

Калюлин Станислав Львович

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ
МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ОБЛЕДЕНЕНИЯ
ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ВИБРАЦИЯХ

2.5.15. Тепловые, электроракетные двигатели
и энергоустановки летательных аппаратов

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Пермский национальный исследовательский политехнический университет»

Научный руководитель: **Модорский Владимир Яковлевич,**
доктор технических наук, доцент

Официальные оппоненты: **Косинов Александр Дмитриевич,**
доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник, Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук, лаборатория волновых процессов в сверхзвуковых течениях, главный научный сотрудник, заведующий лабораторией

Амелюшкин Иван Алексеевич,
кандидат физико-математических наук, Государственный научный центр Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского», отделение аэротермодинамики гиперзвуковых летательных аппаратов и объектов ракетно-космической техники, старший научный сотрудник

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)», г. Москва

Защита диссертации состоится «5» октября 2023 года в 14:00 на заседании диссертационного совета Д ПНИПУ.05.18 в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Пермский национальный исследовательский политехнический университет» по адресу: 614990, г. Пермь, Комсомольский проспект, д. 29, ауд. 345.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте www.pstu.ru федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Пермский национальный исследовательский политехнический университет».

Автореферат разослан «_____» июля 2023 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д ПНИПУ.05.18
доктор технических наук, профессор

М.Ш. Нихамкин

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

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 AircraftIcing» (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 АTR 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 МС-21-300, SSJ 75, CRJ929 и Ил-96-400М.

Степень разработанности темы исследования. 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., Караджужов 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., Харитонова 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 C., Beaugendre H., Bourgault Y., Boutanios Z., Bragg M.B., Brahimy M.T., Brandi V., Broeren A.P., Bu X., Caliskan F., Cao Y., Cassoni R.P., Cebeci 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., Hoesjmakers 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 обуславливают 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 работы 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, водности потока, экспозиции в потоке без вибраций и с учетом вибраций.

Объектом исследования является лед, формируемый на колеблющемся аэродинамическом профиле при воздействии обводненного набегающего потока при различных параметрах вибрации.

Предметом исследования являются механизмы и количественные зависимости параметров обледенения элементов авиационных двигателей от характеристик вибраций.

Научная новизна. В диссертации получены следующие новые научные результаты:

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.

Теоретическая и практическая значимость работы.

Теоретическая значимость диссертационной работы заключается в следующем:

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 заключается в следующем:

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, водности 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.);

4. Результаты исследований были использованы при разработке климатической аэродинамической трубы с рабочей частью 300x500x1000 мм до 0,8 числа Маха с диапазоном температур от -30 до 30 °С 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.).

Методология и методы исследования. 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.

Основные положения, выносимые на защиту:

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

2. Результаты влияния скорости, давления, температуры, водности 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.

Степень достоверности. 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.

Личный вклад. 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.

Апробация результатов работы. Основные положения диссертационной работы доложены и обсуждены на научных конференциях: Всероссийская научно-техническая конференция «Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации», АКТТИ, ПНИПУ, г. Пермь, 2021, 2022 гг.; Научно-техническая конференция молодых специалистов ПАО «НПО «Искра», г. Пермь, 2014, 2016, 2022 гг.; Международная

конференция по методам аэрофизических исследований ISMAR, ПНИПУ, г. Пермь, ИТПМ СО РАН им. С.А. Христиановича, г. Новосибирск, 2018, 2022 гг.; Международная научная конференция «Параллельные вычислительные технологии», ПАВТ, ПНИПУ, г. Казань, г. Пермь, 2017, 2020 гг.; 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 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.

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».

Публикации. По теме диссертационного исследования опубликовано 16 работ, включая 8 научных статей, входящих в международные базы цитирования Scopus и Web of Science и 5 научных статей, входящие в перечень ВАК.

Структура и объем работы. 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.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность диссертационной работы, сформулированы цель и задачи работы, представлены научная новизна и практическая значимость.

В первой главе проведен обзор литературы по вопросам обледенения элементов конструкции авиационных двигателей при вибрациях.

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.

