

ШЕВЯКОВ Владимир Иванович

**РАЗРАБОТКА ТЕОРЕТИЧЕСКИХ ОСНОВ И ПРАКТИЧЕСКИХ
МЕТОДОВ РЕАЛИЗАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВА
САМОЛЁТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ С УЧЁТОМ
ВЫПОЛНЕНИЯ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ТРЕБОВАНИЙ ПО
БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТА**

Специальность 05.07.01

Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание учёной степени
доктора технических наук



Москва - 2017

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации» (МГТУ ГА).

Научный консультант: доктор технических наук
Головкин Михаил Алексеевич

Официальные оппоненты: **Исаев Сергей Александрович**
доктор физико-математических, профессор
кафедры механики Санкт-Петербургского
государственного университета гражданской
авиации (СПбГУ ГА),
Кошечев Анатолий Борисович,
доктор технических наук, профессор,
заместитель начальника комплекса
аэродинамики ПАО «Туполев»,
Кусюмов Александр Николаевич,
доктор физико-математических наук,
профессор кафедры аэрогидродинамики
Казанского национального
исследовательского технического
университета им. А.Н. Туполева (КНИТУ
КАИ им. А.Н. Туполева).

Ведущая организация: ПАО «Корпорация «Иркут»

Защита состоится «___» _____ 2018 года в 14:30 на заседании
Диссертационного Совета Д 212.141.22 при Московском государственном
техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: 105005, Москва,
Госпитальный переулок, дом 10, факультет Специального машиностроения МГТУ
им. Н.Э. Баумана, ауд. 407 м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте www.bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Автореферат разослан «___» _____ 2018 г.

Отзывы, заверенные гербовой печатью, просьба направлять по адресу:
105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, МГТУ им. Н.Э. Баумана, учёному
секретарю диссертационного совета Д 212.141.22.

Учёный секретарь
диссертационного совета
к.т.н., доцент

Луценко А.Ю.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Диссертационная работа посвящена разработке теоретических основ и практических методов обеспечения наиболее полной реализации аэродинамического совершенства транспортных самолётов с учётом выполнения новых сертификационных требований по безопасности полёта.

Под аэродинамическим совершенством понимается высокое, с учётом размерности самолёта, аэродинамическое качество на крейсерском режиме, высокий уровень аэродинамического качества на взлётных режимах, а также высокие несущие свойства на посадочных режимах.

Актуальность темы исследования. Современный рынок гражданской авиационной техники (АТ) характеризуется жёсткой конкурентной борьбой по всем направлениям. При выборе воздушного судна (ВС) авиакомпаниями тщательно изучаются его эксплуатационные характеристики, оценивается возможность получить наибольшую прибыль. Основным критерием, принимаемым во внимание, была, остаётся и будет всегда безопасность эксплуатации ВС. Но немаловажные роли играют также топливная эффективность ВС и низкие эксплуатационные расходы.

С 90-х годов в развитии отечественной авиационной промышленности наблюдался определённый застой, производство гражданской техники существенно сократилось, авиакомпании стали массово приобретать импортные ВС. В авиационной науке, несмотря на появление мощной вычислительной техники, также усилилось отставание от ведущих научных центров Европы и Америки. Отставание наблюдалось и в области экспериментальных исследований, в связи с появлением в ряде стран уникальных аэродинамических труб (АДТ). А в области разработки методов определения соответствия новым сертификационным требованиям, количество которых в западных нормах постоянно увеличивалось, движение практически застопорилось.

В настоящее время, когда в России выбрано направление на переход от использования импортной АТ к отечественной, вопросы конкурентоспособности создаваемых самолётов становятся крайне актуальными. Это касается как обеспечения эффективности эксплуатации ВС, так и безопасности их полёта.

Необходимость повышения топливной эффективности требует поиска новых путей как в снижении расходов топлива двигателей, так и в повышении уровня аэродинамического качества ВС. В этом направлении возможны два пути: первый, «революционный» - разработка принципиально новых двигателей, а также использование новых, аэродинамически более совершенных компоновок ВС. Второй путь, «эволюционный» - совершенствование характеристик двигателей и аэродинамических форм ВС. Научные изыскания идут в обоих направлениях, но на данный момент времени практикой более востребован второй путь. Это выражается в широких исследованиях по разработке и использованию в гражданской АТ двигателей всё большей степени двухконтурности, имеющих пониженный расход топлива, а также в отработке решений, улучшающих аэродинамику ВС традиционных компоновок.

Однако, при использовании двигателей с большой степенью двухконтурности, отличающихся значительным размером, может возникнуть множество проблем. Особенно это касается случаев, когда двигатели располагаются под крылом самолёта-низкоплана. В первую очередь, это вопрос обеспечения минимально необходимого расстояния от двигателей до земли. Кроме возникновения проблемы защиты двигателя от попадания посторонних предметов, такая компоновка приводит к проблеме интерференции двигателя и крыла из-за существенного сокращения расстояния между ними, вызванного необходимостью поднятия двигателя над землёй. Вредная интерференция может приводить к снижению как крейсерских, так и взлётно-посадочных характеристик (ВПХ) самолёта. В некоторых случаях могут возникнуть проблемы при работе реверса тяги двигателя, выражающиеся в малой его эффективности и неблагоприятном изменении аэродинамических характеристик (АДХ) самолёта из-за особенностей взаимодействия струи от двигателей крыла и фюзеляжа.

Исследования, направленные на получение высоких АДХ разрабатываемых гражданских самолётов, в последние годы приобретают некоторые дополнительные особенности, заключающиеся во всё большем влиянии, прямом или косвенном, требований по обеспечению безопасности полёта. Вводимые сертификационными властями, эти требования, зачастую, обусловлены не только интересами повышения безопасности эксплуатации ВС, но и ужесточающейся конкурентной борьбой. Невыполнение некоторых из появившихся в последнее время сертификационных требований существенно ограничивает допустимые эксплуатационные режимы полёта и этим не позволяет реализовать аэродинамическое совершенство ВС в полной мере. Выполнение этих требований невозможно без проведения глубоких расчётно-экспериментальных аэродинамических исследований.

Принимая во внимание нацеленность утверждённых отечественных программ в авиастроении и на зарубежные рынки, тема разработки и научного обоснования технических решений, обеспечивающих наиболее полную реализацию АДХ транспортных самолётов с учётом выполнения новых сертификационных требований по безопасности полёта, исследованная в настоящей работе, представляется актуальной.

Степень разработанности темы исследования. Теоретическим и экспериментальным исследованиям по повышению аэродинамического совершенства ВС посвящено очень много работ. Этими проблемами занимается целый ряд исследователей и исследовательских коллективов как у нас в стране, так и за рубежом.

В крупнейшем отечественном научном центре – ФГУП «ЦАГИ» постоянно ведутся разработки теоретических расчётных методов и их использование при проектировании новых геометрических форм. Как продолжение традиций, заложенных в НИО-2 Серебрянским Я.М. и развитых Павловцом Г.А., можно рассматривать работы Караса О.В. и Ковалёва В.Е., Болсуновского А.Л. и Бузовери Н.П. Из относительно недавних работ следует отметить докторские диссертации Ляпунова С.В. и Волкова А.В., посвящённые развитию численных методов, а также кандидатскую диссертацию Скоморохова С.И. о применении

современных подходов в аэродинамическом проектировании транспортных самолётов. В ряде работ исследуются возможности повышения точности эксперимента в аэродинамических трубах при больших скоростях потока. Из открытых публикаций следует отметить кандидатскую диссертацию Курсакова И.А.

Исследования по аэродинамике силовой установки, по анализу работы реверса тяги ведутся НИО-1 ЦАГИ (Чевагин А.Ф., Акинфиев В.О., Лысенков А.В., Власенко В.В., Михайлов С.В.). Вопросы компоновки на самолёте вспомогательной силовой установки рассмотрены, например, в кандидатской диссертации Кажана Е.В.

Теоретические исследования и экспериментальные работы для низких скоростей полёта выполняются во ФГУП «СибНИА» (Чемезов В.Л., Зайцев В.Ю., Рогозин Ю.А., Силантьев В.А., Мымрин В.А.). Из сравнительно недавних работ можно отметить кандидатскую диссертацию Румянцева А.Г.

Исследованиями условий обледенения, а также их влиянием на характеристики элементов ВС активно занимались и занимаются во ФГУП «ЦАГИ» (Андреева Г.Т., Богатырёв В.В., Павленко О.В.), ФГУП «ЦИАМ» (Горячев А.В., Павлюков Е.В., Петров С.Б.), АО «ЛИИ» (Тенишев Р.Х., Щитаев Н.Г., Левченко В.С., Филязов А.М.).

Большой вклад в решение и научное обоснование экспериментальных задач аэродинамики внесли исследователи АО «ЛИИ» (Харин Е.Г., Кожурин В.Р., Пушкин С.Г.) и ГосНИИ ГА (Кушельман В.Я., Мхитарян В.А.).

