирование», Москва, МАИ, 21-22 июля 2021г; 28-й Всероссийской конференции с международным участием «Высокоэнергетические процессы в механике сплошной среды», Новосибирск, ИТПМ СО РАН, 20-24 сентября 2021г; 64-й Всероссийской научной конференции МФТИ, Жуковский, МФТИ, 03 декабря 2021г; «Отечественные CFD коды — 2021», Москва, ИПМ РАН, 18-19 декабря 2021.

Публикации. Основные результаты по теме диссертации изложены в 4 научных публикациях, которые опубликованы в научном издании, включенном в списке RSCI. Список публикаций:

1. Нгуен Нгок Шанг, Численный метод для модели Эйлера движения переохлажденных капель в условиях обледенения, Труды МФТИ Том 13, № 3 (51) 2021, стр. 133-143
2. Нгуен Нгок Шанг, Граничное условие «закон стенки» с учетом шероховатости для модели турбулентности Спаларта-Аллмараса, Труды МФТИ Том 13, № 4 (52) 2021, стр. 103-113
3. Нгуен Нгок Шанг, Выбор места расположения датчика обледенения и датчика полного давления в условиях обледенения, Труды МФТИ Том 14, № 1 (53) 2022, стр. 3-14
4. Нгуен Нгок Шанг, Методология определения исходных данных для стендовых испытаний датчиков системы воздушных сигналов в условиях обледенения, Труды МФТИ Том 14, № 1 (53) 2022, стр. 15-26

Структура и объём диссертации. Данная работа состоит из введения, четырёх глав, заключения и списка литературы, содержащего 63 наименований. Объём текста составляет 126 страниц, включая 84 рисунков и 14 таблиц.

Содержание диссертации

Во **введении** рассматривается актуальность темы исследования, формулируется цель и задачи работы, излагается научная новизна и практическая значимость, представлены выносимые на защиту основные положения.

Первая глава содержит обзор источников литературы по теме диссертации. Для моделирования обледенения необходимо моделировать течение сухого воздуха, движение переохлажденных капель и термодинамический процесс нарастания льда.

В *параграфе 1.1* рассматриваются численные методы определения аэродинамических параметров обтекания летательных аппаратов. Существует два подхода: моделирование невязкого течения в сочетании с решением уравнений пограничного слоя и моделирование вязкого течения. В обоих подходах необходимо учитывать шероховатость ледяной поверхности, так как она может сильно влиять на процесс нарастания льда. В настоящее время второй подход используется более широко, т. к. он оказался более универсальным.

Параграф 1.2 описывает методы моделирования движения переохлажденных капель. Широко применяются два похода: поход Лагранжа, в котором приходится следить за траекторией каждой отдельной капли и подход Эйлера, где поле капель рассматривается как сплошная среда и решается система уравнений водности. С практической точки зрения, второй подход имеет существенные преимущества. Прежде всего это совместимость с солвером движения воздуха, в котором обычно используется подход Эйлера. Использование одной и той же расчетной сетки для обеих солверов существенно сокращает время подготовки расчета, упрощает портирование данных при переходе от первого к второму солверу, позволяет упростить расчет сложных геометрий.

В *параграфе 1.3* содержит обзор методов моделирования процесса образования льда на элементах ЛА. Существуют разные модели, наиболее популярными являются модель Мессингера и мелководная модель SWIM (Shallow-Water Icing Model). Обе модели основаны на балансе массы воды и энергии термодинамических процессов в контрольном объёме на поверхности тела. При этом вторая модель точнее описывает движение плёнки воды, при ее наличии, по поверхности тела.

В результате обзора литературы выбраны модель турбулентности Спаларта-Аллмараса для моделирования поля сухого воздуха, модель Эйлера для моделирования движения переохлажденных капель и модель SWIM для моделирования процесса нарастания льда.

Вторая глава посвящена описанию математических постановок и численных методов для моделирования физических процессов обледенения.

В *параграфе 2.1* приведено описание метода конечного объёма на неструктурированной сетке.

В *параграфе 2.2* описаны влияние шероховатости на обледенение, модель Спаларта-Аллмараса с учётом шероховатости и предложено граничное условие «закон стенки» для учёта шероховатости.

В *параграфе 2.3* рассматриваются методы решения системы уравнений водности (**S1**):

$$\begin{gathered}\frac{\partial \rho}{\partial t}+\frac{\partial \rho v_j}{\partial x_j}=0,\\ \frac{\partial \rho v_i}{\partial t}+\frac{\partial \rho v_j v_i}{\partial x_j}=S_i,\end{gathered} \tag{1}$$

где ρ – водность (*LWC*), v_i – скорость капли воды, S_i – действующая сила на капли. Основной характеристикой потока капель на поверхности является локальный коэффициент захвата

$$\beta=\frac{\rho v_n}{\rho_\infty V_\infty}.$$

Предложенный метод решения оригинальной системы водности **S1** основан на решении задачи распада разрыва поля водности на грани расчётной ячейки. Поскольку система (1) имеет совпадающие собственные числа $\lambda=v_n$, где v_n – нормальная скорость к грани, решение задачи распада разрыва выбирается следующим образом:

$$\begin{gathered}v_{nL}>v_{nR}: U^*=\begin{cases}U_L, \text{если } (\rho_L v_{nL}+\rho_R v_{nR})>0,\\ U_R, \text{в противном случае,}\end{cases}\\ v_{nL}\le v_{nR}: U^*=\begin{cases}U_L, \text{если } v_{nL}>0,\\ U_R, \text{если } v_{nR}<0,\\ 0, \text{если } v_{nL}\le 0\le v_{nR},\end{cases}\end{gathered} \tag{2}$$

где U_L, U_R – состояния поля водности в левой и в правой рассматриваемой грани.

