

**ПЕРМСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ (ПНИПУ)**

На правах рукописи

Калюлин Станислав Львович

**РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ
МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ОБЛЕДЕНЕНИЯ
ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ВИБРАЦИЯХ**

2.5.15. Тепловые, электроракетные двигатели
и энергоустановки летательных аппаратов

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
д-р техн. наук, доцент
Модорский Владимир Яковлевич

Пермь – 2023

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
ГЛАВА 1. ОБЗОР ЛИТЕРАТУРЫ ПО ВОПРОСАМ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ВИБРАЦИЯХ.....	13
1.1 Проблема образования ледяных наростов на элементах конструкции авиационных двигателей	13
1.2 Отечественные и зарубежные исследования процессов обледенения элементов конструкции авиационной техники без вибраций	16
1.3 Отечественные и зарубежные исследования процессов обледенения элементов конструкции авиационной техники с вибрациями	21
1.4 Программные комплексы инженерного анализа процессов обледенения....	24
Выводы по главе.....	27
ГЛАВА 2. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ПРИ ВИБРАЦИЯХ. ПОДГОТОВКА И ПРОВЕДЕНИЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА	29
2.1 Система допущений	29
2.2 Математическая модель	31
2.3 Выбор метода решения.....	38
2.4 Геометрическая и сеточная модели.....	39
2.5 Оценка сходимости	43
2.6 План проведения вычислительных экспериментов.....	46
Выводы по главе.....	48
ГЛАВА 3. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ПРИ ВИБРАЦИЯХ. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ.....	49
3.1 Влияние скорости потока	49
3.2 Влияние давления воздуха	57
3.3 Влияние температуры потока	61
3.4 Влияние влажности потока.....	65

3.5 Влияние угла атаки	69
3.6 Влияние времени экспозиции	73
3.7 Влияние вибраций на обледенение	75
Выводы по главе.....	87
ГЛАВА 4. СРАВНЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ С ЧИСЛЕННЫМИ И ФИЗИЧЕСКИМИ ЭКСПЕРИМЕНТАМИ. ФИЗИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ОБЛЕДЕНЕНИЯ НА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ УСТАНОВКЕ. МЕТОДИКА МОДЕЛИРОВАНИЯ ОБЛЕДЕНЕНИЯ С УЧЕТОМ ВИБРАЦИЙ ..	
4.1 Модельная климатическая аэродинамическая труба	89
4.2 Физический эксперимент	96
4.3 Верификация.....	97
4.4 Методика численного решения задачи об обледенении при вибрациях	100
Выводы по главе.....	102
ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ	103
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	105
ПРИЛОЖЕНИЕ 1	120

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования. Обледенение элементов авиационных двигателей (АД) часто возникает неожиданно, оказывает существенное влияние на безопасность полетов и сопряжено с тяжелыми последствиями. Ледяные наросты, образующиеся на поверхности вентилятора АД, носка воздухозаборника, крыла, приемника воздушного давления и др. элементах, приводят к существенному снижению аэродинамических характеристик и управляемости самолета, а образующийся лед, при определенных условиях, может сорваться и попасть на вход в АД, что, в свою очередь, может привести к существенному повреждению элементов АД и стать причиной аварии.

Статистика аварий, по данным «Army Aircraft Icing» (2002 г.), показывает, что в период с 1985 по 1999 годы произошло 255 случаев обледенения самолетов, из них 12% с жертвами, убытки составили 28 млн. \$. По данным «Aircraft Owners and Pilot Association» (2007 г.) – 202 случая обледенения самолетов за 1997-2007 годы, из них 21% с жертвами. Актуальность проблемы не снижается и в настоящее время.

Так, под Алма-Атой 27.12.2019 г. произошло крушение самолета Fokker 100 по причине обледенения закрылков, погибло 15 человек. Вблизи села Степановское в Раменском районе Московской области 11.02.2018 г. – крушение АН-148 по причине обледенения приемников полного давления, погиб 71 человек. Под Тавою (Мьянма) 07.06.2017 г. – крушение Shaanxi Y-8F-200 ВВ по причине обледенения, погибло 122 человека. В Ростове-на-Дону 19.03.2016 г. – крушение Boeing 737 по причине обледенения крыла, погибло 62 человека. Вблизи Тюмени 02.04.2012 г. – крушение ATR 72 по причине обледенения воздушного судна, погибло 33 человека. В Иркутске 02.12.2021 г. совершил вынужденную посадку Airbus 321 по причине обледенения приемников полного давления, крыла и воздухозаборников.

Особое внимание вопросам непрогнозируемого возникновения обледенения необходимо уделять в связи с созданием нового семейства отечественных

авиационных двигателей ПД-8, ПД-14, ПД-35 для самолетов MC-21-300, SSJ-75, CRJ929 и Ил-96-400М.

Степень разработанности темы. В России исследованием вопросов обледенения активно занимаются в ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, ЦИАМ им. П.И. Баранова, ИТПМ СО РАН им. С.А. Христиановича, АО «ОДК-Авиадвигатель», ИСП РАН им. В.П. Иванникова, ПНИПУ.

Научными центрами североамериканской группы являются NASA Glenn Research Center (США) и NRC (Канада). Они имеют достаточную экспериментальную базу – аэродинамические трубы с возможностью имитации обледенения и единый расчетный код для обледенения LEWICE.

Научными центрами европейской группы являются ONERA, CIRA и Cranfield University. Эти организации также обладают большим количеством разнообразных экспериментальных установок, однако, все они имеют собственные расчетные коды для моделирования обледенения.

В области исследования обледенения известны работы Аксенова А.А., Аксенова Н.К., Алексеенко С.В., Амелюшкина И.А., Антонова А.Н., Бабулина А.А., Богатырева В.В., Большунова К.Ю., Бывальцева П.М., Гайфуллина А.М., Галанова Н.Г., Гельмедова Ф.Ш., Горячева А.В., Гребенькова С.А., Гринац Э.С., Гулимовского И.А., Гуревича О.С., Данилкина С.Ю., Елесина В.В., Жлуктова С.В., Жучкова Р.Н., Зинченко В.П., Зубцова А.В., Ивановой А.Р., Индруленайте Я.А., Караджузов П.А., Клеменкова Г.П., Косинова А.Д., Кошелева К.Б., Максимова Д.С., Марчевского И.К., Мельниковой В.Г., Микрюкова А.О., Модорского В.Я., Пасынкова П.А., Приходько Ю.М., Пузырева Л.Н., Савицкого Д.В., Саловой И.Н., Саразова А.В., Селиверстова С.Д., Серепанова И.Е., Семёнова И.В., Сидоренко А.А., Сметанина С.А., Сорокина К.Э., Стасенко А.Л. Стрижака С.В., Телешева В.А., Трифонова М.Е., Февральских А.В., Фомина В.М., Харитоновна А.М., Чиванова С.В., Шакиной Н.П., Шашловой Е.В., Шевченко А.М., Шевякова В.И., Шиплюка А.Н., Эзрохи Ю.А., Addy H.E., Aliaga C.N., Al-Khalil K.M., Bayeux S., Beaugendre H., Bourgault Y., Boutanios Z., Bragg M.B., Brahimi M.T., Brandi V., Broeren A.P., Bu X., Caliskan F., Cao Y., Cassoni R.P., Sebeci T., Chauvin R.,

Chocron D., Chow P., Cober S.G., Cole J., Diamantakos I.D., Dillingh J.E., Dischinger D.G., Dong W., Flegel A.B., Fuleki D.M., Gent R.W., Goodwin R.V., Goraj Z., Gori G., Grzych M., Guffond D., Guo T.H., Habashi W.G., Hajiyev C., Han Y., Hann R., Hannat R., Hedde T., Henry R., Hoeijmakers H.W.M., Honsek R., Huang Q., Ilinca A., Isaac G.A., Jorgenson P.C.E., Kafyeke F., Krammer P., Labeas G.N., Lee S., Lei Y., MacArthur C.D., Mason J.G., May R.D., Miller R., Mingione G., Moens F., Morency F., Myers T.G., Oliver M.J., Palacios J., Paraschivoiu I.P., Parent, Potapczuk M.G., Pueyo A., Pueyo A., Reggio M., Ribbens W., Sand W., Scholz D., Strapp J.W., Sunaric M.M., Tan W., Tezok F., Thomas S.K., Tran P., Veres J.P., Wang Y., Wang Y.B, Wang Z., Wright W.B., Wu Z., Xu Y.M. и других исследователей.

В настоящее время в РФ имеются следующие аэродинамические трубы: АДТ Т-101 (30 МВт), АДТ Т-102 (500 кВт), АДТ Т-103 (4,4 МВт), АДТ Т-104 (28,4 МВт), АДТ Т-105 (450 кВт), АДТ Т-106 (32 МВт), АДТ Т-128 (100 МВт), АДТ Т-1-2 (1 МВт), АДТ Т-5 (315 кВт), которыми располагают ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский и Т-324 (500 кВт), Т-313, Т-325, Т-326, Т-327, Т-333, ИТ-302, АТ-303 которыми располагают ИТПМ СО РАН им. С.А. Христиановича, г. Новосибирск. Некоторые из них доработаны для проведения аэродинамических испытаний в условиях обледенения. Также имеются аэродинамические трубы Ц-1А и Ц-3Н в НИЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова, на которых проходят инженерные и сертификационные испытания по обледенению не только полноразмерные двигатели, но и воздушные винты, лопасти вертолетов, входные устройства, элементы крыла самолетов и т.д.

Испытания на крупногабаритных аэродинамических трубах обуславливает чрезвычайно высокий уровень потребления энергии при работе. Как следствие, это приводит к высокой стоимости проведения испытаний, связанной, в том числе, с необходимостью использования приводов и холодильных установок большой мощности, больших площадей производственных помещений, достаточного количества высококвалифицированного обслуживающего персонала.

Затраты на проведение таких испытаний могут затруднить доступ исследователей к уникальному оборудованию и приводить к значительному расходованию бюджетных средств.

При создании в РФ и, в частности, Пермском крае перспективного семейства двигателей ПД необходимо обеспечить их надежное функционирование на всех режимах эксплуатации и свести к минимуму обледенение элементов двигателя. Качество двигателей напрямую зависит от их способности работать в неблагоприятных и экстремальных условиях эксплуатации, противостоять обледенению при воздействии неизбежных вибраций на рабочих режимах.

Необходимо создание методических, теоретических и экспериментальных основ изучения обледенения при вибрациях с использованием модельных аэродинамических труб.

По результатам проведенных исследований могут быть разработаны методики, позволяющие создавать модельные климатические аэродинамические трубы с целью исследований процессов обледенения при вибрациях в процессе создания современных авиационных двигателей.

Целью исследования является определение механизмов и количественных зависимостей параметров обледенения элементов авиационных двигателей от характеристик вибраций.

В соответствии с поставленной целью потребовалось решение следующих **задач**:

1. Разработка концептуальной и математической моделей процесса обледенения с учетом вибраций конструкции;
2. Создание модельной климатической аэродинамической трубы ($P < 2$ кВт) для исследования процессов обледенения без вибраций и с учетом вибраций;
3. Верификация результатов экспериментов;
4. Численное моделирование процесса обледенения при различных частотах и амплитудах вибраций;
5. Выявление значимых факторов, влияющих на процесс обледенения профиля без вибраций;

6. Выявление значимых факторов, влияющих на процесс обледенения профиля при вибрациях;

7. Разработка методик численного моделирования процесса обледенения с учетом изменения скорости, давления, температуры воздуха, угла атаки аэродинамического профиля, влажности потока, экспозиции в потоке без вибраций и с учетом вибраций.

Научная новизна:

1. В ходе математического моделирования процессов обледенения выявлено нелинейное влияние вибраций на обледенение конструкции аэродинамического профиля с учетом набегающего газодинамического потока в диапазоне частот от 30 Гц до 60 кГц;

2. Описаны механизмы обледенения аэродинамического профиля в диапазоне отношений скорости набегающего потока к виброскорости от 0,82 до 13,7;

3. Выявлено, что при равенстве скорости набегающего потока и виброскорости профиля может происходить увеличение массы льда в 1,6 раза;

4. Получены зависимости массы и формы льда от отношения скорости набегающего потока к виброскорости передней кромки модельного воздухозаборника. Обнаружено подобие формы и массы льда в широком диапазоне скоростей набегающего потока.

Методология и методы исследований:

Физическое моделирование процессов обледенения аэродинамического профиля с учетом и без учета вибраций проводилось на созданной модельной климатической аэродинамической трубе.

Численное моделирование процессов обледенения с учетом и без учета вибраций проводилось в трехмерной нестационарной постановке с использованием газогидродинамических моделей и моделей обледенения в рамках эйлерово-лагранжева подхода с использованием метода конечных объемов на базе программного обеспечения FENSAP ICE 3D.

Теоретическая значимость:

1. Выявлены и описаны существенные факторы при воздействии вибраций на конструкцию с учетом набегающего газодинамического потока с использованием численных алгоритмов на базе высокопроизводительного вычислительного комплекса;

2. Описаны механизмы образования льда при вибрациях для различных отношений скорости набегающего потока к виброскорости аэродинамического профиля.

Практическая значимость:

1. Разработана и создана модельная климатическая аэродинамическая труба ($P < 2$ кВт) для исследования процессов обледенения при вибрациях;

2. Разработаны методики численного моделирования процесса обледенения с учетом изменения скорости, давления, температуры газа, угла атаки, влажности потока, экспозиции в газодинамическом потоке без вибраций и с учетом вибраций;

3. Результаты диссертационной работы внедрены в учебный процесс на кафедре «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» ПНИПУ в учебной дисциплине «Вычислительная гидрогазодинамика» (акт внедрения ПНИПУ от 13.02.2023 г., Прил. 1);

4. Результаты исследований использованы при оптимизационном проектировании климатической аэродинамической трубы с рабочей частью 300x500x1000 мм до 0,8 числа Маха в рамках серии НИОКР с АО «ОДК-Авиадвигатель»;

5. Методология моделирования обледенения воздухозаборника авиационного двигателя с противообледенительной системой внедрена на АО «ОДК Авиадвигатель» (акт внедрения АО «ОДК Авиадвигатель» от 23.06.2023 г., Прил. 1).

Положения, выносимые на защиту:

1. Методика численного решения задачи об обледенении колеблющегося аэродинамического профиля при воздействии газодинамического потока;

2. Результаты влияния скорости, давления, температуры, влажности газодинамического потока, угла атаки, экспозиции и вибрации аэродинамического профиля на форму льда, коэффициент аэродинамического сопротивления, коэффициент подъемной силы, аэродинамическое качество и массу льда;

3. Механизмы и количественные зависимости параметров обледенения при вибрациях для различных отношений скорости набегающего потока к виброскорости аэродинамического профиля.

Методология и методы исследований:

Физическое моделирование процессов обледенения аэродинамического профиля с учетом и без учета вибраций проводилось на созданной модельной климатической аэродинамической трубе.

Численное моделирование процессов обледенения с учетом и без учета вибраций проводилось в трехмерной нестационарной постановке с использованием газогидродинамических моделей и моделей обледенения в рамках эйлерово-лагранжева подхода с использованием метода конечных объемов на базе программного обеспечения FENSAP ICE 3D.

Степень достоверности результатов:

Экспериментальные и численные результаты без учета вибраций, представленные в работе, верифицированы с данными физических и численных экспериментов других исследователей, в т.ч. с NASA.

Численное моделирование реализовано на базе лицензионного программного обеспечения FENSAP ICE 3D. Результаты с учетом вибраций конструкций верифицированы на созданной модельной климатической аэродинамической трубе.

Апробация результатов. Основные положения диссертационной работы доложены и обсуждены на научных конференциях:

– XXIII Всероссийская научно-техническая конференция «Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации – 2022», АКТТИ-2022, ПНИПУ, г. Пермь, 2022 г.;

- Научно-техническая конференция молодых специалистов ПАО «НПО «Искра», посвященная 115-летию со дня рождения М.Ю. Цирульникова, г. Пермь, 2022 г.;
- Международная конференция по методам аэрофизических исследований ISMAR 2022, ИТПМ СО РАН им. С.А. Христиановича, г. Новосибирск, 2022 г.;
- XXII Всероссийская научно-техническая конференция «Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации – 2021», АКТТИ-2021, ПНИПУ, г. Пермь, 2021 г.;
- Международная научная конференция «Параллельные вычислительные технологии 2020», ПАВТ-2020, ПНИПУ, г. Пермь, 2020 г.;
- Восемнадцатая международная школа-семинар «Модели и методы аэродинамики», проводилась ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского совместно с РАН в г. Евпатория, 2018 г.;
- IV Международная конференция и молодёжная школа «Информационные технологии и нанотехнологии» ИТНТ-2018, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, г. Самара, 2018 г.;
- Международная научная конференция «Параллельные вычислительные технологии (ПаВТ) 2017», КФУ, г. Казань, 2017 г.;
- Ежегодная научно-техническая конференция молодых специалистов ПАО «НПО «Искра», г. Пермь, 2016 г.;
- Международная конференция по методам аэрофизических исследований ISMAR 2016, ПНИПУ, г. Пермь, 2016 г.;
- Международная летняя Суперкомпьютерная Академия, МГУ им. М.В. Ломоносова, г. Москва, 2015 г.;
- Международная научная школа-практикум «Технологии высокопроизводительных вычислений и компьютерного моделирования: исследование глобальных систем», ИТМО, г. Санкт-Петербург, 2015 г.;
- Научно-техническая конференция молодых специалистов ОАО «НПО «Искра», посвященная 75-летию со дня рождения В.Г. Мельничука – главного конструктора по ТЭК, 2014 г.

Результаты диссертационной работы использованы при выполнении грантов РФФИ №17-47-590017 «Ресурсосберегающая технологическая платформа для экспериментальных и вычислительных исследований процессов обледенения при вибрациях в авиационной технике на базе СуперЭВМ», РФФИ №20-47-596003 «Моделирование процессов поведения ледяного покрова на газопроницаемых деформируемых поверхностях воздухоочистительных устройств газоперекачивающих агрегатов на базе высокопроизводительного вычислительного комплекса ПНИПУ», РФФИ №22-19-20118 «Расчетно-экспериментальное исследование вибраций вентилятора авиационного двигателя при обледенении», шести договоров НИОКР с АО «ОДК Авиадвигатель» и АО «ОКБ «Аэрокосмические системы», что подтверждается актами внедрения (Прил. 1).

Публикации. По теме диссертационного исследования опубликовано 16 работ, включая 5 научных статей, входящие в перечень ВАК [1-5] и 8 научных статей, входящих в международные базы цитирования Scopus и Web of Science [5-12], 1 монографию [13] и публикации, входящие в РИНЦ [14-16].

Личный вклад соискателя. Все исследования, изложенные в диссертационной работе, проведены лично соискателем под руководством научного руководителя в процессе научной деятельности. Заимствованный материал в обзоре литературы обозначен в работе ссылками. При создании модельной климатической аэродинамической трубы активное участие принимал Максимов Д.С.

Структура диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, основных выводов, списка литературы из 139 наименований и приложения, содержит 121 страницу машинописного текста, 55 иллюстраций и 5 таблиц.

ГЛАВА 1. ОБЗОР ЛИТЕРАТУРЫ ПО ВОПРОСАМ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ВИБРАЦИЯХ

1.1 Проблема образования ледяных наростов на элементах конструкции авиационных двигателей

Обледенение летательных аппаратов, начиная с 1980-х г., является объектом пристального внимания мирового научного сообщества, особенно в последние годы.

Большой интерес к изучению процесса обледенения обусловлен его опасными последствиями. Применительно к конструкции авиационного двигателя, проблема проявляется существенным образом в следующем:

- Образование наледи на входных элементах двигателя, последующий ее отрыв и повреждение вылетевшей массой льда элементов двигателя, располагаемых далее по тракту;

- Ухудшение эффективности работы лопастей вентилятора, спрямляющего аппарата, компрессора низкого и высокого давления из-за образовавшейся наледи, которая затрудняет сжатие воздуха двигателем, что приводит к снижению тяги и/или мощности;

- Снижение эффективности контроля над двигателем в условиях образования наледи на оптических датчиках, что может привести к потере мощности и/или нестабильности его работы;

- Образование наледи на лопастях вентилятора, что может привести к нестабильному обтеканию, вращающемуся срыву потока и возникновению «флаттера»;

- Циклическое нагружение роторов и снижение их ресурса из-за асимметричного (неравномерного) нарастания и разрушения льда.

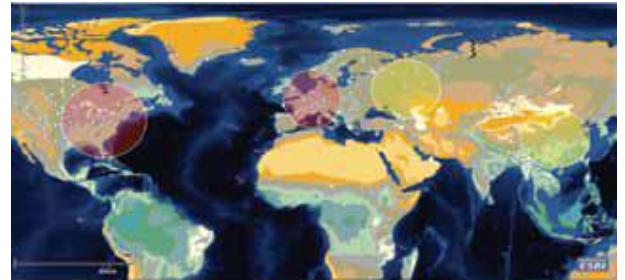
Согласно публикации в журнале международной гражданской авиации ИКАО [17] по данным ECCAIRS с 1970 по 2011 годы произошло 323 события, свя-

занных с обледенением в воздухе элементов летательных аппаратов и авиационных двигателей.

На рисунках 1.1-1.2 приведены данные за этот период об интенсивности воздушного движения, среднем уровне осадков, средних температур воздуха в сочетании с числом авиационных происшествий по причине обледенения.

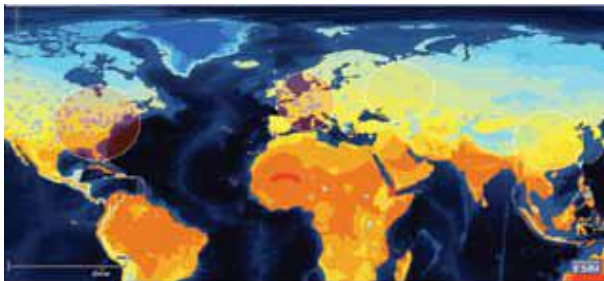


(a)

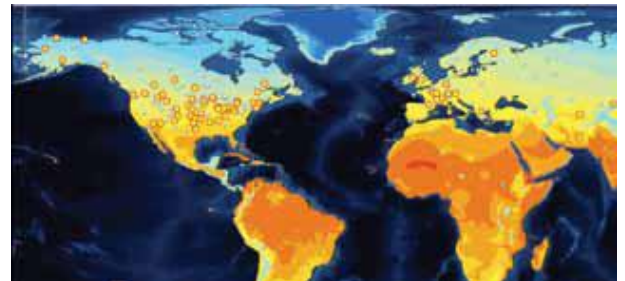


(б)

Рисунок 1.1: (а) – интенсивность воздушного движения в сочетании с числом авиационных происшествий по причине обледенения, (б) – распределение средних уровней осадков в сочетании с числом авиационных происшествий по причине обледенения [17]



(a)



(б)

Рисунок 1.2: (а) – распределение средних температур воздуха в сочетании с числом авиационных происшествий по причине обледенения, (б) – распределение случаев обледенения в полете на этапе захода на посадку [17]

Исходя из анализа этих данных, наиболее подвержены обледенению в полете суда на этапе захода на посадку в диапазоне между $5\text{ }^{\circ}\text{C}$ и температурой замерзания, когда расхождение точки росы и температуры окружающего воздуха составляет менее $2\text{ }^{\circ}\text{C}$ [17]. Так же обледенение возможно при попадании летательного аппарата в облака при температурах окружающего воздуха от -30 до $+5\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Для обеспечения безопасности полетов в условиях обледенения элементы конструкции летательных аппаратов защищают при помощи противообледенительных систем.

Работа практически всех современных типов противообледенительных систем летательных аппаратов связана с отбором воздуха или мощности от авиационного двигателя. Таким образом, повышение эффективности работы систем защиты и, как следствие, безопасности полетов в условиях обледенения, неминуемо приводит к снижению эксплуатационных, экономических и экологических характеристик авиационного двигателя.

В настоящее время в авиационной отрасли сложилась ситуация, когда, с одной стороны, ужесточаются требования к безопасности полетов в условиях обледенения, расширяя перечень условий негативного воздействия, а, с другой стороны, повышаются требования к экономичности и экологичности авиационных двигателей. Данные требования являются в некотором смысле взаимоисключающими, и для удовлетворения современного уровня требований как безопасности полетов в условиях обледенения, так и минимального уровня воздействия на работу авиационного двигателя требуется создание инновационных энергоэффективных систем защиты от обледенения.

Моделирование образования ледяных наростов и предотвращению обледенения на элементах конструкции авиационной техники является сложной междисциплинарной научно-технической задачей. Для получения высокой точности конечного решения необходимо получить качественные решения аэродинамических и гидравлических задач для течений воздуха с дозвуковыми и сверхзвуковыми скоростями, сопряженного теплообмена, фазового перехода и задач взаимодействия деформируемой конструкции с многофазным воздушным потоком.

Одной из эффективных технологий защиты от обледенения является удаление льда с защищаемой поверхности при помощи вибраций. Направление является наиболее перспективным, так как на удаление льда с поверхности необходимо гораздо меньше энергии, чем на его плавление.

Исследование обледенения подразумевает неразрывность экспериментальных исследований и математического моделирования процессов (образования, таяния, разрушения и отрывов) обледенения на элементах летательных аппаратов. Для исследования условий возникновения и процессов формирования ледяных наростов, их разрушения в результате действия набегающего потока, вибраций и применения противообледенительных систем (ПОС), разрабатываются методы физического и численного моделирования.

Экспериментальное исследование этой проблемы в существующих крупногабаритных климатических аэродинамических трубах осложняется высокой стоимостью испытаний. При этом отсутствуют методики создания модельных климатических аэродинамических труб, которые необходимы для проведения большого объема экспериментальных работ по верификации численных моделей обледенения при вибрациях.

Разработка математических моделей, позволяющих моделировать удаление льда с поверхности с помощью вибраций, и малогабаритных климатических аэродинамических труб позволит существенно сократить стоимость и сроки разработки систем защиты от обледенения.

1.2 Отечественные и зарубежные исследования процессов обледенения элементов конструкции авиационной техники без вибраций

Ведущие мировые и российские центры, такие как Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, ИТПМ СО РАН им. С.А. Христиановича, ИСП РАН им. В.П. Иванникова, NASA, ONERA и др., активно занимаются экспериментальными и теоретическими исследованиями в области обледенения элементов конструкции авиационной техники [18-139].

В работе [19] рассмотрены различные виды обледенения летательных аппаратов, выбраны и обоснованы безразмерные параметры подобия, а так же предложена возможная конструктивная схема разомкнутой аэроклиматической трубы с рабочей частью закрытого типа для физического моделирования процессов об-

леденения с размерами рабочей части закрытого типа $4 \times 2,3 \times 6$ м. Отмечается отсутствие систематических исследований условий и физических процессов льдообразования и гидрофобизации поверхностей летательных аппаратов, отмечена необходимость постройки в России малогабаритной аэроклиматической трубы для экспериментального моделирования процессов обледенения в лабораторных условиях, отвечающей современным требованиям. В таблице 1.1 указаны известные аэроклиматические трубы в различных странах по состоянию на 2008 г.

Таблица 1.1 Существующие КАДТ для экспериментального моделирования процессов обледенения по данным 2008 г.

Организация, страна	Наименование КАДТ	Размер рабочей части, м×м×м	Скорость, м/с	Эффект. размер капель, мкм	Влажность, г/м ³	Температура, °С
РЭЦ (Латвия)	T-4	2×1,5×5 закрытая	15–70	8÷35	0,25÷3	–
РЭЦ (Латвия)	T-5	3,4×2,6×4	до 100	10÷40	0,3÷2	–12
ЦИАМ (Россия)	C-1A	ø1,5 м	$M \leq 0,5$	~30	2,5	–30
NASA (США)	IRT	2,74×1,83×61	до 175	15÷50	0,2÷2,5	–32÷+4
NRC (Канада)	PIWT	3,1×6,1×12,2	до 54	15÷50	0,15÷2,5	–30÷+0
CIRA (Италия)	IWT	2,35×1,15×3,6	до 150	15÷250	0,15÷2	–40÷+35
Предлагаемая авторами [19] КАДТ (Россия)	–	4×2,3×6	до 100	15÷100	0,15÷3	–40÷0

16.11.2016 г. в ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского была введена в эксплуатацию большая аэрохолодильная труба сезонного действия АХТ-СД. Воздушный поток в трубе создается вентилятором, который приводится в движение асинхронным электродвигателем переменного тока мощностью 1 МВт. Размер закрытой рабочей части — $1 \times 1 \times 3$ м, максимальная скорость потока – 150 м/с, рабочий диапазон температур — < 0 °С.

В настоящее время (2022-2023 гг.) в ИТПМ СО РАН им. С.А. Христиановича создается многорежимная аэроклиматическая труба МКАТ-1 с размером рабочей части $0,3 \times 0,3 \times 1$ м и мощностью 100 кВт.

В патенте [20] для моделирования процессов обледенения описывается возможный вариант реализации КАДТ замкнутого цикла. Отмечается необходимость установки системы охлаждения воздуха, блока форсунок для подачи воды в трубу, устройства для их обогрева и устройства для осушения воздуха.

В работе [21] проведено исследование влияние имитаторов льда, установленных на передней кромке крыла самолета, на его аэродинамические характеристики, приведено сравнение с испытаниями в аэродинамических трубах ЦАГИ. Представлены результаты численного моделирования в ANSYS FLUENT, описано создание расчетных сеток с применением технологии вложения и стыковки различных сеточных областей для уменьшения потребного времени для проведения расчетов. В явном виде процесс обледенения не моделировался, были проведены газодинамические расчеты с физически заданными имитаторами ледяных наростов. На рисунке 1.3 приведены распределения чисел Маха без имитаторов льда (слева) и с имитаторами льда (справа).

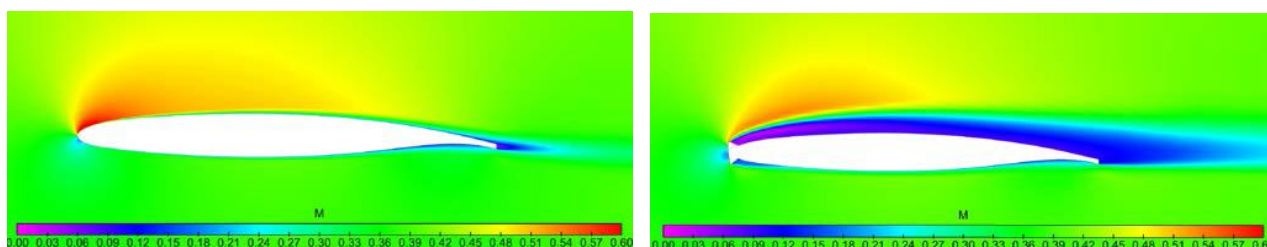


Рисунок 1.3. Распределение значений числа Маха

Также рассмотрены поля значений коэффициента давления C_p , показана увеличивающаяся к концу крыла область отрыва потока (Рис. 1.4).

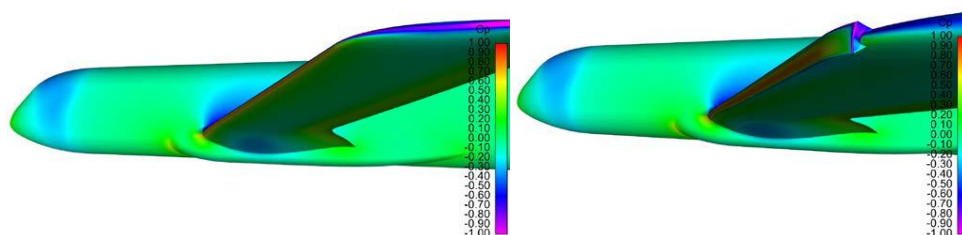


Рисунок 1.4. Распределение значений C_p

Сравнение результатов численных газодинамических расчетов с экспериментальными данными для варианта с установкой имитаторов льда показало качественную сходимость, но количественно значения отличаются в 1,34-1,75 раза (Рис. 1.5).

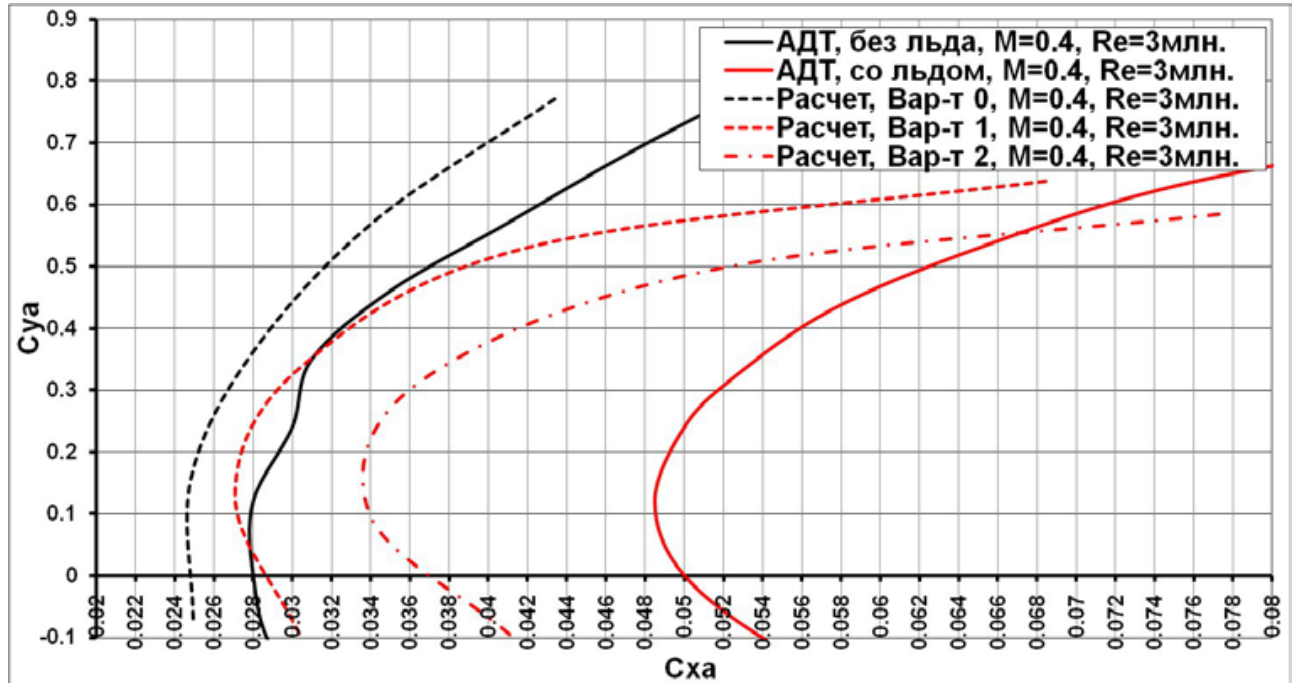


Рисунок 1.5. Сравнение результатов расчетов с экспериментальными данными

Возможно, такое расхождение обусловлено отсутствием моделирования в явном виде ледяных наростов для конкретных газодинамических условий проведения вычислительного эксперимента.

Также исследование влияния имитаторов льда на аэродинамические характеристики приведено в публикации ЦАГИ [22], то есть моделировался только газодинамический этап.

Численное моделирование обледенения на поверхностях цилиндра и профиля крыла NACA 0012 было осуществлено в работе [23]. Газодинамическая модель обтекания твердого тела основана на уравнениях Навье – Стокса сжимаемого газа. Модель описывает движение капель. Процесс нарастания льда основан на методе, описывающем термодинамический процесс затвердевания переохлажденных капель воды, ударяющихся о неподвижный предмет.

На рисунке 1.6 приведено сравнение результатов численного расчета разработанной в работе [23] модели с данными эксперимента NASA и результатами моделирования в программном комплексе LEWICE 1.6 на профиле NASA 0012 [24].