Следует отметить исследования в рассматриваемых областях аэродинамики, проводимые в учебных заведениях: ФАЛТ МФТИ (Босняков С.М., Воронич И.В.), МАИ (Скиданов А.М.), МГТУ ГА.

Большой вклад в практическое решение данных задач внесли коллективы отечественных КБ (Туполева, Ильюшина, Яковлева, Сухого).

Необходимо отдать должное зарубежным исследователям, среди которых можно выделить: Ludlam F.H., Whitcomb R.T., Nash J.F., Bradshaw P., Mabey D.G., Garuana D., Bento S. de Mattos, Hansen H., Reckzen D., Hoshimi D., Strueber H., Seitz A, Horstmann K.-H.

Работы вышеперечисленных исследователей были направлены в основном на развитие методов разработки эффективных компоновок ВС, обеспечивающих высокие АДХ на различных режимах полёта, включая предельные, а также для различных условий эксплуатации, в том числе в условиях обледенения.

Однако проблема обеспечения наиболее полной реализации АДХ с учётом влияния сертификационных требований практически никем не раскрыта. Особенно это касается требований не непосредственно к АДХ, а требований к самолётным системам, оказывающих влияние на допустимые эксплуатационные режимы полёта и этим ограничивающих возможность более полной реализации АДХ. Отсутствие таких исследований, возможно, объясняется тем, что проблема находится на стыке аэродинамики и теории проектирования систем самолёта.

Кроме того, практически отсутствуют работы по обоснованию теории методов определения соответствия (МОС) некоторым их новых зарубежных сертификационных требований, выполнение которых требует проведения

аэродинамических исследований, поэтому в диссертации проведён анализ влияния на аэродинамические характеристики ВС транспортной категории новых сертификационных требований и определены возможности максимально полной реализации аэродинамического совершенства ВС при гарантированном выполнении этих требований.

Цель работы – повысить конкурентоспособность отечественных самолётов транспортной категории путём обеспечения наиболее полной реализации их аэродинамического совершенства при выполнении новых сертификационных требований по безопасности полёта.

В рамках достижения главной цели были сформулированы и решены следующие взаимосвязанные задачи:

1. Разработаны технические решения по улучшению АДХ транспортных самолётов:

- низкопланов с двигателями большой степени двухконтурности под крылом при различных режимах полёта;

- находящихся в эксплуатации, в том числе путём установки специальных законцовок крыла с ограниченным изгибающим моментом.

2. Обеспечено повышение конкурентоспособности ВС путём расширения области ожидаемых условий эксплуатации (ОУЭ):

- в зоне действия минимума вертикального эшелонирования (Reduced Vertical Separation Minima - RVSM) путём разработки метода гарантированного выполнения сертификационных требований по точности определения барометрической высоты;

- для условий обледенения путём разработки методов гарантированного выполнения сертификационных требований к работе датчиков системы воздушных сигналов (СВС) и к системе сигнализации обледенения.

Объект исследований – звуковые гражданские ВС транспортной категории, авиационные двигатели, функциональные системы ВС.

Предмет исследований – аэродинамическое совершенство ВС с учётом ограничений, накладываемых сертификационными требованиями.

Методы исследования. Решение задач диссертационной работы осуществляется на основе комплексных методов исследований, включающих использование современного зарубежного опыта разработки, производства, сертификации и эксплуатации ВС. В работе использованы экспериментальные методы моделирования в аэродинамических трубах, теоретические расчётные методы исследования обтекания ВС воздушным потоком, методы теории вероятностей, математического моделирования. Для определения в полёте геометрических параметров крыла ВС использован фотограмметрический метод.

Научная новизна диссертационной работы заключается в разработке и обосновании технических решений по повышению аэродинамического совершенства ВС транспортной категории, в том числе с учётом ограничений, накладываемых новыми сертификационными требованиями. В частности, наиболее существенными новыми научными результатами, полученными лично соискателем, являются:

- исследовано влияние сертификационных требований по безопасности полёта на степень реализации аэродинамического совершенства ВС транспортной категории;

- исследованы возможности повышения конкурентоспособности ВС путём расширения ожидаемых условий эксплуатации и более полной реализацией аэродинамического совершенства ВС;

- установлены зависимости влияния двигателей большой степени двухконтурности на АДХ самолёта-низкоплана для различных режимов полёта; на основе расчётно-экспериментальных исследований разработаны рекомендации по снижению негативных эффектов при обтекании самолёта от влияния двигателей;

- разработаны возможности повышения реализации аэродинамического совершенства ВС от расширения ожидаемых условий эксплуатации, включая условия обледенения, путём гарантированного выполнения сертификационных требований к системам самолёта на основе выявленных зависимостей от параметров, влияющих на результат;

- исследованы возможности улучшения АДХ ВС, находящихся в эксплуатации; разработаны технические решения по повышению аэродинамического совершенства ВС, в том числе путём модификации створок шасси, а также при помощи установки специальных законцовок крыла с ограниченным изгибающим моментом;

- отработана возможность использования при аэродинамическом проектировании законцовок крыла данных лётного эксперимента по замерам деформаций крыла большого удлинения в полёте при помощи фотограмметрического метода.

Достоверность полученных результатов подтверждается:

- использованием методов расчёта обтекания ВС, верифицированных и валидированных на международном уровне для решения конкретных задач;

- совпадением модельных результатов расчётов, полученных другими авторами;

- результатами экспериментальных исследований аэродинамических моделей в АДТ;

- результатами лётных испытаний ВС на различных режимах полёта;

- результатами эксплуатации парка региональных самолётов.

Теоретическая и практическая значимость работы заключается в создании методов повышения аэродинамического совершенства ВС при условии выполнения новых сертификационных требований. В работе получен ряд новых результатов. В частности, выявлены зависимости:

- АДХ самолёта от мест их установки вихрегенераторов на мотогондолах маршевых двигателей;

- АДХ самолёта от параметров работы противообледенительной системы крыла;

- относительной водности потока вокруг ВС от режимов полёта, размеров капель и кристаллов льда;

- показаний датчиков статического давления от мест и качества их установки.

Все полученные результаты исследований апробированы и используются при реализации новых проектов самолётов. Разработанные автором методы проверены практикой и были успешно внедрены на этапах разработки, сертификации, серийного производства и эксплуатации самолётов.

Разработанные в диссертационной работе методы могут быть приняты в качестве основы для разработки официальных методов определения соответствия при сертификации ВС транспортной категории. Инженерные методики, представленные в работе, могут быть рекомендованы авиационным ВУЗам к использованию в учебном процессе.

Основные положения диссертации, выносимые на защиту:

1. Технические решения по снижению негативного влияния двигателей большой степени двухконтурности, расположенных под крылом самолёта-низкоплана, на его аэродинамическое совершенство.

2. Методы реализации аэродинамического совершенства ВС транспортной категории с учётом гарантированного выполнения ограничений, накладываемых новыми сертификационными требованиями:

- к работоспособности датчиков СВС в условиях обледенения;
- к системе сигнализации обледенения;
- к точности определения барометрической высоты полёта.

3. Технические решения по реализации аэродинамического совершенства ВС путём расширения ожидаемых условий эксплуатации, включая условия обледенения, при гарантированном выполнении требований по безопасности полёта.

4. Технические решения по улучшению АДХ ВС, находящихся в эксплуатации, в частности, путём установки специальных законцовок крыла с ограниченным изгибающим моментом.

5. Результаты использования предлагаемых методов и технических решений.

Апробация и реализация работы. Результаты выполненной работы докладывались и получили положительную оценку на международном симпозиуме «Авиационные технологии XXI века» (Москва, 2007 г.), заседаниях школы-семинара ЦАГИ (п. Володарского, 2007, 2008, 2009 гг.), международном авиационно-космическом научно-гуманитарном семинаре им. С.М. Белоцерковского (Москва, 2013 г.), всероссийской научно-технической конференции по аэродинамике летательных аппаратов и прочности авиационных конструкций (Новосибирск, 2009, 2011, 2015, 2016 гг.), научно-технических конференциях по аэродинамике ЦАГИ (п. Володарского, 2011, 2012, 2014 - 2017 гг.).

Результаты диссертации использованы:

- в АО «Гражданские самолёты Сухого» при аэродинамическом проектировании и вводе в эксплуатацию самолётов SSJ-100, SBJ;
- во ФГУП «ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского» и ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина» при разработке самолёта SSJ-100, а также перспективных самолётов SSJ-NG, SSJ-NEW;
- в учебных процессах МГТУ ГА и МФТИ, связанных с вопросами аэродинамического проектирования.

Публикации. Основные научные положения, изложенные в диссертации и выносимые на защиту, содержатся в 38 публикациях, из них 10 статей, без соавторства, опубликованы в научных изданиях, рекомендованных ВАК при Министерстве образования и науки России [1-10], 20 публикаций - в сборниках материалов и тезисов докладов конференций, По результатам выполненных работ автором получено 5 патентов на изобретения [39-43]. Общий объём публикаций 14,2 п.л./10,4 п.л.