Для решения системы (1) можно использовать метод, в котором добавляется некоторое фиктивное давление $p = C\rho$ либо в левой, либо в обеих частях системы. В результате могут быть получены системы **S2** или **S3** соответственно. В результате, для вычисления потоков через грани расчетной ячейки можно использовать метод Роу.

В данной параграфе также рассматриваются распределение капель воды в облаке и метод моделирования движения ледяных кристаллов.

В *параграфе 2.4* представлены численный метод решения системы SWIM модели термодинамического процесса нарастания льда и метод построения новой геометрии поверхности при появлении льда.

В **третьей главе** приведены результаты верификационных и валидационных расчетов.

Параграф 3.1 посвящён солверу водности. Показано, что разработанный метод адекватно описывает движение переохлажденных капель. На основании сравнения с данными экспериментов и с результатами других авторов показано, что полученные результаты приемлемы, а метод может быть использован для получения практических результатов. При использовании разработанного метода для системы **S1** и метода Роу для систем **S2, S3** расчетные решения близкие (рисунок 1), скорость сходимости решения по числу итерации отличается незначительно (рисунок 2). При этом физическое время расчета с использованием разработанного метода на 10% меньше.

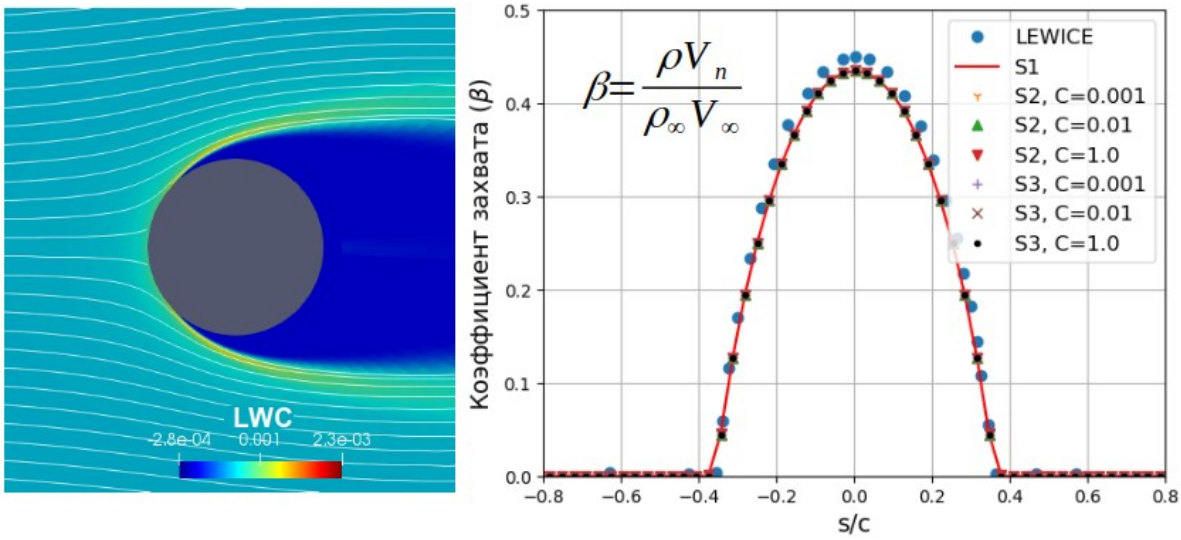

Рисунок 1 – Обтекание цилиндра: поле водности и коэффициент захвата

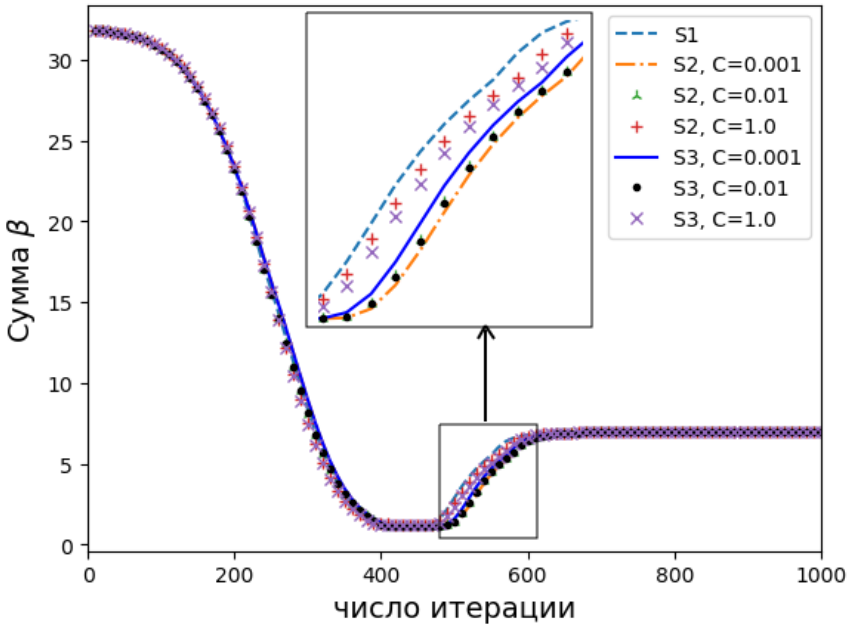

Рисунок 2 – Обтекание цилиндра: сходимость решений систем водности при использовании разных методов решения