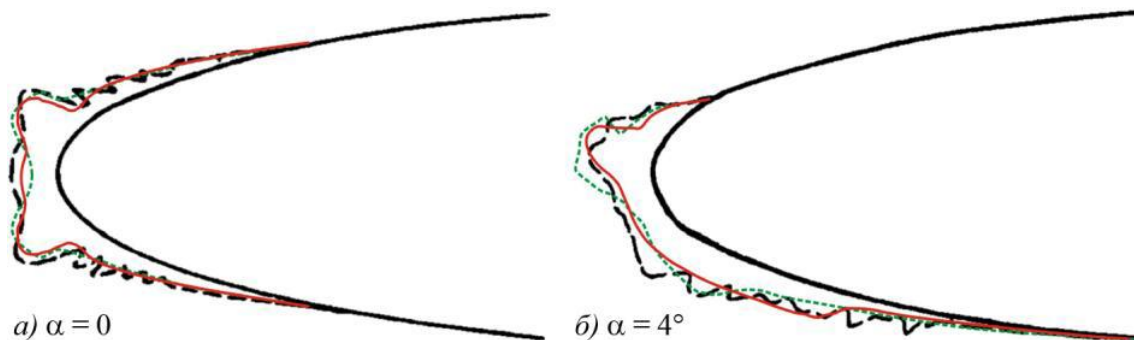


Рисунок 1.6. Формы наростов на профиле NASA 0012 для смешанного режима обледенения: черная граница – экспериментальные данные NASA [24], зеленая граница – данные численного моделирования в LEWICE 1.6 [24], красная граница – данные численного моделирования в работе [23]

Отмечено хорошее согласование между данными физического и вычислительного экспериментов. К недостаткам данного подхода стоит отнести невозможность моделирования микронеровностей, а также наростов сложной формы (типа неровности «хвоста лобстера») в зонах с околонулевыми углами скольжения капель.

В работах Приходько А.А. и Алексеенко С.В. [23, 25] отмечается, что именно такие наросты оказывают более существенное влияние, чем «рогообразные». Также в этой работе представлена методика, позволяющая оценивать вероятность таких наростов, однако она не позволяет получить достаточно точные данные о характере наростов при появлении срыва потока на крыле.

В исследовании [26] представлены результаты по нарастанию льда при температурах от -30 до -10 °C. В основу математической модели заложено требование инвариантности уравнений движения и условие подобия формы ледяных наростов при изменении масштабного фактора.

В диссертации Амелюшкина И.А. [27] и серии работ [28-31] предложена физико-математическая модель и численный алгоритм расчета взаимодействия капель воды с телом, обтекаемым влажным аэрозольным потоком, а так же физико-математическая модель кристаллизации и критерий устойчивости переохлажденной жидкости при ее ударе о поверхность летательного аппарата. Отмечена низкая устойчивость к обледенению гидрофобных поверхностей при скоростях потока выше 100 м/с.

В исследовании [32] отмечается, что для комплексной аэродинамической оценки недостаточно только численного моделирования образования льда на профиле крыла, так как, несмотря на общепринятые методы моделирования льда, нет принятых на данный момент утвержденных методик, при которых численное моделирование проводится без физического эксперимента, особенно низких числах Рейнольдса. В работе представлены результаты экспериментального исследования, которые легли в основу высокоточной, полномасштабной базы данных аэродинамических характеристик с ледяными наростами на профиле крыла NASA 23012 при различных газодинамических параметрах. Рабочие испытания аэродинамического профиля проводились в крупногабаритной аэродинамической трубе ONERA F1 мощностью 9,5 МВт с использованием аэродинамического профиля NASA 23012 с хордой 1,8288 м в диапазоне чисел Рейнольдса от $4,5 \cdot 10^6$ до $16 \cdot 10^6$ и диапазоне чисел Маха от 0,10 до 0,28. Однако, такое количество полномасштабных экспериментов потребовало огромных затрат в экономическом плане. Вместе с тем, полученную базу данных сложно скоррелировать с другими аэродинамическими профилями, что делает ее узкоприменимой.

1.3 Отечественные и зарубежные исследования процессов обледенения элементов конструкции авиационной техники с вибрациями

По сравнению с исследованиями процессов обледенения конструкции без обтекания газодинамическим потоком, исследований с обтеканием аэродинамического профиля существенно меньше. Из них большая часть – без вибраций, тогда как исследования при воздействии вибраций, посвященные описанию меха-

низмов образования льда при вибрациях для различных амплитуд и частот, обнаружить не удалось.

В работе [33] рассмотрен новый метод обледенения с ультразвуковой управляемой волной (UGW), характеризующийся низким потреблением энергии, малым весом, низкой стоимостью и простой заменой и обслуживанием. Рассмотрены некоторые исследования методов ультразвукового обледенения, в том числе теория ультразвукового обледенения, пьезоэлектрические материалы и преобразователи, устройства, предназначенные для противообледенительной системы. Однако фундаментальные знания об ультразвуковой технологии защиты от обледенения все еще ограничены. Вместе с тем, нехватка фундаментальных исследований ограничивает его применение данного метода в областях авиационной техники и ветроэнергетики, так как ультразвуковое обледенение как физически, так и численно было получено без моделирования набегающего потока на пластины и, в том числе, на профиль крыла. Для использования таких технологий необходимо проектирование миниатюрных преобразователей, которые на данный момент не созданы.

Отмечено, что основываясь на теории ультразвукового обледенения, существует три основных механизма сброса льда: механическое напряжение, тепловой эффект и кавитация. Однако в большинстве исследований основное внимание уделяется механическому воздействию, но другие два механизма, несомненно, требуют дальнейшего углубленного изучения.

В исследовании [34] в лабораторных условиях были проведены физические эксперименты по обледенению композита. Основная часть ледяного слоя сброшена с ультразвуковой вибрацией с частотой 34,8 кГц за 3 минуты. Получено распределение напряжений на границе раздела между слоем льда и композитной подложкой. Результаты численного моделирования показали, что оптимальная частота составляла 36 кГц, что соответствовало экспериментальному значению. Экспериментально определена прочность адгезии льда на поверхности композита, которая составляет до 0,259 МПа. Обледенение было получено без моделирова-

ния набегающего потока на композиционный материал. На рисунке 1.7 представлена эскизная схема эксперимента на композитной пластине в условиях статики.

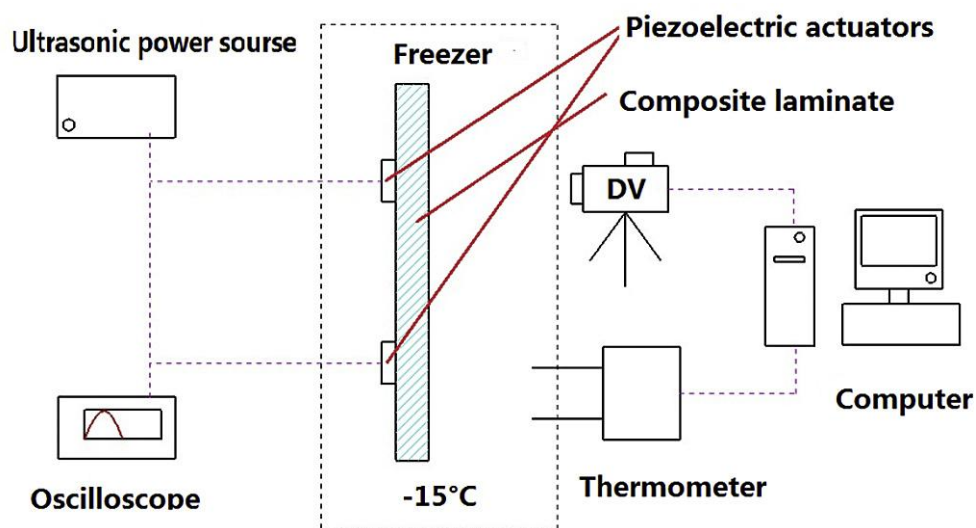


Рисунок 1.7. Эскизная схема эксперимента с ультразвуковым обледенением на композитной пластине в условиях статики [34]

В работе [35] теория и применение ультразвуковой системы обледенения обобщены в области обледенения лопаток ветряных турбин, обледенения линий электропередачи высокого напряжения и обледенения летательных аппаратов. Приведена эмпирическая формула соотношения между временем обледенения и толщиной слоя льда, потреблением энергии на единицу площади и соотношением между потреблением энергии и толщиной слоя льда.

В работе [36] приводится обзор существующих технических средств и методов борьбы с обледенением летательных аппаратов. Рассматриваются вопросы создания современных систем контроля обледенения самолета. Отмечено, что наиболее перспективными для использования являются электроимпульсные противообледенительные системы, интегрированные в систему управления летательного аппарата, управление которыми осуществляется на базе применения средств вычислительной техники и предусматривает программное воздействие на характеристики подаваемых на индуктор импульсов. Отмечена важность исследования влияния характеристик импульсного воздействия на обшивку самолета.

В патенте [37] приводится совмещенный вариант вибрационной и тепловой противообледенительной системы. Для предотвращения обледенения в лобовой части поверхности конструктивных элементов летательных аппаратов предлагается установка акустических резонаторов. Во время полета при контакте с набегающим потоком воздуха в резонаторах генерируются высокочастотные ударные волны, что приводит к необратимому преобразованию кинетической энергии в тепловую и к разогреву резонаторов. Вследствие этого конструктивные элементы, в которых они установлены, разогреваются до температуры таяния льда. Это позволяет предотвратить обледенение поверхностей, подверженных ему. Но установка таких устройств на лобовых частях авиационных элементов может привести к изменению аэродинамики, что является негативным фактором. При этом в патенте не приводится эскиз устройства.

В работе [38] рассматривается анализ экспериментальных данных вибрационного состояния газотурбинного двигателя при обледенении. Процесс сброса льда достигается за счет перегазовок, т.е. резкого повышения и дальнейшего понижения оборотов двигателя. Таким образом, показано влияние центроостремительного ускорения на процесс сброса льда. При этом не рассмотрено влияние вибраций на обледенение при постоянной виброскорости, не приведены способы снижения массы льда за счет подбора амплитуд и частот вибраций без перегазовки.

1.4 Программные комплексы инженерного анализа процессов обледенения

Математическое моделирование процессов обледенения, с точки зрения реализации, сложный процесс, поскольку требует использования нестационарных уравнений в постановке Навье-Стокса, замыкаемые уравнениями турбулентности, непрерывности и соотношений для учета движения капель с их коагуляцией и распадом на частицы [23]. При этом необходимо учитывать процессы теплообмена и фазовые переходы. На сегодняшний день существуют отечественные и зарубежные численные реализации математических моделей процессов обледенения.

Двухмерными реализациями моделей обледенения являются LEWICE 2D (США) [24]; ONERA (Франция) [39]; TRAJICE2D (Объединенное Королевство) [40]; CANICE (Канада) [41, 42]; CIRA (Италия) [43]; 2DFOIL-ICE (Нидерланды) [44].

Исследователи из Франции (ONERA) [45, 46], модифицировали свой алгоритм в 2D и 3D вариантах, но так и не получили решений, качественно согласованных с формой льда при физическом эксперименте, хотя осаждение капель алгоритм моделировал корректно. В программе LEWICE [24] по сравнению с другими алгоритмами дополнительно учитывается поверхностное натяжение, что дает возможность оценки количества воды, основываясь на числе Вебера.

Некоторые из них доработаны до трехмерных моделей, но при этом не могут определять точки отрыва потока, поэтому дают менее точные результаты по сравнению с алгоритмом FENSAP-ICE 3D, основанном на уравнениях Навье-Стокса [47], однако позволяют получить решение намного быстрее. При моделировании движения границы льда используется метод биссектрис, предложенный в [42].

В РФ авторы Кошелев К.Б., Мельникова В.Г. и Стрижак С.В. (ИСП РАН им. В.П. Иванникова) разработали на базе открытого пакета OpenFoam v1912 новый решатель iceFoam [48], позволяющий получать формы ледяных наростов в 2D и 3D постановках на основе Эйлера-Лагранжева подхода.

Также появились отечественные реализации моделирования процесса образования льда на базе программных продуктов ЛОГОС [49, 50], FlowVision [51, 52] и IceVision [53, 54].

Известные на текущий момент численные реализации не позволяют адекватно моделировать скол льда, хотя для некоторых тестовых примеров такая возможность реализована в Ice shedding FENSAP-ICE [55].

Моделирование обледенения в FENSAP-ICE 3D не получило большой популярности в связи с недостаточным количеством верификационных исследований, хотя пример решения задачи обледенения в FENSAP-ICE 3D совместно с ANSYS CFX представлен исследователями из Луизианы в [56]. Но, вместе с тем в

журнале международной гражданской авиации ИКАО [17] упоминается алгоритм FENSAP-ICE 3D, как особо перспективный среди численного моделирования обледенения твердых тел.

Зачастую в исследовательской практике используются системы инженерного анализа ANSYS CFX или ANSYS FLUENT для обтекания тел с имитаторами льда, где для прогнозирования обледенения могут использоваться данные о температуре, влажности, скорости движения и прочих газодинамических параметрах, так как напрямую моделирование фазового перехода «вода-лед» в данных программных решениях не осуществляется [57].

Для проведения вычислительных экспериментов настоящей диссертационной работы по расчету процессов обледенения на элементах конструкции авиационной техники при вибрациях выбран программный комплекс FENSAP-ICE 3D, как один из наиболее доступных на момент начала работ и точно описывающих процессы обледенения. Была проведена верификация с известными натурными экспериментами.

В качестве аппаратного обеспечения для вычислительных экспериментов использовались ресурсы высокопроизводительного вычислительного комплекса ПНИПУ, имеющего следующие технические характеристики [58]:

- 95 вычислительных узлов;
- 62 восьмиядерных процессоров «Intel Xeon E5-2680» (всего 480 ядер);
- 128 четырехядерных процессоров «Barcelona-3» (всего 512 ядер);
- пиковая производительность 24,096 Тфлопс;
- производительность в тестовом пакете Linpack 78%;
- объем системы хранения информации 27 ТБ;
- объем оперативной памяти 5888 Гбайт (128 Гбайт/узел с процессорами Intel Xeon E5-2680, 32 Гбайт/узел с процессорами Barcelona-3).
- система хранения данных 10 ТБ;
- 12 вычислительных модулей GPU NVIDIA Tesla M2090 (512 ядер, 6GB).

Выводы по главе

1. При изучении процессов обледенения в мировой практике используется совместно физический и численный эксперимент ввиду сложности и междисциплинарности процесса;

2. Потребная мощность существующих в России аэродинамических труб для моделирования обледенения составляет не менее 1 МВт (создается 100 кВт), что требует значительных материальных затрат на проведение экспериментов;

3. Исследования противообледенительных систем ведутся в основном в направлении нагрева поверхностей, что увеличивает отбор полезной мощности от авиационного двигателя. Также исследуются гидрофобные покрытия, но они недостаточно эффективны при скоростях потока выше 100 м/с [27]. Вместе с тем, вибрационные (импульсные) противообледенительные системы исследованы недостаточно;

4. Отсутствуют исследования, в которых выявлены значимые факторы, влияющие на массу, форму льда и аэродинамические характеристики профиля при вибрациях;

5. Не обнаружено публикаций, где подробно представлены методики численного моделирования процесса обледенения с учетом изменения скорости, давления, температуры воздуха, угла атаки аэродинамического профиля, влажности потока, экспозиции в потоке с учетом вибраций;

6. Не удалось обнаружить исследования, посвященные описанию механизмов и количественных зависимостей параметров обледенения элементов авиационных двигателей от характеристик вибраций;

7. Анализ существующих подходов к численному моделированию обледенения, показал, что для получения близких к физическим экспериментам результатов необходимо использование трехмерной постановки задачи с прямым моделированием контуров ледяных наростов, которые образуются вследствие ударов капель об аэродинамический профиль, процессов аккреции и сублимации льда, испарения жидкой пленки, а также переноса жидкости по поверхности профиля. При этом для моделирования обтекания в безграничном пространстве необходимо

обеспечить отсутствие влияния удаленности граничных условий на газодинамические параметры потока вблизи профиля [13].

ГЛАВА 2. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ПРИ ВИБРАЦИЯХ. ПОДГОТОВКА И ПРОВЕДЕНИЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

2.1 Система допущений

Для проведения расчетно-экспериментального моделирования процессов обледенения аэродинамического профиля без вибраций и при вибрациях сформулирована система допущений для постановки и проведения вычислительных экспериментов:

1. Газодинамические процессы рассматриваются в трехмерной нестационарной постановке с подвижными границами;
2. Гидродинамические процессы рассматриваются в трехмерной нестационарной постановке с подвижными границами;
3. Обледенение рассматривается в трехмерной нестационарной постановке с подвижными границами;
4. Движение границы ледяных наростов на аэродинамическом профиле рассматривается как совокупность относительного движения переохлажденной жидкости на стенке вследствие действия набегающего аэродинамического потока с последующей ее кристаллизацией, а также переносного движения конструкции вследствие вибрации;
5. Не моделируется скол льда ввиду сложности процесса [55]. Принимается, что весь образовавшийся в процессе эксперимента лед может отколоться от модельного воздухозаборника и попасть на вход в авиационный двигатель;
6. Рассматривается многофазная среда – газ, жидкость, лед;
7. Учитывается гравитация;
8. Газ является несущей, а жидкость – несомой средой;
10. Газ является вязким и сжимаемым;
11. Для газа применяется модель турбулентности Спаларта-Аллмараса, которая позволяет с достаточной точностью разрешать пограничный слой для задач внешнего обтекания. Обоснованность выбора данной модели, в том числе, связана

с тем, что при динамическом перестроении сеточной модели для проведения повторных расчетов газодинамики обтекания ледяных наростов сложной невыпуклой формы возможно снижение сглаженности и резкое изменение градиента размеров конечных элементов. При этом модель Спаларта-Аллмараса в сравнении с $k-\varepsilon$ и $k-\omega$ моделями турбулентности менее чувствительна к численным ошибкам при расчете на подобных сеточных моделях и позволяет учитывать шероховатость стенки аэродинамического профиля [59, 60];

11. Жидкость несжимаема, так как процессы рассматриваются при низких давлениях;

12. Жидкость в потоке газа рассматривается в виде монодисперсных капель, учитываются процессы дробления и коагуляции. Среднеарифметический диаметр капель принимается постоянным и равен 20 мкм согласно требованиям части 25 Авиационных Правил [61];

13. Жидкость, вступившая в контакт с поверхностью аэродинамического профиля, рассматривается как тонкая жидкая пленка, которая способна перемещаться вследствие сдвиговых напряжений, создаваемых движением газодинамического потока, испаряться и отрываться от аэродинамического профиля;

14. Учитывается шероховатость стенок профиля [62];

15. Стенки аэродинамического профиля являются адиабатическими, учитывается шероховатость;

16. Учитываются процессы аккреции и сублимации льда, испарение жидкой пленки;

17. Не учитывается аэроупругость конструкции аэродинамического профиля ввиду большой жесткости передней кромки;

18. Ввиду малости не учитываются электромагнитные процессы;

19. Ввиду малости не учитывается содержание примесей в среде;

Моделируемый численно в настоящей работе процесс образования льда на обтекаемом профиле, включает в себя следующие этапы:

1. Обтекание профиля газодинамическим потоком;

2. Осаждение (улавливание) на профиле мелкодисперсных частиц воды;

3. Процесс образования ледяных наростов на аэродинамическом профиле;
4. Обтекание частично обледеневшего профиля газодинамическим потоком;
5. Осаждение (улавливание) на аэродинамическом профиле и на образовавшихся ледяных наростах мелкодисперсных частиц воды;
6. Процесс образования ледяных наростов на профиле и ледяной корке;
7. Повтор пп. 4-6.

2.2 Математическая модель

В соответствии с системой ограничений и допущений принята математическая модель, реализующая совокупность протекающих физических процессов при обледенении в 5 этапов:

1. Газодинамический этап;
2. Гидродинамический этап;
3. Этап обледенения;
4. Этап перестроения сеточной модели;
5. Этап перемещения поверхности профиля.

Совокупность представленных этапов определяет математическую модель процессов обледенения обтекаемого профиля при соответствующем замыкании начальными и граничными условиями [63, 64].

При моделировании газодинамических процессов применяется математическая модель, базирующаяся на системе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, замыкаемая уравнениями состояния идеального сжимаемого газа и турбулентности, а также начальными и граничными условиями.

Система уравнений Навье-Стокса представляет совокупность следующих уравнений [65-67]:

- Уравнение непрерывности или баланса массы в эйлеровой постановке:

$$\frac{\partial \rho_2}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_2 \mathbf{V}_2) = 0,$$

где ρ_2 – плотность газа; \mathbf{V}_2 – вектор скорости газодинамического потока; t – время.

- Уравнения баланса импульса в эйлеровой постановке:

$$\frac{\partial(\rho_2 \mathbf{V}_2)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_2 \mathbf{V}_2 \otimes \mathbf{V}_2) = -\nabla P + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau},$$

где P – статическое давление; $\boldsymbol{\tau}$ – тензор вязких напряжений, определяемый соотношением:

$$\boldsymbol{\tau} = \mu_2 \left(\nabla \mathbf{V}_2 + \mathbf{V}_2 \nabla - \frac{2}{3} \delta_K \nabla \cdot \mathbf{V}_2 \right),$$

где μ_2 – динамическая вязкость газа; δ_K – дельта Кронекера.

– Закон сохранения энергии:

$$\frac{\partial(\rho_2 H^*)}{\partial t} - \nabla P + \nabla \cdot (\rho_2 \mathbf{V}_2 H^*) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T_2 + \mathbf{V}_2 \cdot \boldsymbol{\tau}),$$

где H^* – полная энтальпия торможения газа; T_2 – статическая температура газа; λ – удельная теплопроводность.

Система уравнений замыкается определяющими соотношениями состояния для энтальпии и давления газа:

$$P = \rho_2 R_0 T_2,$$

$$dH = c_p dT_2,$$

где c_p – изобарная теплоемкость газа; R_0 – универсальная газовая постоянная.

В качестве модели турбулентности была использована модель Спаларта-Аллмараса [68-70], являющаяся однопараметрической моделью, которая позволяет с достаточной точностью разрешать пограничный слой для задач внешнего обтекания. Обоснованность выбора данной модели, в том числе, связана с тем, что при динамическом перестроении сеточной модели для проведения повторных расчетов газодинамики обтекания ледяных наростов сложной невыпуклой формы возможно снижение сглаженности и резкое изменение градиента размеров конечных элементов. При этом модель Спаларта-Аллмараса в сравнении с $k-\varepsilon$ и $k-\omega$ моделями турбулентности менее чувствительна к численным ошибкам при расчете на подобных сеточных моделях и позволяет учитывать шероховатость стенки профиля [59, 60].

На следующем, гидродинамическом этапе моделирования обледенения происходит осаждение капель на аэродинамическом профиле, при этом определяется их концентрация. Ниже представлена совокупность уравнений:

– Уравнение непрерывности или баланса массы в эйлеровой постановке:

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha \mathbf{V}_k) = 0,$$

где α – среднее значение объемной доли жидкой фазы; \mathbf{V}_k – скорость капли.

– Уравнения баланса импульса в эйлеровой постановке:

$$\frac{\partial(\alpha \mathbf{V}_k)}{\partial t} + \nabla \cdot [\alpha \mathbf{V}_k \otimes \mathbf{V}_k] = \alpha \frac{C_D \text{Re}_k}{24K} (\mathbf{V}_z - \mathbf{V}_k) + \frac{\alpha}{Fr^2} \left(1 - \frac{\rho_z}{\rho_k} \right), \quad (2.1)$$

где C_D – коэффициент аэродинамического сопротивления; Re_k – число Рейнольдса капель; K – инерционный параметр капель; Fr – локальное число Фруда; ρ_k – плотность капли.

Коэффициент аэродинамического сопротивления определяется следующим соотношением:

$$C_D = 2 \frac{D_A}{\rho_{z,\infty} V_{z,\infty} A_\infty},$$

где D_A – модуль силы поверхностного натяжения капли; $\rho_{z,\infty}$ – невозмущенная плотность потока газа (на расстоянии в бесконечность); $V_{z,\infty}$ – невозмущенная скорость потока газа (на расстоянии в бесконечность); A_∞ – площадь поверхности капли.

Соотношение для числа Рейнольдса капель Re_k представлено в следующем виде:

$$\text{Re}_k = 2 \frac{\rho_k d_k V_{z,\infty} \|\mathbf{V}_z - \mathbf{V}_k\|}{\mu_z},$$

где d_k – диаметр капли.

Инерционный параметр капель K определяет зависимость отношения плотности ρ_k и диаметра капель d_k , невозмущенной скорости потока газа $V_{z,\infty}$ к хорде аэродинамического профиля b и динамической вязкости газа μ_z :

$$K = \frac{\rho_k d_k^2 V_{z,\infty}}{18b\mu_z},$$

Локальное число Фруда Fr определяется соотношением:

$$Fr = \frac{\|V_{z,\infty}\|}{\sqrt{bg}},$$

где g – ускорение свободного падения.

Правую часть уравнения баланса импульса (2.1) физически можно интерпретировать как сопротивление капли, за которое отвечает первое слагаемое. При этом второе слагаемое определяет действие силы плавучести и силы тяжести.

Коэффициент локального осаждения жидкой фазы на поверхность (β), необходимый при расчете льдообразования определяется соотношением:

$$\beta = -\frac{\alpha V_k \mathbf{n}}{\varphi_\infty V_{z,\infty}}, \quad (2.2)$$

где φ_∞ – обводненность набегающего потока на входе в расчетную область; \mathbf{n} – нормаль к поверхности.

Скорость жидкой пленки V_n вблизи поверхности обтекаемого тела является функцией от пространственных координат в плоскости рассматриваемой поверхности $\mathbf{x} = x(x_1, x_2)$ и нормали к поверхности обтекания y (Рис. 2.1).

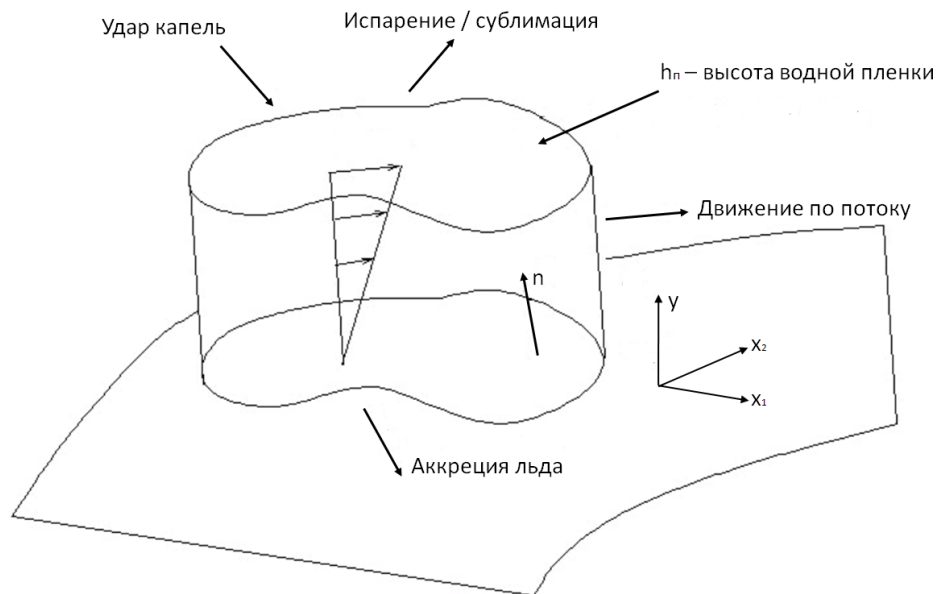


Рисунок 2.1. Схема протекających физических процессов при образовании льда на поверхности профиля

Введем линейный профиль для скорости жидкой пленки, которая ориентирована нормалью от стенки профиля, вблизи которого нулевая скорость. Тогда скорость жидкой пленки можно определить следующим образом:

$$\mathbf{V}_n(\mathbf{x}, y) = \frac{y}{\mu_n} \boldsymbol{\tau}_z(\mathbf{x}),$$

где μ_n – вязкость жидкой пленки, $\boldsymbol{\tau}_z(\mathbf{x})$ – вектор напряжения сдвига газодинамическим потоком, который является основной движущей силой для жидкой пленки.

Это гипотеза подтверждена толщиной водной пленки, редко превышающей 10 мкм при экспериментальном моделировании обледенения [71].

Осредняя скорость жидкой пленки по ее толщине, получим выражение для средней скорости пленки \bar{V}_n :

$$\bar{V}_n(\mathbf{x}, y) = \frac{1}{h_n} \int_0^{h_n} \mathbf{V}_n(\mathbf{x}, y) dy = \frac{h_n}{2\mu_n} \boldsymbol{\tau}_z(\mathbf{x})|_{wall},$$

где h_n – толщина жидкой пленки на поверхности обтекаемого тела.

Выражение для средней скорости пленки \bar{V}_n необходимо для разрешения последующего этапа, непосредственно связанного с процессом образования льда на поверхности обтекаемого тела.

Математическая постановка для этапа обледенения на поверхности аэродинамического профиля, представлена совокупностью балансовых уравнений:

– Уравнение баланса массы в эйлеровой постановке:

$$\rho_\kappa \left[\frac{\partial h_n}{\partial t} + \nabla \cdot (\bar{V}_n h_n) \right] = V_{z,\infty} \varphi \beta - \dot{m}_{испарения} - \dot{m}_{льда},$$

где φ – обводненность набегающего потока (абсолютная влажность); β – коэффициент локального осаждения жидкой фазы на поверхность; $\dot{m}_{испарения}$ – локальная скорость изменения массы испарения жидкой фазы в условиях конвекции потока; $\dot{m}_{льда}$ – локальная скорость изменения массы льда.

Три члена в правой части определяют, соответственно, массоперенос за счет падения капли воды (источник для тонкой водной пленки), испарение и массу льда.

– Закон сохранения энергии:

$$\rho_{\kappa} \left[\frac{\partial h_n c_n T_n}{\partial t} + \nabla \cdot (\bar{V}_n h_n c_n \tilde{T}_n) \right] = \left[c_n (\tilde{T}_{z,\infty} - \tilde{T}_n) + \frac{\|\mathbf{V}_{\kappa}\|^2}{2} \right] V_{z,\infty} \varphi \beta - L_{\text{испарения}} \dot{m}_{\text{испарения}} + (L_{\text{плавления}} - c_{\text{льда}} \tilde{T}_{\text{льда}}) \dot{m}_{\text{льда}} - \lambda (\tilde{T}_n - \tilde{T}_{\text{льда}}),$$

где c_n – удельная теплоемкость жидкой фазы; $c_{\text{льда}}$ – удельная теплоемкость льда; T_n – температура жидкой фазы; \tilde{T}_i – равновесная температура на границе раздела фаз (газ / жидкость / лед / профиль); $L_{\text{испарения}}$ – удельная теплота испарения жидкой фазы; $L_{\text{плавления}}$ – удельная теплота плавления льда; λ – коэффициент теплопроводности.

Три члена в правой части определяют передачу тепла, создаваемую падающими переохлажденными каплями воды, путем испарения и аккреции льда. Последний член выражает конвективный тепловой поток.

Система отношений совместимости доопределяет описанную выше систему уравнений:

$$\begin{cases} h_n \geq 0, \\ \dot{m}_{\text{льда}} \geq 0, \\ h_n \tilde{T}_n \geq 0, \\ \dot{m}_{\text{льда}} \tilde{T}_{\text{льда}} \leq 0. \end{cases} \quad (2.3)$$

Система неравенств (2.3) позволяет исключить при дальнейшем моделировании ситуации возможного образования жидкой фазы на поверхности профиля, когда равновесная температура ниже точки росы (менее 0 °С), и ситуации образования льда, если температура жидкой пленки выше 0 °С.

Но при этом возможны и другие условия образования льда даже в случае, если локальная температура поверхности выше нуля – за счет охлаждения испарением смеси льда и воды.

Фазовый переход в ячейке происходит в случае подвода или отвода энергии от соседней ячейки в большем количестве.

Согласно принятой системе допущений движение конструкции при обледенении рассматривается как совокупность переносного движения конструкции вследствие вибрации и относительного движения границы обледенения за счет образования льда.

Перестроение сеточной модели вследствие приращения льда, т.е. изменения границы обтекаемого аэродинамического контура, основано на схеме перемещения узлов, также называемой узловым перераспределением [72].

Как показано на рисунке 2.2, участок сеточной модели можно рассматривать как совокупность пружин с 4-мя константами жесткости. Положение i -того узла сетки можно интерпретировать как решение задачи минимизации потенциальной энергии.

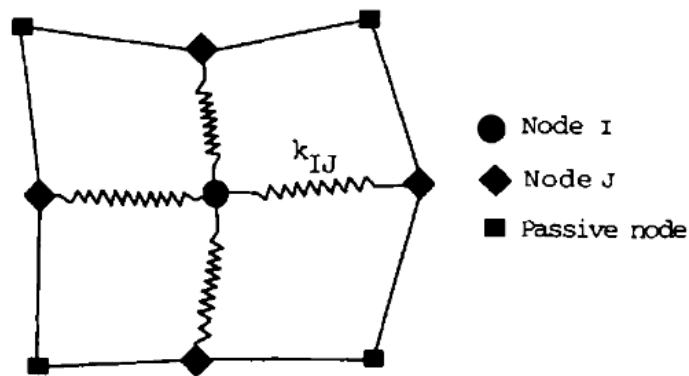


Рисунок 2.2. Движение узлов сеточной модели [72]

$$\min_{x_i} P_I = \min_{x_j} \sum_j (\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j)^2 k_{ij}$$

где P_I – потенциальная энергия четырех пружин, имеющих общий узел I, k_{ij} – соответствующие четыре константы жесткости.

Положение узла I изменяется согласно выражению [72]:

$$\mathbf{x}_i^{m+1} = \mathbf{x}_i^m + \omega \frac{\sum_j (\mathbf{x}_j^m - \mathbf{x}_i^m) k_{ij}^m}{\sum_j k_{ij}^m}$$

где ω – параметр релаксации.

Для явного учета вибрации аэродинамического профиля вся сеточная модель движется жестко как единое целое в рамках лагранжевого подхода. Газодинамические параметры пересчитываются с учетом перемещения границы обледенения по гармоническому закону:

$$U_i|_{стенки} = A \cdot \sin(\omega t_i), \quad \begin{cases} A = const; \\ \omega = const. \end{cases}$$

При этом на внешних границах сеточной модели реализуется граничное условие на бесконечности на основе определения инвариантов Римана [73] для исключения отражающих волн. Это позволяет граничным узлам на внешних границах переключаться между состояниями притока и оттока газа во время движения сеточной модели.

2.3 Выбор метода решения

Для численного моделирования обтекания профиля газодинамическим потоком и описания осаждения капель на профиле выбран метод конечных объемов (МКО), описанный в [74] для дискретизации уравнений гидрогазодинамики. В МКО используется интегральная постановка законов сохранения массы, импульса, энергии и др. Балансовые соотношения записываются для небольшого контрольного объема, представленного одной ячейкой сеточной модели. Дискретная форма соотношений определяется суммированием по всем граням выделенного объема потока массы, импульса, энергии и тд. Так как интегральная форма законов сохранения не вносит ограничения на форму контрольного объема [75], МКО возможно применять для дискретизации математической модели, приведенной в разделе 2.2, в случае использования неструктурированной сетки с различной формой ячеек, что необходимо при моделировании обтекания перестроенной се-

точной модели с образованием ледяных наростов сложной формы. Применение МКО для сложной геометрии расчетной области при численном моделировании описано в работах [63, 76].