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, АО «ОДК-Авиадвигатель», ИСП РАН им. В.П. Иванникова, NASA, ONERA и др., активно занимаются экспериментальными и теоретическими исследованиями в области обледенения элементов конструкции авиационной техники. При изучении процессов обледенения в мировой практике используется совместно физический и численный эксперимент ввиду сложности и междисциплинарности процесса.

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, 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, FlowVision и IceVision.

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.

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.

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

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. Вместе с тем, вибрационные (импульсные) противообледенительные системы исследованы недостаточно.

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

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.

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.

Во второй главе описан этап подготовки и проведения вычислительного эксперимента по обледенению при вибрациях в трехмерной постановке.

Сформулирована система допущений. Процесс образования льда на обтекаемом аэродинамическом 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.

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

На следующем, гидродинамическом этапе моделирования обледенения происходит осаждение капель на аэродинамическом профиле, при этом определяется их концентрация. Коэффициент локального осаждения жидкой фазы на поверхность (β), необходимый при расчете льдообразования определяется соотношением:

$$\beta = -\frac{\alpha \mathbf{V}_k \mathbf{n}}{\varphi_\infty V_{z,\infty}} \quad (1)$$

где V_k – скорость капли, \mathbf{n} – нормаль к поверхности, φ_∞ – обводненность набегающего потока на входе в расчетную область, α – среднее значение объемной доли жидкой фазы, $V_{2,\infty}$ – невозмущенная скорость потока газа.

Математическая постановка для этапа обледенения на поверхности аэродинамического профиля, представлена совокупностью уравнения баланса массы в эйлеровой постановке и закона сохранения энергии.

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.

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

Положение i -того узла сетки можно интерпретироваться как решение задачи минимизации потенциальной энергии:

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

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

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:

$$U_i|_{стенки} = A \cdot \sin(\omega t_i), \quad \begin{cases} A = const; \\ \omega = const. \end{cases} \quad (3)$$

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

Поэтому все исследования проводились на аэродинамическом профиле NASA 0012, для которого известны результаты физических экспериментов NASA на некоторых режимах без действия вибраций, использованных для верификации.

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. Вычислительные эксперименты для оценки влияния скорости, давления, температуры, влажности газодинамического потока, угла атаки аэродинамического профиля и экспозиции профиля в потоке на обледенение проводились при одновременном изменении только одного параметра при прочих равных. На рисунке 1 представлена кинограмма образования льда.

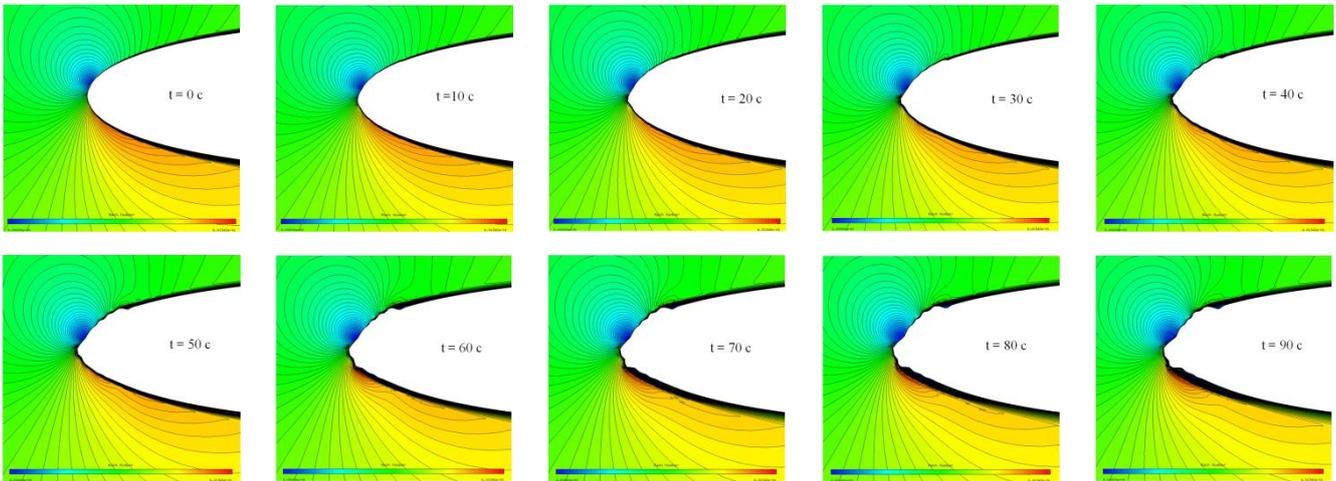


Рисунок 1 – Кинограмма образования льда на аэродинамическом профиле (FENSAP)