Также наблюдается сходимость по шагу расчетной сетки (рисунок 3). Показано, что сходимость решения зависит не только от общего количества ячеек в сетке но и от ее шага по направлению к стенке. С такой точки зрения, хорошей сеткой является сетка с небольшим количеством ячеек но с маленьким шагом в районе поверхности тела.

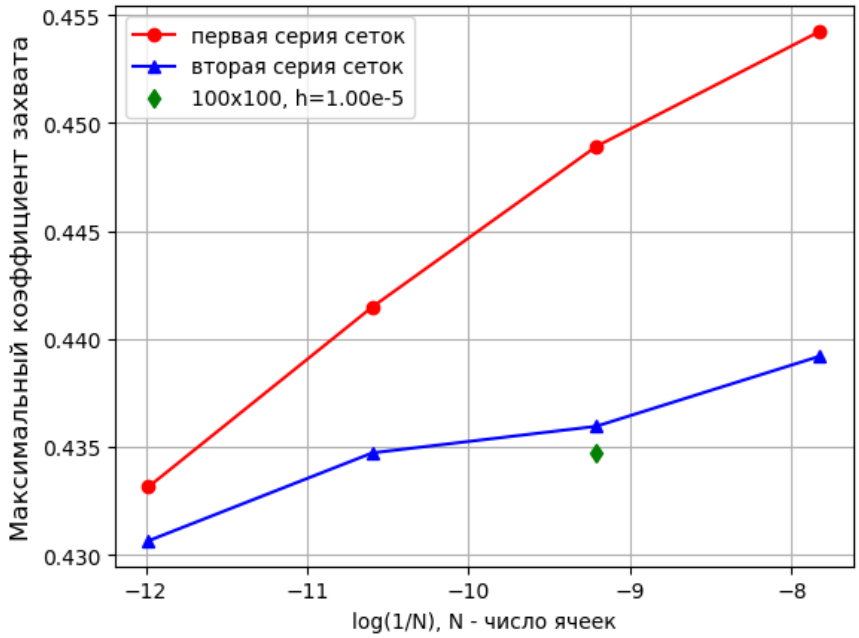

Рисунок 3 – Обтекание цилиндра: сходимость решения по сетке

Показано, что в случае небольшого среднего размера капель точность моделирования поля водности повышается при увеличении количества типоразмеров (рисунок 4), но очевидно при этом потребуется больше численных ресурсов. В многих случаях достаточно используется один типоразмеров капель.

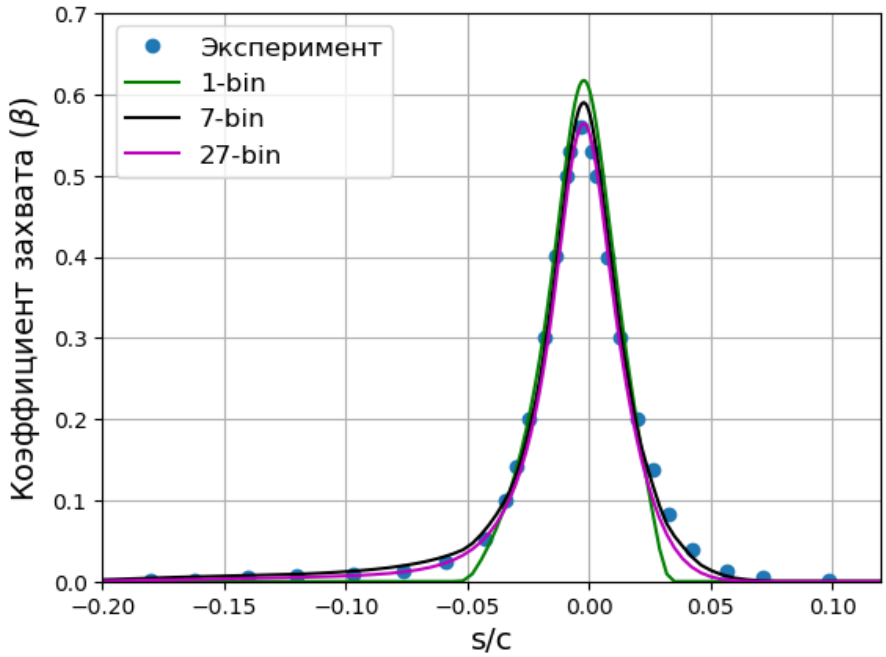

Рисунок 4 – Обтекание NACA23012: коэффициент захвата при увеличении числа типоразмеров капель

Параграф 3.2 посвящён солверу воздуха. Проведенные расчеты показывают работоспособность модификации модели турбулентности Спаларта-Аллмараса и граничного условия «закон стенки» для задач обтекания шероховатой поверхности. Для таких задач солвер способен дать достоверный результат (рисунок 5). Расчеты также показали трудность при моделирование переходного режима влияния шероховатости. При разных формах элементов шероховатости или их распределении, для повышения точности решение необходимо добавить другие коррекции.