2.4 Геометрическая и сеточная модели

Экспериментальные исследования обледенения передней кромки модельного воздухозаборника АД как правило проводят в аэродинамических трубах не на конструкции воздухозаборника, а на сегменте аэродинамического профиля с исходной передней кромкой воздухозаборника (Рис. 2.3)

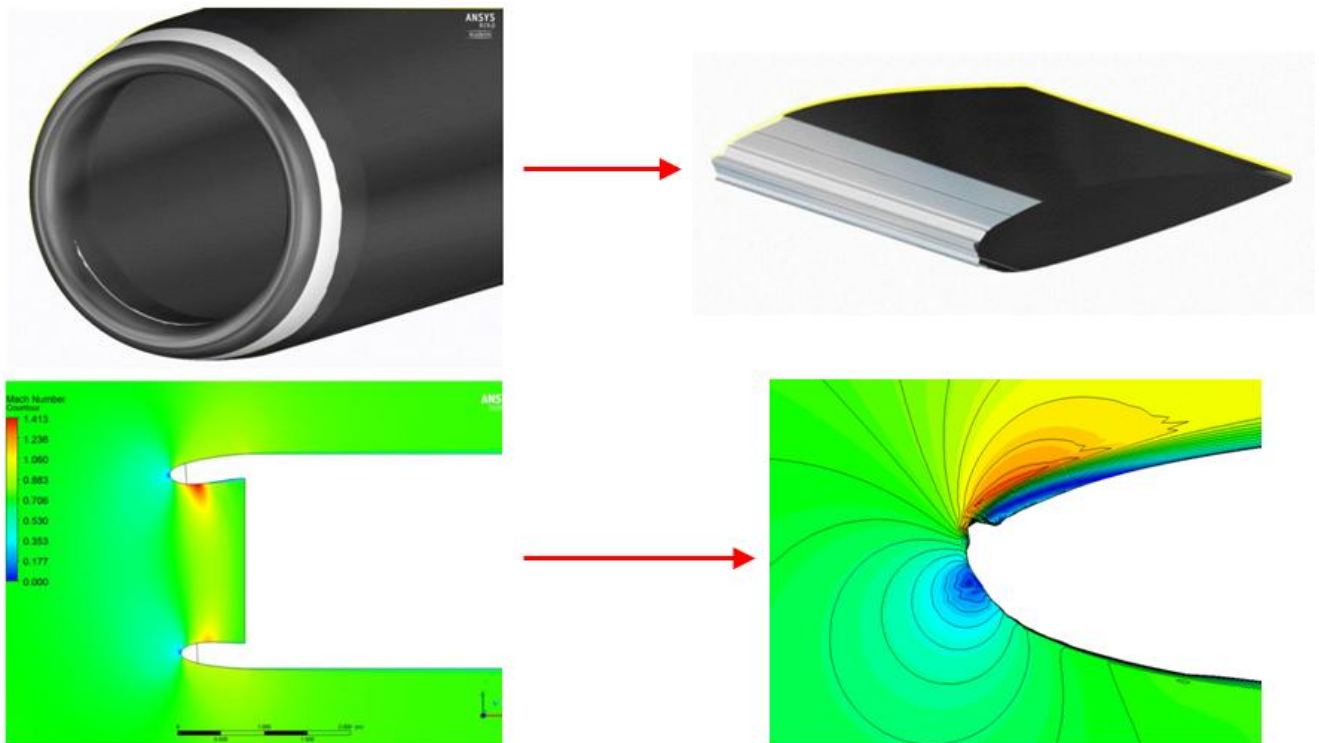


Рисунок 2.3. Переход от воздухозаборника к аэродинамическому профилю

Поэтому исследования проводились на аэродинамическом профиле NASA 0012, для которого известны результаты физических экспериментов NASA на некоторых режимах без вибраций, использованные для верификации [24]. Проведена серия расчетов по оценке влияния различных факторов на форму ледяных наростов, аэродинамические характеристики и массу льда.

Для обеспечения отсутствия влияния удаленности граничных условий на газодинамические параметры потока вблизи аэродинамического профиля расстоя-

ния до граничных условий «вход» и «выход» в 50 раз больше его хорды. Геометрически условие «вход» моделируется скругленным для снижения скошенности сеточной модели.

Для моделирования ледяных наростов вблизи аэродинамического профиля необходимо обеспечить ненулевой градиент скорости газодинамического потока, выбрав корректную толщину первого пристеночного слоя и коэффициент разряжения элементов вблизи стенки.

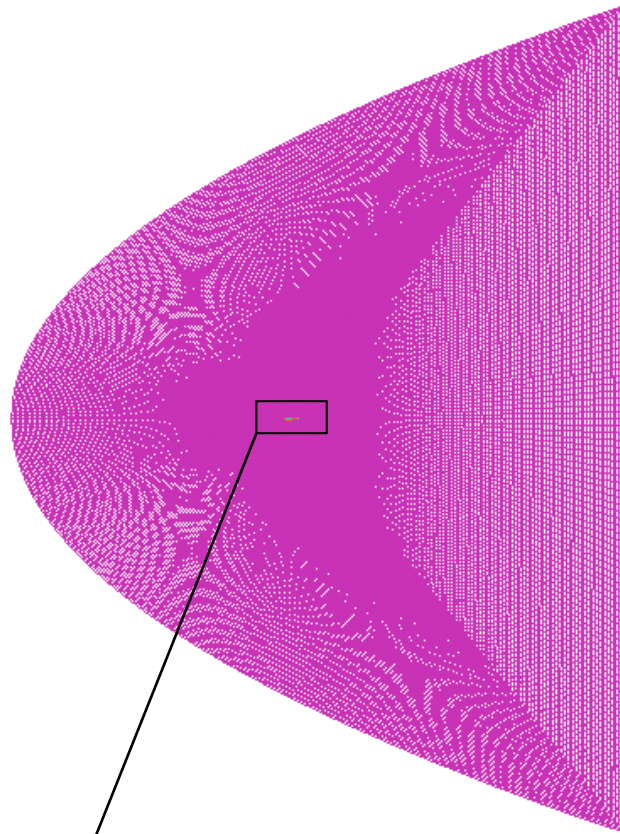
Вместе с тем, в процессе моделирования происходит динамическое переобразование сеточной модели вследствие образования ледяных наростов и повторные газогидродинамические расчеты на перестроенных моделях, что накладывает дополнительные ограничения на качество сетки.

В связи с этим, для качественного построения сеточной модели в расчетной газодинамической области использован программный продукт ICEM CFD, основанный на языке программирования STL. Сеточная модель является трехмерной, структурированной и гексагональной, созданной с применением блочной топологии C-grid с необходимыми сгущениями и разряжениями конечных элементов (Рис. 2.4).

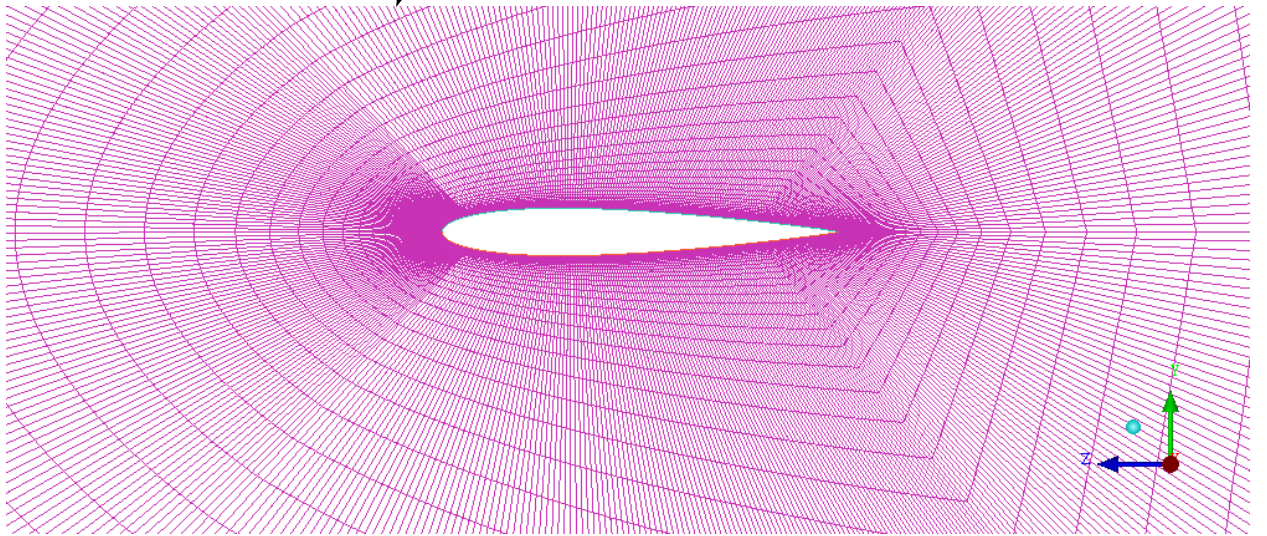
Для выбранной модели турбулентности Спаларта-Аллмараса [59, 68, 69] примем безразмерное расстояние до стенки $y^+ = 1$.

Для расчета величины первого пристеночного элемента ΔS имеем следующие исходные данные:

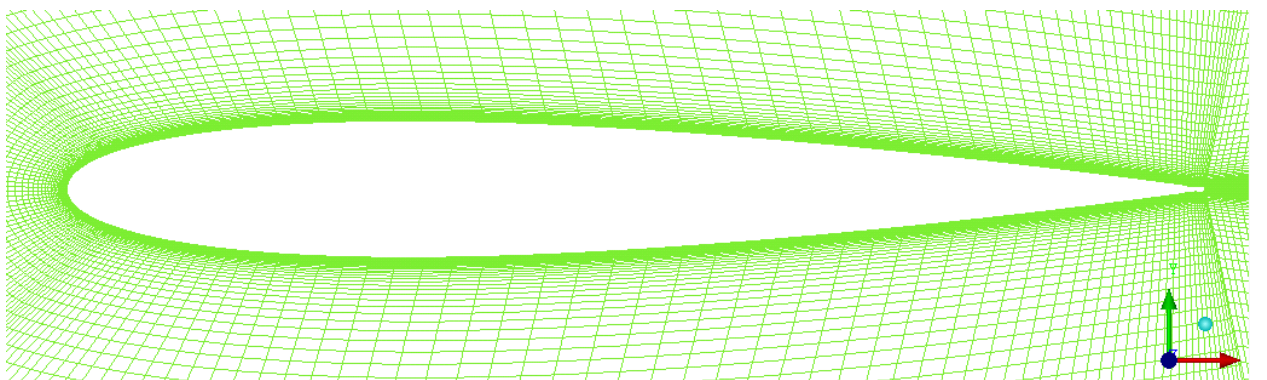
- максимальная скорость (V) составляет 150 м/с;
- давление воздуха (P) составляет 90760 Па;
- температура потока (T) составляет $-12,6$ °С;
- динамическая вязкость воздуха (μ) при $-12,6$ °С составляет $1,66 \cdot 10^{-5}$ Па·с;
- хорда (b) профиля крыла по потоку составляет 0,3 м;
- универсальная газовая постоянная (R) составляет 8,31446 Дж/Моль·К;
- молярная масса воздуха (M) составляет 0,02897 кг/моль.



(a)



(b)



(B)

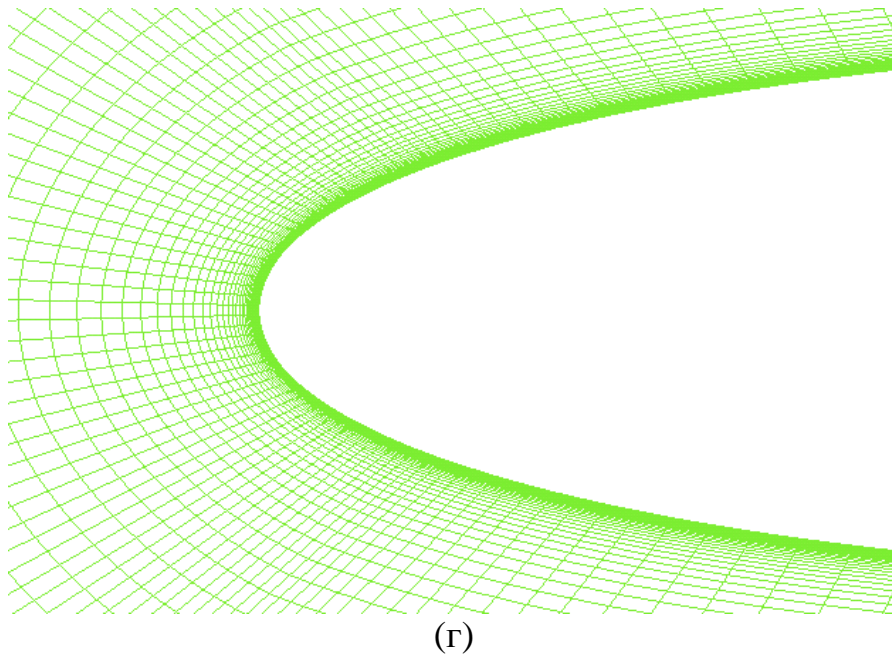


Рисунок 2.4. Сеточная модель для расчетов обледенения аэродинамического профиля NACA 0012: (а) – общий вид, (б) – укрупненный вид, (в) – вблизи стенки, (г) – вблизи передней кромки

Величина первого пристеночного элемента ΔS определяется следующим соотношением:

$$\Delta S = \frac{y^+ \cdot \mu}{V_\tau \cdot \rho}, \quad (2.4)$$

где ρ – плотность воздуха; V_τ – скорость сдвигового течения вблизи стенки.

Плотность воздуха и скорость сдвигового течения вблизи стенки аэродинамического профиля определяются следующими соотношениями:

$$\rho = \frac{M \cdot P}{R \cdot T}, \quad V_\tau = V \cdot \sqrt{\frac{0,026}{2 \cdot \sqrt[3]{\text{Re}}}},$$

где Re – число Рейнольдса, определяемое соотношением:

$$\text{Re} = \frac{\rho \cdot V \cdot L}{\mu}.$$

Подставив в выражение (2.4) соответствующие величины, получим значение толщины первого пристеночного слоя $2,74 \cdot 10^{-7}$ м.

Для плавного перехода к разряжению сетки и корректного ее перестроения в процессе расчета коэффициент роста составил 1,15.

На рисунке 2.5 представлена перестроенная в соответствии с формой ледяных наростов в процессе расчета сеточная модель.

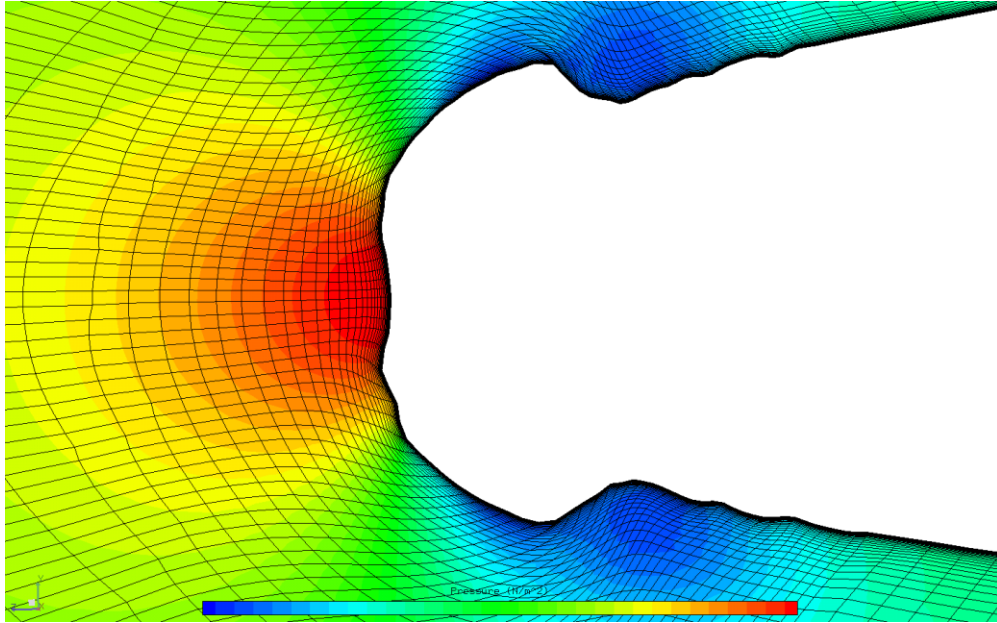


Рисунок 2.5. Перестроение сеточной модели при обледенении

2.5 Оценка сходимости

Сходимость газодинамического этапа определялась достижением средне-квадратичных отклонений (невязок / функций RMS) массы, импульса, энергии и турбулентности значений 10^{-9} , при этом разница между массовыми расходами на входе и выходе из расчетной области не превышала 10^{-5} кг/с.

Сходимость гидродинамического этапа определялась достижением функции RMS значений ниже 10^{-8} , а также изменением коэффициента интегрального осаждения жидкой фазы на поверхность (β^*) менее, чем 10^{-10} . Коэффициент интегрального осаждения рассчитывается через коэффициент локального осаждения (2.2) и определяется соотношением:

$$\beta^* = -\frac{\int \beta dA}{L},$$

где A – площадь поверхности.

Сходимость этапа обледенения определялась изменением температуры поверхности не более 10^{-14} градуса, толщины льда не более 10^{-14} м и изменением высоты жидкой пленки менее 10^{-20} м.

Время одного параллельного расчета обледенения с учетом вибрации на узле высокопроизводительного вычислительного комплекса ПНИПУ (пиковая производительность 24 ТФлопс) составило от 2-х часов до 5-х суток в зависимости от частоты вибраций.

Основным параметрами, влияющими на качество сеточной модели для проведения численных экспериментов по обледенению профиля крыла являются соотношение сторон элемента, значения углов ячейки и детерминанта в зоне передней кромки. Проводилась адаптация сеточной модели в сторону равномерного изменения зон сгущения и разряжения. Принималось, что численный эксперимент считается сеточно сошедшимся, если газогидродинамические результаты, а также форма полученного льда не изменялись при дальнейшем уменьшении размера конечных элементов (Рис. 2.6).

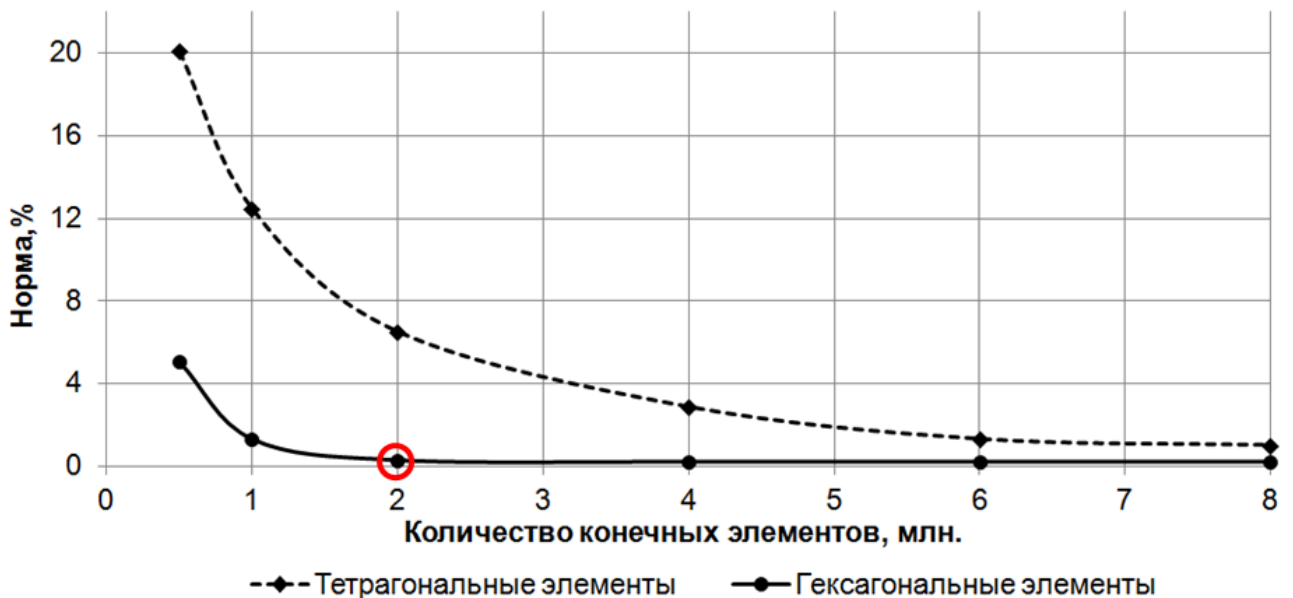
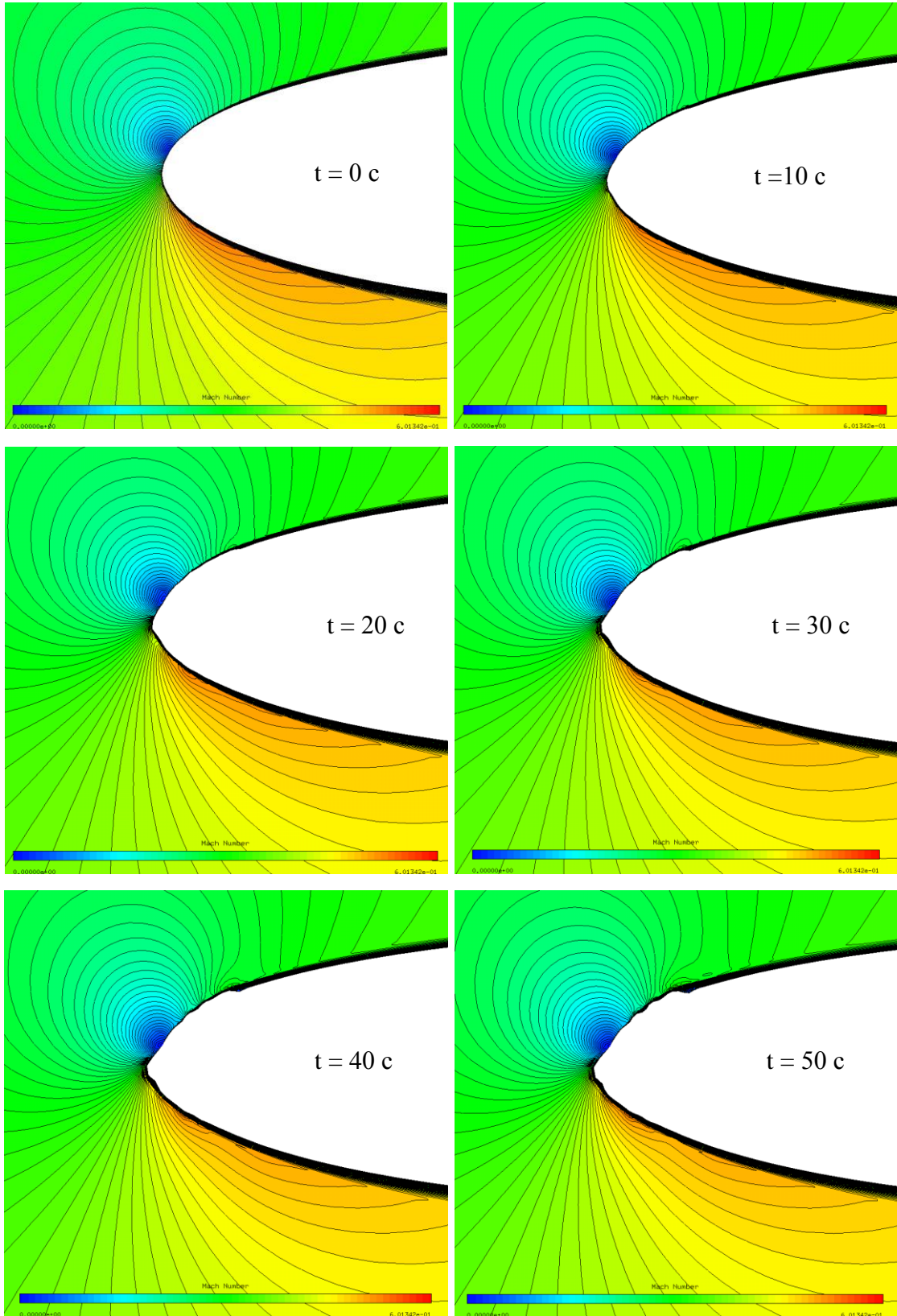


Рисунок 2.6. Сеточная сходимость

На рисунке 2.7 представлена кинограмма образования льда.



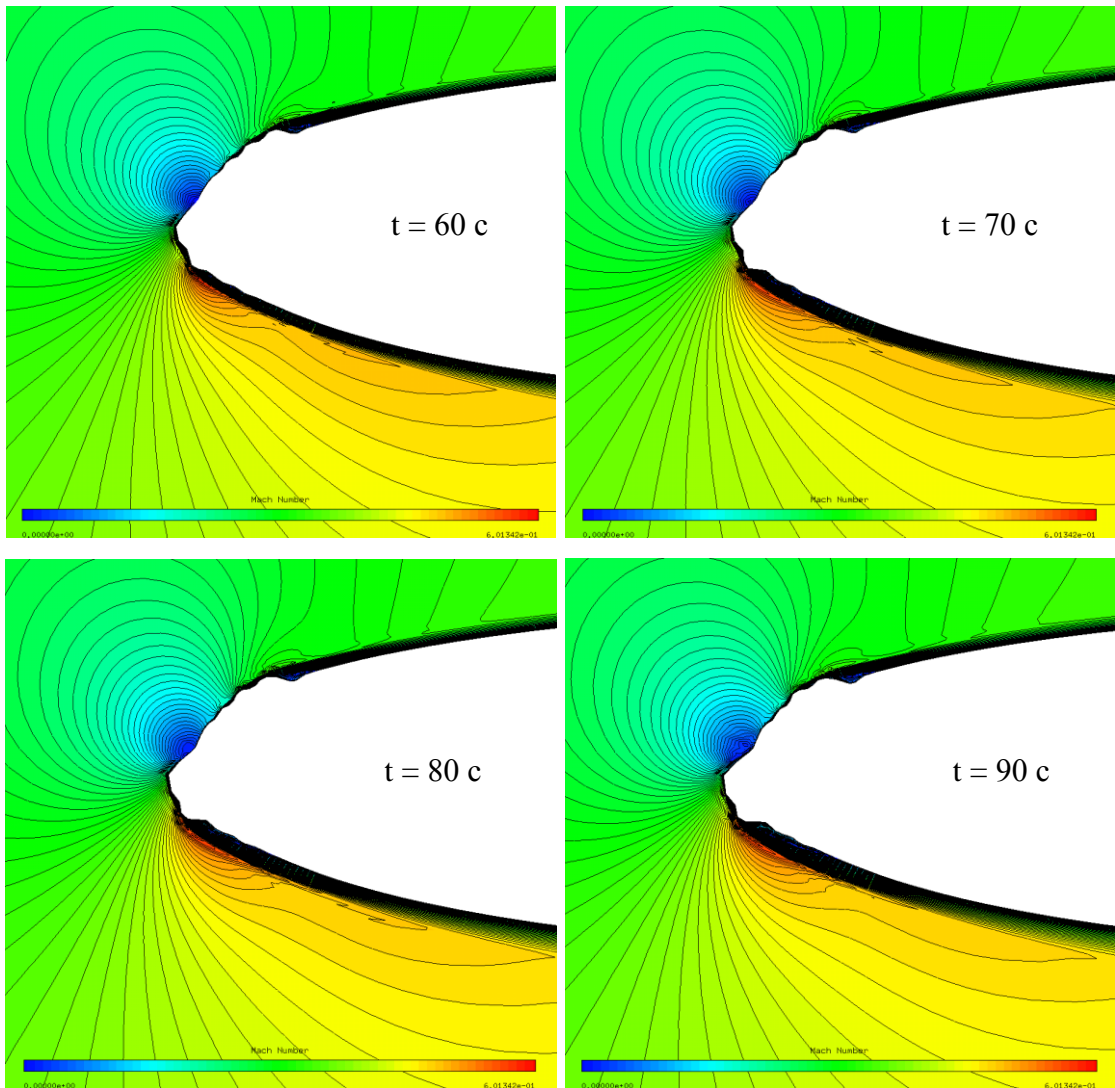


Рисунок 2.7. Кинограмма образования льда

2.6 План проведения вычислительных экспериментов

Разработан план вычислительных экспериментов для оценки влияния скорости, давления, температуры, влажности газодинамического потока, угла атаки аэродинамического профиля и экспозиции профиля в потоке на обледенение при одновременном изменении только одного параметра при прочих равных (Табл. 2.1).

Таблица 2.1. План проведения вычислительных экспериментов

№ вар-та	V_r , м/с	P_r , Па	T_r , °С	α_{LWC} , г/м ³	α , °	$t_{обледенения}$, с
1 (базовый)	129	90760	-12,6	0,50	4	120
2	150	90760	-12,6	0,50	4	120
3	110	90760	-12,6	0,50	4	120
4	129	20000	-12,6	0,50	4	120
5	129	70000	-12,6	0,50	4	120
6	129	50000	-12,6	0,50	4	120
7	129	90760	-8,0	0,50	4	120
8	129	90760	-18,0	0,50	4	120
9	129	90760	-12,6	0,25	4	120
10	129	90760	-12,6	0,75	4	120
11	129	90760	-12,6	0,50	0	120
12	129	90760	-12,6	0,50	2	120
13	129	90760	-12,6	0,50	8	120
14	129	90760	-12,6	0,50	4	90
15	129	90760	-12,6	0,50	4	60

V_r, P_r, T_r – скорость, давление и температура газодинамического невозмущенного потока;

$$\alpha_{LWC} = \frac{m_n}{V} \text{ – водность потока (абсолютная влажность),}$$

где m_n – масса водяного пара, V – объем воздуха;

Величину абсолютной влажности через относительную можно выразить, используя уравнение Менделеева-Клапейрона:

$$\alpha_{LWC} = \frac{m_n}{V} = \frac{e}{R_n T_r},$$

где $e = \frac{\varphi \cdot e_\omega}{100}$ – количество водяного пара в воздухе, $R_n = 461,5 \text{ Дж/Кг} \cdot \text{К}$ –

газовая постоянная для водяного пара, e_ω – количество водяного пара в насыщенном состоянии, φ – относительная влажность [%];

α – угол атаки профиля крыла;

$t_{обледенения}$ – время обледенения.

Диаметр капель составляет 20 мкм для всех расчетных вариантов, согласно принятым нормам части 25 Авиационных правил [61].

Выводы по главе

1. Релизована математическая модель, позволяющая учесть динамическую компоненту механизма обледенения при движении конструкции аэродинамического профиля одновременно с движением набегающего газодинамического потока;

2. Математическая модель реализована в 5 этапов: газодинамический этап, гидродинамический этап, этап обледенения, этап перестроения сеточной модели и этап перемещения поверхности профиля;

3. Движение конструкции при обледенении рассматривается как совокупность переносного движения конструкции вследствие вибрации и относительного движения границы обледенения за счет образования льда;

4. Численное моделирование проводилось методом конечных объемов на базе программной реализации FENSAP, которая доработана для возможности учета вибраций конструкции по гармоническому закону при обледенении.

ГЛАВА 3. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ПРИ ВИБРАЦИЯХ. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

3.1 Влияние скорости потока

На первом этапе проведена оценка влияния скорости потока на форму ледяных наростов при прочих неизменных параметрах.

Согласно плану ВЭ (табл. 2.1) проведено численное моделирование для скоростей набегающего потока 110, 129, 150 м/с.

Условия проведения экспериментов следующие:

Параметр	ВЭ №3 при $V_{\Gamma} = 110$ м/с	ВЭ №1 при $V_{\Gamma} = 129$ м/с	ВЭ №2 при $V_{\Gamma} = 150$ м/с
M	0,340	0,399	0,464
Re	$2,42 \cdot 10^6$	$2,84 \cdot 10^6$	$3,30 \cdot 10^6$
V_{Γ} , м/с	110	129	150
P_{Γ} , Па	90760	90760	90760
T_{Γ} , °C	-12,6	-12,6	-12,6
α_{LWC} , г/м ³	0,50	0,50	0,50
φ , %	100	100	100
α , °	4	4	4
d_k , мкм	20	20	20
$h_{ш}$, мкм	3,5	3,5	3,5
t, с	120	120	120
b, м	0,3	0,3	0,3
Вибрации	нет	нет	нет

На рисунке 3.1 представлены формы льда для различных скоростей потока:

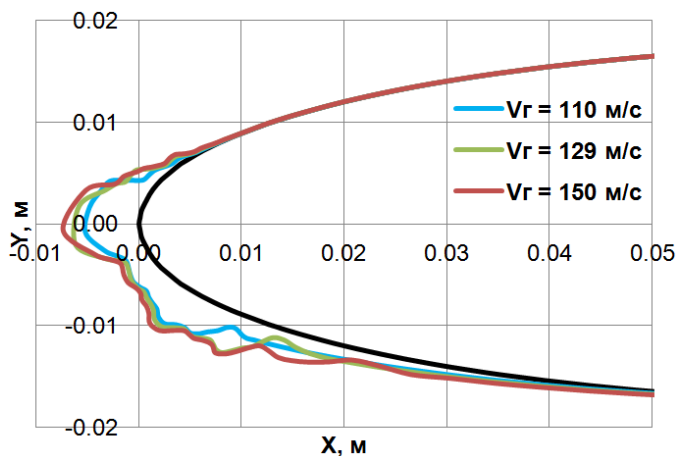


Рисунок 3.1. Влияние скорости потока на форму льда

Формы ледяных наростов качественно схожи, для каждого из расчетных вариантов наблюдается выраженный «рогообразный» нарост, увеличивающийся по толщине с возрастанием скорости.

На рисунке 3.2 представлено распределение температуры на внешней поверхности обледеневшего аэродинамического профиля при $V_r = 110$ м/с, приведено сопоставление с геометрией ледяных наростов.

Можно выделить следующие 5 зон обледенения:

Зона I – характеризуется плавным повышением температуры от исходного значения на профиле крыла, равного $-7,2$ °С до 0 °С, образуется ровный слой льда с наличием переохлажденной жидкой пленки;

Зона II – характеризуется скоплением переохлажденной до $-7,2$ °С жидкой фазы на льду в связи невыпуклостью геометрии ледяного нароста относительно направления набегающего потока.

Зона III – характеризуется нулевыми значениями температур на поверхности, т.е. образуется только лед без жидкой фазы. Область находится между двумя «рогообразными» наростами.

Зона IV – характеризуется плавным снижением температуры до $-5,0$ °С вследствие появления переохлажденной жидкой пленки. В конце зоны на ледяном выступе наблюдается участок с чистым льдом, так как вся жидкая фаза движется в углубление под действием набегающего потока;

Зона V – характеризуется резким понижением температуры до $-7,2$ °С, на которой жидкая пленка продолжает движение, при этом ледяные наросты утоньшаются.

На рисунках 3.3-3.4 представлены полученные в ходе численного эксперимента распределения температуры на внешней поверхности обледеневшего аэродинамического профиля при $V_r = 129$ и 150 м/с.