В третьей главе представлен анализ результатов вычислительных экспериментов. Оценивалось влияние скорости, давления, температуры, влажности набегающего газодинамического потока, угла атаки, экспозиции и вибрации на форму льда, коэффициент аэродинамического сопротивления, коэффициент подъемной силы, аэродинамическое качество и массу льда.

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: $6,26 \cdot 10^5 \dots 3,30 \cdot 10^6$ (рисунок 2).

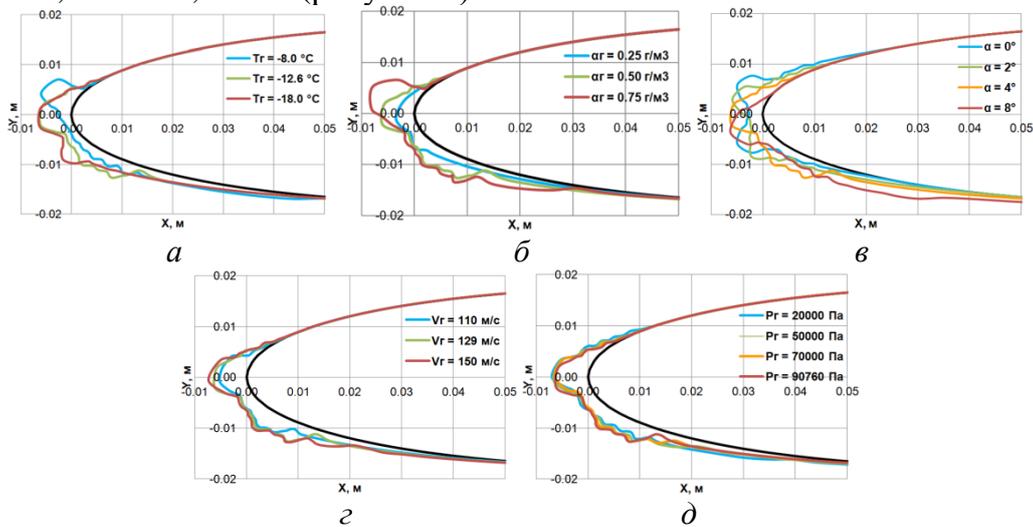


Рисунок 2 – Влияние температуры (а), влажности (б), угла атаки (в), скорости (г) и давления (д) на форму льда

Формы ледяных наростов при изменении температуры потока качественно различны, что не наблюдается при изменении скорости и давления. Повышение температуры от $-18,0$ до $-8,0$ °C 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 °C. Снижение C_y при температурах $-12,6$ и $-18,0$ °C составило всего 1%, тогда как при $-8,0$ °C – 11%. При этом наблюдается экспоненциальный рост C_x (рисунок 3). Поэтому для оценки аэродинамики элементов конструкции авиационного двигателя (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. Наибольшая масса ледяных наростов наблюдается на режимах с температурами менее $-10,0\text{ }^{\circ}\text{C}$ в случае неизменной водности потока. Но при снижении температуры также снижается водность, поэтому для оценки критической массы льда на носке воздухозаборника АД необходимо исследовать весь температурный диапазон.