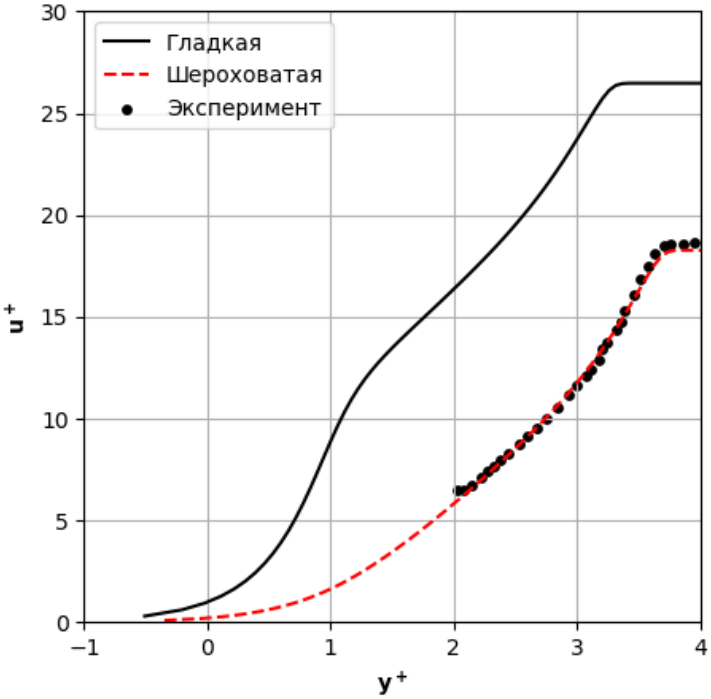

Рисунок 5 – Профиль скорости на шероховастой и гладкой поверхности

Параграф 3.3 посвящен солверу термодинамического процесса нарастания льда. Проведены результаты моделирования обледенения профиля NACA0012 в двух случаях: Galze Ice и Rime Ice. Показано, что с учетом шероховатости коэффициент теплоотдачи сильно повышается (рисунок 6).

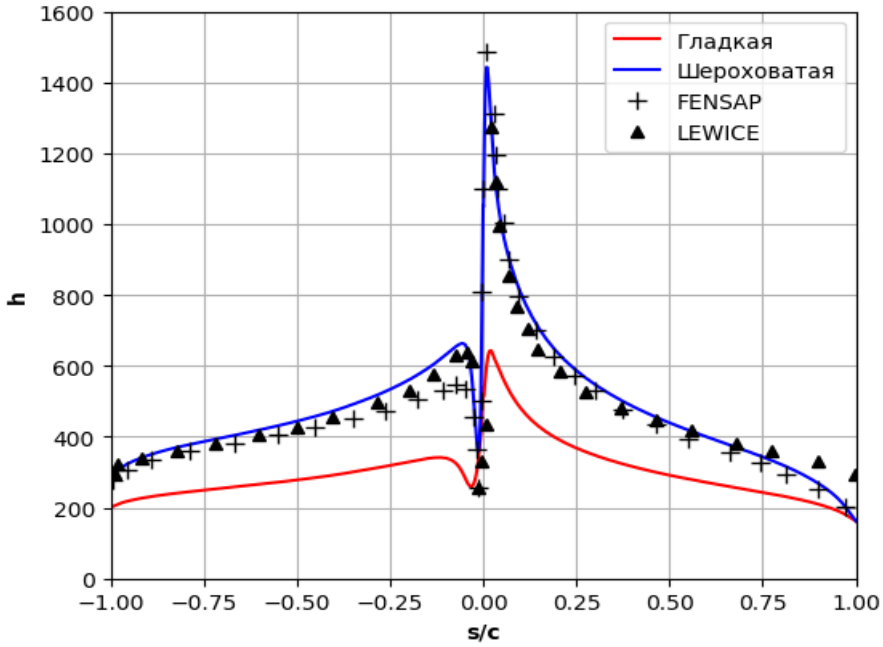

Рисунок 6 – Коэффициент теплоотдачи на шероховатой и гладкой поверхностях

В случае Glaze Ice при температуре набегающего потока 262.04К плёнка воды двигается дальше вдоль поверхности, вследствие чего появляются «рога» ледяного слоя. Если не учитывается шероховатость, коэффициент теплоотдачи меньше, плёнка воды перетекает дальше и «рога» образуются в другом месте (рисунок 7).