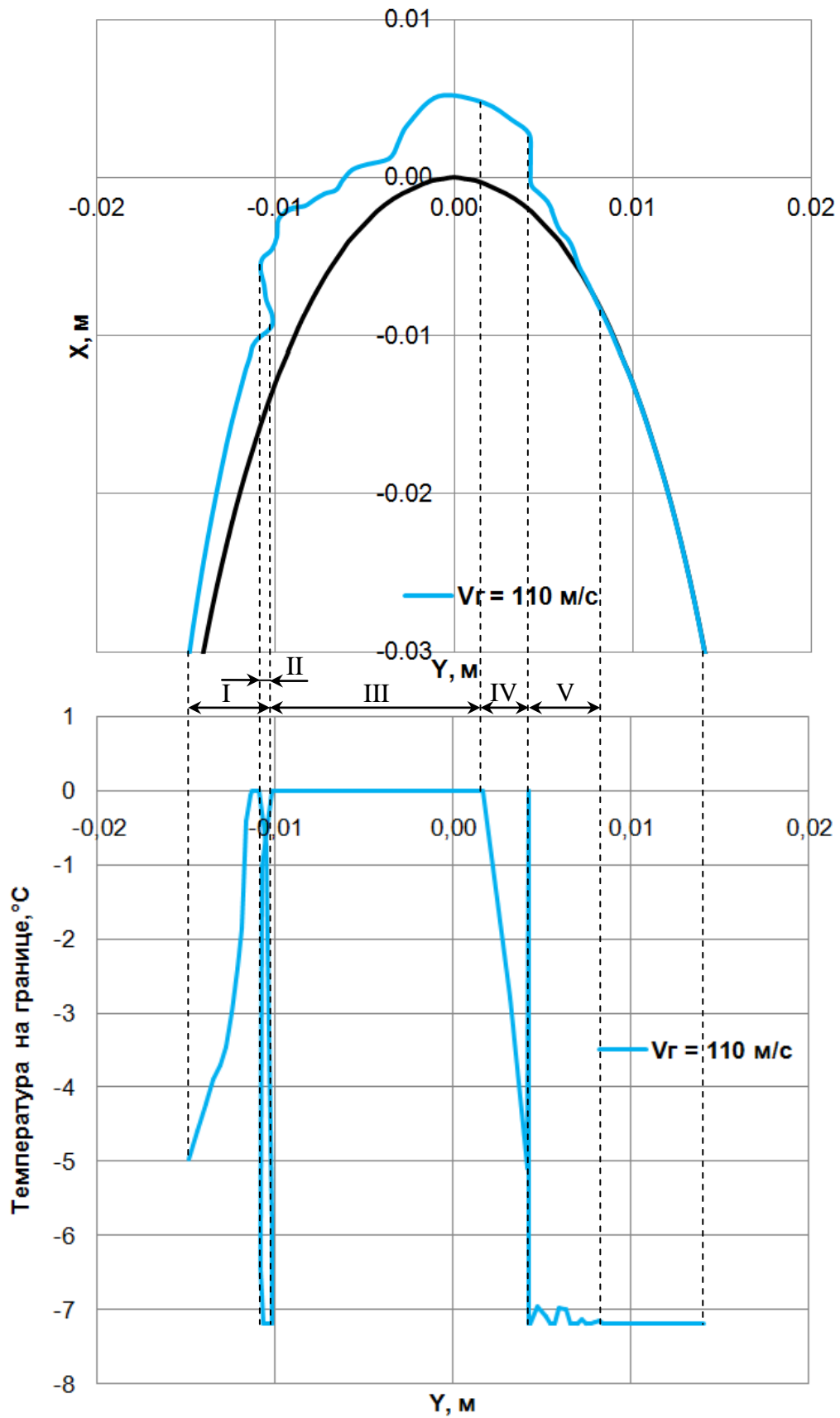


Рисунок 3.2. Распределение температуры на внешней поверхности обледеневшего аэродинамического профиля при $V_T = 110 \text{ м/с}$

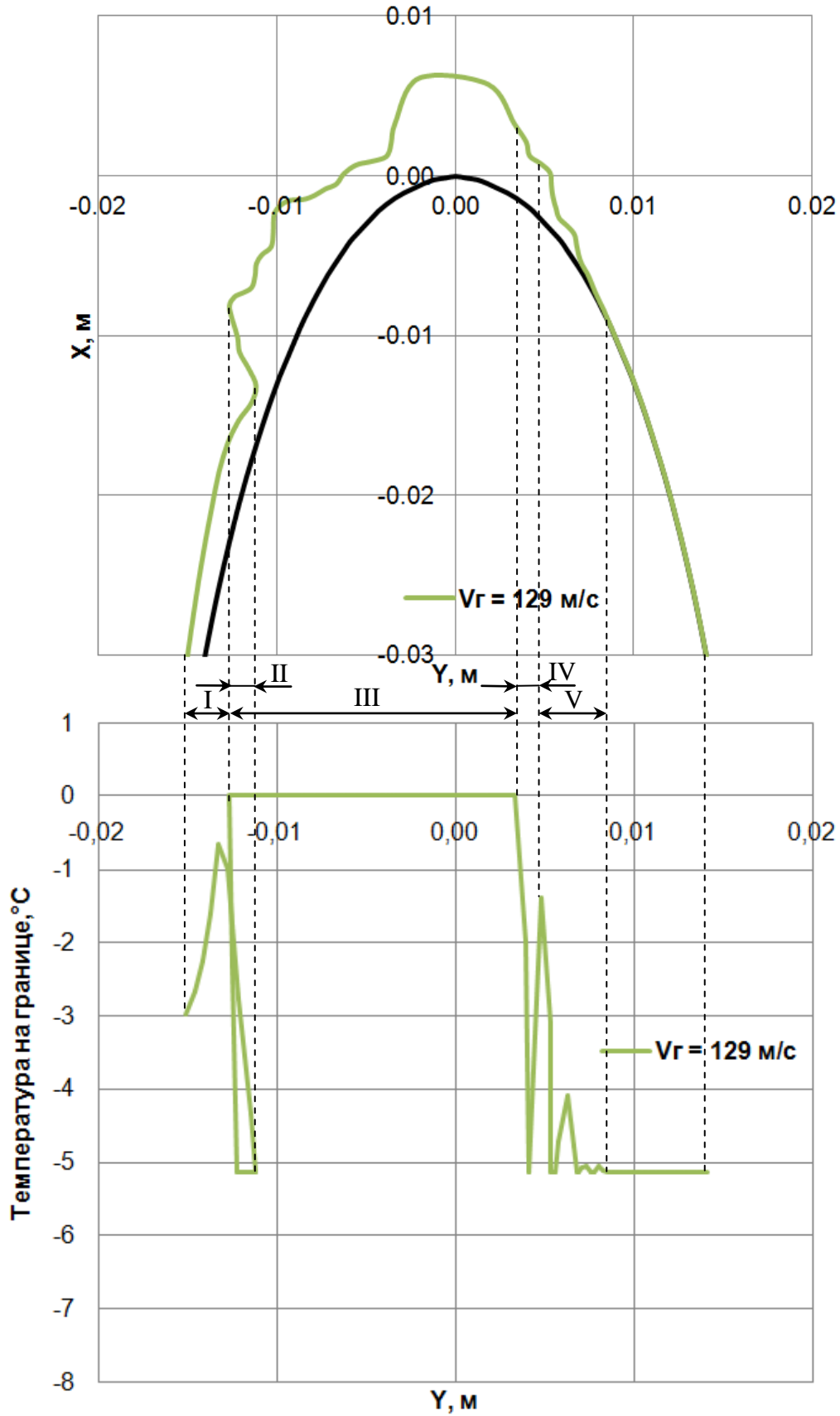


Рисунок 3.3. Распределение температуры на внешней поверхности обледеневшего аэродинамического профиля при $V_T = 129 \text{ м/с}$

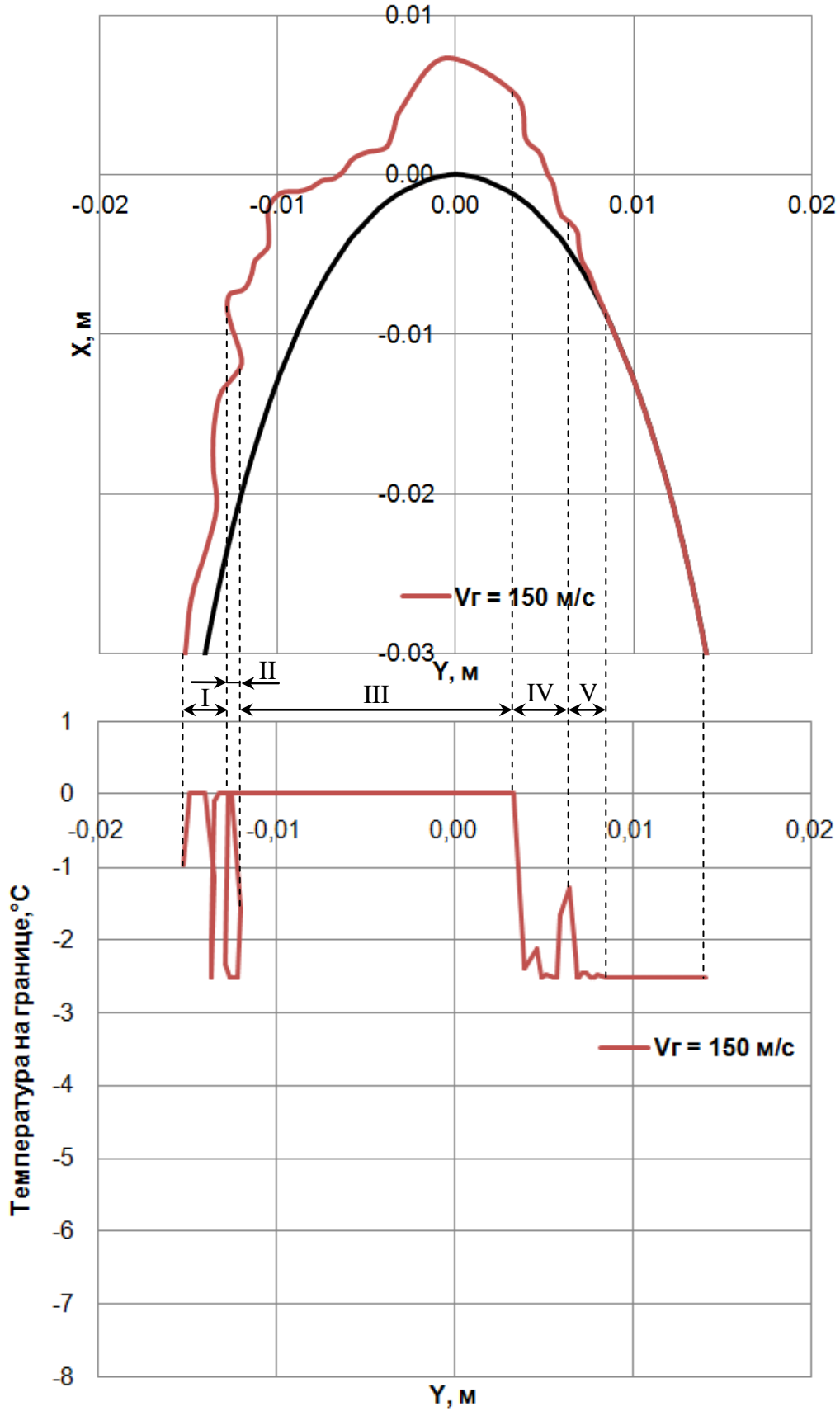


Рисунок 3.4. Распределение температуры на внешней поверхности обледеневшего аэродинамического профиля при $V_{г} = 150 \text{ м/с}$

Анализируя полученные распределения, можно отметить увеличение зоны образования льда без жидкой пленки при возрастании скорости потока (зона 3 с нулевыми значениями температур). Так, относительно скорости потока 110 м/с, величина зоны по координате Y возросла на 45% для скорости 129 м/с и на 84% для скорости 150 м/с, т.е. почти линейно.

Также при повышении скорости набегающего потока наблюдается близкое к линейному увеличению температур (-7,2; -5,2; -2,5 °С соответственно) на стенках профиля, где обледенение не наблюдается.

На втором этапе проведена оценка влияния скорости потока на коэффициент аэродинамического сопротивления (C_x), коэффициент подъемной силы (C_y), аэродинамическое качество (K) и массу льда (m) при прочих неизменных параметрах.

Для определения C_x и C_y использовались следующие зависимости:

$$C_x = \frac{2 \cdot F_x}{\rho_2 \cdot V_2^2 \cdot b \cdot L}, \quad (3.1)$$

$$C_y = \frac{2 \cdot F_y}{\rho_2 \cdot V_2^2 \cdot b \cdot L}, \quad (3.2)$$

где F_x и F_y – силы, снимаемые с поверхности обледеневшего аэродинамического профиля в численном расчете, ρ_2 – плотность набегающего потока, V_2 – скорость набегающего потока, b – хорда аэродинамического профиля, L – длина аэродинамического профиля.

Аэродинамическое качество K определяется как отношение C_y к C_x .

На рисунке 3.5 представлены зависимости C_x , C_y , K , m от скорости набегающего потока, приведены отклонения значений в сравнении с чистым аэродинамическим профилем.

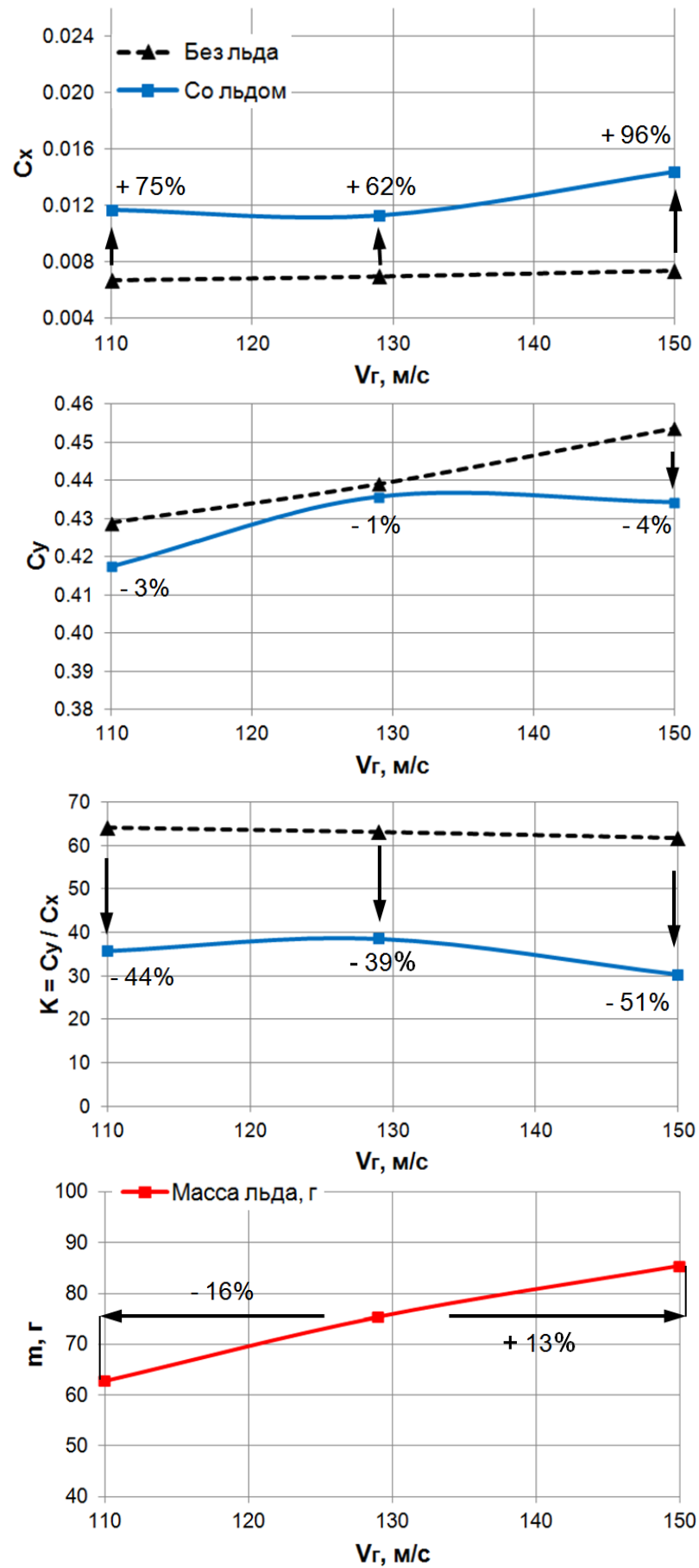


Рисунок 3.5. Зависимости C_x , C_y , K , m от скорости набегающего потока

Таким образом, при оценке влияния скорости потока в рассмотренном диапазоне скоростей на обледенение можно сделать следующие выводы:

- Формы ледяных наростов при изменении скорости потока от 110 до 150 м/с ($Re = 2,42 \cdot 10^6 \dots 3,30 \cdot 10^6$) качественно близки;
- При увеличении скорости потока масса льда увеличивается практически линейно, что дает возможность прогнозирования массы при изменении скорости;
- Возрастание скорости потока не всегда приводит к снижению коэффициентов аэродинамического сопротивления C_x и подъемной силы C_y ;
- Обледенение может существенно снижать аэродинамическое качество профиля (более чем на 50%);
- Проведение физических экспериментов по обледенению возможно на низкоскоростных аэродинамических трубах меньшей мощности, так как качественно формы льда совпадают, а для массы льда возможно введение коэффициентов подобия.

3.2 Влияние давления воздуха

Проведена оценка влияния давления воздуха на форму ледяных наростов, C_x , C_y , K и m при прочих неизменных параметрах.

Согласно плану ВЭ (Табл. 2.1) проведено численное моделирование для давлений воздуха 20000, 50000, 70000, 90760 Па.

Условия проведения экспериментов следующие:

Параметр	ВЭ №4 при $P_r = 20000$ Па	ВЭ №6 при $P_r = 50000$ Па	ВЭ №5 при $P_r = 70000$ Па	ВЭ №1 при $P_r = 90760$ Па
M	0,399	0,399	0,399	0,399
Re	$6,26 \cdot 10^5$	$1,56 \cdot 10^6$	$2,19 \cdot 10^6$	$2,84 \cdot 10^6$
V_r , м/с	129	129	129	129
P_r , Па	20000	50000	70000	90760
T_r , °C	-12,6	-12,6	-12,6	-12,6
α_{LWC} , г/м ³	0,50	0,50	0,50	0,50
φ , %	100	100	100	100
α , °	4	4	4	4
d_k , мкм	20	20	20	20
$h_{ш}$, мкм	3,5	3,5	3,5	3,5
t, с	120	120	120	120
b, м	0,3	0,3	0,3	0,3
Вибрации	нет	нет	нет	нет

На рисунке 3.6 представлены формы ледяных наростов для различных давлений воздуха:

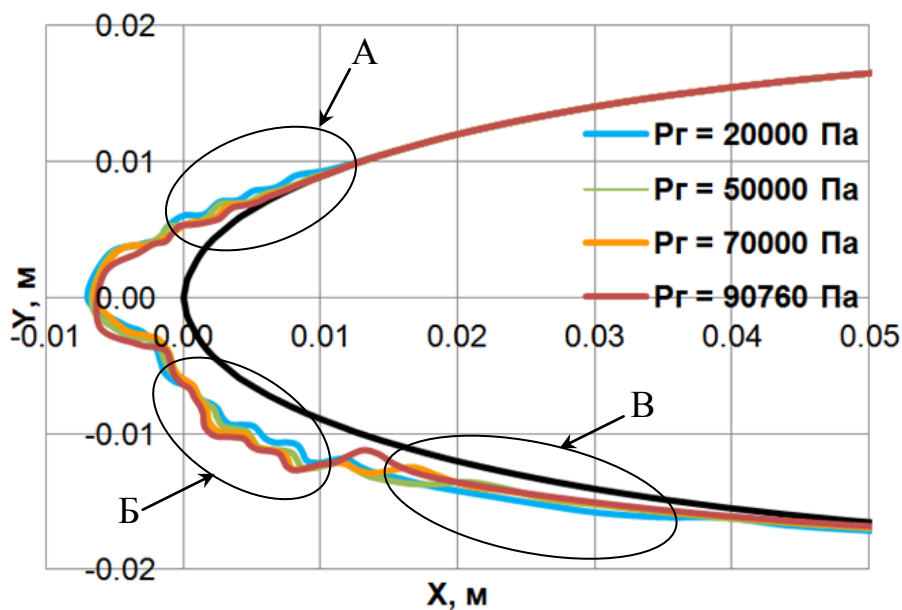


Рисунок 3.6. Влияние давления воздуха на форму льда

При различных давлениях воздуха формы ледяных наростов еще более близки, чем при различных скоростях.

На рисунке 3.7 представлено распределение температуры на внешней поверхности обледеневшей передней кромки аэродинамического профиля при различных давлениях воздуха.

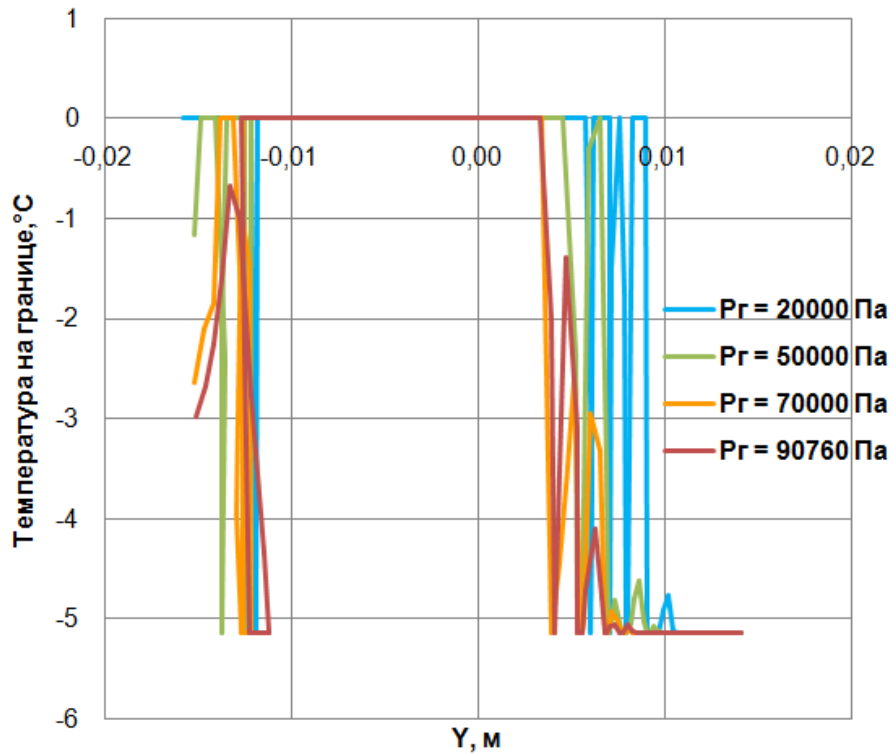


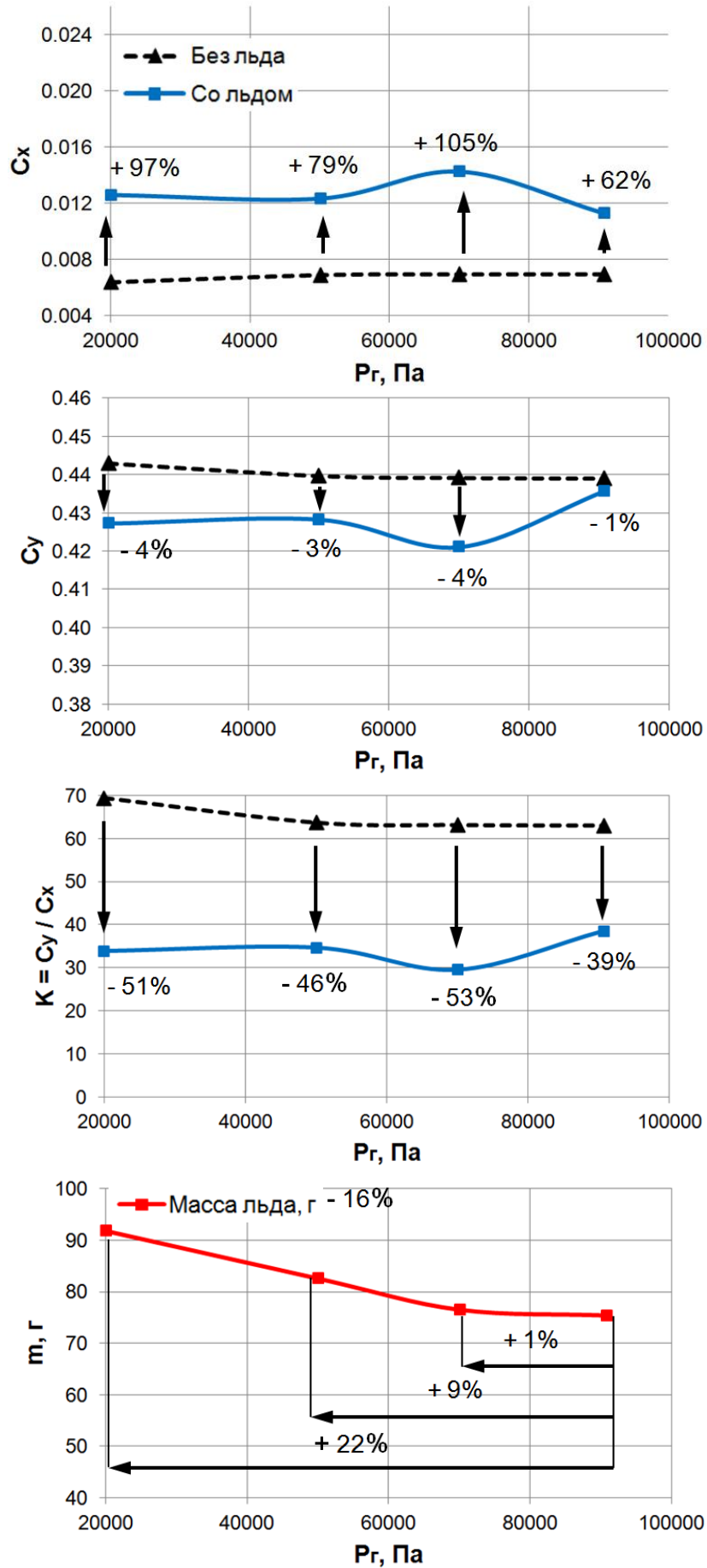
Рисунок 3.7. Распределение температуры на внешней поверхности обледеневшего аэродинамического профиля при различных давлениях

При низком давлении воздуха частицы воды более быстро переходят в лед, при этом в зонах А и В (см. рис. 3.8) толщина льда возрастает, а в зоне Б, наоборот, снижается.

Обтекание аэродинамического профиля потоком практически идентично для всех расчетных случаев.

Можно сказать, изменение давления оказывает минимальное влияние на обледенение.

На рисунке 3.8 представлены зависимости C_x , C_y , K , m от давления воздуха, приведены отклонения значений в сравнении с чистым аэродинамическим профилем.

Рисунок 3.8. Зависимости C_x , C_y , K , m от давления воздуха

Таким образом, при оценке влияния давления воздуха на обледенение можно сделать следующие выводы:

– Формы ледяных наростов при изменении давления воздуха практически идентичны. При этом варьирование давления происходило от 0,2 до 1,0 атм. при числах Рейнольдса от $6,26 \cdot 10^5$ до $2,84 \cdot 10^6$ и температуре 12,6 °С, что соответствует всему диапазону высотностей при работе авиационных двигателей;

– При снижении давления ниже 0,7 атм. масса льда увеличивается линейно. Обледенение при изменении давления от 0,7 до 1,0 атм. не влияет на массу льда;

– Увеличение толщины льда при снижении давления происходит в зонах отрыва потока за выступающими ледяными наростами;

– Снижение давления воздуха до 0,2 атм. слабо влияет на аэродинамическое качество;

– Проведение физических экспериментов по обледенению возможно проводить без откачки воздуха до пониженных значений 0,2 атм., что существенно снижает металлоемкость создаваемой конструкции аэродинамических труб, которые, зачастую, имеют квадратное сечение и плохо держат внешнее давление, тем более перепад 80000 Па. При этом нет необходимости установки дополнительных ребер жесткости, а также разделения аэродинамической трубы на короткие участки вследствие высокой массы, ограниченной грузоподъемностью крана, что увеличивает количество фланцевых соединений. Помимо этого, исключается проблема уплотнения фланцев и рабочей части для избежания утечек давления, повышается безопасность работы персонала.

3.3 Влияние температуры потока

Проведена оценка влияния температуры потока на форму ледяных наростов, C_x , C_y , K и m при прочих неизменных параметрах.

Согласно плану ВЭ (Табл. 2.1) проведено численное моделирование для температур набегающего потока $-8,0$, $-12,6$, $-18,0$ °С.

Условия проведения экспериментов следующие:

Параметр	ВЭ №7 при $T_r = -8,0$ °С	ВЭ №1 при $T_r = -12,6$ °С	ВЭ №8 при $T_r = -18,0$ °С
M	0,395	0,399	0,403
Re	$2,75 \cdot 10^6$	$2,84 \cdot 10^6$	$2,95 \cdot 10^6$
V_r , м/с	129	129	129
P_r , Па	90760	90760	90760
T_r , °С	-8,0	-12,6	-18,0
α_{LWC} , г/м ³	0,50	0,50	0,50
φ , %	100	100	100
α , °	4	4	4
d_k , мкм	20	20	20
$h_{ш}$, мкм	3,5	3,5	3,5
t, с	120	120	120
b, м	0,3	0,3	0,3
Вибрации	нет	нет	нет

На рисунке 3.9 представлены формы ледяных наростов для различных температур потока:

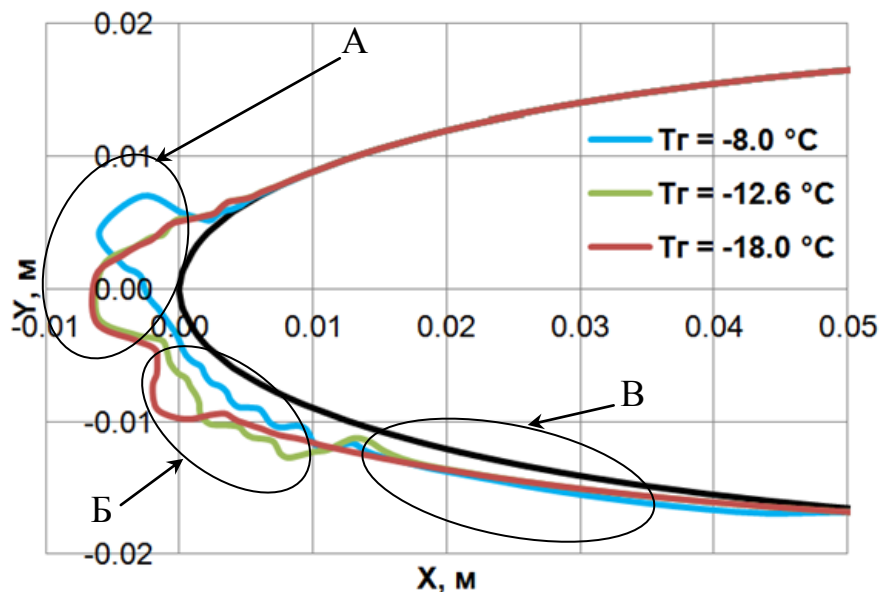


Рисунок 3.9. Влияние температуры потока на форму льда

Формы ледяных наростов существенно различны. При температуре потока $-8,0\text{ }^{\circ}\text{C}$ в зоне А наблюдается смещение «рогообразного» нароста к подветренной стороне аэродинамического профиля. При температурах $-8,0$ и $-12,6\text{ }^{\circ}\text{C}$ в зоне Б наблюдается волнистая кромка льда, тогда как при $-18,0\text{ }^{\circ}\text{C}$ она отсутствует, но появляется второй «рогообразный» нарост. При этом форма льда в зоне В не меняется для всех температур.

На рисунке 3.10 представлено распределение температуры на внешней поверхности обледеневшей передней кромки аэродинамического профиля при различных температурах потока.

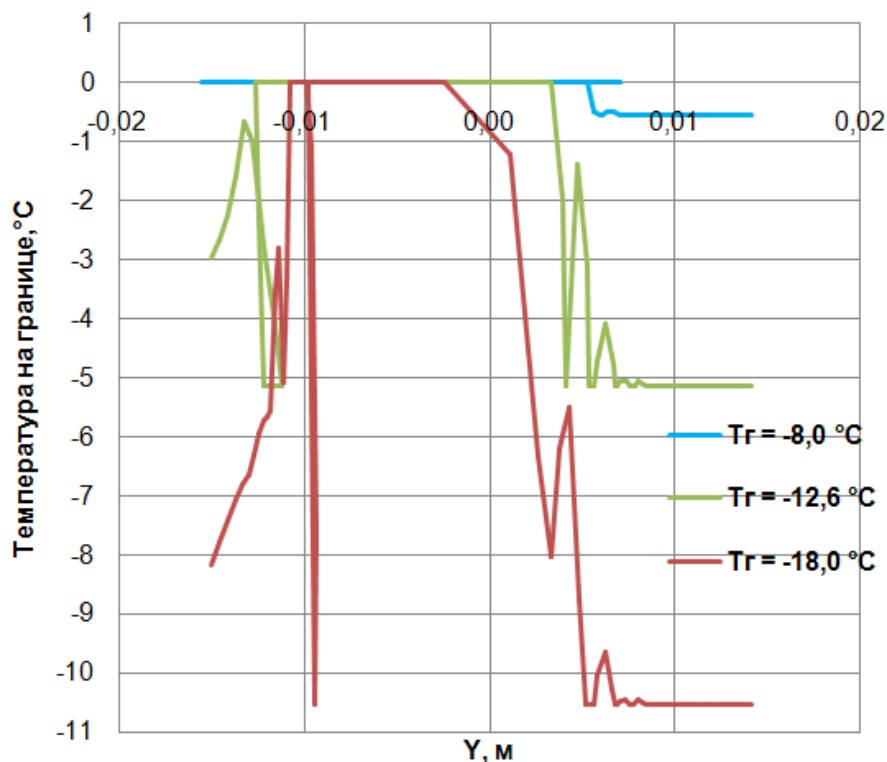


Рисунок 3.10. Распределение температуры на внешней поверхности обледеневшего аэродинамического профиля при различных температурах потока

При $T_r = -8,0\text{ }^{\circ}\text{C}$ значение температуры на необледеневшей поверхности аэродинамического профиля составляет $-0,5\text{ }^{\circ}\text{C}$, при $T_r = -12,6\text{ }^{\circ}\text{C}$ – $-5,1\text{ }^{\circ}\text{C}$, при $T_r = -18,0\text{ }^{\circ}\text{C}$ – $-10,5\text{ }^{\circ}\text{C}$.

На рисунке 3.11 представлены зависимости C_x , C_y , K , m от температуры набегающего потока, приведены отклонения значений в сравнении с чистым аэродинамическим профилем.