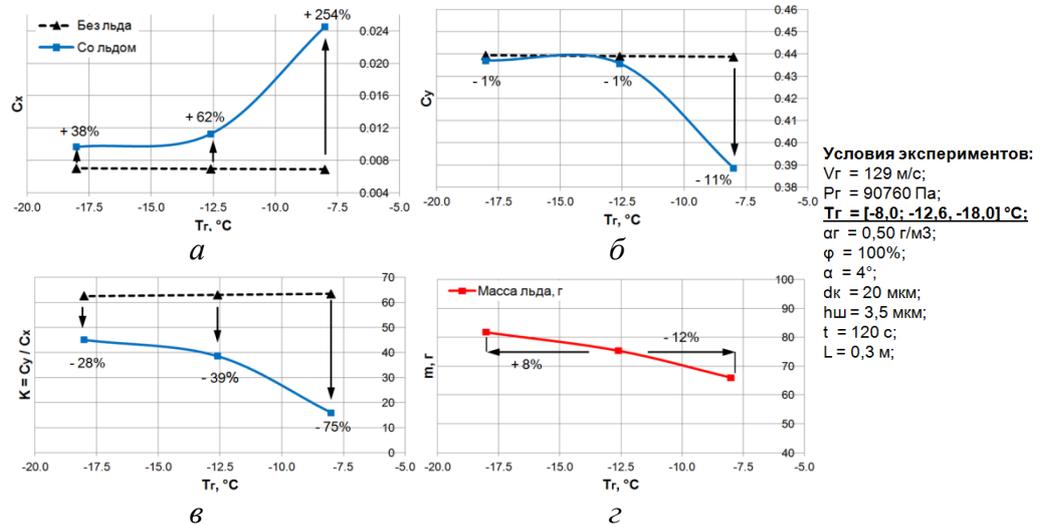


Рисунок 3 – Влияние температуры газодинамического потока на коэффициент аэродинамического сопротивления (а), коэффициент подъемной силы (б), аэродинамическое качество (в) и массу льда (г)

При водности потока $0,25\text{ г/м}^3$ и температуре $-12,6\text{ }^{\circ}\text{C}$ 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 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. Формы ледяных наростов при изменении времени обледенения в рассмотренном диапазоне эквидистантны, что дает возможность предсказать форму льда при малом времени эксперимента. Масса льда возрастает линейно с увеличением времени экспозиции в рассмотренном диапазоне, при этом скорость нарастания льда постоянна.

Вычислительный эксперимент показал, что обледенение слабо зависит от давления воздуха при диапазоне варьирования от 0,2 до 1,0 атм. Масса льда в условиях разряжения 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.

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. Формы ледяных наростов и масса льда существенно различны для широкого диапазона варьирования амплитуд и частот (рисунок 4). При этом трудно выявить закономерности влияния вибраций на обледенение.

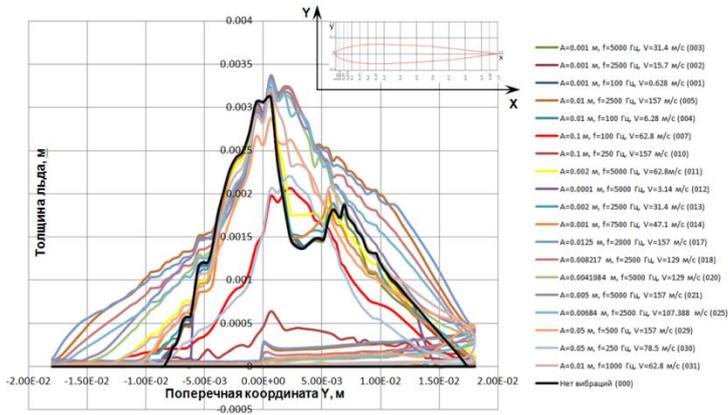


Рисунок 4 – Распределение толщины льда на аэродинамическом профиле при различных амплитудах и частотах колебаний

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 ($V_{\text{вибр}} = 2\pi \cdot A \cdot f$) 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 $K_V = V_{\text{потока}} / V_{\text{вибр}}$.

Можно отметить, что влияние вибраций на обледенение при малых виброскоростях относительно набегающего потока несущественно (рисунок 5, а). Масса льда увеличилась на 4% относительно обледенения без вибраций. Распределение толщины льда по профилю близко в обоих случаях.

При повышении виброскорости аэродинамического профиля до 31,4 м/с ($K_V = 4,1$) наблюдается качественное изменение картины обледенения (рисунок 5, б), распределение толщины льда по поперечной координате профиля более симметрично. Формируется следующий механизм нарастания льда. Движение профиля позволяет дополнительно «захватить» новые капли, которые обледеневают. Они удерживаются за счет сил смачивания, но не стряхиваются, что приводит к росту массы льда (+14%).