Личный вклад автора. Вклад автора состоит в разработке новых теоретических положений по оценке влияния параметров, в том числе и не относящихся напрямую к аэродинамике, на реализацию аэродинамического совершенства ВС; в проведении анализа возможностей снижения негативного влияния на АДХ ВС двигателей большой степени двухконтурности; в разработке методологии вычислительных экспериментов, стендовых испытаний, экспериментов в аэродинамических трубах, а также в обработке их результатов; в участии в подготовке и проведении лётных испытаний самолётов, в обработке их результатов; в участии в обработке данных лётной эксплуатации ВС.

Структура и объём работы. Диссертация состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка сокращений и условных обозначений, списка литературы из 103 наименований и приложения. Основная часть работы изложена на 278 страницах машинописного текста, объём приложений – 8 страниц. Общий объём диссертации 303 страницы, содержит 114 рисунков и 13 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении кратко обосновывается актуальность темы диссертации, определяется цель и задачи исследований, даётся представление о методах исследований, о научной новизне работы, достоверности и практической значимости результатов исследований, излагается краткое содержание диссертации и полученных результатов, приводятся положения, которые выносятся на защиту, сведения об апробации работы и публикациях.

Первая глава работы *посвящена* проблемам повышения аэродинамического совершенства ВС и возможности их решения на этапах проектирования и сертификации.

Учитывая широкое использование на транспортных ВС двигателей большой степени двухконтурности, обладающих малым удельным расходом топлива, проанализированы проблемы, возникающие при расположении таких двигателей под крылом самолёта-низкоплана.

В разделе 1.2 показано, что на взлётно-посадочных режимах безопасная эксплуатация ВС с низко расположенными над землёй двигателями может быть обеспечена специальными мерами. Защита двигателей от попадания посторонних предметов возможна с помощью выбора оптимальной формы кока вентилятора; выбора оптимального режима работы двигателя в статических условиях и при рулении на оптимальной скорости; использования при взлёте специальной методики взлёта «с додачей».

Неблагоприятное влияние двигателя большой степени двухконтурности, особенно с гондолами со смещением потоков, на обтекание крыла в крейсерском полете может быть уменьшено оптимизацией формы пилонов. С использованием теоретических расчётных методов разработаны специальные искривлённые пилоны двигателей, обеспечивающие существенное снижением местных скоростей потока на поверхности пилон, обращённой к фюзеляжу (Рисунок 1) [11]. В результате снижения волнового сопротивления пилон выигрывает в аэродинамическом качестве ВС на крейсерских режимах может достигать $\sim 0.2 \div 0.3$, а увеличение значения $M_{кр} \sim 0.010 \div 0.015$. Разработка пилон защищена патентом.

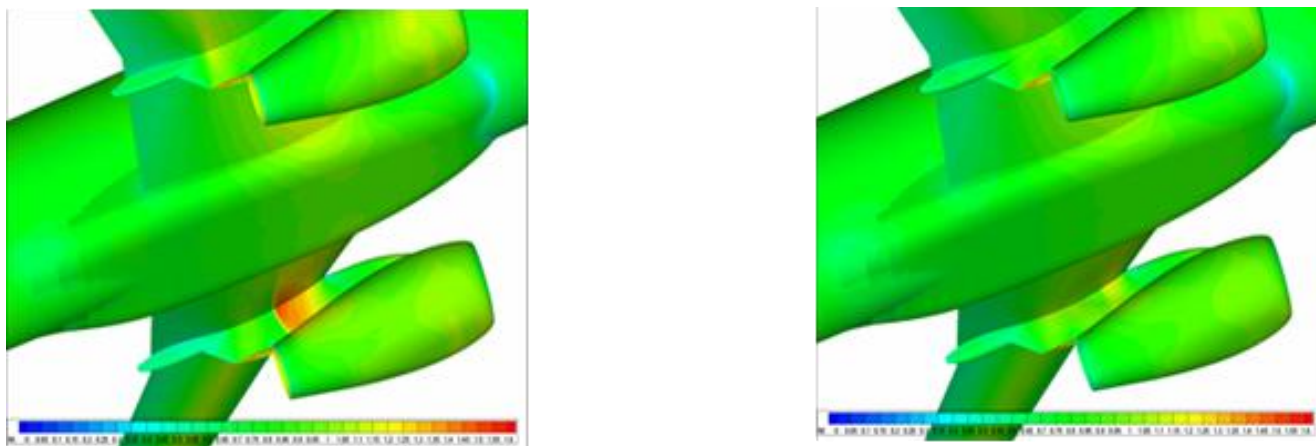


Рисунок 1. Результаты модернизации пилон

Показано, что неблагоприятное влияние двигателя большой степени двухконтурности на взлетно-посадочные характеристики ВС может быть существенно уменьшено при размещении на мотогондолах двигателей вихрегенераторов, а также при использовании специальных наплывов в корневой части пилонов («bump»-ов).

По результатам экспериментальных исследований в АДТ Т-203 СибНИА и Т-106М ЦАГИ установлены зависимости изменения АДХ от мест расположения вихрегенераторов. Показано, что увеличение максимальной величины коэффициента подъёмной силы $C_{ya_{max}}$ в посадочной конфигурации при использовании вихрегенераторов и «bump»-ов может достигать 0.2 (Рисунок 2). Выявлено, что использование вихрегенераторов может улучшать несущие свойства самолёта и в условиях обледенения.

Для повышения безопасности эксплуатации ВС на посадочных режимах с использованием реверса тяги двигателей продемонстрирована расчётно-экспериментальная методика определения скорости выключения реверса, оценки влияния реверса на АДХ ВС и на показания датчиков СВС. Для реализации экспериментальной части методики разработан уникальный стенд для АДТ Т-104 ЦАГИ. Разработка и использование стенда защищены патентами.

В разделе 1.3 проведён анализ влияния на АДХ требований сертификационных властей Европы и США к характеру поведения транспортного самолёта на режимах сваливания. Показано, что эти требования могут

существенно изменить традиционные подходы к процессу разработки как профилировки, так и механизации крыла некоторых типов самолётов. Предложены решения некоторых возможных проблем с поведением самолёта на режимах сваливания. В частности, путём использования специальных вихреобразователей на передних кромках крыла – «вортелонов».

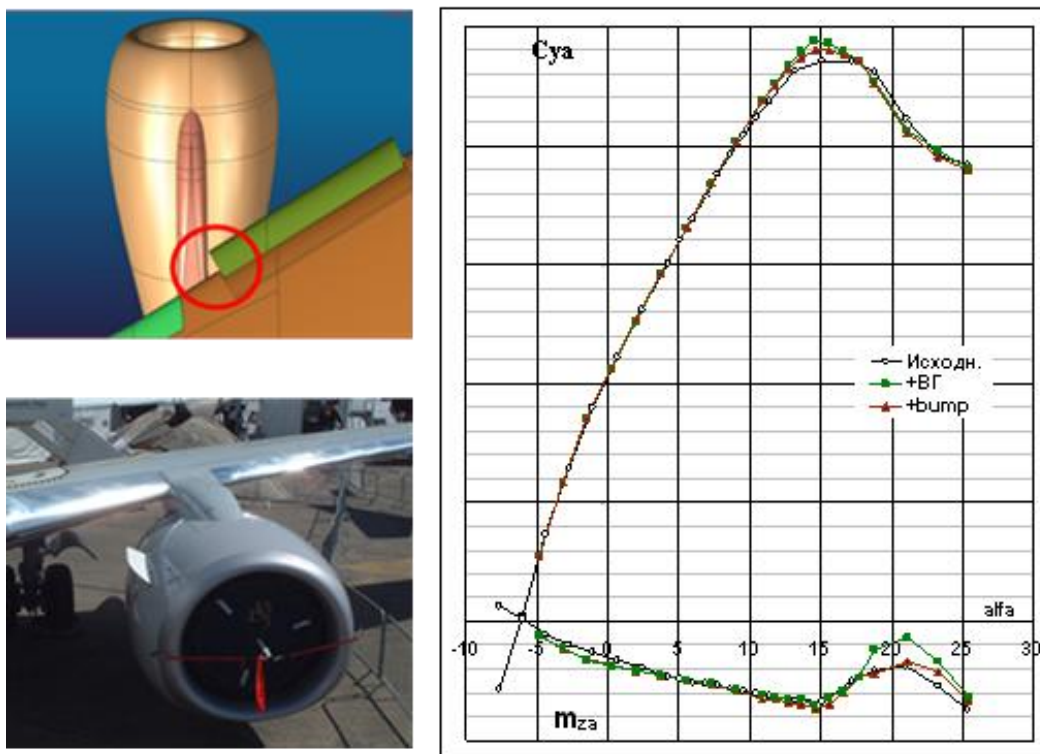


Рисунок 2. Влияние вихрегенератора и «bump»-а на несущие свойства ВС

В разделе 1.4 проанализированы особенности аэродинамики транспортного самолёта в условиях обледенения с учётом новых сертификационных требований к характеру обледенения. Приведены результаты лётных испытаний, позволившие уточнить зависимость лобового сопротивления самолёта от величины ледяных наростов на крыле и оперении.