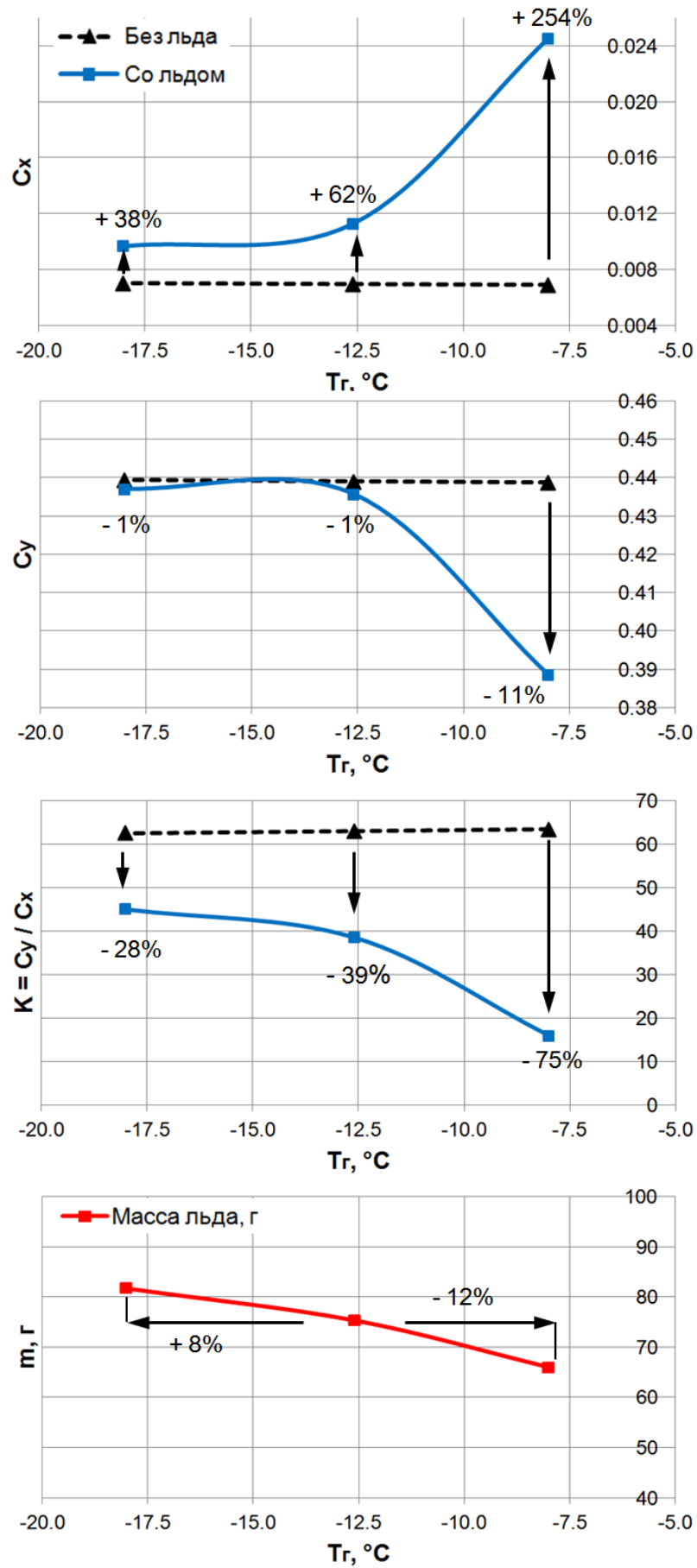


Рисунок 3.11. Зависимости C_x , C_y , K , m от температуры набегающего потока

Таким образом, при оценке влияния температуры потока на обледенение можно сделать следующие выводы:

– Формы ледяных наростов при изменении температуры потока качественно различны, что не наблюдается при изменении скорости и давления;

– Повышение температуры от $-18,0$ до $-8,0$ °С при постоянной влажности потока снизило аэродинамическое качество в 2,9 раза, при этом масса льда уменьшилась на 17%;

– Аэродинамически наиболее опасны температурные режимы обледенения от $-10,0$ до 0 °С. Снижение C_y при температурах $-12,6$ и $-18,0$ °С составило всего 1%, тогда как при $-8,0$ °С – 11%. При этом наблюдается экспоненциальный рост C_x (см. рис. 3.11). Поэтому для оценки аэродинамики элементов конструкции АД в условиях обледенения целесообразно рассматривать околонулевые режимы с «острыми» ледяными наростами, на которых также может образовываться барьерный лед, что наблюдается, в том числе на физическом эксперименте автора (Глава 4);

– Наибольшая масса ледяных наростов наблюдается на режимах с температурами менее $-10,0$ °С в случае неизменной влажности потока. Но при снижении температуры также снижается влажность, поэтому для оценки критической массы льда на носке воздухозаборника АД необходимо исследовать весь температурный диапазон;

– При проведении физических экспериментов по обледенению необходимо сохранять температуру потока, так как при ее изменении сложно подобрать подобию форм, аэродинамических характеристик и массы льда.

3.4 Влияние водности потока

Проведена оценка влияния водности потока на форму ледяных наростов, C_x , C_y , K и m при прочих неизменных параметрах.

Согласно плану ВЭ (Табл. 2.1) проведено численное моделирование для водностей набегающего потока 0,25, 0,50, 0,75 г/м³.

Условия проведения экспериментов следующие:

Параметр	ВЭ №9 при $\alpha_{LWC} = 0,25$ г/м ³	ВЭ №1 при $\alpha_{LWC} = 0,50$ г/м ³	ВЭ №10 при $\alpha_{LWC} = 0,75$ г/м ³
M	0,399	0,399	0,399
Re	$2,84 \cdot 10^6$	$2,84 \cdot 10^6$	$2,84 \cdot 10^6$
V_r , м/с	129	129	129
P_r , Па	90760	90760	90760
T_r , °C	-12,6	-12,6	-12,6
α_{LWC} , г/м ³	0,25	0,50	0,75
φ , %	100	100	100
α , °	4	4	4
d_k , мкм	20	20	20
$h_{ш}$, мкм	3,5	3,5	3,5
t, с	120	120	120
b, м	0,3	0,3	0,3
Вибрации	нет	нет	нет

На рисунке 3.12 представлены формы ледяных наростов для различных водностей потока:

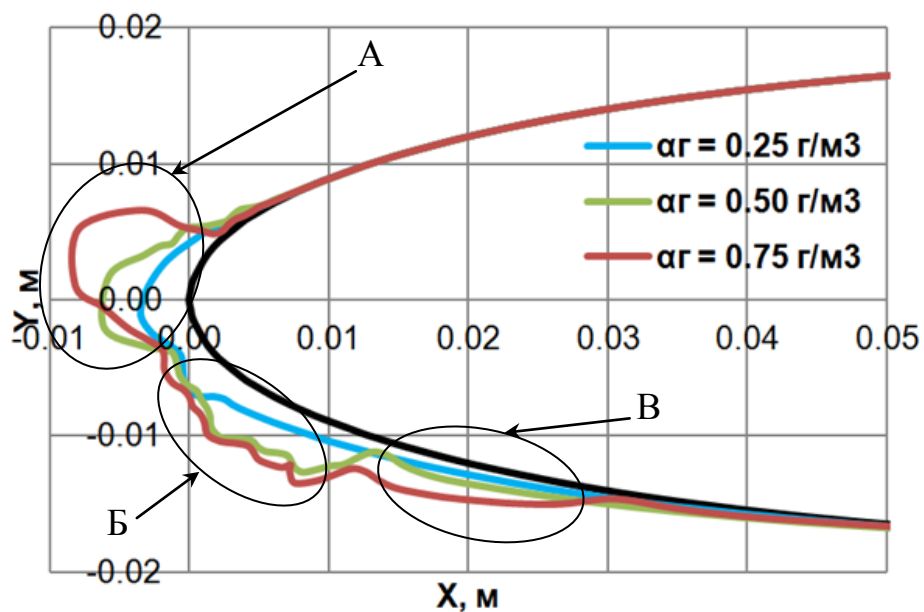


Рисунок 3.12. Влияние водности потока на форму льда

Изменение водности потока значительно влияет на образование ледяных наростов в зоне А, причем толщина «рогообразного» нароста увеличивается пропорционально водности потока.

При водности потока $0,25 \text{ г/м}^3$ контур льда в зонах Б и В близок к форме аэродинамического профиля. При водностях $0,50$ и $0,75 \text{ г/м}^3$ в зоне А «рогообразный» нарост более выражен, а в зоне Б вследствие увеличения объема попадающей на профиль жидкости и неравномерности распределения фаз появляются волнообразные ледяные выступы, в углублениях которых скапливается переохлажденная жидкость.

На рисунке 3.13 представлено распределение температуры на внешней поверхности обледеневшей передней кромки аэродинамического профиля при различных водностях потока.

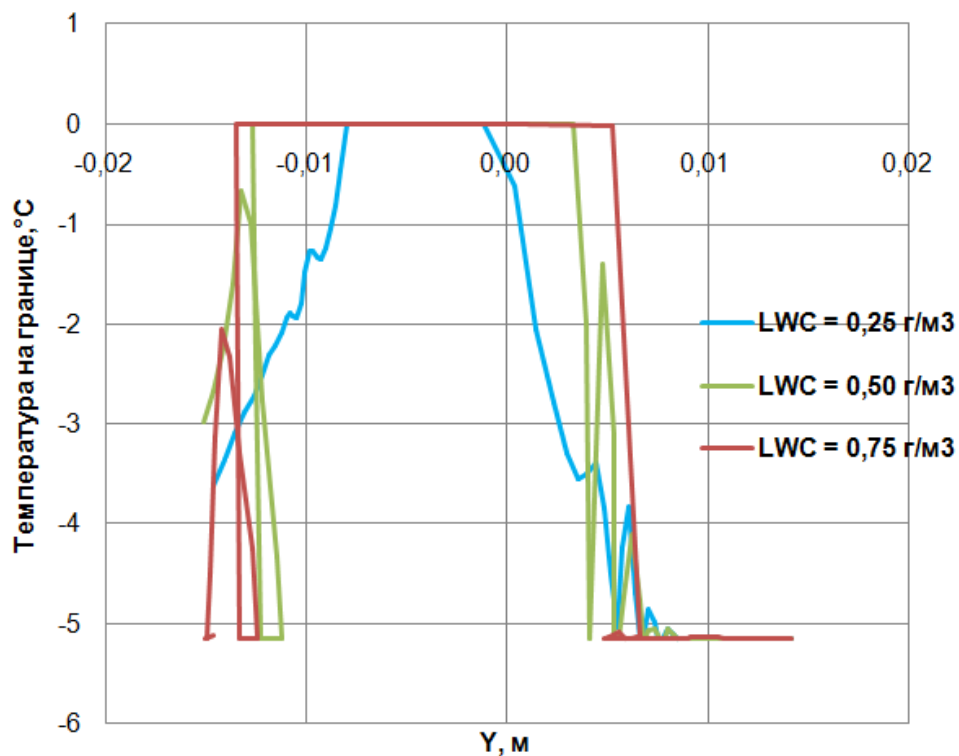


Рисунок 3.13. Распределение температуры на внешней поверхности обледеневшего аэродинамического профиля при различных водностях потока

На рисунке 3.14 представлены зависимости C_x , C_y , K , m от водности набегающего потока, приведены отклонения значений в сравнении с чистым аэродинамическим профилем.

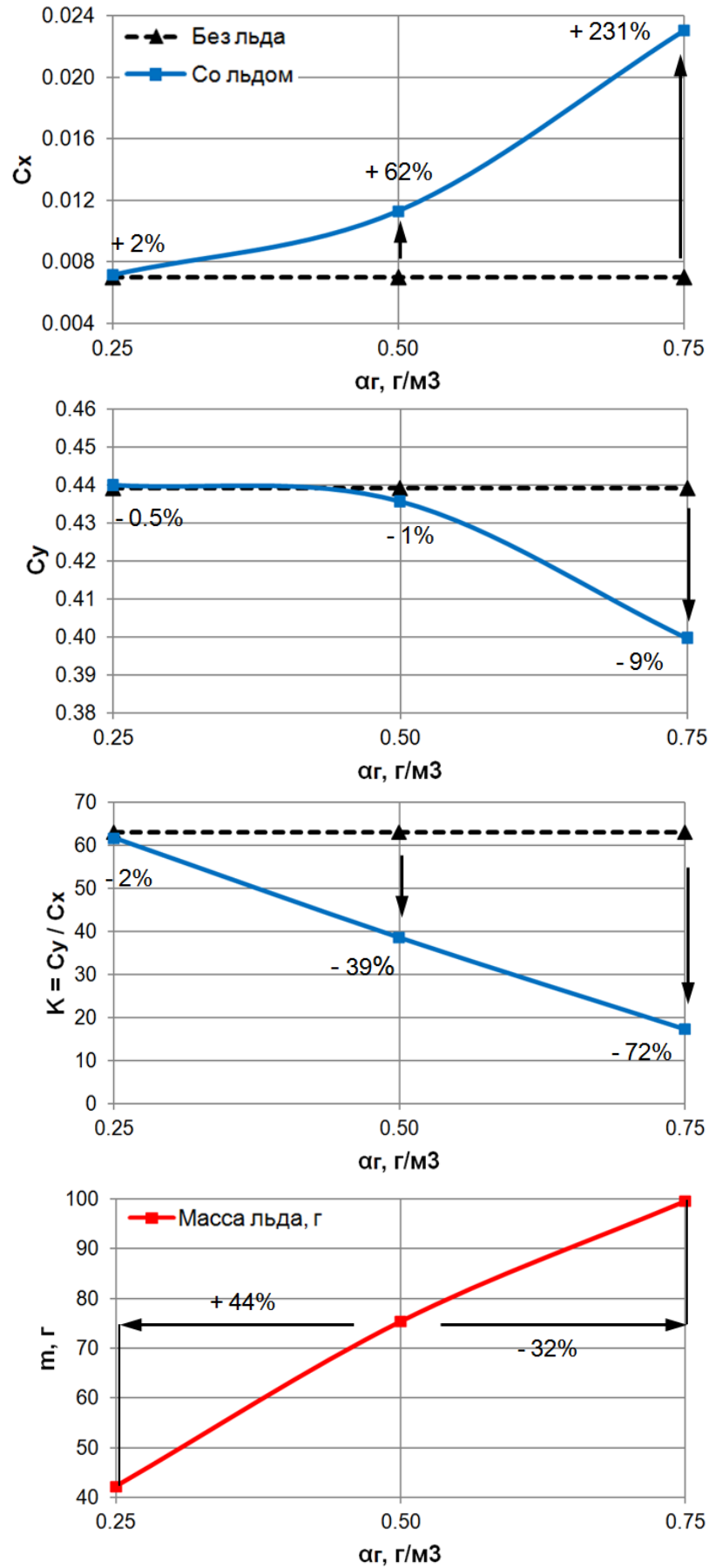


Рисунок 3.14. Зависимости C_x , C_y , K , m от водности набегающего потока

Таким образом, при оценке влияния водности потока на обледенение можно сделать следующие выводы:

– Формы ледяных наростов при изменении водности потока существенно различны;

– При водности потока $0,25 \text{ г/м}^3$ форма ледяного нароста гладкая. Это обусловлено тем, что концентрации частиц в потоке недостаточно для формирования необходимой для течения по поверхности аэродинамического профиля жидкой массы. Мелкодисперсные частицы воды, попадая на профиль, практически не движутся по поверхности, а сразу замерзают, поэтому контур обледенения близок к форме аэродинамического профиля;

– При водностях потока от $0,50$ до $0,75 \text{ г/м}^3$ наблюдается массивный «рогообразный» ледяной нарост и волнообразные выступы. При попадании на аэродинамический профиль капли воды либо замерзают, либо движутся по нему, не успев нагреться до температуры образования льда, скапливаясь в жидкую переохлажденную массу в углублениях льда;

– Увеличение водности потока линейно снижает аэродинамическое качество по причине расширения зоны низкого давления вследствие образовавшихся «рогообразных» наростов, при этом практически линейно возрастает масса льда. Это позволяет прогнозировать изменение аэродинамики для различных водностей потока;

– Малая водность (менее $0,25 \text{ г/м}^3$) при температуре $-12,6 \text{ }^\circ\text{C}$ не влияет на C_x и C_y вследствие гладкой формы ледяных наростов;

– Обледенение, возникающее при высокой водности потока, приводит к отрывам потока, ледяные наросты имеют более грубую форму, такой тип обледенения более опасен как аэродинамически, так и с точки зрения увеличения массы льда.

3.5 Влияние угла атаки

Проведена оценка влияния угла атаки на форму ледяных наростов, C_x , C_y , K и m при прочих неизменных параметрах.

Согласно плану ВЭ (Табл. 2.1) проведено численное моделирование для углов атаки $0, 2, 4, 8^\circ$.

Условия проведения экспериментов следующие:

Параметр	ВЭ №11 при $\alpha = 0^\circ$	ВЭ №12 при $\alpha = 2^\circ$	ВЭ №1 при $\alpha = 4^\circ$	ВЭ №13 при $\alpha = 8^\circ$
M	0,399	0,399	0,399	0,399
Re	$2,84 \cdot 10^6$	$2,84 \cdot 10^6$	$2,84 \cdot 10^6$	$2,84 \cdot 10^6$
V_Γ , м/с	129	129	129	129
P_Γ , Па	90760	90760	90760	90760
T_Γ , °C	-12,6	-12,6	-12,6	-12,6
α_{LWC} , г/м ³	0,50	0,50	0,50	0,50
φ , %	100	100	100	100
α , °	0	2	4	8
d_k , мкм	20	20	20	20
$h_{ш}$, мкм	3,5	3,5	3,5	3,5
t, с	120	120	120	120
b, м	0,3	0,3	0,3	0,3
Вибрации	нет	нет	нет	нет

На рисунке 3.15 представлены формы ледяных наростов для различных углов атаки:

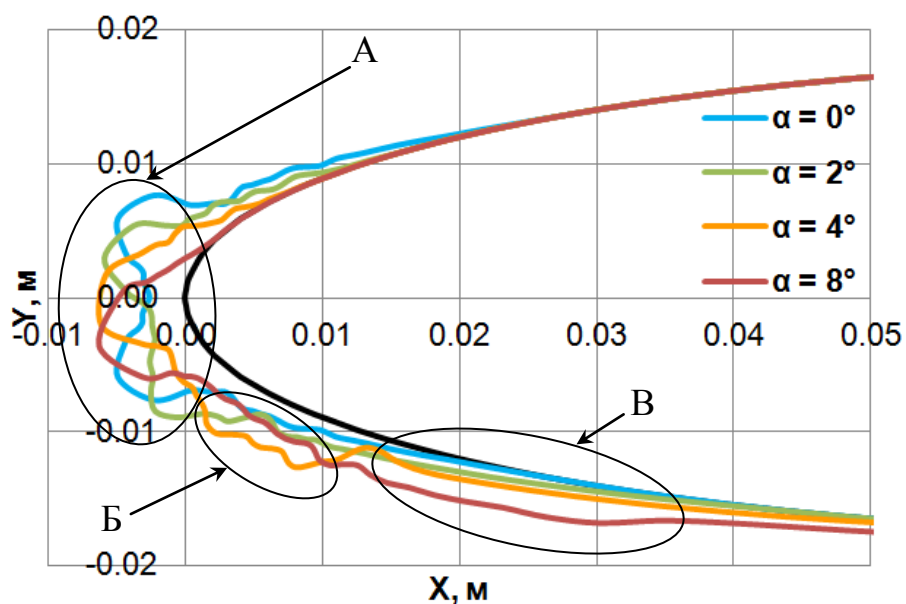


Рисунок 3.15. Влияние угла атаки на форму льда

Для углов атаки 0 и 2° в зоне А характерно образование в форме двух «рогообразных» наростов, тогда как при угле более 4° один из «рогов» увеличивается, смещаясь вниз, а другой уменьшается. При этом в зоне В при увеличении угла атаки наблюдается пропорциональный рост толщины льда.

На рисунке 3.16 представлено распределение температуры на внешней поверхности обледеневшей передней кромки аэродинамического профиля при различных углах атаки.

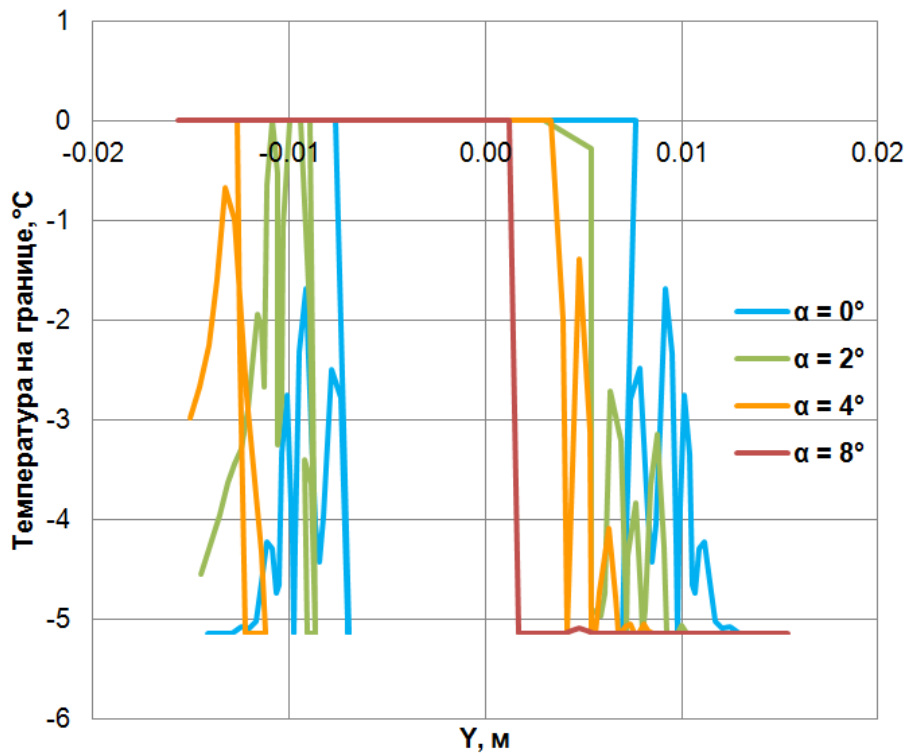
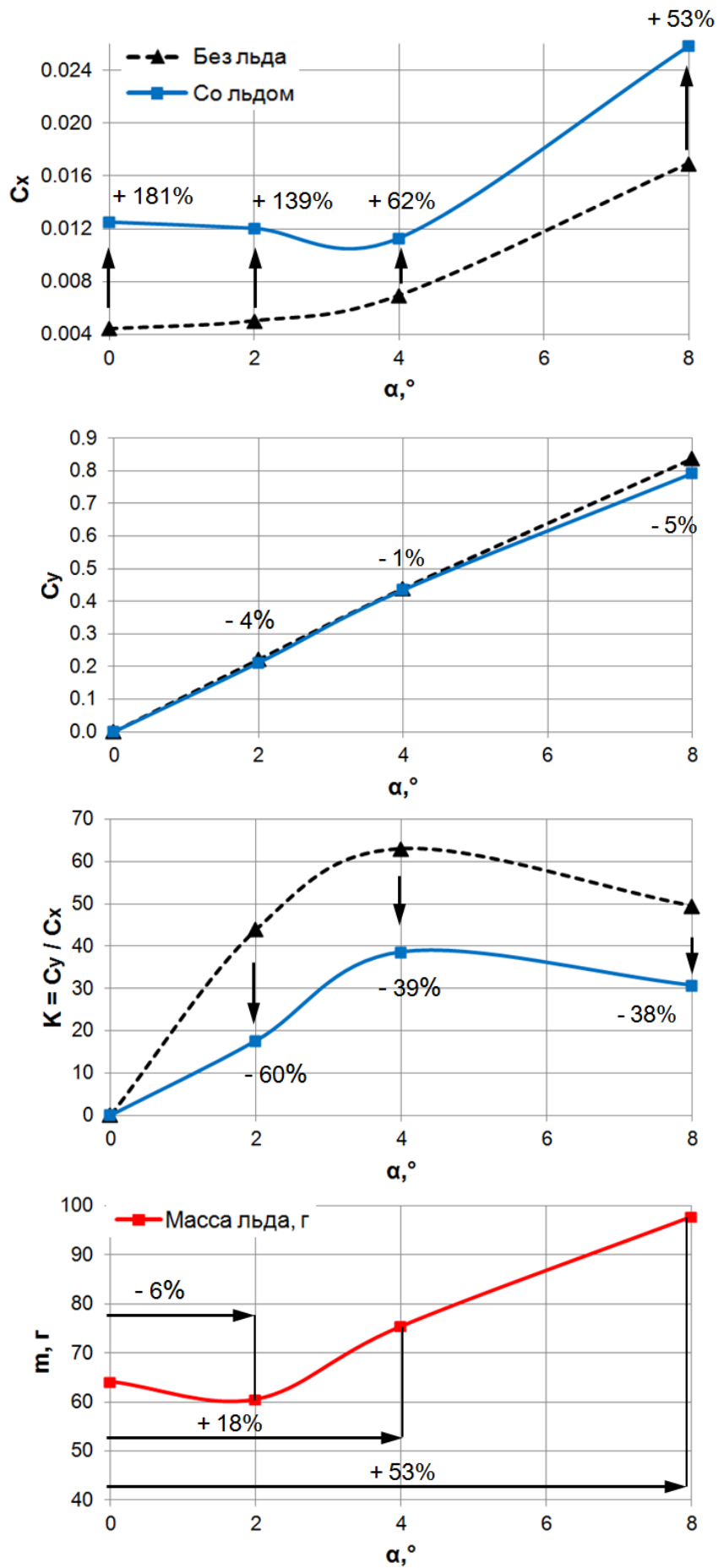


Рисунок 3.16. Распределение температуры на внешней поверхности обледеневшего аэродинамического профиля при различных углах атаки

На рисунке 3.17 представлены зависимости C_x , C_y , K , m от угла атаки, приведены отклонения значений в сравнении с чистым аэродинамическим профилем.

Рисунок 3.17. Зависимости C_x , C_y , K , m от угла атаки

Таким образом, при оценке влияния угла атаки на обледенение можно сделать следующие выводы:

– Формы ледяных наростов при изменении угла атаки существенно различны;

– При увеличении угла атаки с наветренной стороны пропорционально увеличивается толщина ледяных наростов, а с подветренной стороны – уменьшается. Вместе с тем при увеличении угла атаки граница «лед-профиль» на наветренной стороне сдвигается по потоку, а на подветренной – против потока;

– При прочих неизменных параметрах изменение угла атаки при обледенении предсказуемо снижает аэродинамическое качество. Так, например, при углах атаки от 0 до 8° аэродинамическое качество снизилось на 20..25 единиц (см. рис. 3.17);

– Масса льда при углах атаки от 2 до 8° пропорционально возрастает. Это в том числе, связано с пропорциональным увеличением толщины льда на наветренной стороне аэродинамического профиля;

– Можно сказать, что увеличение угла атаки приводит к более опасным случаям обледенения в связи с возрастанием массы льда, что подтверждается данными публикации в журнале международной гражданской авиации ИКАО [17], где отмечается, что наиболее подвержены обледенению в полете суда на этапе захода на посадку, то есть при ненулевых углах атаки.

3.6 Влияние времени экспозиции

Согласно плану ВЭ (Табл. 2.1) проведено численное моделирование для времени обледенения 60, 90 и 120 с.

На рисунке 3.18 представлены формы ледяных наростов в различные моменты времени обледенения:

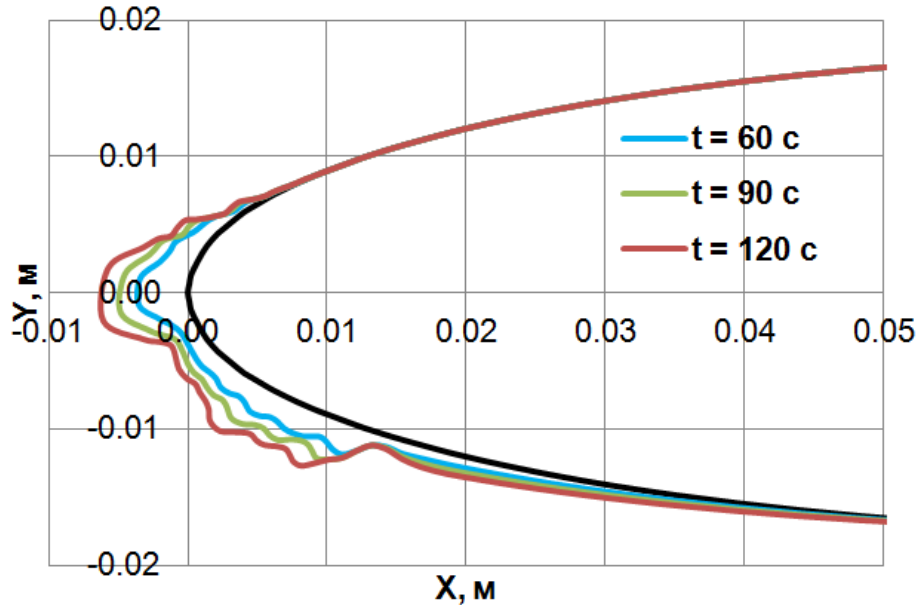


Рисунок 3.18. Влияние экспозиции на форму льда

На рисунке 3.19 представлены зависимости C_x , C_y , K , m в различные моменты времени обледенения, приведены отклонения значений в сравнении с чистым аэродинамическим профилем.

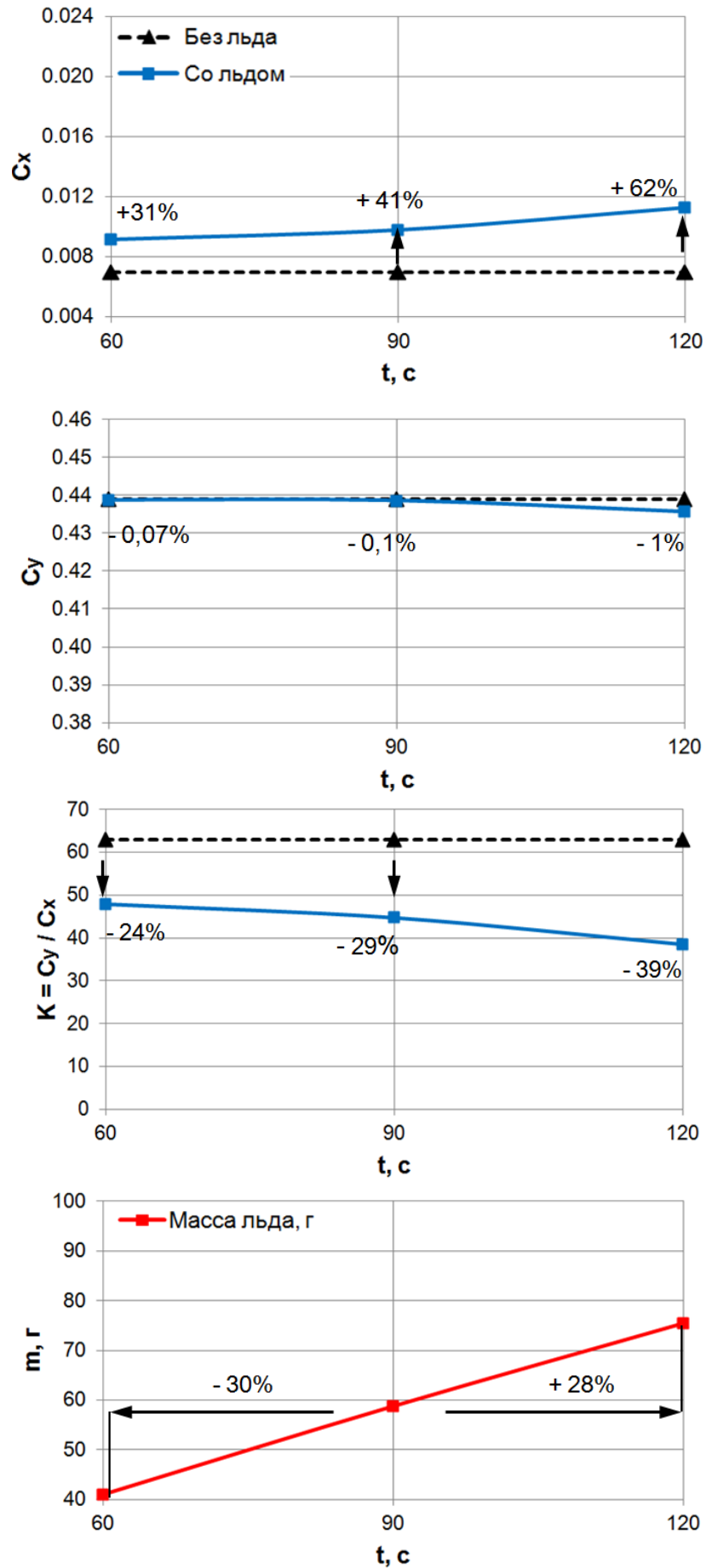


Рисунок 3.19. Зависимости C_x , C_y , K , m от экспозиции в потоке

Таким образом, при оценке влияния экспозиции аэродинамического профиля в потоке на обледенение можно сделать следующие выводы:

- Формы ледяных наростов при изменении времени обледенения в рассмотренном диапазоне эквидистантны, что дает возможность предсказать форму льда при малом времени эксперимента;
- Скорость нарастания льда постоянна;
- Масса льда возрастает линейно с увеличением времени экспозиции;
- Аэродинамическое качество при увеличении времени обледенения снижается логарифмически.

3.7 Влияние вибраций на обледенение

Численные эксперименты по оценке влияния вибраций на обледенение проводились следующим образом: проводился базовый эксперимент; в дальнейшем, все параметры фиксировались, кроме амплитуды и/или частоты.

Параметр	Значение
M	0,399
Re	$2,84 \cdot 10^6$
V_{Γ} , м/с	129
P_{Γ} , Па	90760
T_{Γ} , °C	-12,6
α_{LWC} , г/м ³	0,50
φ , %	100
α , °	4
d_k , мкм	20
$h_{ш}$, мкм	3,5
t, с	120
b, м	0,3
Вибрации	Изменение амплитуды и частоты

Для авиационного двигателя характерны диапазоны частот от 30 до 60 Гц и амплитуды от 0,1 до 1,0 мм. Тем не менее в работе рассмотрен более широкий диапазон частот с целью выявления режимов, повышающим эффективность импульсных противообледенительных систем (ПОС). Существующие в большинстве своем импульсные ПОС являются системами ударного типа вследствие высокого

мгновенного виброускорения, предполагающего одновременное воздействие широкого спектра частот. В настоящей работе все вибрации подавались по гармоническому закону.

С целью локализовать диапазон частот, в т.ч., для работы импульсных ПОС рассмотрены не только низкие частоты, характерные для авиационного двигателя, но и высокие, характерные для ПОС, диапазон составил от 30 Гц до 60 кГц. Для наглядности определения механизмов обледенения при вибрациях при различных виброскоростях дополнительно рассмотрены и большие амплитуды, диапазон амплитуд составил от 0,1 до 100 мм. Всего было проведено более 40 вычислительных экспериментов.

На рисунке 3.20 представлено распределение толщин льда по поперечной координате Y аэродинамического профиля для различных амплитуд и частот колебаний.

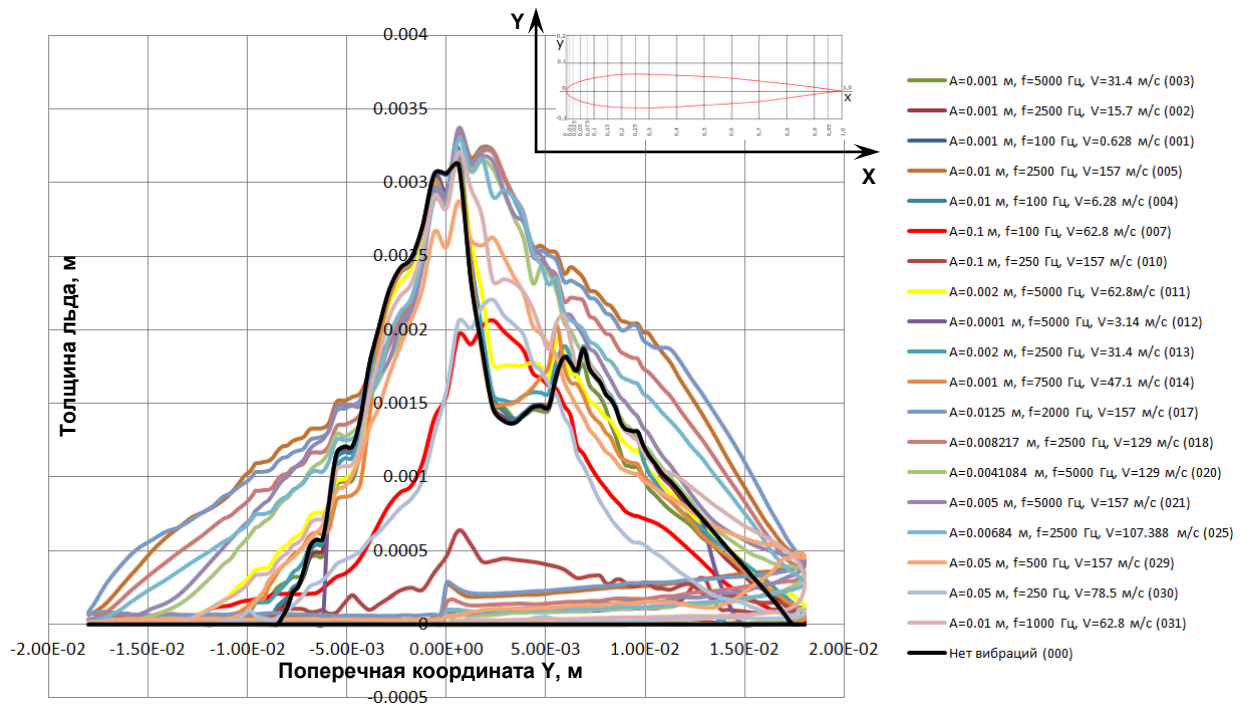


Рисунок 3.20. Распределение толщины льда при различных A и f

Формы ледяных наростов и масса льда существенно различны для широкого диапазона варьирования амплитуд и частот. При этом трудно выявить закономерности влияния вибраций на обледенение [1].