При дальнейшем снижении K_V до 2,1 (рисунок 5, в) наблюдается снижение массы льда (-13%). При этом изменяется механизм нарастания льда. Аналогично предыдущему, профиль дополнительно «захватывает» новые капли, но, при этом, более высокое значение виброскорости ($V_{\text{вибр}} = 62,8$ м/с) приводят к «стряхиванию» капель и снижению массы льда. Этот эффект усиливается при уменьшении K_V до 1,6 (рисунок 5, г).

В дальнейшем, при снижении K_V до 0,8 масса льда начинает возрастать (рисунок 5, д). Это связано с тем, что виброскорость составляет 157 м/с и 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.

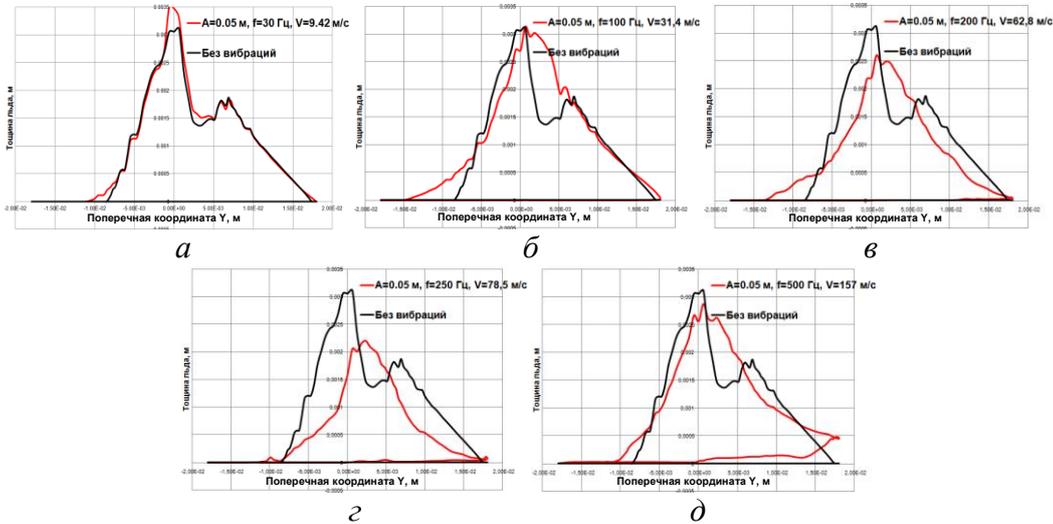


Рисунок 5 – Толщина льда при $K_V = 13,7$ (а), 4,1 (б), 2,1 (в), 1,6 (г) 0,8 (д)

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 (рисунок 6). Амплитуды задавались в соответствии с зависимостью:

$$A = \frac{V_{\text{вibr}}}{2\pi \cdot f} = \frac{V_{\text{потока}}}{2\pi \cdot K_V \cdot f} \quad (4)$$

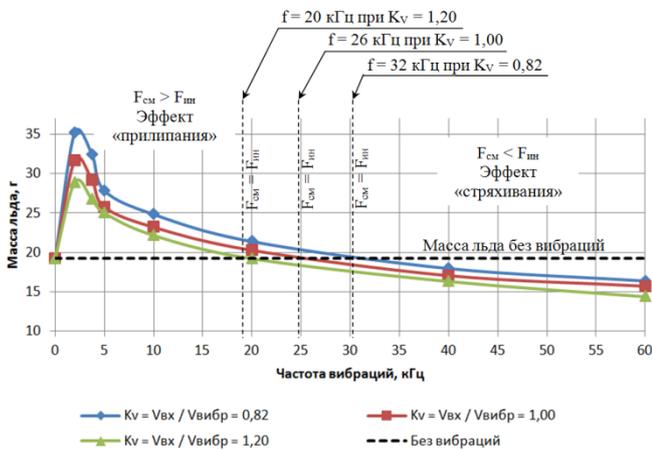


Рисунок 6 – Изменение массы льда от частоты вибраций

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.