Рассмотрены возможности реализации защиты крыла самолёта в условиях обледенения. Проанализированы особенности сертификации самолёта с воздушно-тепловой противообледенительной системой (ВТПОС) крыла. На основе экспериментальных исследований (Рисунок 3) разработаны рекомендации по обеспечению наиболее эффективного использования противообледенительной системы (ПОС) на различных режимах полёта.

Вторая глава работы посвящена разработке методов реализации аэродинамического совершенства ВС транспортной категории с учётом гарантированного выполнения ограничений, накладываемых сертификационными требованиями к системам самолёта.

Сертификация – процесс формальный, но разработка методов определения соответствия некоторым из новых сертификационных требований невозможна без проведения глубоких аэродинамических исследований.

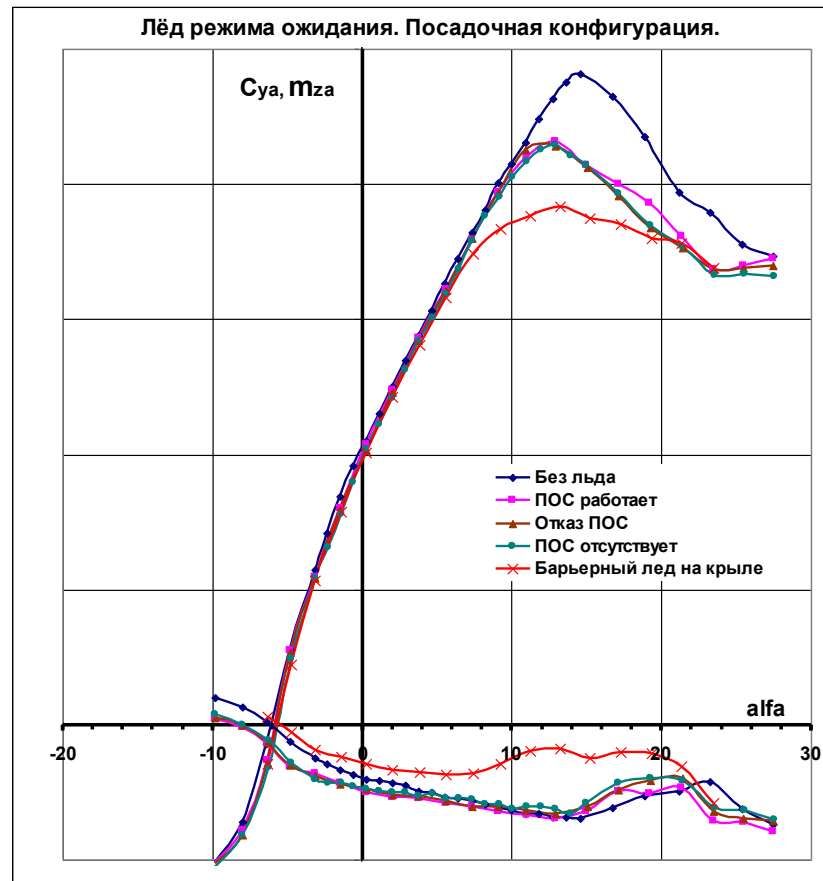


Рисунок 3. Влияние режима работы ПОС на АДХ

Представлена разработка и научное обоснование 3-х таких методов, а именно - обеспечивающих выполнение сертификационных требований:

- к работоспособности датчиков СВС в условиях обледенения;
- к системе сигнализации обледенения;
- к точности определения барометрической высоты полёта.

Все три метода разработаны в России впервые.

Для получения исходных данных - распределения необходимых параметров вокруг ВС и на его поверхности - в каждом из методов используются теоретические расчёты обтекания. В разделе 2.2 приведено обоснование выбора применяемых методов расчёта.

В ходе исследований проведена оценка влияния эффектов вязкости на получаемый результат по каждому из методов. Учитывая желательность существования универсального программного продукта для всех трёх методов, рассматривалось обтекание ВС вязким потоком.

Одно из основных правил, позволяющих существенно облегчить процесс сертификации, это - использование общепризнанных программных продуктов. В данном случае ставилась ещё одна цель – привлечение отечественных программных разработок. Учитывая опыт взаимодействия АО «ГСС» и ФГУП «ЦАГИ», в качестве такой разработки принят программный комплекс «EWT-ЦАГИ», хорошо зарекомендовавший себя в различных европейских программах. Численный метод, лежащий в основе комплекса «EWT-ЦАГИ», был разработан и опубликован ранее [Босняков С.М. и др. Практические аспекты решения задач

внешней аэродинамики двигателей ЛА в рамках осредненных по времени уравнений Навье-Стокса // Труды ЦАГИ. 2007. Вып. 2671],

Он основан на решении системы осреднённых уравнений Навье-Стокса. Система основных уравнений движения сжимаемого совершенного газа, осредненных по Рейнольдсу, в консервативной форме записи имеет вид:

$$\frac{\partial \bar{\mathbf{u}}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\mathbf{F}}_j(\bar{\mathbf{u}})}{\partial x_j} = 0$$

$$\text{где } \bar{\mathbf{u}} = \begin{bmatrix} \bar{\rho} \\ \bar{\rho} \bar{u}_i \\ \bar{\rho} \bar{E} \end{bmatrix} \quad \bar{\mathbf{F}}_j = \begin{bmatrix} \bar{\rho} \bar{u}_j \\ \bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j + \bar{p} \delta_{ij} + (\bar{\rho} \bar{R}_{ij} - \bar{\tau}_{ij}) \\ \bar{\rho} \bar{E} \bar{u}_j + \bar{p} \bar{u}_j + (\bar{\rho} \bar{\sigma}_j - \bar{q}_j) + (\bar{\rho} \bar{R}_{ij} - \bar{\tau}_{ij}) \bar{u}_i + (\bar{\rho} \cdot \bar{k} \bar{u}'_j - \bar{\tau}_{ij} \bar{u}'_i) \end{bmatrix},$$

Первая строка соответствует уравнению неразрывности, вторая - уравнению импульса, третья - уравнению энергии.

Здесь введены следующие обозначения:

t - время, x_j - координаты, u_i - компоненты вектора скорости, $\bar{\mathbf{u}}$ - вектор переменных, $\bar{\mathbf{F}}_j$ - поток $\bar{\mathbf{u}}$ вдоль оси x_j , $\bar{\rho}$ - плотность, \bar{E} - полная энергия единицы объёма газа, \bar{p} - статическое давление, \bar{f} - осреднение величины f по Рейнольдсу, $f' \equiv f - \bar{f}$ - пульсации величины f при осреднении, $h = CpT$ - статическая энтальпия (Cp - удельная теплоёмкость воздуха, T - температура), \bar{R}_{ik} - тензор турбулентных напряжений Рейнольдса ($R_{ik} = u'_i u'_k$), $k = R_{ii}/2$, \bar{k} - кинетическая энергия турбулентности, $\bar{\tau}_{ij}$ - тензор вязких напряжений, $\bar{\sigma}_k$ - турбулентный поток тепла вдоль оси x_k , \bar{q}_j - поток тепла вдоль оси x_j .

Используются замыкающие соотношения:

- уравнение состояния: $\bar{p} = \bar{\rho} R \bar{T}$;
- выражение для полной энергии: $\bar{E} = c_v(\bar{T}) \cdot \bar{T} + \frac{\bar{u}_k \bar{u}_k}{2} + \bar{k}$;

- выражения для средних молекулярных диффузионных потоков:

$$\bar{\tau}_{ik} = 2\mu \left[\bar{S}_{ik} - \frac{1}{3} \bar{d} \delta_{ik} \right],$$

$$\bar{q}_k = \bar{k}_T \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_k},$$

где $\bar{\mu} = \mu(\bar{T})$, $\bar{k}_T = k_T(\bar{T})$.

Кроме этого, необходимы замыкающие соотношения для турбулентных потоков различных величин - модели турбулентности. Для настоящей работы в «EWT-ЦАГИ» использовалась модель турбулентности SST (Shear-Stress-Transport), особенности применения которой воспроизведены в диссертации.

В разделе 2.3 представлен метод обеспечения выполнения сертификационных требований к работоспособности датчиков CBC в условиях обледенения (CRI F-05, CS 25.1323(i) 25.1325 (b)).

Особое внимание к работе датчиков стало уделяться после катастрофы самолёта А-330 в 2009 году. Анализ показал, что первопричиной её явилось обледенение всех датчиков полного давления. Это привело к активизации действий EASA по внедрению более жёстких требований.