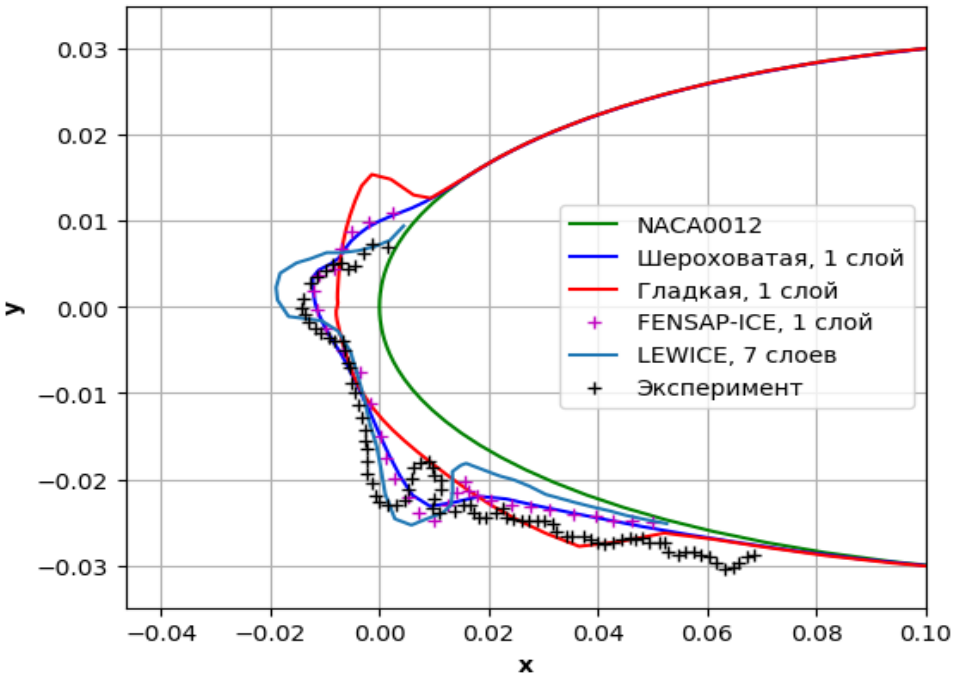

Рисунок 7 – Форма ледяного слоя (Glaze Ice)

В случае Rime Ice при температуре набегающего потока 250.37К влияние шероховатости на процесс обледенения незначительно, так как при низкой температуре почти вся вода немедленно замерзает (рисунок 8).

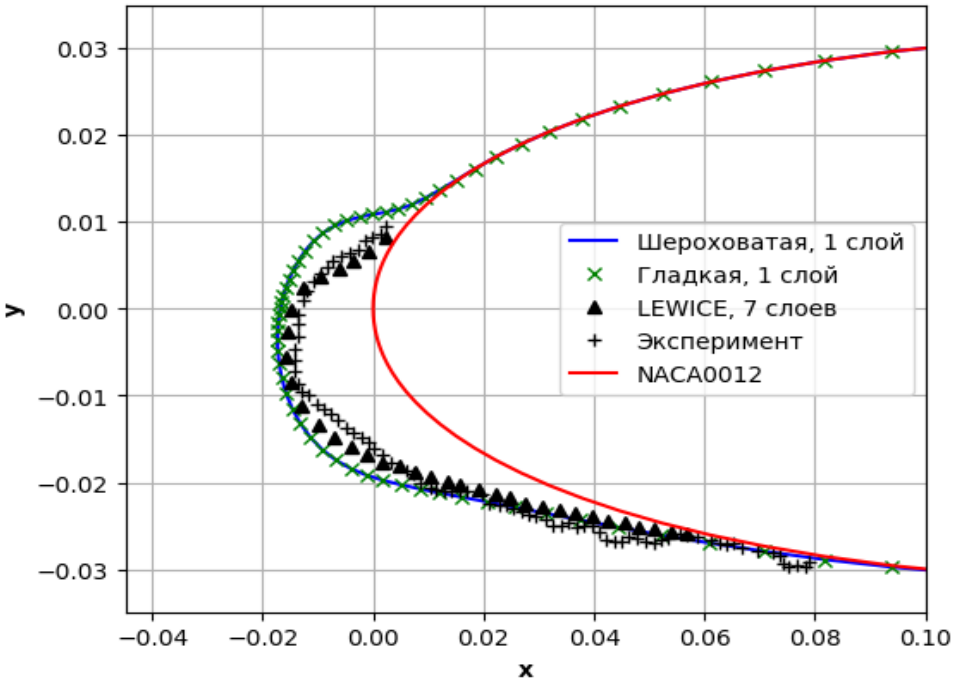

Рисунок 8 – Форма ледяного слоя (Rime Ice)

В **четвёртой главе** приводятся результаты применения разработанной программы для решения практических задач.

В *параграфе 4.1* изучается принцип работы популярного датчика обледенения (ДО) фирмы Goodrich. Этот датчик вибрирует под магнитострикционным эффектом с собственной резонансной частотой 40кгц. При появлении слоя льда толщиной примерно 0.5 ± 0.13 мм на цилиндрическом зонде датчика его собственная частота уменьшается на 133 гц и сработает тревога.

В *параграфе 4.2* приведен результат исследования нарастания льда на датчике обледенения в неравномерном поле водности. Рассматриваются 4 типичных профиля водности вдоль цилиндра датчика (рисунок 9), средние значения которых одинаковы. Форма типичных профилей водности выбрана из анализа обтекания носовой части фюзеляжа и/или крыла.