Поэтому, анализ результатов проводился следующим образом. Были выделены вычислительные эксперименты при одинаковых амплитудах ($A = 50$ мм). Большие значения амплитуд выбраны в связи с наглядностью оценки обтекания аэродинамического профиля каплями в динамике. При этом виброскорости ($V_{\text{вibr}} = 2\pi \cdot A \cdot f$) изменялись в диапазоне от 9,4 до 157,0 м/с при постоянной скорости набегающего потока $V_{\text{потока}} = 129$ м/с.

Введем понятие коэффициента отношения скорости набегающего газодинамического потока к виброскорости $K_V = V_{\text{потока}} / V_{\text{вibr}}$.

На рисунке 3.21 представлено локальное изменение обводненности потока для частоты 30 Гц и виброскорости 9,4 м/с в различные фазы колебаний. При этом коэффициент K_V составляет 13,7.

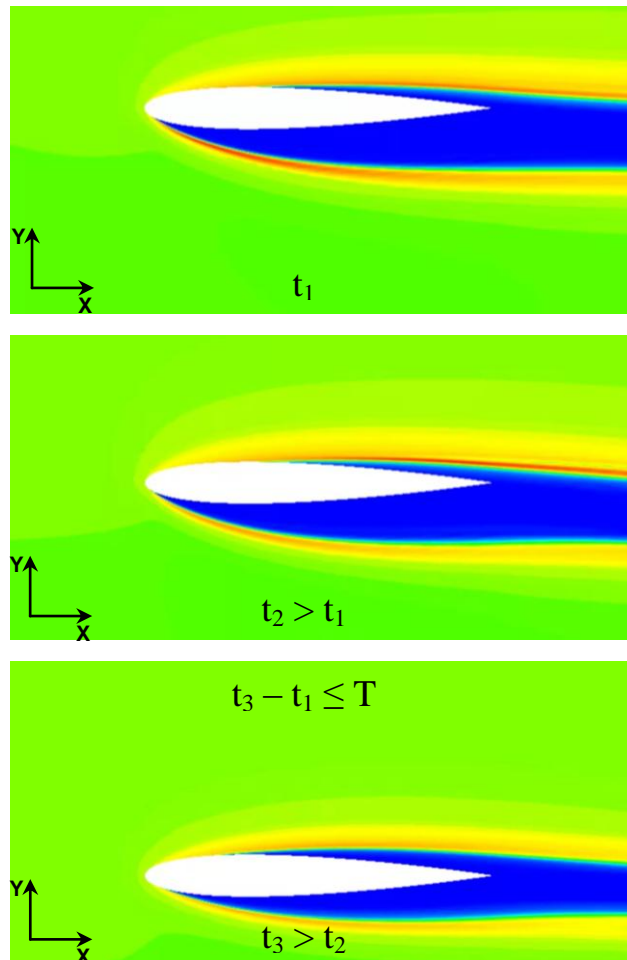
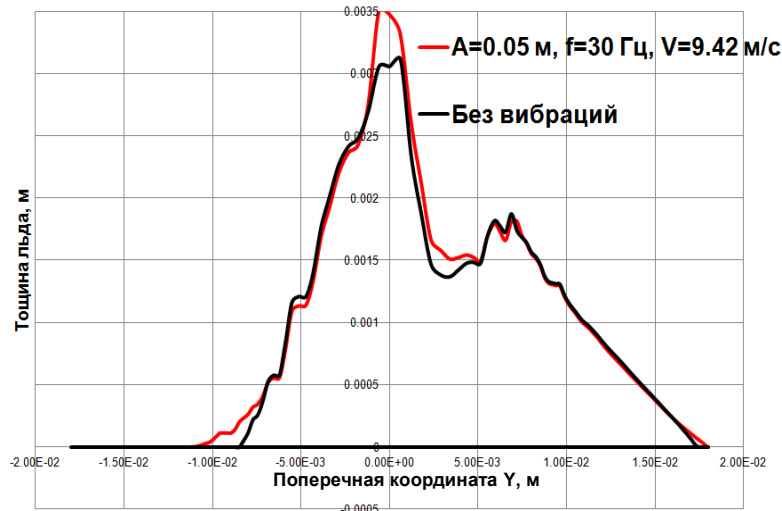


Рисунок 3.21. Локальное изменение обводненности потока при $f = 30$ Гц, $V_{\text{вibr}} = 9,4$ м/с, $K_V = 13,7$

На рисунке 3.22 представлен график распределения толщины льда по поперечной координате Y аэродинамического профиля.



Частота, Гц	Скорость потока, м/с	Виброскорость, м/с	Отношение скоростей	Масса льда без вибраций, г	Масса льда с вибрациями, г	Изменение массы льда
30	129	9,42	13,69	19,22	19,99	+4%

Рисунок 3.22. Толщина льда при $f = 30$ Гц, $V_{\text{вибр}} = 9,4$ м/с, $K_V = 13,7$

Можно отметить, что влияние вибраций на обледенение при малых виброскоростях относительно набегающего потока несущественно. Масса льда увеличилась на 4% относительно обледенения без вибраций. Распределение толщины льда по профилю близко в обоих случаях.

Далее рассмотрим случай с более высокой виброскоростью, равной 31,4 м/с. Частота при этом составляет 100 Гц, коэффициент K_V равен 4,1. Локальное изменение обводненности потока представлено на рисунке 3.23, толщина льда на рисунке 3.24.

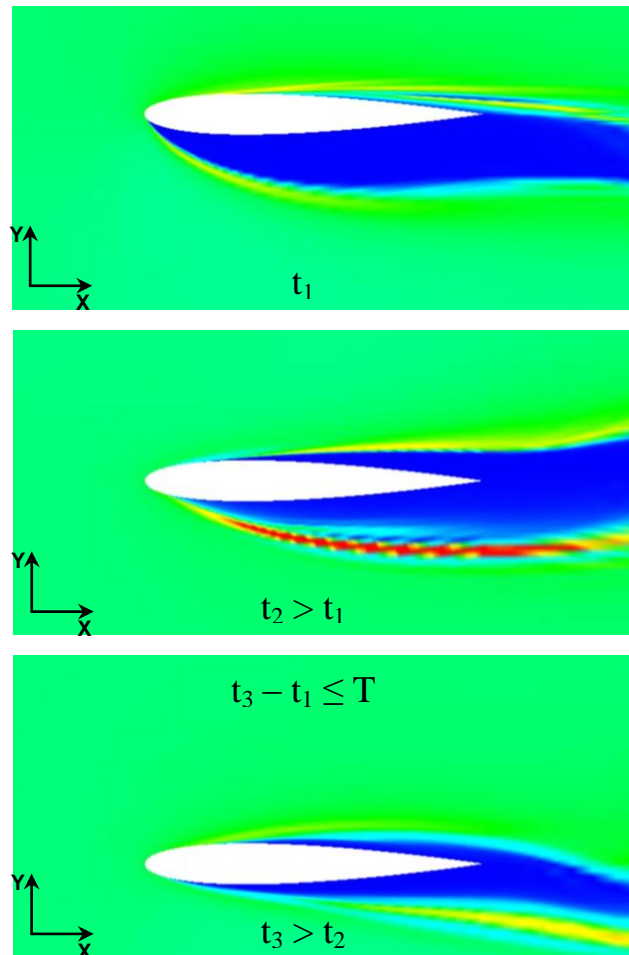
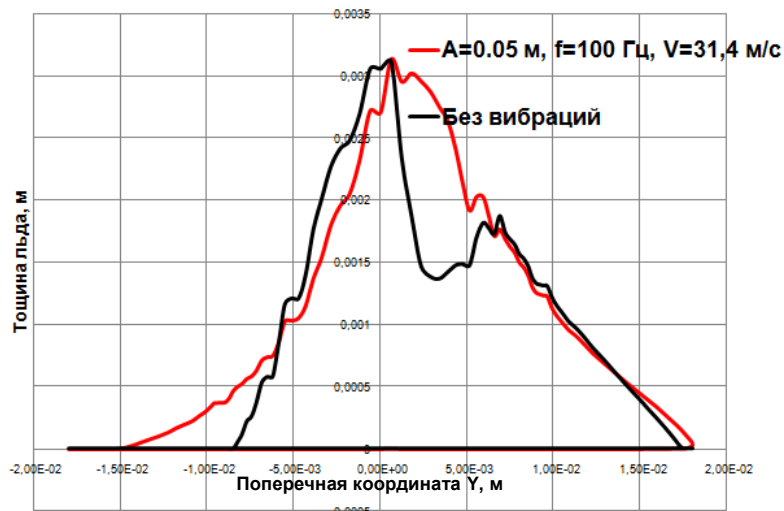


Рисунок 3.23. Локальное изменение обводненности потока
при $f = 100$ Гц, $V_{\text{вибр}} = 31,4$ м/с, $K_V = 4,1$



Частота, Гц	Скорость потока, м/с	Виброскорость, м/с	Отношение скоростей	Масса льда без вибраций, г	Масса льда с вибрациями, г	Изменение массы льда
100	129	31,4	4,11	19,22	21,88	+14%

Рисунок 3.24. Толщина льда при $f = 100$ Гц, $V_{\text{вибр}} = 31,4$ м/с, $K_V = 4,1$

При повышении виброскорости аэродинамического профиля до 31,4 м/с ($K_V = 4,1$) наблюдается качественное изменение картины обледенения (см. рис. 3.23), распределение толщины льда по поперечной координате профиля более симметрично (см. рис. 3.24).

Анализ распределения водности потока вблизи профиля во времени при $K_V = 4,1$ показал, что формируется следующий механизм нарастания льда. Движение профиля позволяет дополнительно «захватить» новые капли, которые обледенивают. Они удерживаются за счет сил смачивания, но не стряхиваются, что приводит к росту массы льда (+14%) [1].

При дальнейшем снижении K_V (см. рис. 3.25-3.26) наблюдается снижение массы льда (-13%). Анализ динамики профиля крыла в потоке влажного газа показал, что изменяется механизм нарастания льда. Аналогично предыдущему, профиль дополнительно «захватывает» новые капли, но, при этом, более высокое значение виброскорости ($V_{\text{вibr}} = 62,8$ м/с) приводят к «стряхиванию» капель и снижению массы льда.

Этот эффект усиливается при уменьшении K_V до 1,6 (см. рис. 3.27-3.28).

В дальнейшем, при снижении K_V до 0,8 масса льда начинает возрастать (см. рис. 3.29-3.30). Анализ динамики вибрации профиля в потоке позволил выявить следующее. При $K_V = 0,8$ виброскорость составляет 157 м/с, что превышает значение скорости набегающего потока воздуха ($V_{\text{потока}} = 129$ м/с). Таким образом, за период колебаний расстояние пролета капли меньше величины хорды аэродинамического профиля. Это приводит к повышению вероятности контакта капли с поверхностью профиля за период колебаний, что, в свою очередь, ведет к увеличению массы льда (+14%).

Можно сделать вывод о том, что колебания с различными виброскоростями нелинейно влияют на локальное изменение обводненности потока вблизи кромки аэродинамического профиля. Получена серия качественно различных картин, выявлены 3 механизма образования льда, влияющих, в конечном итоге, на форму и массу ледяных наростов.

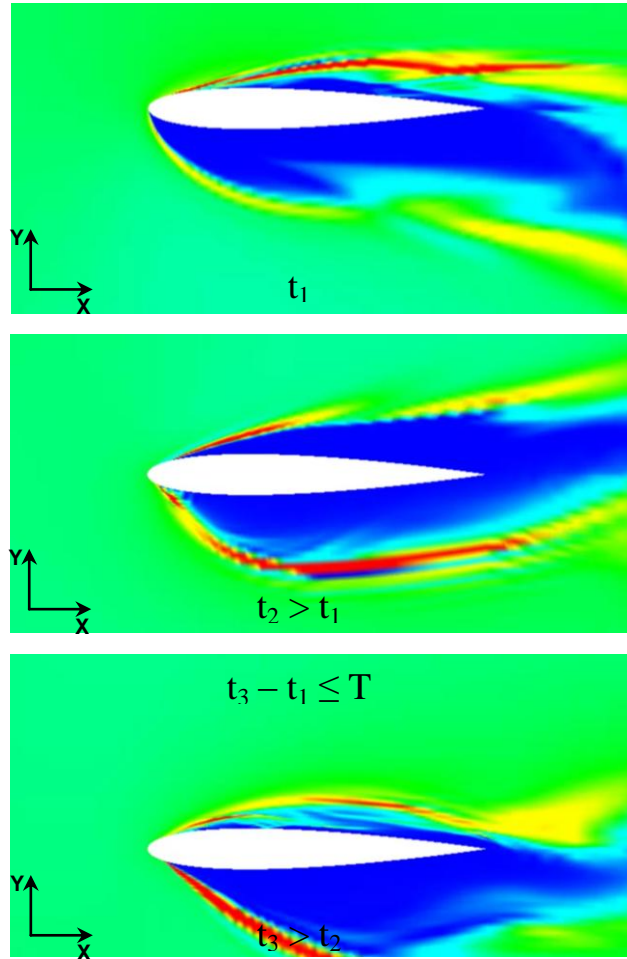
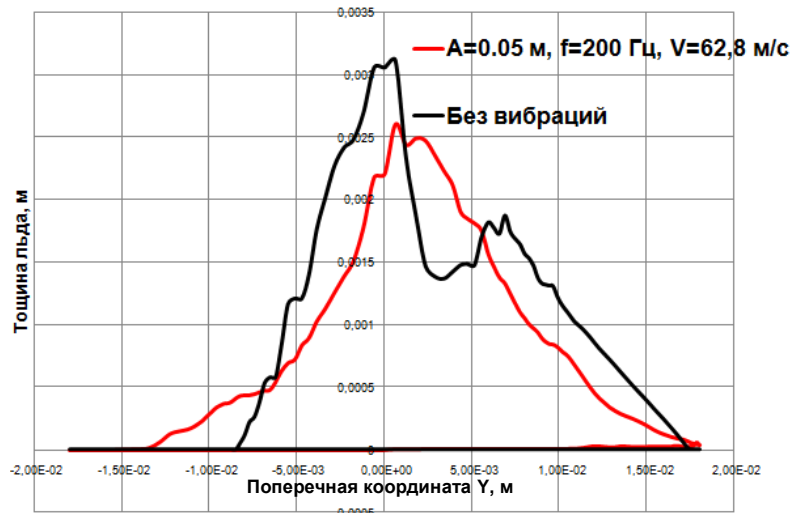


Рисунок 3.25. Локальное изменение обводненности потока
при $f = 200$ Гц, $V_{\text{вибр}} = 62,8$ м/с, $K_V = 2,1$



Частота, Гц	Скорость потока, м/с	Виброскорость, м/с	Отношение скоростей	Масса льда без вибраций, г	Масса льда с вибрациями, г	Изменение массы льда
200	129	62,8	2,05	19,22	16,76	-13%

Рисунок 3.26. Толщина льда при $f = 200$ Гц, $V_{\text{вибр}} = 62,8$ м/с, $K_V = 2,1$

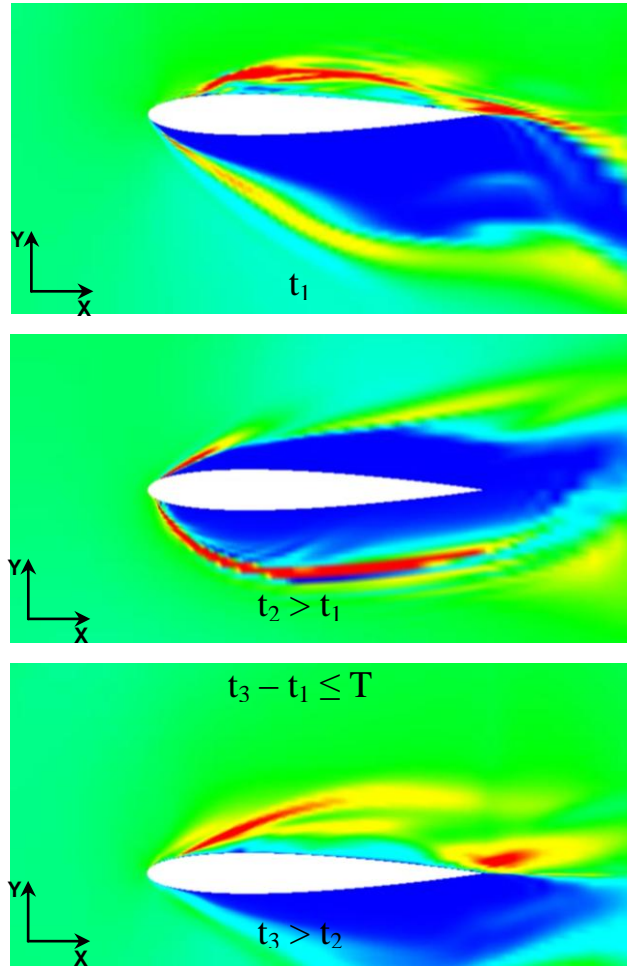
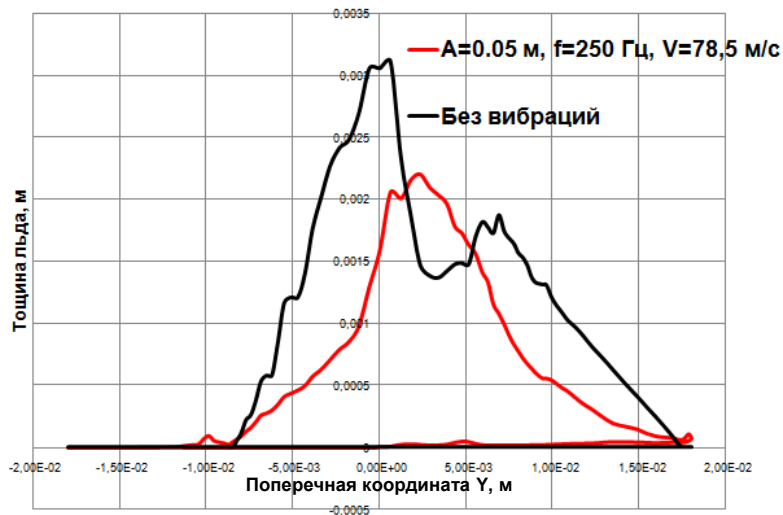


Рисунок 3.27. Локальное изменение обводненности потока
при $f = 250$ Гц, $V_{\text{вибр}} = 78,5$ м/с, $K_V = 1,6$



Частота, Гц	Скорость потока, м/с	Виброскорость, м/с	Отношение скоростей	Масса льда без вибраций, г	Масса льда с вибрациями, г	Изменение массы льда
250	129	78,5	1,64	19,22	12,38	-36%

Рисунок 3.28. Толщина льда при $f = 250$ Гц, $V_{\text{вибр}} = 78,5$ м/с, $K_V = 1,6$

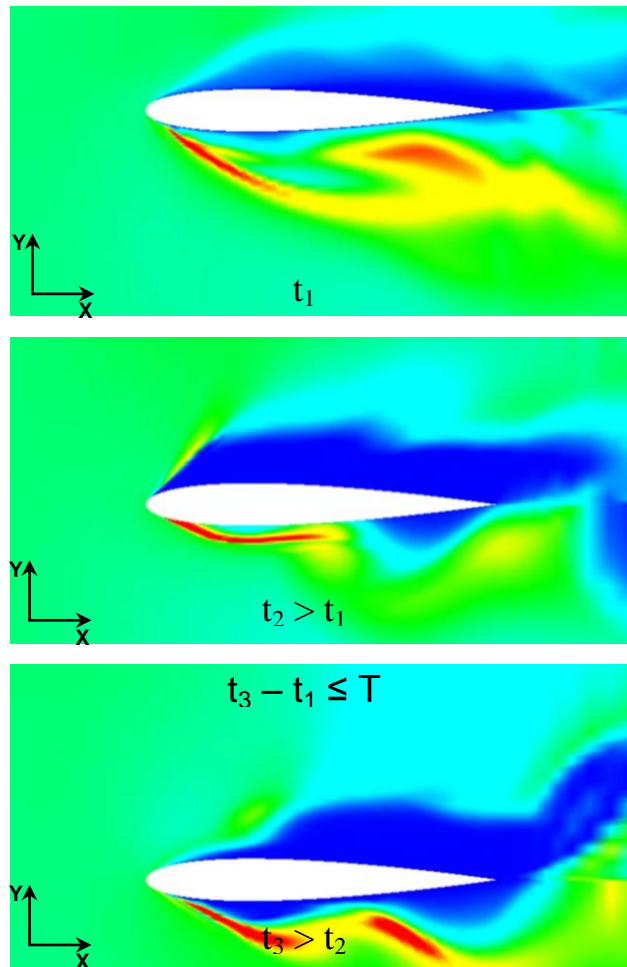
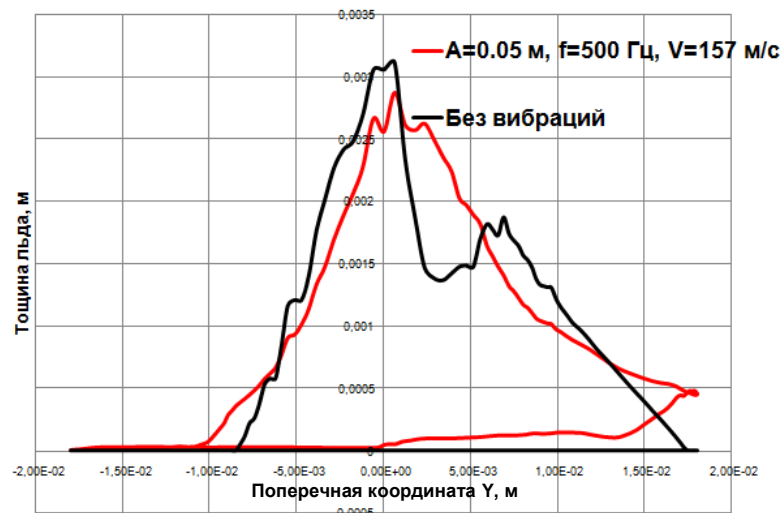


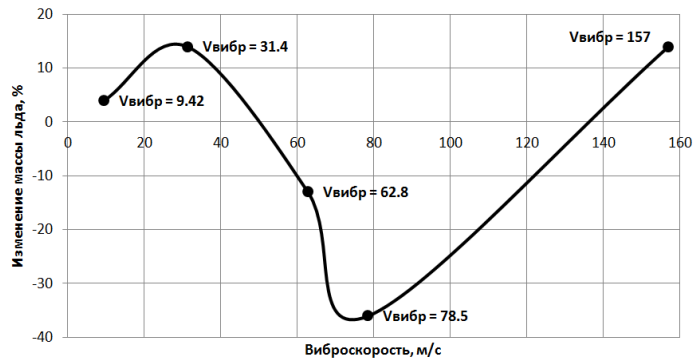
Рисунок 3.29. Локальное изменение обводненности потока при $f = 500$ Гц, $V_{\text{вibr}} = 157$ м/с, $K_V = 0,8$



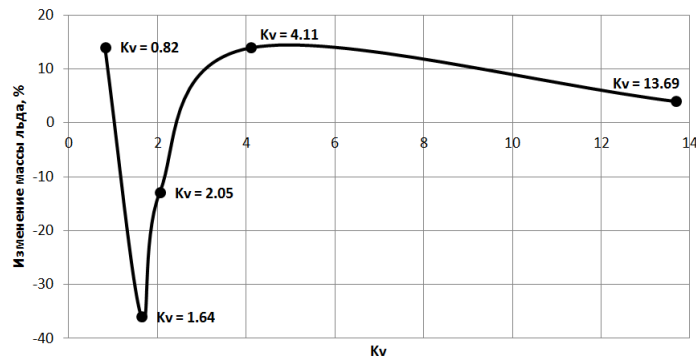
Частота, Гц	Скорость потока, м/с	Виброскорость, м/с	Отношение скоростей	Масса льда без вибраций, г	Масса льда с вибрациями, г	Изменение массы льда
500	129	157	0,82	19,22	21,88	+14%

Рисунок 3.30. Толщина льда при $f = 500$ Гц, $V_{\text{вibr}} = 157$ м/с, $K_V = 0,8$

На рисунке 3.31 представлены графики изменения массы льда от виброскорости и коэффициента K_v (отношение скорости набегающего потока к виброскорости) при одинаковых значениях амплитуды.



(а)



(б)

Рисунок 3.31. Графики изменения массы льда:

(а) – от виброскорости, (б) – от коэффициента K_v

Помимо анализа влияния виброскорости на обледенение в диапазоне частот от 30 до 500 Гц при равных амплитудах можно выделить некоторую границу при частотах от 2 до 60 кГц (см. табл. 3.1), вдоль которой значения K_v лежат в диапазоне от 0,8 до 1,2. При этом увеличение частоты приводит к снижению массы льда. Используя таблицу, можно сравнить массу льда при вибрациях и массу льда без вибраций (определена при $A = 0$ и $f = 0$ и составляет 19,22 г).

Таблица 3.1. Изменение массы льда при различных параметрах вибрации

Амплитуда / частота	0	30	100	200	250	500	1000	2000	2500	3750	5000	7500	10000	20000	40000	60000
0	19.22	19.22	19.22	19.22	19.22	19.22	19.22	19.22	19.22	19.22	19.22	19.22	19.22	19.22	19.22	19.22
0.0001	19.22										18.13					
0.000285	19.22															14.41
0.0003424	19.22															15.73
0.0004167	19.22															16.4
0.0004275	19.22														16.35	
0.0005	19.22										18.34					
0.0005135	19.22														17.07	
0.000625	19.22														17.97	
0.000855	19.22													19.24		
0.001	19.22		19.21						19.06		18.61	18.78				
0.001027	19.22													20.28		
0.00125	19.22													21.39		
0.00171	19.22												22.19			
0.002	19.22								19.64		20.35					
0.002055	19.22													23.2		
0.0025	19.22													24.83		
0.00342	19.22										25.04					
0.0041084	19.22										25.74					
0.00456	19.22									26.74						
0.005	19.22										27.84					
0.0054777	19.22									29.16						
0.0066667	19.22									32.44						
0.00684	19.22								28.36							
0.008217	19.22								31.15							
0.00855	19.22							28.92								
0.01	19.22		19.32		19.67		23.1		34.64							
0.010271	19.22							31.67								
0.0125	19.22							35.17								
0.025	19.22					24.24										
0.05	19.22	19.99	21.88	16.76	12.38	21.88										
0.1	19.22		12.97		5.09											
	V _{вх} /V _{вибр}		K(f)=m_Kvi_f/m_Kvj_f													
		0.82	f													
		1	2000	2500	3750	5000	-	10000	20000	40000	60000					
		1.2	0.82/1	0.900	0.899	0.899	0.925	-	0.934	0.948	0.950	0.959				
			1/1.2	0.913	0.910	0.917	0.973	-	0.956	0.949	0.958	0.916				
			0.82/1.2	0.822	0.819	0.824	0.899	-	0.894	0.899	0.910	0.879				

Для всего диапазона исследованных частот вибраций (от 0 до 60 кГц) при K_v , равном 0,82; 1,00 и 1,20, построен график, отражающий изменение массы (Рис. 3.32). Амплитуды задавались в соответствии с зависимостью $A = V_{\text{вибр}} / (2\pi \cdot f) = V_{\text{потока}} / (2\pi \cdot K_v \cdot f)$.

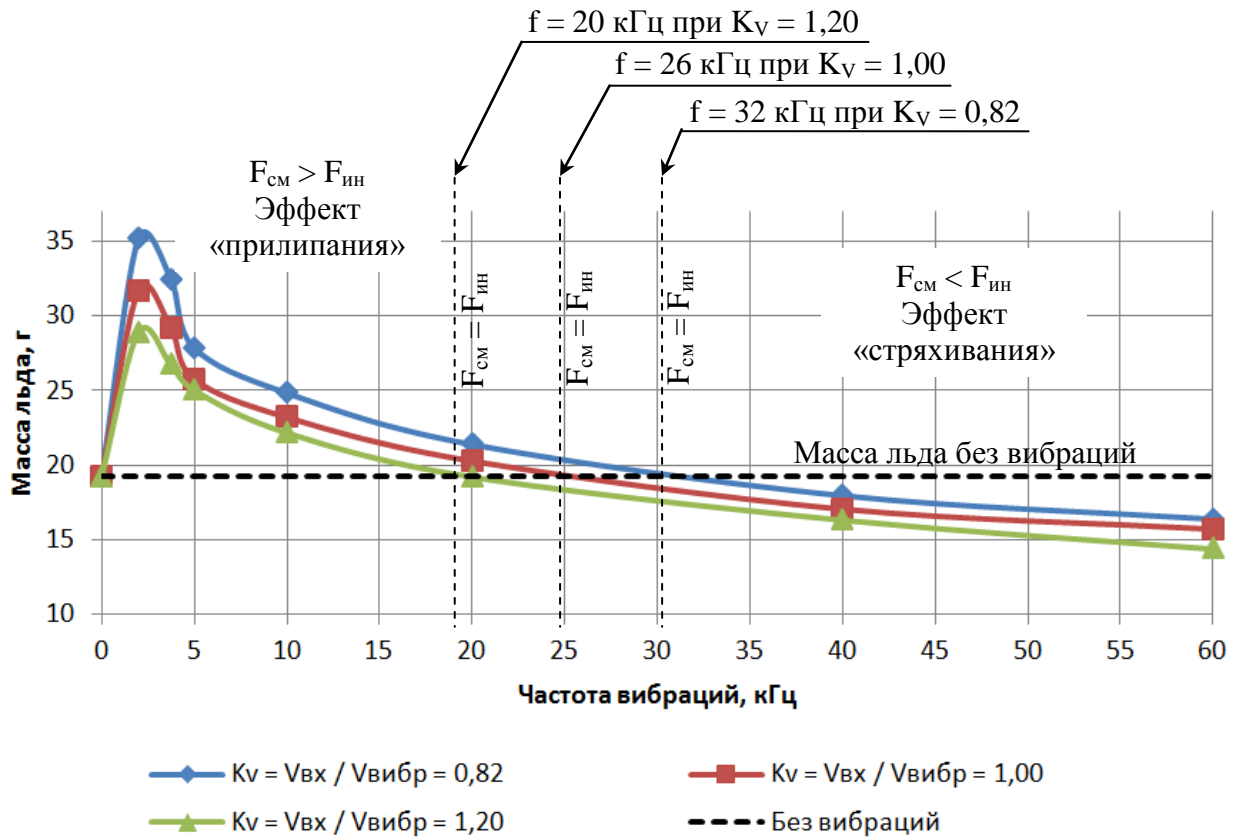


Рисунок 3.32. График изменения массы льда от частоты вибраций при K_v , равном 0,82; 1,00 и 1,20

Для каждого коэффициента K_v можно выделить область преобладания эффектов «прилипания» и «стряхивания» капель. Это происходит вследствие различия сил смачивания и инерции. Для $K_v = 1$ с повышением частоты более 26 кГц наблюдается снижение массы льда, тогда как при частоте 2 кГц масса льда возросла на 68% относительно состояния без вибраций.

Кроме того, при низких виброскоростях область снижения массы приближается к рабочим частотам.

Таким образом, подача вибраций без предварительных расчетов их амплитуд и частот могут не только снижать массу льда, но и повышать ее. Изменение массы на высоких частотах носит логарифмический характер.

Исследование действия вибраций аэродинамического профиля на обледенение позволит учесть и, при необходимости, изменить диапазон собственных и вынужденных частот элементов конструкции.

Выводы по главе

1. Выявлены количественные зависимости влияния скорости, давления, температуры, влажности набегающего газодинамического потока, угла атаки, экспозиции и вибрации аэродинамического профиля на форму льда, коэффициент аэродинамического сопротивления, коэффициент подъемной силы, аэродинамическое качество и массу льда;

2. Описаны механизмы и количественные зависимости параметров обледенения при вибрациях для различных отношений скорости набегающего потока к вброскорости аэродинамического профиля;

3. Существенными факторами, оказывающими наибольший вклад на форму льда, являются температура и влажность потока, угол атаки аэродинамического профиля. При этом влияние скорости и давления несущественно в рассмотренном диапазоне чисел Рейнольдса ($6,26 \cdot 10^5 \dots 3,30 \cdot 10^6$);

4. Проведение физических экспериментов по обледенению возможно на низкоскоростных аэродинамических трубах меньшей мощности, так как качественно формы льда совпадают, а для массы льда возможно введение коэффициентов подобия;

5. Вычислительный эксперимент показал, что обледенение слабо зависит от давления воздуха при диапазоне варьирования от 0,2 до 1,0 атм. Масса льда в условиях разрежения выше примерно на 20%, чем при атмосферном давлении. При этом формы льда подобны и аэродинамические характеристики близки. Поэтому для удешевления физического эксперимента моделирование высотных условий можно проводить при атмосферном давлении;

6. Для оценки аэродинамики элементов конструкции АД в условиях обледенения целесообразно рассматривать околонулевые режимы с «острыми» ледяными наростами;

7. Обледенение при малой влажности (менее $0,25 \text{ г/м}^3$) и температуре $-12,6 \text{ }^\circ\text{C}$ не влияет на C_x и C_y вследствие гладкой формы ледяных наростов;

8. Формы ледяных наростов при изменении времени обледенения эквидистантны в рассмотренном диапазоне, при этом скорость нарастания льда постоян-

на, что дает возможность предсказать форму льда при малых временах эксперимента;

9. Выявлены зависимости коэффициента отношения скорости набегающего газодинамического потока к виброскорости K_V от массы льда. Показано, что при низких частотах превалирует эффект «прилипания» льда к стенкам аэродинамического профиля, а при повышении частот – эффект «стряхивания»;

10. Вибрации могут не только снижать массу льда, но и повышать ее. Исследование действия вибраций аэродинамического профиля на обледенение позволит учесть и, при необходимости, изменить диапазон собственных и вынужденных частот элементов конструкции.

**ГЛАВА 4. СРАВНЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ С
ЧИСЛЕННЫМИ И ФИЗИЧЕСКИМИ ЭКСПЕРИМЕНТАМИ.
ФИЗИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ОБЛЕДЕНЕНИЯ НА
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ УСТАНОВКЕ. МЕТОДИКА
МОДЕЛИРОВАНИЯ ОБЛЕДЕНЕНИЯ С УЧЕТОМ ВИБРАЦИЙ**

4.1 Модельная климатическая аэродинамическая труба

Для проведения физических экспериментов по обледенению профиля крыла с действием и без действия вибраций разработана и создана модельная климатическая аэродинамическая труба (МКАДТ), имеющая энергопотребление 2 кВт, что на 2 порядка меньше известных аналогов в РФ.