Требование первое – к внешним условиям обледенения. Документом CRI F-05 вводилась так называемая «матрица облачности», описывающая типичные облака, полёт в которых может привести к образованию льда на датчиках. Для каждого состояния задаётся температура, количество жидкой воды (водность) или кристаллического льда в единице объёма, а также размеры капель воды или кристаллов льда.

Требование второе – к режимам работы датчиков. Необходима демонстрация эффективности обогрева датчиков как в режиме недопущения образования льда (anti-icing), так и в режиме сброса уже образовавшегося льда (de-icing). Для каждого из состояний «матрицы облачности» устанавливаются скорости набегающего потока и углы атаки датчиков.

Каждый датчик СВС должен пройти стендовые испытания в условиях обледенения. Устанавливается минимальное время, в течение которого обогрев должен обеспечить устойчивую работу датчика для каждого состояния. Причём параметры набегающего потока в испытаниях должны соответствовать локальным параметрам потока вокруг датчика на самолёте.

Такой подход отличается от принятого в России ранее, когда было достаточно испытаний в условиях, соответствующих условиям набегающего потока «на бесконечности».

Разработанный метод является расчётно-экспериментальным и состоит из 3-х этапов.

Первый этап – расчётный и содержит три подэтапа.

Подэтап 1.1 - определение параметров потока в местах расположения датчиков на «базовых» режимах полёта - при помощи комплекса «EWT-ЦАГИ».

Подэтап 1.2 – решение «обратной задачи»: по заданному требованиям углу атаки датчика определяется угол атаки ВС, на котором рассчитывается поле скоростей. Этот угол зависит от поведения линий тока в зоне расположения датчика. Искомый угол атаки определяется интерполяцией (чаще линейной) по результатам п. 1.1.

Важнейшей частью разработанного метода является подэтап 1.3 – определение относительной водности в местах размещения датчиков (на Западе - коэффициент «overconcentration») $\eta = w/w_{\infty}$, где w – водность в месте размещения датчика, w_{∞} – водность невозмущённого набегающего потока. При сертификации датчиков по отечественным нормам η равно 1. В западных нормах это не так.

Значение водности предложено определять моделированием движения водных капель в рассчитанном поле скоростей методом «вброса» большого числа капель перед ВС и оценкой степени «сгущения» траекторий. Предполагается, что капли не оказывают влияния на характеристики потока, между собой не взаимодействуют и имеют форму шара диаметром d . Гравитационными силами можно пренебречь.

Уравнение движения капель имеет вид:

$$\begin{aligned}\frac{d\vec{U}}{dt} &= C_x(\text{Re}_d) \frac{0.75\rho}{\gamma d} |\vec{V} - \vec{U}| (\vec{V} - \vec{U}), \\ \frac{d\vec{R}}{dt} &= \vec{U}, \quad \text{Re}_d = \frac{(\vec{V} - \vec{U})d}{\nu},\end{aligned}\quad (1)$$

где t – время, \vec{U} – абсолютная скорость капли, \vec{V} – локальная скорость потока, \vec{R} – текущая координата капли, ρ – локальная плотность потока, ν – кинематическая вязкость, γ – плотность воды в каплях.

Выражения для всех величин в уравнении (1), кроме коэффициента сопротивления $C_x(\text{Re}_d)$, известны. Простые формулы для коэффициента сопротивления, например, получающиеся из формулы Стокса $C_x = 24 / \text{Re}_d$, дают хорошие результаты только при числах $\text{Re}_d < 1$. Для данной же задачи характерные числа Re_d имеют порядок $\sim 10^4$. Существенно расширить область применения позволяет, например, эмпирическая формула:

$$\begin{aligned}C_x = & \left\{ \frac{28.47}{\text{Re}_d \lg(\frac{15.38}{f})} + \frac{4.565f}{\text{Re}_d^{\frac{1}{3}}} - \frac{0.491f}{\text{Re}_d^{\frac{1}{3}}} \right\} (1 - \text{th}(0.01282 \text{Re}_d (f - 0.9805))) + \\ & + 2.86(f - 0.8531) \text{th}(0.01282 \text{Re}_d (f - 0.9805)) + (7.76 - 2.86f - \frac{4.88}{f}) \text{th}(0.00104 \text{Re}_d (f - 0.9038))\end{aligned}\quad (2)$$

где f – коэффициент несферичности частицы, равный отношению площади ее поверхности к площади поверхности равновеликого по объему шара. Для шаров $f=1$, для октаэдров $f=1.18$, для кубов $f=1.24$ и для тетраэдров $f=1.5$. Формула (2) справедлива для чисел $\text{Re} < 2 \cdot 10^4$. Таким образом, с помощью этой формулы возможно рассчитывать траектории не только капель, но и траектории ледяных кристаллов. На Рисунке 4 представлен пример полученных расчётными методами траекторий капель возле самолёта.

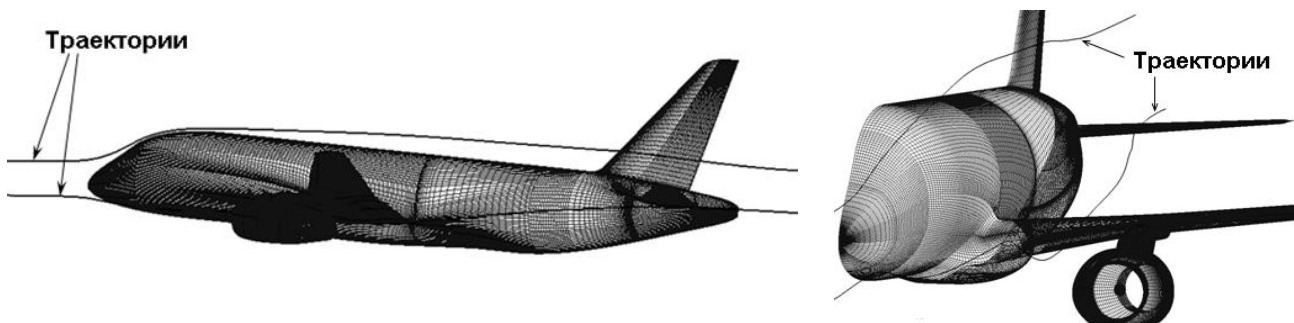


Рисунок 4. Траектории капель, полученные расчётом

Относительная водность определяется степенью «сгущения» траекторий в интересующей области. В качестве примера приведены расчётные величины относительной водности η для регионального самолёта в зависимости от места размещения датчика и от расстояния до фюзеляжа (Рисунок 5). Датчики полного

давления Pitot-1 и Pitot-2, датчик температуры ТАТ и датчик углов атаки АоА располагаются по бокам в середине носовой части (Ф1) фюзеляжа, дальше по потоку симметрично, по бокам цилиндрической части (Ф2) фюзеляжа размещаются датчики углов атаки АоА, такие же, как на Ф1. Также на Ф2, обычно вместо одного из иллюминаторов, на опытных самолётах для проведения испытаний в естественных условиях обледенения (ЕУО) размещается измеритель влажности. Видно, что зона максимальной концентрации капель на Ф1 находится ближе к поверхности фюзеляжа по сравнению с Ф2. Значения относительной влажности, полученные в месте расположения измерителя влажности (расстояние до фюзеляжа ~ 250 мм), близки к 1, что, с одной стороны, подтверждает правильность места его размещения, с другой стороны – подтверждают правомерность используемого подхода к расчёту влажности.

Точность определения относительной влажности при данном подходе зависит от количества траекторий капель и при количестве траекторий ~ 10 тысяч составляет порядка 4 %, которой вполне достаточно для обеспечения проведения стендовых испытаний датчиков СВС [16].

Итогом подэтапа 1.3 являются данные для программы стендовых испытаний датчиков в условиях обледенения.

Вторым этапом разработанного метода являются непосредственно сами испытания. Критериями успешности испытаний являются два признака: первый – показания датчика быстро стабилизируются на корректной величине и остаются корректными в течение работы обогрева; второй – для условий дождя должно быть показано, что внезапное замерзание остатков воды не мешает правильности показаний этого датчика.

Финальный, третий этап метода – это доказательство соответствия результатов испытаний сертификационным требованиям.