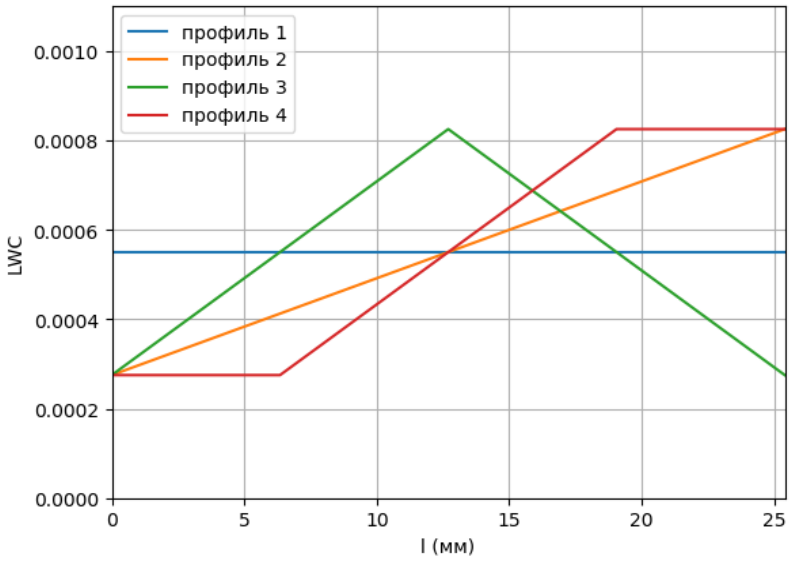

Рисунок 9 – Типичные профили водности на ДО

Показано, что несмотря на разные формы образующихся ледяных слоев (рисунок 10), их масса достигает величины, при которой срабатывает сигнал, за близкие времени с разницей не выше 3%.

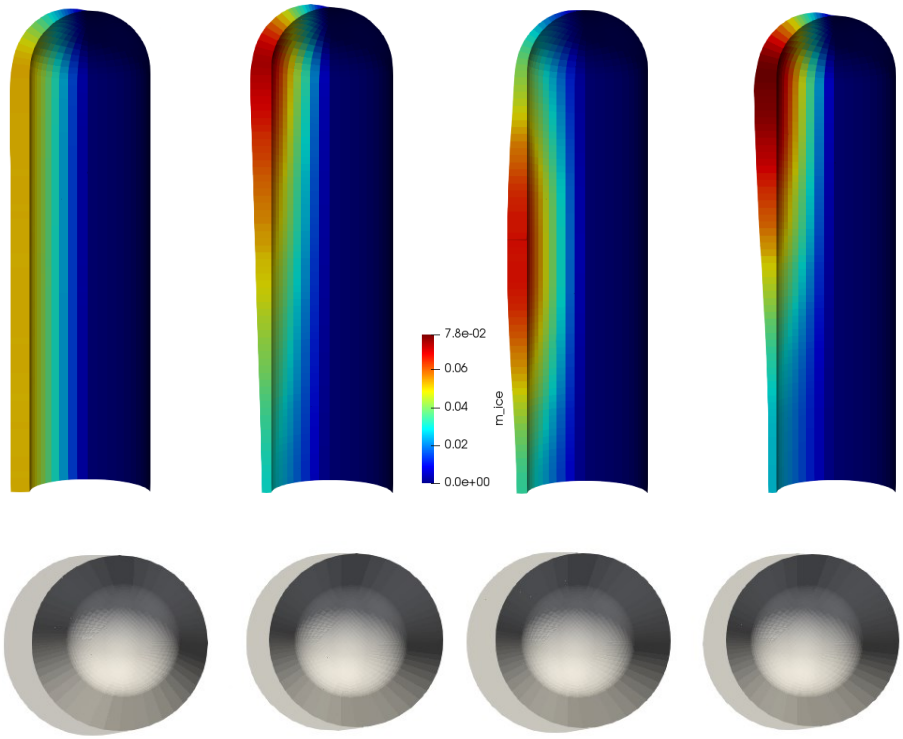

Рисунок 10 – Rime Ice. Ледяной слой на ДО при разных профилях водности

Таким образом, во многих случаях можно заменить неравномерные профили водности на равномерный профиль с эквивалентным средним значением.

В *параграфе 4.3* предлагается упрощенная методология предварительного выбора места расположения датчиков обледенения на фюзеляже самолета. Требование к месту ДО следующее: должно быть обеспечено попадание на ДО достаточного количества воды из набегающего потока. В противоположном случае, скорость нарастания льда на ДО может оказаться медленнее чем на других критических местах на самолёте, что приведёт к опозданию срабатывания сигнала обледенения, что очень опасно для полета.