При создании МКАДТ учтены следующие требования:

1. Рабочая часть установки должна обеспечить продувку малогабаритных аэродинамических профилей с хордой не более 0,08 м;
2. Аэродинамическая труба должна обеспечивать температурный режим от -20 до 20 °С, относительную влажность до 100% и скорость набегающего потока до 15 м/с. Предварительные исследования в лицензионном программном комплексе FENSAP (Глава 3) показали, что скорость набегающего потока влияет на обледенение, при этом сохраняется подобие формы льда;
3. Проточная часть и нагнетатель должны располагаться на одной оси в холодильной камере;
4. Мощность нагнетателя не должна превышать 300 Вт;
5. Стоимость МКАДТ не должна превышать 300 тысяч рублей;
6. МКАДТ должна представлять собой вертикальную аэродинамическую разомкнутую трубу с закрытой прозрачной рабочей частью, расположенной в холодильной камере;
7. Обводнение набегающего потока должно быть реализовано за счет ультразвукового генератора пара со среднеарифметическим диаметром капель 5 мкм;
8. Должна быть предусмотрена противообледенительная система канала подачи холодного пара в холодильную камеру;

9. Виброузел должен располагаться вне холодильной камеры в связи с высоким тепловыделением и виброактивностью;

10. Должна быть обеспечена виброизоляция виброузла и компрессорной части холодильной камеры;

11. Возбуждаемые частоты должны находиться в диапазоне от 1 до 20 кГц, амплитуды – от 0,05 до 1 мм;

12. Конструкция рабочей части должна обеспечивать возможность непосредственного наблюдения и фотосъемки процессов обледенения в рабочей части МКАДТ в режиме реального времени;

13. Внутри холодильной камеры должно быть достаточное для фото и видеосъемки освещение;

14. Точность измерений должна быть не менее 5%;

15. Коммутация с силовой и электронной частями МКАДТ должна иметь надёжную защиту от механических повреждений, влагонепроницаема, устойчива к отрицательным температурам.

На основе вышеизложенных требований разработана конструктивная схема МКАДТ (рис. 4.1).

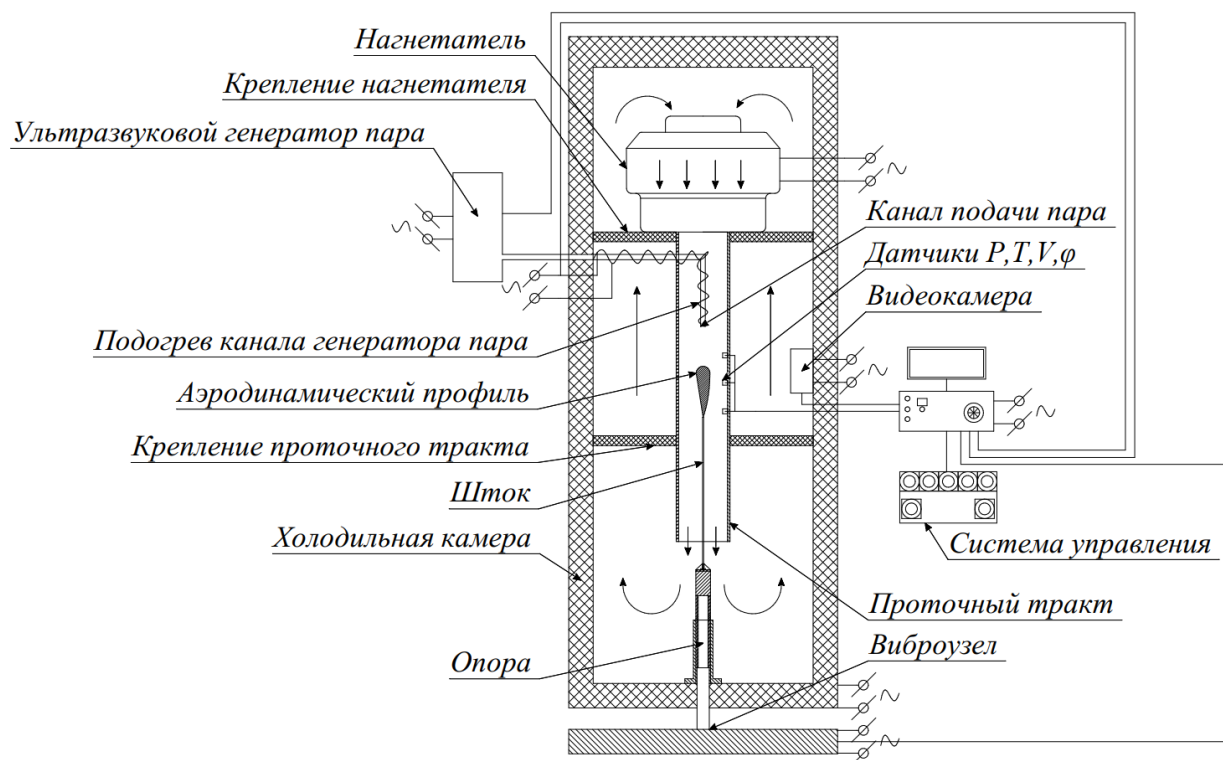


Рисунок 4.1. Конструктивная схема МКАДТ

Для определения параметров нагнетателя и достаточного общего объема холодильной камеры проводились численные расчеты с целью снижения аэродинамического сопротивления, достижения равномерности потока в рабочей части МКАДТ [3, 8, 13].

Для выполнения численного моделирования течения в МКАДТ принимается следующая концептуальная постановка:

- газодинамические процессы рассматриваются в стационарной постановке;
- рассматривается течение не реагирующего совершенного газа;
- газодинамический поток вязкий, однофазный;
- не учитывается сила тяжести газа;
- одновременно исследуется течение в рабочей зоне МКАДТ, нагнетателе и во внутреннем охлажденном объеме холодильной камеры;
- стенки рабочей части МКАДТ непроницаемые, адиабатические и не шероховатые (принимается, что все выступы элементов шероховатости лежат внутри вязкого слоя), с прилипанием частиц.

Предварительно подобраны габаритные размеры нагнетателя, рабочей части, расстояния до стенок холодильной камеры (Рис. 4.2).

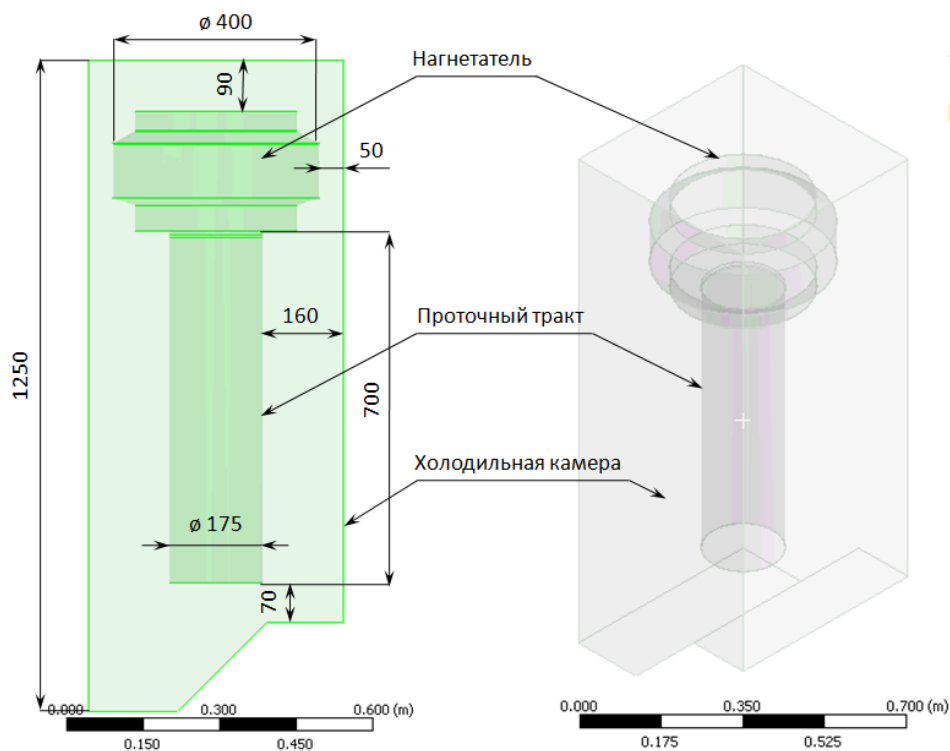


Рисунок 4.2. 3D модель МКАДТ с основными размерами (мм)

Математическая постановка базируется на законах сохранения массы, импульса, энергии и замыкается уравнениями состояния идеального сжимаемого газа и турбулентности, а также граничными условиями. Математическая модель изложена в разделе 3.2 (газодинамический этап), замыкается следующими граничными условиями:

$$P|_{x=x_{\text{ex}}}^* = 101325 \text{ Па}; \quad T|_{x=x_{\text{ex}}}^* = -20 \text{ }^\circ\text{C}; \quad \dot{m} = 0,64 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

Массовый расход соответствует максимальной предполагаемой мощности нагнетателя для достижения скорости потока в рабочей зоне 15 м/с.

Для обеспечения сеточной сходимости число конечных элементов составило 2,76 млн. Максимальный размер элемента 10 мм. В качестве аппаратного обеспечения для вычислительных экспериментов использовались ресурсы ВВК ПНИПУ.

В результате проведения газодинамических расчетов [3, 8] получены поля распределения скорости, линий тока, избыточного давления и полной температуры (рис. 4.3).

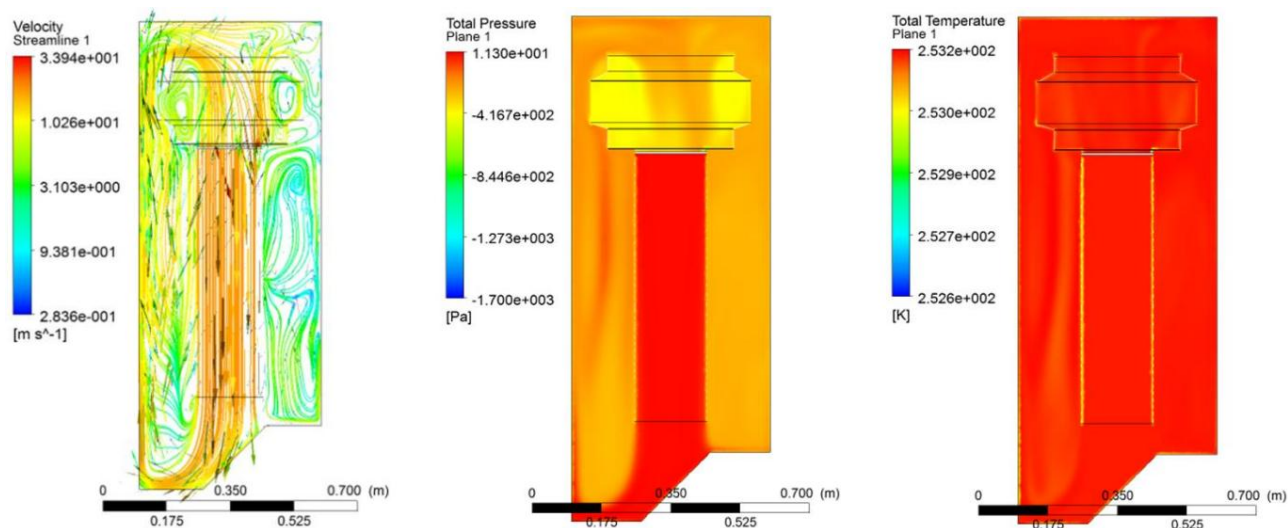


Рисунок 4.3. Линии тока, поля избыточного давления, полной температуры

Вблизи стенок холодильной камеры наблюдаются зоны сниженных скоростей. В узких местах между нагнетателем и стенками холодильной камеры запирание потока не наблюдается. Газодинамический поток на входе нагнетателя рав-

номерный. Поля распределения полного давления и температуры также равномерны.

Таким образом, выявлены допустимые габаритные размеры нагнетателя и рабочей зоны МКАДТ при однородности потока в рабочей зоне.

Проведенные численные расчеты газодинамики в холодильной камере МКАДТ позволили сформировать более полную картину для подбора необходимых компонент с конкретными характеристиками и габаритно-присоединительными размерами.

Сборка МКАДТ осуществлялась в два этапа:

1. Без узла вибронагружения;
2. С узлом вибронагружения.

Для создания МКАДТ подобраны или изготовлены следующие элементы:

1. Холодильная камера;
2. Нагнетатель со спрямляющим аппаратом – для подачи равномерного потока воздуха на вход в рабочую часть;
3. Ультразвуковой пароувлажнитель с трубкой подачи – для обводнения потока в рабочей зоне;
4. Видеокамера с инфракрасной подсветкой – для фото- и видеофиксации процесса обледенения экспериментальной модели;
5. Проточный тракт круглого сечения из оптически-прозрачного материала, в котором размещена экспериментальная модель;
6. Датчики давления, температуры и влажности – для измерения параметров в рабочей зоне аэродинамической трубы;
7. Термоанемометр – для измерения скорости потока;
8. Датчик виброускорений – для измерения вибраций профиля;
9. Система ручного регулирования скорости вентилятора, температуры нагрева ТЭНа, температуры воздуха с возможностью плавной регулировки;
10. Система измерения и регистрации быстропротекающих процессов National Instrument для записи и обработки данных, а также в качестве источника сигнала для подачи вибраций;

11. Виброузел.

Фотографии созданной МКАДТ представлены на рисунке 4.4.

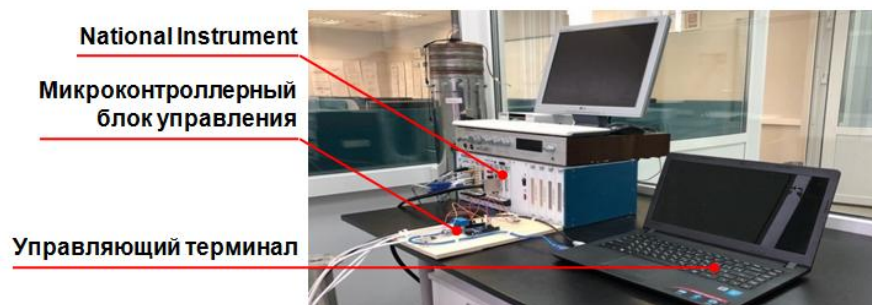
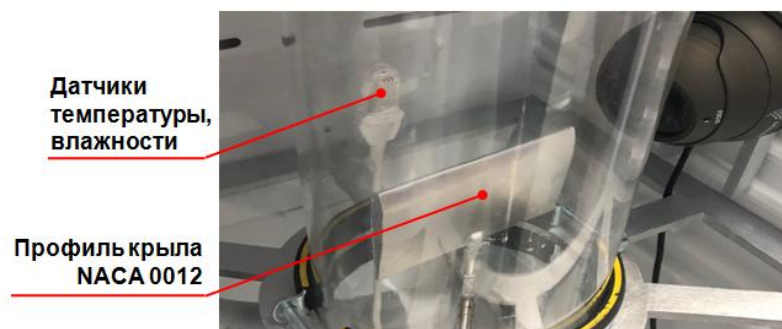


Рисунок 4.4. Фотографии МКАДТ

Также для сборки и установки нагнетателя, рабочей части и видеокамеры изготовлены крепления с возможностью перемещения по внутренним опорам холодильной камеры. Крепления имеют отверстия для протекания воздуха и ребра жесткости. Рабочая часть закреплена к ним через хомуты.

Изготовлена стойка экспериментальной модели и сама экспериментальная модель – алюминиевый профиль крыла НАСА 0012, хорда 0,08 м.

Все элементы имеют возможность регулировки по высоте. Силовые провода выведены в гофрах через заднюю стенку холодильной камеры.

Разработана следующая методика проведения физического эксперимента на МКАДТ:

1. Закрепление экспериментальной модели на штанге крепления, установка датчиков;
2. Включение освещения, герметизация холодильной камеры;
3. Запуск ПО LabView на National Instrument;
4. Настройка фото и видеоизображения на управляющем терминале;
5. Настройки параметров вибронагружения (частота, амплитуда);
6. Запуск исполнительного файла для режима проведения эксперимента;
7. Запуск системы охлаждения, ожидание достижения необходимой температуры;
8. Начало проведения и записи эксперимента;
9. Запуск нагнетателя;
10. Подача пара;
11. Запуск системы вибронагружения;
12. Удаленный мониторинг процесса обледенения экспериментальной модели;
13. Выключение установки;
14. Анализ полученных данных.

4.2 Физический эксперимент

Проведены эксперименты с варьированием температуры и влажности без вибраций и эксперимент с вибрацией $\nu = 10$ кГц, $A = 0,1$ мм (Табл. 4.1).

Таблица 4.1. План проведения физических экспериментов

№ эксп-та	V_r , м/с	P_r , Па	T_r , °С	φ , %	α , °	K_k , мкм	$t_{\text{облечения}}$, с
1	7,5	101325	-10	95	4	1,25	300
2	7,5	101325	-20	95	4	1,25	300
3	7,5	101325	-10	75	4	1,25	300
4 (с вибрацией $\nu = 10$ кГц, $A = 0,1$ мм)	7,5	101325	-10	95	4	1,25	300

На рисунке 4.5 представлены фотографии профиля крыла в различные моменты времени для 4-х экспериментов (Табл. 4.1).

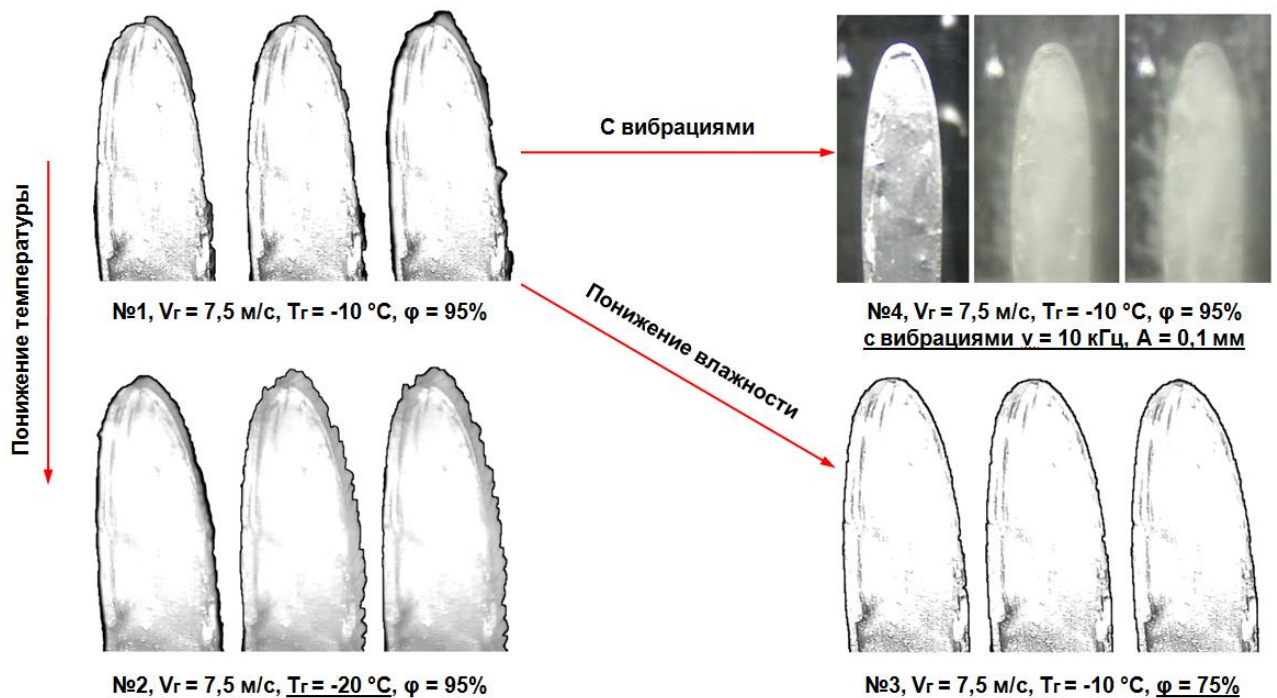


Рисунок 4.5. Результаты физических экспериментов

Снижение температуры с -10 до -20 °С привело к увеличению массы льда и обледенению большей площади профиля, причем при температуре -10 °С наблюдается барьерный лед.

Снижение влажности на 20%, т.е. переход от влажному к сухому режиму, привел к изменению формы ледяных наростов из опасной «рогообразной» в тонкую наледь, не влияющую на аэродинамику.

В эксперименте (см. фото на рис. 4.5) происходит обледенение проточного тракта – прозрачной трубы. При этом обледенения профиля не происходит.

При вибрации профиля крыла в процессе обледенения не образовалось ледяных наростов, при этом крыло покрылось тонкой наледью. На рисунке 4.5 видно, что на стенке прозрачной рабочей части в процессе эксперимента также образовалась наледь.

Подача вибраций осуществлялась не после образования ледяных наростов с целью их сброса, как в исследовании [34], а до начала процесса обледенения и действовала в течение всего эксперимента.

4.3 Верификация

Верификация проводилась с использованием физического эксперимента NASA [24, с. 228] с учетом критерия подобия, представленного в трудах А.М Харитонова, Ю.М. Приходько, Г.П. Клеменкова, Л.Н. Пузырева (ИТПМ СО РАН им. С.А. Христиановича) [77].

$$F_{aэp} = c_x S q = c_x \frac{\pi}{4} d^2 \frac{\rho_{возд} V^2}{2} \sim \rho_{возд} d^2 V^2$$

$$F_{ин} = \rho_{воды} \frac{\pi}{6} d^3 \frac{V}{t} = \rho_{воды} \frac{\pi}{6} d^3 \frac{V^2}{b} \sim \frac{\rho_{воды} d^3 V^2}{b}$$

$$K = \frac{F_{ин}}{F_{aэp}} = \frac{\rho_{воды} d^3 V^2}{\rho_{воздуха} d^2 V^2 b} \sim \frac{d}{b}$$

Соблюдение критерия $K \sim d_k / b$, равном отношению диаметра капель к хорде аэродинамического профиля, обеспечивает подобие траекторий капель и фор-

мы обледенения модели и натуре при движении набегающего потока относительно аэродинамического профиля.

Критерий справедлив для всех случаев при масштабе не менее 1:8 [42]. В диссертационной работе автора масштаб модели в физическом эксперименте составлял 1:3,75 относительно физического эксперимента NASA [24, с. 228].

В таблице 4.2 представлены параметры эксперимента автора в созданной МКАДТ и физического эксперимента NASA [24, с. 228]. На рисунке 4.6 представлены результаты верификации.

Таблица 4.2 Параметры физического эксперимента

Параметр	Эксперимент автора	Эксперимент NASA [24, с. 228]
d_k (среднемедианный диаметр капель), мкм	5	20
b (хорда профиля), м	0,08	0,3
$K = d_k / b$ (коэффициент подобия)	62,5	66,7
T_r (температура), °C	-12,6	-12,6
P_r (давление), Па	101325	90760
ϕ (влажность), %	100	100
LWC (водность), г/м ³	0,25	0,25
α (угол атаки), °	4	4
t (время обледенения), с	300	120
V_r (скорость), м/с	7,5	129,0
$h_{ш}$ (шероховатость), мкм	1,25 [62]	3,50

Обнаружено подобие формы и массы ледяных наростов в широком диапазоне скоростей набегающего потока (Рис. 4.6).

На рисунке 4.7 приводится сравнение формы ледяных наростов, полученных в ходе численного моделирования автора настоящей работы в FENSAP, численного моделирования NASA в закрытом коде LEWICE 1.6 [24], численного моделирования Алексеенко С.В. и Приходько А.А. в алгоритме собственной разработки [25] и физический эксперимент NASA [24].

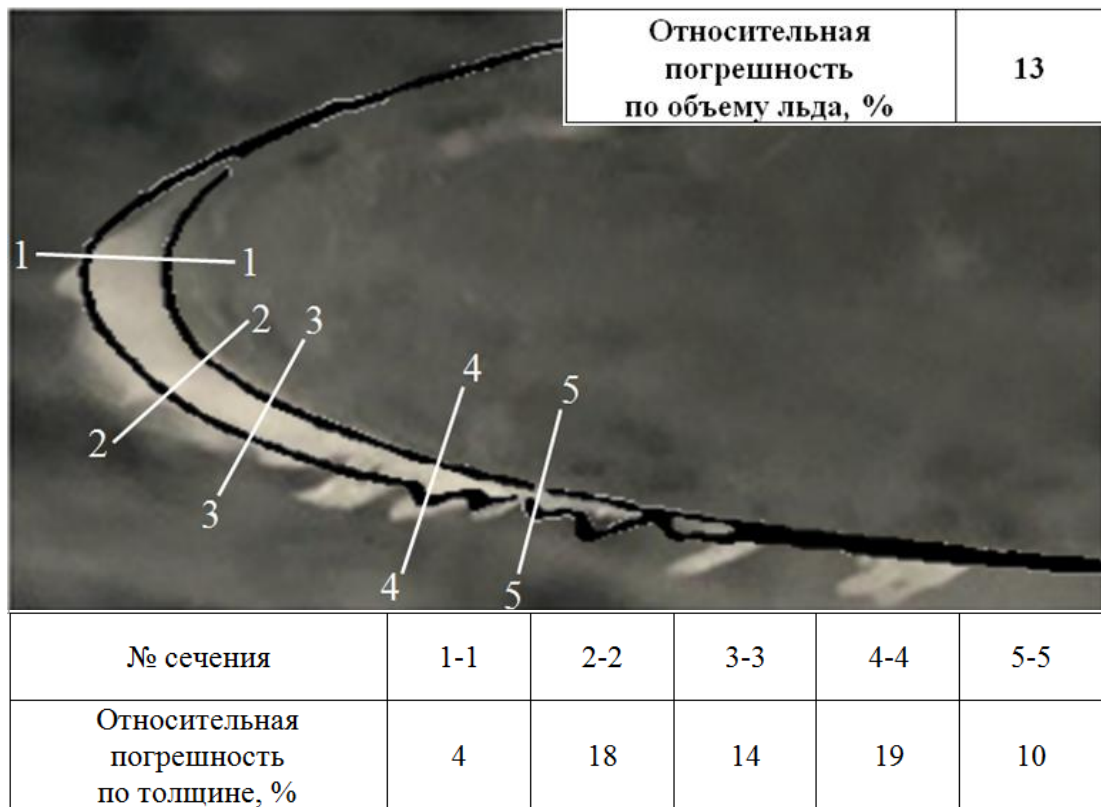


Рисунок 4.6. Верификация, фотография – физический эксперимент автора, черная граница – физический эксперимент NASA [24, с. 228]

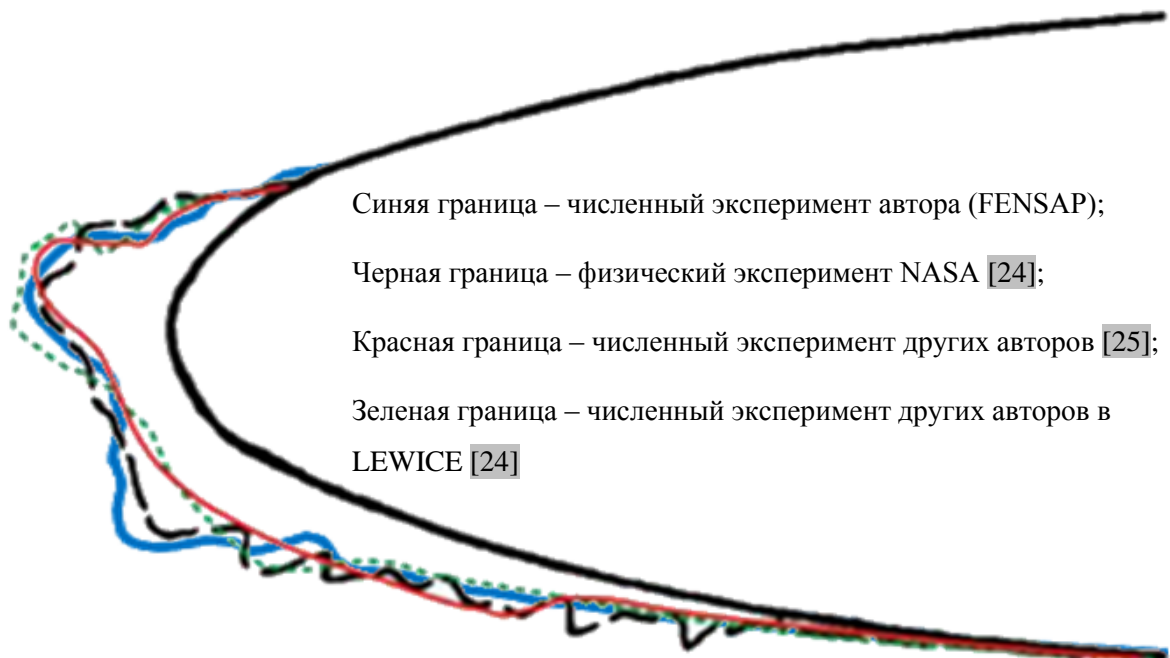


Рисунок 4.7 – Верификация численного эксперимента

Численный эксперимент автора в FENSAP ближе к физическому эксперименту, чем известные на данный момент результаты других исследователей.

4.4 Методика численного решения задачи об обледенении при вибрациях

Для численного решения задачи обледенения аэродинамического профиля при вибрациях разработана методика (Рис. 4.8), отличающаяся от методики без учета вибраций, тем, что на каждой итерации после этапе перестроения сеточной модели вследствие обледенения стенки добавляется этап перемещения поверхности

обтекаемого профиля по закону $U_i|_{стенки} = A \cdot \sin(\omega t_i)$, $\begin{cases} A = const; \\ \omega = const. \end{cases}$, где A –

амплитуда, ω – частота колебаний.

В случае моделирования обледенения аэродинамического профиля без вибраций временной шаг, заканчивающейся перестроением сеточной модели обледененного профиля, составляет 10 секунд. Тогда как при обледенении с вибрациями минимально возможный шаг составляет 5 точек за один период колебаний. При этом сошедшийся результат удалось получить при шаге в 40 раз меньшем одного периода колебаний (Рис. 4.9). Так как время одного колебания обратнопропорционально частоте, то для частоты 30 Гц шаг по времени составил $8 \cdot 10^{-4}$ с, а для 60 000 Гц – $4 \cdot 10^{-7}$ с, что существенно повышает вычислительную трудоемкость задачи (на 5..8 порядков), но при этом дает возможность учета вибраций при обледенении.

Устойчивость счета обеспечивалась выполнением условия Куранта-Фридрихса-Леви [78].

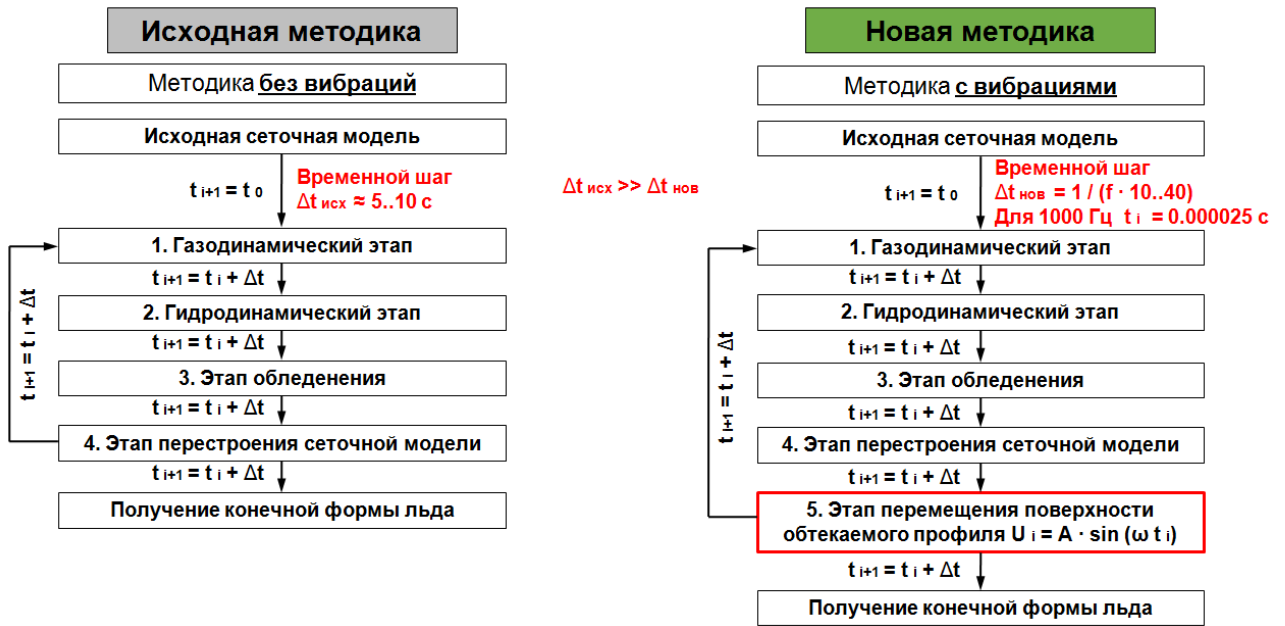


Рисунок 4.8. Методика численного решения задачи об обледенении при вибрациях

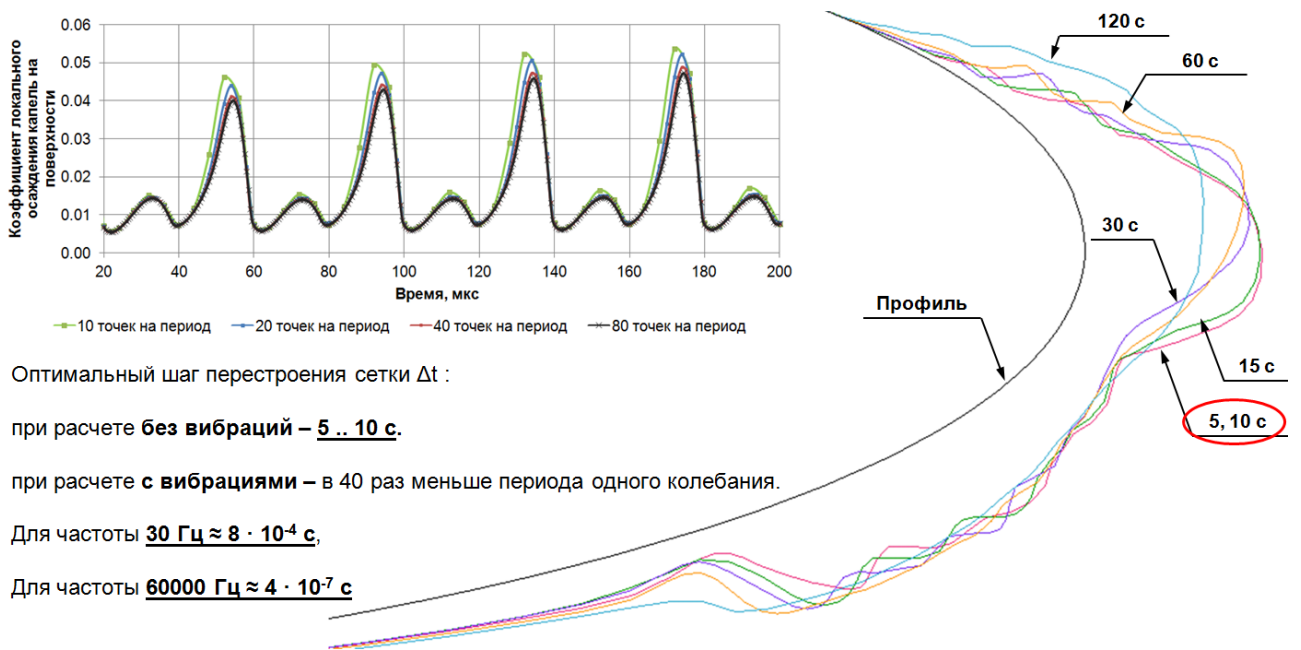


Рисунок 4.9. Оценка временной сходимости без учета и с учетом вибраций

Выводы по главе

1. Разработана и создана модельная климатическая аэродинамическая труба (МКАДТ) для исследования процессов обледенения, имеющая энергопотребление 2 кВт, что на 2 порядка меньше существующих аналогов в России;
2. Для проведения экспериментов при вибрациях разработан модуль с возможностью управления частотами и амплитудами колебаний;
3. Разработана методика проведения физического эксперимента;
4. Проведены эксперименты по обледенению аэродинамического профиля без вибраций при различной температуре и влажности потока;
5. Вибрации с частотой 10 кГц и амплитудой 0,1 мм при неизменных газодинамических параметрах привели к существенному изменению формы ледяных наростов из опасной «рогообразной» в тонкую наледь малой массы, практически не влияющую на аэродинамику;
6. Вибрации при нулевой скорости потока одновременно с подачей в поток водяного пара также привели к снижению массы льда;
7. Проведена верификация физического эксперимента на МКАДТ с физическим экспериментом NASA;
8. Проведена верификация численного эксперимента с физическим экспериментом NASA, численной реализацией NASA и других авторов;
9. Разработана методика численного моделирования процесса обледенения с учетом изменения скорости, давления, температуры газа, угла атаки профиля, влажности потока, экспозиции в газодинамическом потоке и с учетом вибраций;
10. Определен шаг по времени для численного расчета с учетом вибраций, равный $1/40$ от периода колебаний аэродинамического профиля.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ