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.

В четвертой главе описана созданная в рамках работы модельная климатическая аэродинамическая труба (МКАДТ), имеющая энергопотребление 2 кВт, что на 2 порядка меньше известных аналогов в РФ.

При создании МКАДТ были 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 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 рисунке 7 представлены фотографии МКАДТ.

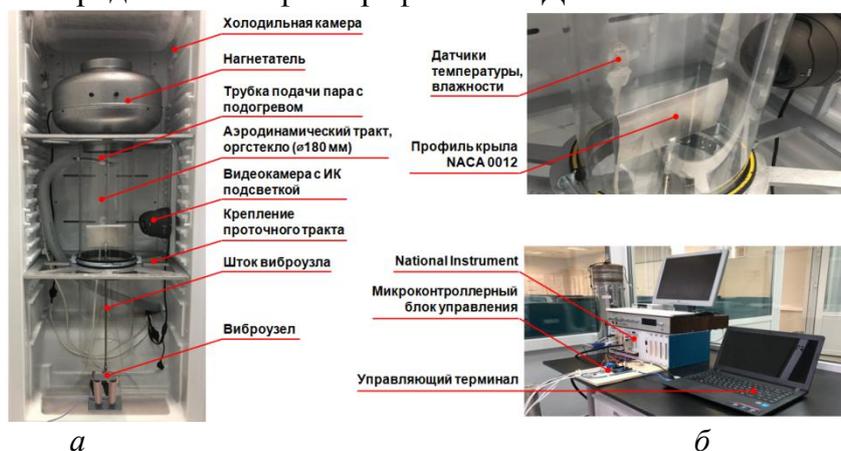


Рисунок 7 – Модельная климатическая аэродинамическая труба: общий вид (а), аэродинамический профиль и система управления (б)

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

$$K = \frac{F_{ин}}{F_{аэр}} = \frac{\rho_{воды} d^3 V^2}{\rho_{воздуха} d^2 V^2 b} \sim \frac{d}{b} \quad (5)$$

Соблюдение критерия $K \sim d_k / b$, равном отношению диаметра капель к хорде аэродинамического профиля, обеспечивает подобие траекторий капель и формы обледенения модели и натуры при движении набегающего потока относительно аэродинамического профиля.

На рисунке 8 представлены результаты верификации эксперимента автора на созданной МКАДТ и физического эксперимента NASA, Contractor Report 198355, с. 228. Приведены параметры физических экспериментов.