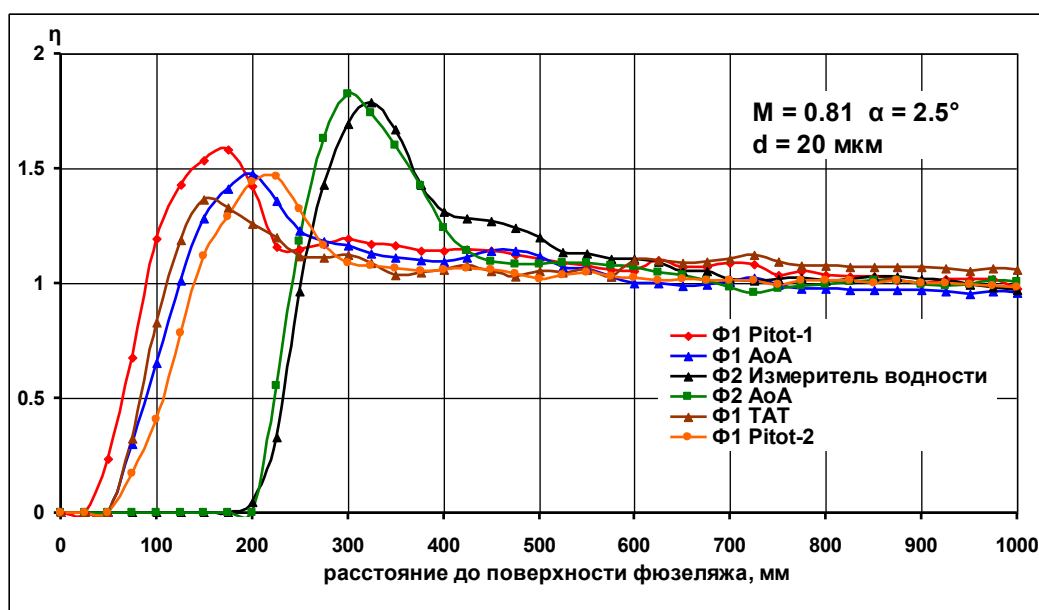


Рисунок 5. Зависимость относительной влажности от расстояния до фюзеляжа

Одно из доказательств – инженерный анализ для больших чисел Маха. И в России, и в Европе пока отсутствуют аэродинамические трубы с возможностью проведения испытаний с условиями обледенения при числах Маха, больших 0.65. В случае, если эксплуатационные скорости самолёта превышают эту величину, необходимо, используя полученные экспериментальные данные, оценить возможность обледенения датчика при более высоких Махах.

При положительных итогах стендовых испытаний на этом доказательство соответствия сертификационным требованиям заканчивается. Однако такая ситуация редка. Требования настолько жёсткие, что на момент выхода CRI F-05 в мире не было транспортных самолётов, все датчики которых удовлетворяли бы им на всех режимах. Особенно это касается приёмников полного давления.

При неудачных испытаниях на некоторых режимах, ищется возможность сертификации датчика для менее жёстких условий. Для обоснования этого могут быть использованы, в частности, особенности конструкции ВС, например, наличие в системе управления ограничителей предельных режимов по углу атаки (ОПР-α).

Изложенный подход был успешно реализован при сертификации регионального самолёта в EASA. Разработанный метод может быть рекомендован в качестве основы для подготовки официальных отечественных МОС.

В разделе 2.4 представлен второй метод, выносимый на защиту - метод обеспечения выполнения сертификационных требований к системе сигнализации обледенения с автоматическим включением ПОС (CRI F-06, CS 25.1093) [14]. Ранее в России таких методов не разрабатывалось.

По требованиям EASA включение ПОС по сигналу сигнализатора обледенения (СО) должно быть произведено до образования на защищаемых ими поверхностях самолёта ледяных отложений недопустимого размера. Недопустимые ледяные отложения для каждого типа ВС индивидуальны. Это может быть лёд на крыле или оперении, приводящий к существенному изменению АДХ, или лёд на мотогондоле маршевого двигателя, приводящий к нарушению устойчивой работы двигателя.

Основная идея метода – размещение СО в месте максимального льдообразования на нём. Фактически это – обратная задача к предыдущей, когда для датчиков СВС определялись места с минимальным льдообразованием.

Для обоснования выполнения требований предложено использовать два критерия – критическую температуру, и количество льда, образовавшегося на защищаемых поверхностях самолёта до включения ПОС.

Критическая температура T_{crit} в точке поверхности – это максимальная температура набегающего потока, при которой в этой точке температура равна нулю, то есть, уже возможно образование обледенения. Самой высокой T_{crit} должна быть для СО, иначе, даже при минимальной скорости нарастания льда, где-то на поверхности ВС могут образоваться ледяные наросты недопустимого размера.

Эти два требования возможно формализовать следующим образом:

$$T_{crit\ CO} > T_{crit\ S-ПОС}, \quad (3)$$

$$m_{S-ПОР} < m_{crit S-ПОР} , \quad (4)$$

где $T_{crit CO}$ – критическая температура для поверхности чувствительного элемента сигнализатора обледенения;

$T_{crit S-ПОР}$ – критическая температура для поверхностей, защищённых ПОС;

$m_{S-ПОР}$ – масса образовавшегося льда на защищаемых ПОС поверхностях самолёта на момент срабатывания сигнализатора обледенения;

$m_{crit S-ПОР}$ – критическая (недопустимая) масса льда на защищаемых ПОС поверхностях самолёта.

Время срабатывания СО при попадании в условия обледенения зависит от скорости нарастания льда на сигнализаторе. Современные СО чаще всего срабатывают при образовании на чувствительном элементе льда толщиной 0.5 мм.

Критическая масса льда $m_{crit S-ПОР}$ для каждого типа ВС является величиной индивидуальной. Если речь идёт о наростах льда на несущих поверхностях («критическая зона обледенения» - КЗО), то, в самом общем случае, важна и форма этих наростов, а их влияние на АДХ должно определяться в лётных испытаниях ВС. Если же КЗО является вход воздухозаборника маршевого двигателя, то критическая масса определяется по результатам стендовых испытаний по забросам льда в двигатель.

Остальные величины из (3) и (4) должны определяться из анализа тепловых потоков в интересующих зонах поверхности. Учитывая реальные скорости образования льда на ВС, допустимо использовать квазистационарные уравнения. Как показано в [8], для решения поставленной задачи достаточен учет следующих основных тепловых потоков: конвективного; от кинетической энергии капель; от нагревания осаждающейся воды; от скрытой теплоты кристаллизации при замерзании осаждающейся воды; вызванного охлаждением льда от 0°C до температуры поверхности; вызванного испарением (или сублимацией) с поверхности.

При отсутствии теплообмена с поверхностью уравнение баланса тепловых потоков в общем виде представляется соотношением

$$Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4 + Q_5 + Q_6 = 0$$

Тепловые потоки Q_1, Q_2, Q_4, Q_5 – к поверхности, Q_3 и Q_6 – от поверхности (Рисунок 6).

Подставляя в уравнение теплового баланса формулы для вычисления каждой составляющей, приведённые в диссертации, и учитывая связь между массой осаждающейся воды m_g и водностью набегающего потока w_∞ соотношением $m_g = w_\infty V_\infty E$, можно получить выражение для определения температуры стенки при $T_s < 0^\circ\text{C}$:

$$T_s = \frac{\left[1 - \left(\frac{V_\delta}{V_\infty} \right)^2 (1 - r^*) \right] \frac{V_\infty^2}{2C_p} + T_\infty - \frac{0.622L_{\text{субл}}}{C_p} \left(\frac{e_{T_s, \text{л}} - e_{T_\delta, \text{в}}}{p_\delta} \right) + \frac{w_\infty V_\infty E}{\alpha} \left(L_{\text{крист}} + C_\delta T_\infty + \frac{V_\infty^2}{2} \right)}{\left[1 + \frac{w_\infty V_\infty E}{\alpha} C_\text{л} \right]}, \quad (5)$$

где V_δ , p_δ – скорость и давление на границе пограничного слоя, T_∞ , w_∞ , V_∞ – температура, водность и скорость невозмущенного потока, C_p – удельная теплоемкость воздуха при $T = 0^\circ\text{C}$, C_δ – удельная теплоемкость воды, $C_\text{л}$ – удельная теплоемкость льда, $L_{\text{субл}}$ – скрытая теплота сублимации при $T = 0^\circ\text{C}$, r^* – коэффициент восстановления температуры, $L_{\text{крист}}$ – скрытая теплота кристаллизации при $T = 0^\circ\text{C}$, $e_{T_s, \text{л}}$ – давление насыщенного пара над поверхностью льда при температуре стенки T_s , $e_{T_\delta, \text{в}}$ – давление насыщенного пара над поверхностью воды при температуре на границе пограничного слоя T_δ , α – коэффициент теплоотдачи, E – местный коэффициент улавливания (захвата).