В зависимости от места расположения, ДО может находиться в неравномерном поле водности. На основании вывода предыдущего параграфа, для выбора места расположения ДО, предлагается использовать поле средней относительной водности (*ARLWC*) на расстоянии от начала (L_s) до конца (L_e) цилиндра датчика от фюзеляжа. Эту величину можно вычислить численным методом трапеций:

$$ARLWC = \frac{1}{L_e - L_s}\frac{\Delta L}{2}\sum\left(RLWC(L_i) + RLWC(L_{i+1})\right),$$

где $RLWC = \frac{\rho}{LWC_\infty}$ – относительная водность, $\Delta L = \frac{L_e - L_s}{N-1}$, N – число точек, расположенных равномерно вдоль цилиндра, L_i – соответственно, их расстояние до фюзеляжа. Водность в этих точках вычисляется следующим образом:

1. В центре грани пристенной ячейки на поверхности самолета с координатами $\overrightarrow{X_s}$ определяется нормальный вектор к поверхности $\vec{n}$.
2. Координаты точки на цилиндре ДО определяются по формуле $\overrightarrow{X_p} = \overrightarrow{X_s} + L_i \cdot \vec{n}$.
3. Определяется ячейка расчетной сетки, в которой находится рассматриваемая точка путем поиска наименьшего расстояния между точкой и центром каждой ячейки $\overrightarrow{dX} = \overrightarrow{X_p} - \overrightarrow{X_c}$.
4. Вычисляется водность в точке по формуле $\rho_p = \rho_c + \nabla\rho_c \cdot \overrightarrow{dX}$, где $\nabla\rho_c$ – градиент водности в центре ячейки.

В качестве примера, проведены расчеты для модели самолёта CRM (NASA Common Research Model) без мотогондолы. Результат поля средней относительной водности на датчике обледенения представлен в рисунке 11.

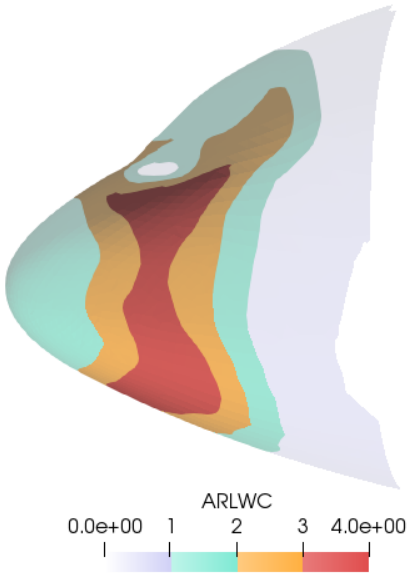

Рисунок 11 – Средняя относительная водность на ДО при $MVD = 35$мкм

По этому полю проводится поиск подходящей зоны для ДО. Критерием выбора места расположения ДО является условие

$$ARLWC_{min} \leq ARLWC \leq ARLWC_{max}.$$

Для экономии времени можно ограничить зону поиска на носовой части с условием $x_{min} \leq x \leq x_{max}$, где x – координата по продольной оси фюзеляжа, x_{min} и x_{max} определяются конструктивными особенностями ЛА и предварительными расчетами поля водности.

На этом основании, предлагается упрощенная методология предварительного выбора места расположения датчика обледенения, которая состоит из следующих шагов:

1. Расчет поля воздуха и поля водности для расчетных режимов самолёта.
2. Определение полей средней по датчику ДО относительной водности и их проекция на поверхность самолета.
3. Определение зон возможного размещения ДО для типового набора размеров капель и каждого режима полета по конкретным условиям.

4. Поиск пересечения найденных областей, что является итоговой зоной возможного размещения ДО.

Пример применения данной методологии для режима ожидания, размера капель *MVD = 20, 35, 50мкм* и условия $x < 6{,}1 \leq ARLWC \leq 3$ представлен на рисунке 12.

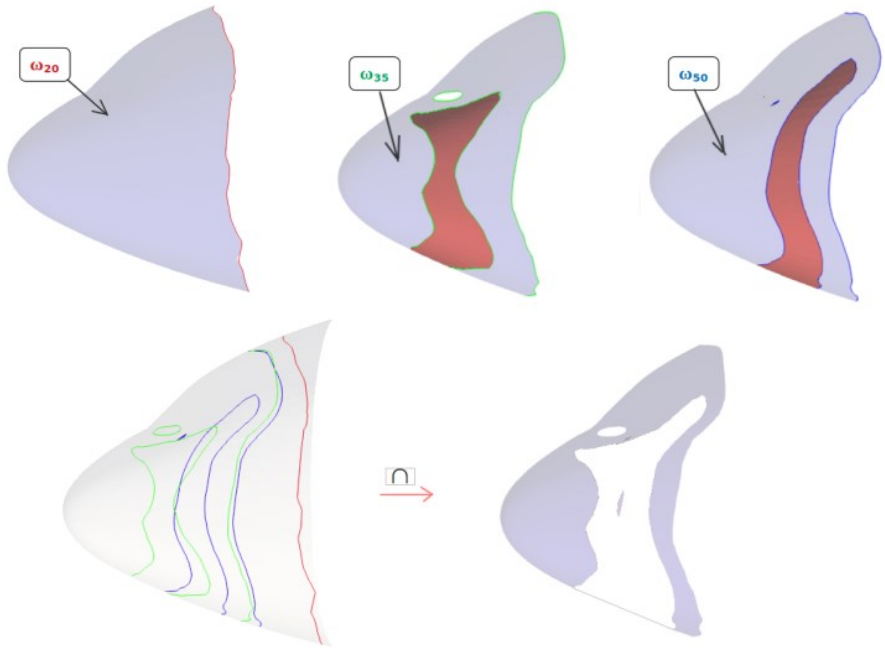

Рисунок 12 – Зона возможного расположения ДО для режима ожидания

В *параграфе 4.4* предложена методология определения исходных данных для стендовых испытаний датчиков системы воздушных сигналов (СВС) в условиях обледенения. Для таких испытаний необходимо определить локальную водность в районе датчика. Эта задача разбивается на два этапа. На первом этапе для каждого датчика определяются параметры набегающего потока, соответствующие локальным параметрам потока сухого воздуха в районе датчика. Локальные параметры потока, в свою очередь, задаются исходя из условий стендовых испытаний. Для этого проводится серия параметрических расчетов и строятся аппроксимационные зависимости $M_{inf}(M_{loc}, AoA_{loc})$, $AoA_{inf}(M_{loc}, AoA_{loc})$. На втором этапе проводятся повторные расчеты сухого воздуха по параметрам, полученным из аппроксимационных зависимостей и по ним определяются локальные параметры водности для каждого датчика.