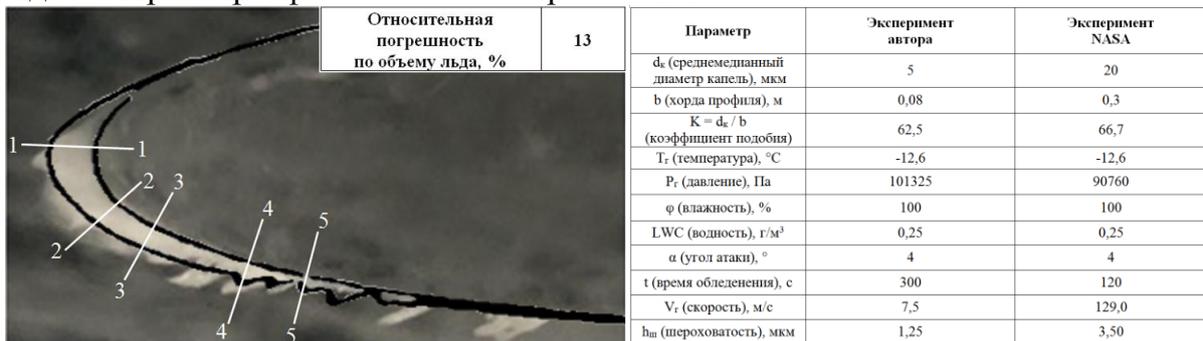


Рисунок 8 – Верификация физического эксперимента

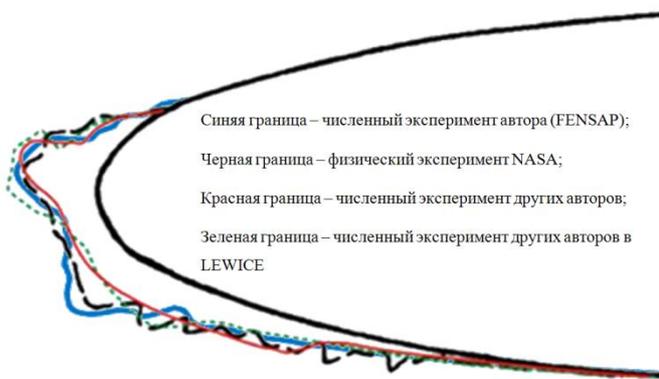


Рисунок 9 – Верификация вычислительного эксперимента

На рисунке 9 приводится сравнение формы ледяных наростов, полученных в ходе численного моделирования автора настоящей работы в FENSAP, численного моделирования NASA в закрытом коде LEWICE 1.6, численного моделирования Алексеенко С.В. и Приходько А.А. в алгоритме собственной разработки и физический эксперимент NASA. Численный эксперимент автора в FENSAP ближе к физическому эксперименту, чем известные на данный момент результаты других исследователей.

Обнаружено подобие формы и массы ледяных наростов в широком диапазоне скоростей набегающего потока.

Методика численного решения задачи об обледенении при вибрациях представлена на рисунке 10.

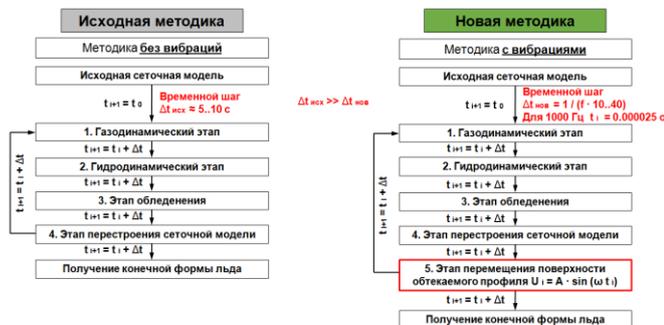


Рисунок 10 – Методика численного решения задачи об обледенении

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

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 несущественно 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 работ, опубликованных автором по теме диссертации

Статьи, опубликованные в изданиях ВАК РФ:

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. DOI: 10.15593/2224-9982/2023.72.08.

2. 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. DOI: 10.15593/2224-9982/2022.69.11.

3. 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., DOI: 10.24153/2079-5920-2017-7-5-145-148.

4. 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.

Статьи, опубликованные в изданиях, индексируемых в базах Web of Science, Scopus:

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, pp. 134-141. DOI: 10.15593/perm.mech/2023.1.13.

6. 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. DOI: 10.1007/978-3-030-55326-5_24.

7. 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. DOI: 10.1007/978-3-030-55326-5_22.

8. 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. DOI: 10.1063/1.5065274.

9. 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. DOI: 10.1088/1742-6596/1096/1/012081.

10. 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. DOI: 10.1063/1.5065364.

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. DOI: 10.1007/978-3-319-67035-5_24.

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. DOI: 10.1007/978-3-030-55326-5_23.

Статьи, опубликованные в других изданиях:

13. Калюлин, С.Л. Расчетно-экспериментальное моделирование процессов обледенения с использованием высокопроизводительного вычислительного комплекса ПНИПУ / С.Л. Калюлин, В.Я. Модорский // *Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации – Пермь* : Издат. ПНИПУ, 2022. – С. 91 – 93.

14. 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.

15. Калюлин, С.Л. Создание модельной малогабаритной климатической аэродинамической трубы для исследования процессов обледенения / С.Л. Калюлин, В.Я. Модорский, Д.К. Шкретов, И.Е. Черепанов, Д.Н. Хроликова // 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. Расчетно-экспериментальное моделирование процессов обледенения с использованием высокопроизводительного вычислительного комплекса ПНИПУ / С.Л. Калюлин, В.Я. Модорский // Информационные технологии и нанотехнологии. – Самара : Новая техника, 2018. – С. 2207 – 2216.