1. Сформулирована система допущений, на основе которой разработана математическая модель процесса обледенения с учетом вибраций конструкции, реализованная в 5 этапов: газодинамический этап, гидродинамический этап, этап обледенения, этап перестроения сеточной модели и этап перемещения поверхности профиля;

2. Получены зависимости влияния скорости, давления, температуры, влажности газодинамического потока, угла атаки, экспозиции и вибрации аэродинамического профиля на форму льда, коэффициент аэродинамического сопротивления, коэффициент подъемной силы, аэродинамическое качество и массу льда;

3. Существенными факторами, оказывающими наибольший вклад на форму льда, являются температура и влажность потока, угол атаки аэродинамического профиля. При этом влияние скорости и давления незначительно в рассмотренном диапазоне чисел Рейнольдса ($6,26 \cdot 10^5 \dots 3,30 \cdot 10^6$);

4. Обледенение слабо зависит от давления воздуха при диапазоне варьирования от 0,2 до 1,0 атм.;

5. Выявлена динамическая компонента механизма обледенения и зависимости коэффициента отношения скорости набегающего газодинамического потока к виброскорости K_V от массы льда. Показано, что при низких частотах превалирует эффект «прилипания» льда к стенкам аэродинамического профиля, а при повышении частот – эффект «стряхивания»;

6. Выявлены вибрационные режимы, позволяющие снизить массу льда на 25% при частоте 60 кГц, что соответствует длине полуволны ледяного нароста. Выявлены вибрационные режимы, которые приводят к повышению массы льда на 83% при частоте 2 кГц, которая близка к длине полуволны хорды аэродинамического профиля;

7. Исследование действия вибраций аэродинамического профиля на обледенение позволит учесть и, при необходимости, изменить диапазон собственных и вынужденных частот элементов конструкции;

8. Разработана и создана модельная климатическая аэродинамическая труба (МКАДТ) для исследования процессов обледенения, имеющая энергопотребление, что на 2 порядка меньше существующих аналогов в России;

9. Проведена верификация физического эксперимента на МКАДТ с физическим экспериментом NASA, верификация численного эксперимента с физическим экспериментом NASA, численной реализацией NASA и других авторов;

10. Обнаружено подобие формы и массы льда в широком диапазоне скоростей набегающего потока. Показано, что форма льда слабо зависит от скорости набегающего потока в рассмотренном диапазоне скоростей;

11. Разработана методика численного моделирования процесса обледенения с учетом изменения скорости, давления, температуры газа, угла атаки профиля, влажности потока, экспозиции в газодинамическом потоке и с учетом вибраций, отличающаяся от известных тем, что учитывает вертикальные колебания конструкции в набегающем газодинамическом потоке при обледенении.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Калюлин С.Л. Численное моделирование обледенения при вибрациях аэродинамического профиля / С.Л. Калюлин, В.Я. Модорский // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2023. – № 72. – С. 100–110.
2. Калюлин С.Л. Интеграция программных комплексов Globalizer и ANSYS для оптимизации процессов охлаждения капли в потоке газа / С. Л. Калюлин, В. Я. Модорский, К. А. Баркалов, В. П. Гергель, Ю. А. Лаптева, Е. А. Козинков // Научно-технический вестник Поволжья. – 2017. – № 5. – С. 145–148.
3. Калюлин С.Л. Численное моделирование газодинамического потока в замкнутой малогабаритной аэродинамической трубе / С. Л. Калюлин, В. Я. Модорский, Р. В. Бульбович // Научно-технический вестник Поволжья. – 2016. – № 5. – С. 192 – 195.
4. Модорский В.Я. Влияние некоторых параметров экспериментального противообледенительного комплекса «ФИЛЬТР» на эффективность защиты энергетических установок от снега / В. Я. Модорский, Д. С. Максимов, И. Е. Черепанов, А. О. Микрюков, С. Л. Калюлин, М. А. Серегина, А. В. Бабушкина // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2022. – № 69. – С. 100 – 109.
5. Kalyulin S.L., Sazhenkov N.A., Modorskii V.Y., Vladimirov N.V. Numerical simulation of gas-dynamic and strength characteristics of a fan for the experimental test rig for investigation of ice breakdown on rotating working blades // PNRPU Mechanics Bulletin. 2023. No. 1, P. 134–141.
6. Kalyulin S.L., Modorskii V.Y., Cherepanov I.E. Numerical modeling of the influence of the gas-hydrodynamic flow parameters on streamlined surface icing // AIP Conference Proceedings. 2018. V. 2027. No. 1. Art. 030180.
7. Kalyulin S.L. et al. Computational and experimental modeling of icing processes by means of PNRPU high-performance computational complex // Journal of Physics: Conference Series. 2018. – V. 1096. No. 1. Art. 012081.

8. Kalyulin S.L., Modorskii V.Y., Maksimov D.S. Physical modeling of the influence of the gas-hydrodynamic flow parameters on the streamlined surface icing with vibrations // AIP Conference Proceedings. 2018. V. 2027. No. 1. Art. 040090.
9. Kalyulin S.L. et al. Optimizing numerical design of a multi-mode aero-cooled climatic wind tunnel nozzle on a PNRPU high-performance computational complex // Communications in Computer and Information Science. 2020. V. 2163. P. 305–320.
10. Maksimov D.S. et al. Developing cyber infrastructure and a model climatic wind tunnel based on the PNRPU high-performance computational complex // Communications in Computer and Information Science. 2020. V. 2163. P. 336–350.
11. Kalyulin S.L. et al. Optimization of drop characteristics in a carrier cooled gas stream using ANSYS and Globalizer software systems on the PNRPU high-performance cluster // Communications in Computer and Information Science. 2017. V. 753. P. 331–345.
12. Kalyulin S.L., Modorskii V.Y., Paduchev A.P. Numerical design of the rectifying lattices in a small-sized wind tunnel // AIP Conference Proceedings. 2016. V. 1770. No. 1. Art. 030110.
13. Моделирование влияния вибраций на обледенение конструкции на базе малогабаритной климатической аэродинамической трубы и высокопроизводительного вычислительного комплекса ПНИПУ : монография / В.Я. Модорский, С.Л. Калюлин, Д.С. Максимов. – Пермь : Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та, 2020. 116 с.
14. Калюлин С.Л., Модорский В.Я. Расчетно-экспериментальное моделирование процессов обледенения с использованием высокопроизводительного вычислительного комплекса ПНИПУ // Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации – Пермь : Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та. 2022. С. 91–93.
15. Калюлин С.Л. и др. Создание модельной малогабаритной климатической аэродинамической трубы для исследования процессов обледенения // Модели и методы аэродинамики / Рос. акад. наук, Центр. аэрогидродинам. ин-т им. проф. Н. Е. Жуковского. – Москва : Издат. отд. ЦАГИ. 2018. С. 83–84.

16. Калюлин С.Л., Модорский В.Я. Расчетно-экспериментальное моделирование процессов обледенения с использованием высокопроизводительного вычислительного комплекса ПНИПУ // Информационные технологии и нанотехнологии. – Самара : Новая техника. 2018. С. 2207–2216.
17. Безопасность операций на ВПП // Международная гражданская авиация ИКАО. 2011. Т. 66. № 2.
18. Гулимовский И.А., Гребеньков С.А. Применение модифицированного метода поверхностного сеточного обёртывания для численного моделирования процессов обледенения // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 29–36.
19. Klemenkov G.P. et al. Modelling of icing of flying vehicles in climatic wind tunnels // Thermophysics and Aeromechanics. 2008. V. 15. No. 4. P. 527–536.
20. Пат. 2345345 Российская Федерация, МПК⁷ G 01 M 9/04, В 64 D 15/20. Способ наземных испытаний объектов авиационной техники, подвергающихся обледенению, и устройство для его осуществления / Петров С.Б., Харламов А.В., Сыров В.А., Межзиль Е.К., Чиванов С.В., Горячев А.В. заявитель и патентообладатель Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова». № 2007130894/28. заявл. 14.08.07. опубл. 27.01.09, Бюл. № 3. 10 с.
21. Бабулин А.А., Большунов К.Ю. Применение численных методов при определении АХ самолета с учетом обледенения // Труды МАИ. 2012. № 51. 18 с.
22. Богатырев В.В. Исследование влияния обледенения на аэродинамические характеристики самолета на режиме посадки // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. 45. № 4. С. 37–46.
23. Алексеенко С.В., Приходько А.А. Численное моделирование обледенения цилиндра и профиля. Обзор моделей и результаты расчетов // Ученые записки ЦАГИ. 2013. Т. 44. № 6. С. 25–57.
24. Wright W.B. Users manual for the improved NASA Lewis ice accretion code LEWICE 1.6. // NASA Contractor Report 198355. 1995. 95 p.

25. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Численное моделирование процессов обледенения аэродинамических поверхностей при наличии крупных переохлажденных капель воды // Письма в Журнал технической физики. 2014. Т. 40. № 19. С. 75–82.
26. Гайфуллин А.М., Зубцов А.В. О моделировании обледенения крыла в АДТ // Материалы XIII Школы-Семинара «Аэродинамика Летательных Аппаратов». 2002. С. 35–35.
27. Амелюшкин И.А. Исследование двухфазных потоков в приложении к проблемам обледенения и аэрофизического эксперимента: дис. ... канд. физ.-мат. наук: 01.02.05 / Амелюшкин Иван Алексеевич. - Жуковский, 2014 - 144 с.
28. Амелюшкин И.А., Миллер А.Б., Стасенко А.Л. Оценка периода шероховатости противообледенительных покрытий тела в потоке воздуха с переохлаждёнными каплями // Вестник Московского государственного областного университета. Серия: Физика-математика. 2021. № 1. С. 54–63.
29. Амелюшкин И.А. и др. Модели процессов, сопровождающих кристаллизацию переохлажденных капель // Труды Института системного программирования РАН. 2020. Т. 32. № 4. С. 235–244.
30. Амелюшкин И.А., Стасенко А.Л. Моделирование взаимодействия кристаллов льда с поверхностью летательного аппарата // Инженерно-физический журнал. 2020. Т. 93. № 3. С. 597–605.
31. Амелюшкин И.А., Стасенко А.Л. Математические модели и алгоритм расчёта льдофобных свойств покрытий при высокоскоростном взаимодействии переохлажденных капель с твёрдым телом // IX Поляховские чтения. 2021. С. 186–188.
32. Broeren A.P. et al. Effect of high-fidelity ice-accretion simulations on full-scale airfoil performance // Journal of Aircraft. 2010. V. 47. No. 1. P. 240–254.
33. Wang Y., Xu Y., Huang Q. Progress on ultrasonic guided waves de-icing techniques in improving aviation energy efficiency // Renewable and Sustainable Energy Reviews. 2017. V. 79. P. 638–645.

34. Wang Y., Xu Y., Lei Y. An effect assessment and prediction method of ultrasonic de-icing for composite wind turbine blades // *Renewable Energy*. 2018. V. 118. P. 1015–1023.
35. Wang Z. Recent progress on ultrasonic de-icing technique used for wind power generation, high-voltage transmission line and aircraft // *Energy and Buildings*. 2017. V. 140. P. 42–49.
36. Зинченко В.П. и др. Актуальные вопросы создания современных систем контроля обледенения самолета // *Адаптивні системи автоматичного управління*. 2011. Т. 18, № 38, С. 129–139.
37. Пат. 2233233 Российская Федерация, МПК⁷ В 64 D 15/00, 15/16. Акустический резонатор как устройство для предотвращения обледенения конструктивных элементов летательных аппаратов / Крахмалева Т.И., Кулалаев В.В., Науменко П.О. заявитель и патентообладатель Общество с ограниченной ответственностью Интернациональная техническая экономическая компания «ИнтерТЕК» (UA), Общество с ограниченной ответственностью «ИнтерАМИ» (UA). № 2002118255/11. заявл. 09.07.02. опубл. 27.07.04, 5 с.
38. Данилкин С.Ю., Телешев В.А. К вопросу об исследовании вибрационного состояния газотурбинного двигателя в условиях обледенения // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. Академика С.П. Королева (национального исследовательского университета)*. 2014. Т. 47. № 5. С. 55–59.
39. Guffond D., Hedde T., Henry R. Overview of icing research at ONERA, advisory group for aerospace research and development // *Fluid Dynamics Panel (AGARD/FDP) Joint International Conference on Aircraft Flight Safety – Actual Problems of Aircraft Development*. Zhukovsky, Russia. 1993. 7 p.
40. Gent R.W. TRAJICE2, a combined water droplet and ice accretion prediction program for aerofoil // *Technical Report Number TR90054*. 1990. 83 p.
41. Tran P. et al. Ice accretion on aircraft wings with thermodynamic effects // *AIAA Paper*. 1994. Art. 0605.

42. Pueyo A., Chocron D., Kafyeke F. Improvements to the ice accretion code CANICE // Proceedings of the 8th Canadian Aeronautics and Space Institute (CASI) Aerodynamic Symposium. 2001. 9 p.
43. Mingione G., Brandi V. Ice accretion prediction on multielement airfoils // Journal of Aircraft. 1998. V. 35. No. 2. P. 240–246.
44. Dillingh J.E., Hoeijmakers H.W.M. Simulation of ice accretion on airfoils during flight // FAA In-Flight Icing/Ground De-Icing International Conference and Exhibition. 2003. 13 p.
45. Guffond D., Hedde T. Prediction of ice accretion-comparison between the 2D and 3D codes // Recherche Aerospaciale. 1994. No. 2. P. 103–115.
46. Hedde T., Guffond D. ONERA three-dimensional icing model // AIAA journal. 1995. V. 33. No. 6. P. 1038–1045.
47. Beaugendre H., Morency F., Habashi W. ICE3D, FENSAP-ICE'S 3D in-flight ice accretion module // AIAA Paper. 2002. Art. 0385.
48. Кошелев К.Б., Мельникова В.Г., Стрижак С.В. Разработка решателя iceFoam для моделирования процесса обледенения // Труды Института системного программирования РАН. 2020. Т. 32. № 4. С. 217–234.
49. Семёнов И.В. и др. Методика моделирования процессов обледенения элементов летательных аппаратов в условиях работы противообледенительной системы в ПП «ЛОГОС» // Супервычисления и математическое моделирование. Тезисы XVIII Международ. конф. 2022. С. 99.
50. Саразов А.В., Жучков Р.Н. Разработка методики моделирования процесса образования инея в пакете программ ЛОГОС // Супервычисления и математическое моделирование. 2019. С. 480–489.
51. Сорокин К.Э. и др. Численное моделирование обледенения в программном комплексе FlowVision // Компьютерные исследования и моделирование. 2020. Т. 12. № 1. С. 83–96.
52. Аксенов А.А. и др. Моделирование обледенения самолета в программном комплексе FlowVision // XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. 2019. С. 244–245.

53. Аксенов А.А. и др. IceVision – Численное моделирование процессов обледенения самолетов // Сборник Тезисов Всероссийского аэроакустического форума. 2021. С. 196.
54. Аксенов А.А. и др. Валидационное тестирование программного модуля IceVision пакета программ FlowVision // Материалы XXX научно-технической конференции по аэродинамике. 2019. С. 22–23.
55. Nilamdeen S. et al. An Ice Shedding Model for Rotating Components // SAE International Conference on Icing of Aircraft, Engines, and Structures. 2019. P. 11.
56. Hannat R., Morency F. Numerical validation of CHT3D/CFX in anti-/de-icing piccolo system // 4th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference. 2012. 2678 p.
57. Villalpando F., Reggio M., Ilinca A. Prediction of ice accretion and anti-icing heating power on wind turbine blades using standard commercial software // Energy. 2016. V. 114. P. 1041–1052.
58. Modorskii V.Y., Shevelev N.A. Research of aerohydrodynamic and aeroelastic processes on PNRPU HPC system // AIP Conference Proceedings. 2016. V. 1770. No. 1. Art. 020001.
59. В. Aupoix, P.R. Spalart. Extensions of the Spalart-Allmaras turbulence model to account for wall roughness // International Journal of Heat and Fluid Flow. 2003. V. 24. No. 4. P. 454–462.
60. Федоренко Г.А. Влияние числа Рейнольдса, начальной степени турбулентности потока и шероховатости поверхности на C модели в АДТ и летательных аппаратах в полете // Техника воздушного флота. 2011. Т. 85. № 4. С. 1–14.
61. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории" (утв. Постановлением 28-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства от 11.12.2008).
62. ГОСТ 21631-76. Листы из алюминия и алюминиевых сплавов, Москва: Изд-во стандартов. 1977. 39 с.
63. Белоцерковский О.М. Численное моделирование в механике сплошных сред // Физматлит. 1984. 519 с.

64. Модорский В.Я., Соколкин Ю.В. Газоупругие процессы в энергетических установках // Физматлит. 2007. 176 с.
65. C.L. Navier. M'emoires de L'Acad'emie Royale des Sciences de L'Institut de France // Royale des Sciences de l'Institut de France. 1827. V. 1. 389 p.
66. C.L. Navier. M'emoires de L'Acad'emie Royale des Sciences de L'Institut de France // Royale des Sciences de l'Institut de France. 1827. V. 2. 376 p.
67. G.G. Stokes. On Some Cases of Fluid Motion // Mathematical and Physical Papers by George Gabriel Stokes. 1880. P. 17–68.
68. P.R. Spalart, S.R. Allmaras. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows // AIAA Paper 92. 1992. No. 0439.
69. P.R. Spalart, S.R. Allmaras. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flow // La Recherche Aerospatiale. 1994. T. 5. P. 5–21.
70. J. Dacles-Mariani et al. Numerical/Experimental Study of a Wingtip Vortex in the Near Field // AIAA Journal. 1995. T. 33. V. 9. P. 1561–1568.
71. Индруленайте Я.А. Опыт применения программного комплекса FENSAP-ICE для моделирования обледенения крыла самолета // 14-я Международная конференция «Авиация и космонавтика-2015». Тезисы. 2015. С. 411–413.
72. D. Ait-Ali-Yahia et al. A directionally adaptive methodology using an edge-based error estimate on quadrilateral grids // International Journal for Numerical Methods in Fluids. 1996. V. 23. No. 7. P. 673–690.
73. B. Riemann. Über die Fortpflanzung ebener Luftwellen von endlicher Schwingungsweite. Verlag der Dieterichschen Buchhandlung. 1860. V. 8.
74. Смирнов Е.М., Зайцев Д.К. Метод конечных объемов в приложении к задачам газогидродинамики и теплообмена в областях сложной геометрии // Научно-технические ведомости СПбГТУ. 2004. № 2. С. 70–81.
75. Гамбургер Д.М. Численное моделирование течения вязкого газа в центробежной компрессорной ступени: методика и результаты: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.04.06 / Гамбургер Дмитрий Михайлович. - СПб., 2009 - 17 с.

76. Белоцерковский О.М. Численный эксперимент в турбулентности: от порядка к хаосу // Кибернетика: неограниченные возможности и возможные ограничения. 1997. 206 с.
77. Клеменков Г.П. и др. Моделирование процессов обледенения летательных аппаратов в аэроклиматических трубах // Теплофизика и аэромеханика. 2008. Т. 15. № 4. С. 563–572.
78. R.Courant, K.S. Friedrich, H. Lewy. Über die partiellen Differenzgleichungen der mathematischen Physik // Mathematische Annalen. 1928. V. 100. No. 1, P. 32–74.
79. Караджужов П.А., Эзрохи Ю.А. Влияние обледенения на характеристики двухконтурных ГТД в условиях ледяных кристаллов // Авиационные двигатели. 2019. Т. 2. № 1. С. 75–81.
80. Y. Wang, Y. Xu, Y. Lei. An effect assessment and prediction method of ultrasonic de-icing for composite wind turbine blades // Renewable Energy. 2018. V. 118. P. 1015–1023.
81. Y. Han, J. Palacios. Surface roughness and heat transfer improved predictions for aircraft ice-accretion modeling // AIAA journal. 2017. V. 55. No. 4. P. 1318–1331.
82. G. Gori et al. Modeling in-flight ice accretion under uncertain conditions // Journal of Aircraft. 2022. V. 59. No. 3. P. 799–813.
83. C. Bayeux, E. Radenac, P. Villedieu. Theory and Validation of a 2D Finite-Volume Integral Boundary-Layer Method for Icing Applications // AIAA Journal. 2019. V. 57. No. 3. P. 1092–1112.
84. R. Chauvin et al. An implicit time marching Galerkin method for the simulation of icing phenomena with a triple layer model // Finite Elements in Analysis and Design. 2018. V. 150. P. 20–33.
85. X. Bu et al. Numerical simulation of aircraft thermal anti-icing system based on a tight-coupling method // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2020. V. 148. Art. 119061.
86. M.J. Oliver. Validation Ice Crystal Icing Engine Test in the Propulsion Systems Laboratory at NASA Glenn Research Center // 6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference. 2014. P. 2898.

87. R.V. Goodwin, D.G. Dischinger. Turbofan ice crystal rollback investigation and preparations leading to inaugural ice crystal engine test at NASA PSL-3 test facility // 6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference. 2014. P. 2895.
88. J.P. Veres, P.C.E. Jorgenson. Modeling commercial turbofan engine icing risk with ice crystal ingestion // NASA Technical Memorandum. 2013. Report Number NASA/TM-2013-218097. 22 p.
89. Антонов А.Н., Аксенов Н.К., Горячев А.В., Чиванов С.В. Основы расчета, конструирования и испытаний противообледенительных систем авиационных газотурбинных двигателей // М.: ЦИАМ. 2001. 268 с.
90. J. Veres, P. Jorgenson, W. Wright. A model to assess the risk of ice accretion due to ice crystal ingestion in a turbofan engine and its effects on performance // 4th AIAA atmospheric and space environments conference. 2012. P. 3038.
91. J.G. Mason, M. Grzych. The challenges identifying weather associated with jet engine ice crystal icing // SAE Technical Paper. 2011. No. 2011-38-0094. 12 p.
92. J.G. Mason, P. Chow, D.M. Fuleki. Understanding ice crystal accretion and shedding phenomenon in jet engines using a rig test // Journal of engineering for gas turbines and power. 2011. V. 133. No. 4. 8 p.
93. Гуревич О.С., Сметанин С.А., Трифионов М.Е. Особенности автоматического управления режимом работы ГТД при кристаллическом обледенении // Системы автоматического управления авиационными силовыми установками. Сборник научных трудов под редакцией О.С. Гуревича. Москва. 2020. С. 35–40.
94. Гуревич О.С., Сметанин С.А., Трифионов М.Е. Оценка ухудшения характеристик ГТД при кристаллическом обледенении и возможностей его компенсации методами управления // Авиационные двигатели. 2019. Т. 4. № 3. С. 17–24.
95. Гельмедов Ф.Ш., Горячев А.В. [и др.] Методические вопросы проведения испытаний авиационных двигателей в условиях обледенения и оценка изменения характеристик ТРДД // Авиационнокосмическая техника и технология. 2008. Т. 54. № 7. С. 133–138.
96. Селиверстов С.Д. Конструкторско-технологическое совершенствование обогреваемых лопаток входных направляющих аппаратов ГТД, получаемых ме-

тодом селективного лазерного сплавления: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.05 / Селиверстов Сергей Дмитриевич. - Москва, 2021 - 125 с.

97. R.D. May, T.H. Guo, J.P. Veres, P.C.E. Jorgenson. Engine Icing Modeling and Simulation (Part 2): Performance Simulation of Engine Rollback Phenomena // NASA Technical Memorandum. 2011. NASA/TM-2011-217200.

98. J.P. Veres, P.C.E. Jorgenson, W.B. Wright. Modeling the Effects of Ice Accretion on the Low Pressure Compressor and the Overall Turbofan Engine System Performance // NASA Technical Memorandum. 2013. NASA/TM-2013-217034.

99. A.B. Flegel, M.J. Oliver. Preliminary Results from a Heavily Instrumented Engine Ice Crystal Icing Test in a Ground Based Altitude Test Facility // NASA Technical Memorandum. 2016. NASA/TM-2016-219132.

100. Jorgenson P.C.E., Veres J.P., Wright W.B., May R.D. Engine Icing Modeling and Simulation (Part I): Ice Crystal Accretion on Compression System Components and Modeling its Effects on Engine Performance // SAE Technical Paper. 2011. P. 25.

101. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Численное моделирование процессов обледенения аэродинамических поверхностей с образованием «барьерного» льда // Ioffe Journals. 2014. № 3. С. 580–589.

102. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Математическое моделирование процессов образования наростов льда на поверхности крыла // Механика жидкости и газа. 2014. № 6. С. 17–36.

103. Миляев К.Е., Семенов С.В., Балакирев А.А. Обзор способов борьбы с обледенением в авиационных двигателях // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2019. № 59. С. 5–18.

104. Z. Goraj. An overview of the deicing and antiicing technologies with prospects for the future // 24th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS 2004). Warsaw University of Technology. 2004. P. 11.

105. K.M. Al-Khalil. Thermo-mechanical expulsion deicing system - TMEDS / American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2014. P. 13.

106. K. Al-Khalil et al. A hybrid anti-icing ice protection system // 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 1997. 302 p.

107. P. Krammer, D. Scholz. Estimation of electrical power required for deicing system // Hamburg University of Appl. Sci. 2009. P. 42.
108. Иванова А.Р. Обледенение двигателей самолетов в ледяных кристаллах: пути решения проблемы // Гидрометеорологические исследования и прогнозы. 2018. Т. 368. № 2. С. 95–109.
109. W. Dong et al. Experimental study on icing and anti-icing characteristics of engine inlet guide vanes // Journal of propulsion and power. 2015. V. 31. No. 5. P. 1330–1337.
110. J.E. Dillingh, H.W.M. Hoesijmakers. Accumulation of ice accretion on airfoils during flight // Federal Aviation Administration In-flight Icing and Aircraft Ground De-icing. 2003. P. 13.
111. Февральских А.В. Численное моделирование обледенения крыла экраноплана // Труды Крыловского государственного научного центра. 2019. Т. 390. № 4. С. 121–128.
112. O. Parent, A. Ilinca. Anti-icing and de-icing techniques for wind turbines: Critical review // Cold regions science and technology. 2011. V. 65. No. 1. P. 88–96.
113. T. Sebeci, F. Kafyeke. Aircraft icing // Annual review of fluid mechanics. 2003. V. 35. No. 1. P. 11–21.
114. S.K. Thomas, R.P. Cassoni, C.D. MacArthur. Aircraft anti-icing and de-icing techniques and modeling // Journal of aircraft. 1996. V. 33. No. 5. P. 841–854.
115. Y. Cao, W. Tan, Z. Wu. Aircraft icing: An ongoing threat to aviation safety // Aerospace science and technology. 2018. V. 75. P. 353–385.
116. T.G. Myers. Extension to the Messinger model for aircraft icing // AIAA journal. 2001. V. 39. No. 2. P. 211–218.
117. M. Bragg et al. Smart icing systems for aircraft icing safety // 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. 2002. P. 813.
118. M.G. Potapczuk. Aircraft icing research at NASA Glenn research center // Journal of Aerospace Engineering. 2013. V. 26. No. 2. P. 260–276.
119. J. Cole, W. Sand. Statistical study of aircraft icing accidents // 29th Aerospace Sciences Meeting. 1991. P. 558.

120. R. Miller, W. Ribbens. The effects of icing on the longitudinal dynamics of an icing research aircraft // 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 1999. P. 636.
121. G.N. Labeas, I.D. Diamantakos, M.M. Sunaric. Simulation of the electroimpulse de-icing process of aircraft wings // Journal of Aircraft. 2006. V. 43. No. 6. P. 1876–1885.
122. F. Caliskan, C. Hajiyev. A review of in-flight detection and identification of aircraft icing and reconfigurable control // Progress in Aerospace Sciences. 2013. V. 60. P. 12–34.
123. C.N. Aliaga et al. FENSAP-ICE-Unsteady: unified in-flight icing simulation methodology for aircraft, rotorcraft, and jet engines // Journal of Aircraft. 2011. V. 48. No. 1. P. 119–126.
124. R. Honsek, W.G. Habashi. FENSAP-ICE: Eulerian modeling of droplet impingement in the SLD regime of aircraft icing // 44th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit. 2006. P. 465.
125. R. Hann. UAV icing: Comparison of LEWICE and FENSAP-ICE for ice accretion and performance degradation // 2018 Atmospheric and Space Environments Conference. 2018. P. 2861.
126. Y. Bourgault, Z. Boutanios, W.G. Habashi. Three-dimensional Eulerian approach to droplet impingement simulation using FENSAP-ICE, Part 1: model, algorithm, and validation // Journal of aircraft. 2000. V. 37. No. 1. P. 95–103.
127. S.G. Cober, G.A. Isaac, J.W. Strapp. Characterizations of aircraft icing environments that include supercooled large drops // Journal of Applied Meteorology and Climatology. 2001. V. 40. No. 11. P. 1984–2002.
128. Приходько А.А., Алексеенко С.В. Обледенение аэродинамических поверхностей: условия возникновения и методики расчета // Авиационно-космическая техника и технология. 2012. № 6. С. 37–47.
129. Гринац Э.С. и др. Экспериментальные и теоретические исследования процессов обледенения наномодифицированных супергидрофобных и обычных поверхностей // Вестник Московского государственного областного университета. Серия: Физика-математика. 2013. № 3. С. 84–92.

130. Шакина Н.П. и др. О результатах испытания метода прогноза зон возможного обледенения воздушных судов // Информационный сборник. 2010. № 37. С. 142–153.
131. Шашлова Е.В. и др. Исследование поведения супергидрофобных материалов в условиях обледенения, выработка рекомендаций по их использованию в авиационной технике // Известия высших учебных заведений. Серия: Химия и химическая технология. 2011. Т. 54. № 7. С. 48–50.
132. Волков С.С., Стройкина О.В., Рыбалкина А.Л. Некоторые аспекты проблемы обледенения воздушных судов // К.Э. Циолковский и этапы развития космонавтики. 2015. С. 211–212.
133. Арбузов И.А. и др. Численное моделирование обледенения газопроводов переменного сечения // Научно-технический вестник Поволжья. 2012. № 6. С. 96–99.
134. Косинов А.Д. Об особенностях экспериментальных исследований аэродинамических моделей перспективного СПС в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 // Фундаментальные проблемы создания СПС нового поколения: междунар. конф. (Сочи, 4–9 сент. 2022 г.) : сб. тез. -М.: Центр. аэрогидродинам. ин-т им. проф. Н.Е. Жуковского (Жуковский). 2022. С. 77–78.
135. Afanasev L.V., Kosinov A.D., Yatskikh A.A., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G., Kocharin V.L. Correlation measurement of supersonic flow pulsations and boundary layer disturbances in wind tunnel at Mach 2 // AIP Conference Proceedings. 2020. V. 2288. Art. 030029.
136. Кочарин В.Л., Яцких А.А., Прищепова Д.С., Косинов А.Д., Семенов Н.В. Экспериментальное исследование теплопередачи в пограничном слое плоской пластины под воздействием слабых ударных волн на переднюю кромку // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: 14 Всерос. шк.-конф. молодых ученых (Новосибирск, Шерегеш, 28 февр. - 6 марта 2020 г.) : тез. докл. -Новосибирск: Параллель. 2020. С. 94–95.
137. Kosinov A.D. Achievements and problems of research on the development of controlled disturbances from a glow discharge in supersonic boundary layers // AIP Conference Proceedings. 2020. V. 2288. Art. 020001.

138. Kosinov A.D. et al. The influence of moderate angle-of-attack variation on disturbances evolution and transition to turbulence in supersonic boundary layer on swept wing // *Journal of Aerospace Engineering*. 2020. V. 234, No. 1. P. 96–101.
139. Кочарин В.Л., Семёнов Н.В., Косинов А.Д., Яцких А.А., Шипуль С.А., Ермаев Ю.Г. Экспериментальное исследование влияния единичного числа Рейнольдса на положение ламинарно-турбулентного перехода на крыле с дозвуковой передней кромкой при числе Маха 2 // *Сибирский физический журнал*. 2021. Т. 16, № 1. С. 44–52.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1

УТВЕРЖДАЮ

Проректор по образовательной
деятельности Пермского
национального исследовательского
политехнического университета,
доктор технических наук, доцент

 А.Б. Петроченков

«15» февраля 2023 г.



АКТ

**внедрения результатов диссертационной работы
в образовательный процесс**

В ФГАОУ ВО «Пермский национальный исследовательский политехнический университет» внедрены в образовательный процесс результаты диссертационной работы Калюлина Станислава Львовича «Расчетно-экспериментальное моделирование процессов обледенения элементов авиационных двигателей при вибрациях» на кафедре «Ракетно-космическая техника и энергетические системы» в учебной дисциплине «Вычислительная гидрогазодинамика» по направлениям подготовки магистратуры 13.04.03 Энергетическое машиностроение и 24.04.05 Двигатели летательных аппаратов в части численного моделирования газо- и гидродинамики обтекания и обледенения элементов летательных аппаратов. Эффектом от внедрения является повышение качества образовательного процесса, так как при освоении курса используются достижения в области численного моделирования процессов обледенения элементов авиационной техники.

Чл.-корр. РАН, профессор,
д-р техн. наук, заведующий
кафедрой РКТиЭС

 М.И. Соколовский

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель Генерального
конструктора – Главный
конструктор семейства
перспективных двигателей
АО «ОДК-Авиадвигатель»



И.В. Максимов
06 20 27 г.

АКТ

**внедрения методологии моделирования обледенения воздухозаборника
ПД-35 с электротепловой противообледенительной системой**

Акт составлен о том, что на АО «ОДК-Авиадвигатель» в рамках разработки методологии моделирования обледенения воздухозаборника ПД-35 с электротепловой противообледенительной системой в пакете Fensap с разными законами регулирования мощности внедрены методики:

- Построения 3D-геометрии многослойной конструкции электронагревательного элемента;
- Построения сеточной модели газодинамической области;
- Проведения сеточной сходимости для газодинамической области по температуре на поверхности носка воздухозаборника, получения газодинамических полей для сошедшейся сеточной модели;
- Проведения этапа сопряженного теплообмена при обледенении с учетом работы каждой секции электронагревательных элементов по заданному закону теплоподвода от времени;
- Обработки результатов расчета обледенения ВЗ,

разработанные инженером Центра высокопроизводительных вычислительных систем ПНИПУ Калюлиным Станиславом Львовичем в рамках работ по договору «Разработка методологии моделирования обледенения воздухозаборника (ВЗ) с электротепловой противообледенительной системой (ЭТПОС) в пакете Fensap. Расчеты обледенения ВЗ ПД-35 с разными законами регулирования мощности ЭТПОС» №00000000020956190543/2020/299 от 25 января 2021 г.

Начальник КО-2053

Д.Б. Бекурин