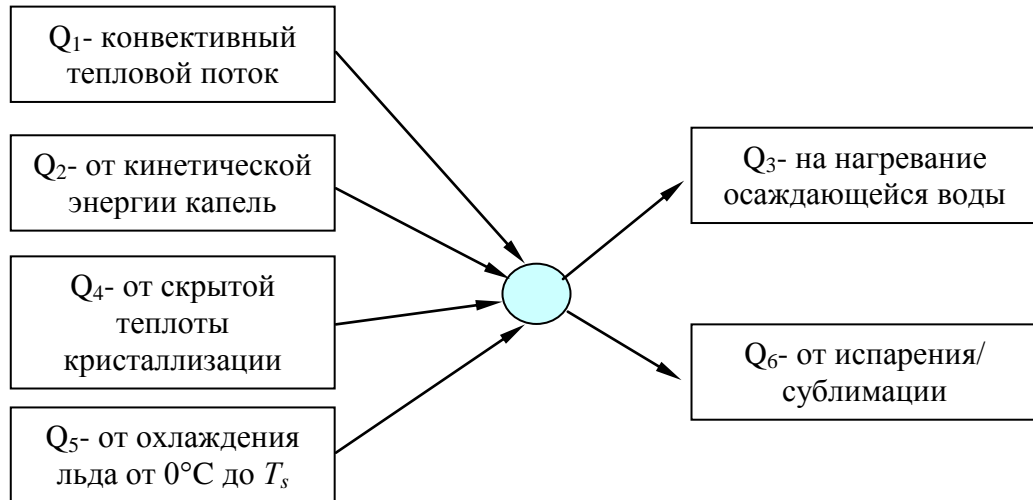


Рисунок 6. Тепловые потоки при обледенении поверхности ВС

Для случая $T_s > 0^\circ\text{C}$ уравнение будет иметь вид:

$$T_s = \frac{\left[1 - \left(\frac{V_\delta}{V_\infty} \right)^2 (1 - r^*) \right] \frac{V_\infty^2}{2C_p} + T_\infty - \frac{0.622L_u}{C_p} \left(\frac{e_{T_s, \text{в}} - e_{T_\delta, \text{в}}}{p_\delta} \right) + \frac{w_\infty V_\infty E}{\alpha} \left(C_\delta T_\infty + \frac{V_\infty^2}{2} \right)}{\left[1 + \frac{w_\infty V_\infty E}{\alpha} C_\delta \right]}, \quad (6)$$

здесь L_u – скрытая теплота испарения воды при $T = 0^\circ\text{C}$, $e_{T_s, \text{в}}$ – давление насыщенного пара над поверхностью воды при температуре стенки T_s .

Как было уже сказано, для вычисления локальных характеристик воздушного потока у внешней поверхности ВС и на границе пограничного слоя используются

численные методы расчётов обтекания. Особую важность в уравнениях (5) и (6) имеют коэффициенты теплоотдачи (α) и захвата (E). Именно от точности их определения во многом зависит достоверность получаемого результата. Коэффициент теплоотдачи может быть рассчитан по известным полуэмпирическим формулам или более точными методами. Как показала практика, для целей сертификации ВС вполне допустимо рассматривать определённый диапазон изменения α и E .

При T_s , стремящейся к 0°C , из уравнения (6) получим выражение для определения критической температуры T_{crit} в точке поверхности:

$$T_{crit} = \frac{\frac{0.622L_u}{C_p} \left(\frac{e_{o,\delta} - e_{T_{\delta,\delta}}}{p_{\delta}} \right) - \left[1 - \left(\frac{V_{\delta}}{V_{\infty}} \right)^2 (1 - r^*) \right] \frac{V_{\infty}^2}{2C_p} + \frac{w_{\infty} V_{\infty} E}{\alpha} \left(\frac{V_{\infty}^2}{2} \right)}{\left(1 + \frac{w_{\infty} V_{\infty} E C_{\delta}}{\alpha} \right)}, \quad (7)$$

где $e_{o,\delta}$ - давление насыщенного пара над поверхностью воды при температуре стенки $T_s=0^\circ\text{C}$.

Критическая температура является определяющим фактором в том случае, если температура набегающего потока выше, чем $T_{crit\ CO}$, но ниже $T_{crit\ КЗО}$. В этом случае на КЗО уже возможно образование льда, а на СО лед ещё не образовывается. Даже при низкой скорости нарастания льда эта ситуация недопустима. Поэтому, требование того, что критическая температура для СО должна быть выше критической температуры КЗО необходимо.

В том случае, когда температура набегающего потока ниже критических температур СО и КЗО, на первый план выходит скорость нарастания льда. Должен быть проведён анализ скорости нарастания льда в КЗО и на СО. Проведение такого анализа связано с вычислением коэффициента намерзания β и критической водности w_{crit} .

Выражение для критической водности получается из уравнения (5) при T_s , стремящейся к нулю:

$$w_{crit} = \frac{\frac{\alpha}{V_{\infty} E} \left[-T_{\infty} + \frac{0.622L_u}{C_p} \left(\frac{e_{o,l} - e_{T_{\delta,\delta}}}{p_{\delta}} \right) - \left[1 - \left(\frac{V_{\delta}}{V_{\infty}} \right)^2 (1 - r^*) \right] \frac{V_{\infty}^2}{2C_p} \right]}{\left(L_{крист} + C_{\delta} T_{\infty} + \frac{V_{\infty}^2}{2} \right)}, \quad (8)$$

здесь $e_{o,l}$ - давление насыщенного пара над поверхностью льда при температуре стенки $T_s=0^\circ\text{C}$.

В зависимости от T_{∞} и w_{∞} выражения (7) и (8) определяют границы между однофазным и двухфазным состоянием оседающей воды на внешней поверхности ВС.

Для определения скорости образования льда необходимо знать коэффициент намерзания β , показывающий какая часть осаждающейся воды замерзает. Известно [8], что с учетом соотношения $m_g = w_\infty V_\infty E$, коэффициент намерзания равен:

$$\beta = 1 - \frac{w_u}{w_\infty}, \quad \text{при } w_\infty < w_{crit} \quad \text{и}$$

$$\beta = 1 - \frac{w_u}{w_\infty} - \left(1 + \frac{C_g T_\infty}{L_{крист}}\right) \left(1 - \frac{w_{crit}}{w_\infty}\right), \quad \text{при } w_\infty > w_{crit},$$

здесь w_u определяется по формуле $w_u = \frac{0.622\alpha}{V_\infty E C_p} \left(\frac{e_{T_{s,l}} - e_{T_{\delta,g}}}{p_\delta} \right)$.

По приведенным формулам определяется масса льда, образовавшегося за единицу времени на единице площади в рассматриваемой области поверхности:

$$m_l = m_g \beta = w_\infty V_\infty E \beta.$$

В работе приведено сравнение скоростей нарастания льда на СО и на входе в воздухозаборник маршевого двигателя регионального самолёта, рассчитанных по приведенным формулам для различных значений водности набегающего потока, и позволяющие сделать вывод о правильности выбора места расположения сигнализатора обледенения.

Изложенным методом проведен анализ соответствия требованиям EASA системы сигнализации обледенения с уровнем «Primary» при сертификации регионального самолета. Учитывая положительные результаты сертификации, а также отсутствие в отечественной практике другого опыта проведения сертификации по данному направлению, разработанный метод может быть рекомендован в качестве основы для подготовки соответствующих официальных МОС.

В разделе 2.5 представлен третий метод, выносимый на защиту - метод обеспечения выполнения сертификационных требований к бортовым средствам вертикального эшелонирования по точности определения барометрической высоты полёта (АП-25 п. 25.1325) [18]. Значение метода увеличилось после введения повышенных требований к точности определения высоты полёта в условиях RVSM, т.е. на эшелонах 290 – 410 (высота полёта 29000 ft – 41000 ft) с минимумом вертикального эшелонирования 300 м (1000 ft), которые с сентября 2011 года введены и в России. Ранее в России таких методов не разрабатывалось.

Невыполнение требований по точности определения высоты полёта на эшелоне в зоне действия RVSM приводит к запрету полётов в этой зоне, т.е. на высоте с 29000 ft (8839.2 м) до 41000 ft (12496.8 м). Однако высота полёта является важным фактором достижения низких расходов топлива самолётов в турбореактивными двигателями. При снижении высоты полёта удельные расходы топлива существенно возрастают.

Как показывают расчёты, для регионального самолёта удельный расхода топлива увеличивается более, чем на 1% при снижении высоты полёта на каждые

1000 ft (300 м). Таким образом, полёт вне зоны RVSM на высоте 29000 ft (8839.2 м) потребует на 10% больше топлива, чем полёт на стандартной высоте 39000 ft (11887.2 м). И это несмотря на то, что сопротивление планера самолёта на меньших высотах ниже из-за повышения числа Рейнольдса («высотная поправка»).

Эти результаты ясно показывают, что крейсерский полёт вне зоны RVSM лишает ВС конкурентоспособности. Возможность полётов в зоне RVSM, обеспечиваемая разработанным методом, эту конкурентоспособность восстанавливает.

Метод основан на выполнении заданных требований по точности определения барометрической высоты за счёт выбора мест расположения датчиков. При этом должны учитываться ограничения: конструкционные, эксплуатационные, интерференционные, требования по молниезащите и птицестойкости.