Методология определения исходных данных для стендовых испытаний датчиков СВС в условиях обледенения состоит из следующих шагов:

1. Создание эмпирико-математической модели зависимости числа Маха и угла атаки набегающего потока от локальных параметров в районе датчика СВС. Для этого:
   – Проведение параметрических расчетов поля воздуха.
   – Создание эмпирико-математической модели зависимости локальных параметров от параметров набегающего потока.
   – Решение обратной задачи.
2. Проведение параметрических расчетов поля воздуха по параметрам набегающего потока соответствующим локальным параметрам заданных таблицей сертификационного эксперимента.
3. Проведение параметрических расчетов поля водности по параметрам заданных таблицей сертификационного эксперимента с целью определения локальных параметров водности в районе датчиков.

Пример результата применения данной методологии для датчика аэродинамических углов на модели CRM с полученной эмпирико-математической моделью представлен в таблицах 1 и 2:

$$M_{loc} = -2.350614 \cdot 10^{-2} + 1.135526 M_{inf} - 1.730395 \cdot 10^{-1} M_{inf}^2 + 7.495047 \cdot 10^{-3} AoA_{inf} M_{inf} - 7.489934 \cdot 10^{-3} AoA_{inf} M_{inf}^2 + 5.389091 \cdot 10^{-5} AoA_{inf}^2 M_{inf} + 3.616753 \cdot 10^{-4} AoA_{inf}^2 M_{inf}^2$$

$$AoA_{loc} = 1.384172 + 5.210050 \cdot 10^{-1} M_{inf} + 2.225950 AoA_{inf} - 3.420656 \cdot 10^{-1} AoA_{inf} M_{inf}^2 - 2.219047 \cdot 10^{-2} AoA_{inf}^2 + 2.475286 \cdot 10^{-2} AoA_{inf}^2 M_{inf}^2$$

Таблица 1 – Точность локальных полей, датчик аэродинамических углов

M_{loc}	AoA_{loc}	$M_{inf}^{\text{расчет}}$	$AoA_{inf}^{\text{расчет}}$	$M_{loc}^{\text{расчет}}$	$AoA_{loc}^{\text{расчет}}$	$M^{\text{ошибка}}$	$AoA^{\text{ошибка}}$
0.3	0	0.299510	-0.69719	0.299509	0.024045	0.0005	0.03
0.5	0	0.500382	-0.76416	0.498158	0.081794	0.002	**0.09**
0.65	0	0.660767	-0.82858	0.653666	-0.058860	**0.004**	0.06

Таблица 2 – *RLWC* для датчика аэродинамических углов

M	*AoA*	*MVD (μm)*			
		20	*40*	*1000*	*2000*
0.3	*0°*	1.215	0.0	1.114	1.0554
0.5	*0°*	0.478	0.0	1.117	-
0.65	*0°*	0.098	0.0	1.138	-

Видно, что максимальная ошибка в моделировании локального числа Маха равна 0.004, а угла атаки – 0.09, что является приемлемым.

Заключение

В диссертационной работе решена научная задача, имеющая важное практическое значение: разработана, протестирована и применена на практике методология для выбора места расположения датчиков обледенения и системы воздушных сигналов при проектировании современных пассажирских самолетов, при этом решен вопрос определения исходных данных для стендовых испытаний датчиков системы воздушных сигналов в условиях обледенения на основе численного моделирования физических особенностей их обтекания в поле водности.

На основании проведенных исследований сделаны следующие выводы:

1. Применение модифицированной процедуры «распада произвольного разрыва» в совокупности с использованием интегрирования методом

«локального шага» по времени позволяет не менее, чем на 10% ускорить расчет полей водности по сравнению с существующими методами.

2. Расчетное исследование физических особенностей обтекания датчика обледенения в условиях компоновки с элементами планера показали, что скорость нарастания льда в неравномерном поле водной среды с точностью не хуже 3% совпадает со скоростью нарастания льда в «эквивалентном» равномерном поле водной среды.
3. Методология определения исходных данных для стендовых испытаний датчиков системы воздушных сигналов в условиях обледенения позволяет определить параметры воздуха с точностью не хуже 2% и параметры водности с точностью не хуже 3%, что приемлемо для практического использования.
4. Упрощенная методология предварительного выбора места расположения датчиков обледенения на основе численного моделирования физических особенностей нарастания льда в неравномерном поле влажной фракции потока и результаты исследований физических особенностей обтекания подобных датчиков позволяет существенно сократить время предварительного проектирования ЛА.