Размещение датчиков статического давления должно обеспечивать:

- на режиме RVSM - погрешность в определении барометрической высоты не более 80 ft (25 м) [АП-25, Приложение 8.2.2.13(1) к п. 25F.8.2.2.13].
- суммарная погрешность измерения высоты (систематическая погрешность плюс три средних квадратических отклонения погрешности измерения высоты) на ВС не должна превышать 200 ft (60 м) [АП-25, Приложение 8.2.2.13(2) к п.25F.8.2.2.13];
- на уровне моря - ошибка в барометрической высоте по прибору на уровне моря и в условиях стандартной атмосферы, за исключением инструментальной ошибки, не – не более ± 9 м на каждые 185 км/ч скорости при соответствующей конфигурации самолета в диапазоне скоростей от $1.3V_{S0}$ (закрылки выпущены) до $1.8V_{S1}$ (закрылки убраны). Однако нет необходимости, чтобы погрешность была менее ± 9 м» [1, п. 25.13239(е)].

Показания датчика статического давления, определяющего барометрическую высоту полёта, зависят от его места расположения на поверхности ВС и могут не совпадать с истинным давлением. Однако они могут быть скорректированы бортовым вычислителем с учётом угла атаки самолёта и скорости его полёта. Для лучшей корректировки на всех полётных режимах важна малая чувствительность показаний датчика к изменению угла скольжения β и угла атаки α самолёта.

Погрешность в определении барометрической высоты полёта ΔH может быть представлена в виде функции производных статического давления набегающего потока p_∞ по углу атаки, углу скольжения и приборной погрешности Δp_{device} :

$$|\Delta H| = \left| \frac{dH}{dp} \right| \left| \frac{\Delta p_\infty}{p_\infty} \right| p_\infty, \quad \frac{\Delta p_\infty}{p_\infty} = f \left(\frac{\Delta p_\infty}{p_\infty} \Big|_{\Delta \beta}, \frac{\Delta p_\infty}{p_\infty} \Big|_{\Delta \alpha}, \frac{\Delta p_\infty}{p_\infty} \Big|_{\Delta p_{device}} \right).$$

Вводя местный коэффициент давления $C_{p_{loc}} = \Delta p / qS$ и выражая скоростной напор q через число Маха набегающего потока M_∞ , для единицы площади S получим:

$$C_{p_{loc}} = \frac{p_{изм} - p_\infty}{0.7 M_\infty^2 p_\infty}, \quad p_\infty = \frac{p_{изм}}{1 + 0.7 M_\infty^2 C_{p_{loc}}}$$

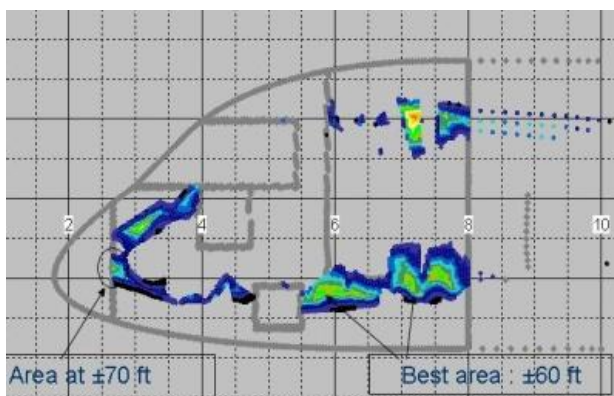
где $p_{изм}$ – показания датчика статического давления. Тогда

$$\begin{aligned} \left| \frac{\Delta p_\infty}{p_\infty} \right|_{\Delta\alpha} &= \frac{0.7M_\infty^2}{1+0.7M_\infty^2 C_{p_loc}} \left[\frac{\partial C_{p_loc}}{\partial \alpha} \Delta\alpha \right], \\ \left| \frac{\Delta p_\infty}{p_\infty} \right|_{\Delta\beta} &= \frac{0.7M_\infty^2}{1+0.7M_\infty^2 C_{p_loc}} \left[\frac{\partial C_{p_loc}}{\partial \beta} \Delta\beta \right], \\ \left| \frac{\Delta p_\infty}{p_\infty} \right|_{\Delta p_device} &= \frac{0.7M_\infty^2}{1+0.7M_\infty^2 C_{p_loc}} \left[\frac{\Delta P_{device}}{0.7M_\infty^2 P_\infty} \right]. \end{aligned} \quad (9)$$

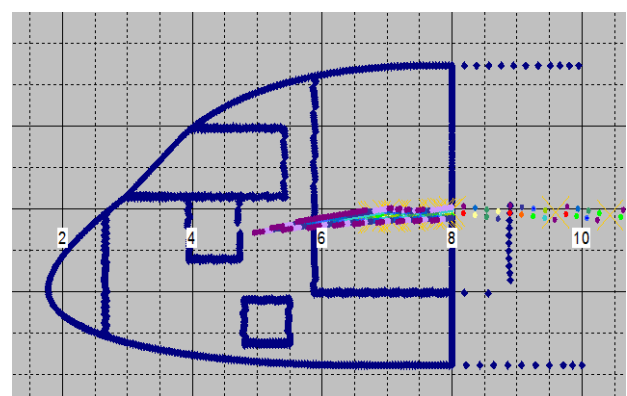
В уравнениях (9) коэффициент давления C_{p_loc} и его производные определяются расчётными методами (расчётный комплекс «ЕВТ-ЦАГИ»), а величина Δp_{device} известна из паспортных данных датчика. Основная идея метода - нахождение зон на поверхности для размещения датчиков статического давления, где требования о минимальной зависимости статического давления от угла атаки и угла скольжения самолёта удовлетворяются в лучшей степени для всех режимов крейсерского полёта. Пересечение этих зон является наилучшим местом для размещения датчиков (Рисунок 7, а).

Аналогичный подход справедлив для нахождения мест расположения датчиков углов атаки, когда критерием является минимальное изменение местных углов атаки (Рисунок 7, б), а также датчиков полного давления и температуры. Хотя датчики температуры и полного давления не используются при определении барометрической высоты полёта, вихревой след от неправильно установленных таких датчиков может оказывать неблагоприятное влияние на показания датчиков статического давления и углов атаки.

Размеры зон размещения датчиков определяются ограничениями на величины погрешностей в (9), которые должны быть такими, чтобы выполнялись сертификационные требования по точности определения барометрической высоты полёта.



а)



б)

Рисунок 7. Расчётные зоны мест наилучшего размещения датчиков СВС

Представленные в Главе 2 методы позволяют не только определять соответствие сертификационным требованиям, но и осознанно подходить к выбору мест размещения датчиков СВС и сигнализатора обледенения, т.е., заранее обеспечивать возможность выполнения предъявляемых требований.

Все три разработанных метода непрерывно совершенствуются. Это касается, в первую очередь, этапа расчётов обтекания. Основные направления совершенствования - уменьшение времени расчётов и повышение их точности.

Третья глава работы посвящена вопросам оценки возможного изменения аэродинамических характеристик ВС при производстве самолётов и ремонтах основной силовой конструкции планера.

В процессе работ по обеспечению заявленных лётных характеристик регионального самолёта выявлено, что определение величины вредного сопротивления дефектов внешней поверхности с помощью существующих методик не всегда даёт правильные результаты, особенно на трансзвуковых скоростях полёта. Эти методики, по большей части основанные на эмпирических данных, имеют существенные ограничения, как по скоростям потока, так и по месту расположения дефектов. Особенно это касается зон с большими градиентами давления, наиболее влияющими на сопротивление. Для ликвидации этих недостатков традиционных методик предложено использовать теоретические методы обтекания ВС, аналогичные рассмотренным в предыдущих разделах.

Разработана методика оценки изменения аэродинамических характеристик от дефектов внешней поверхности ВС. Использование теоретических расчётных методов обтекания позволило установить зависимости изменения вредного сопротивления от величин и места расположения дефектов поверхности и скорректировать результаты широко применяемых на производстве эмпирических методик путём введения рассчитанных поправочных коэффициентов на замеренные величины дефектов. В остальном использование методик не меняется.

В качестве примера приведён анализ обтекания крыла самолёта с дефектом в установке предкрылка – неплотным прилеганием хвостика предкрылка к поверхности крыла. За ступенькой от предкрылка образуется скачок уплотнения (Рисунок 8), вызывающий рост волнового сопротивления.

Зависимость сопротивления от величины ступеньки оказывается квадратичной и хорошо согласуется с лётными данными. Традиционные методики дают заниженное сопротивление. На основании выявленных зависимостей удалось обновить аэродинамические требования к внешней поверхности самолёта. В частности, для регионального самолёта были повышены требования к установке предкрылка на производстве и при ремонтах.

На основании полученных результатов разработаны рекомендации по использованию предкрылка с «преднатягом», когда ступенька ликвидируется автоматически за счёт упругости конструкции предкрылка. Установка модифицированного предкрылка реализована на реальном самолёте в 2016 году.

С учётом использования разработанной методики предложена технология непрерывного мониторинга вредного сопротивления внешней поверхности конкретного экземпляра ВС на производстве.

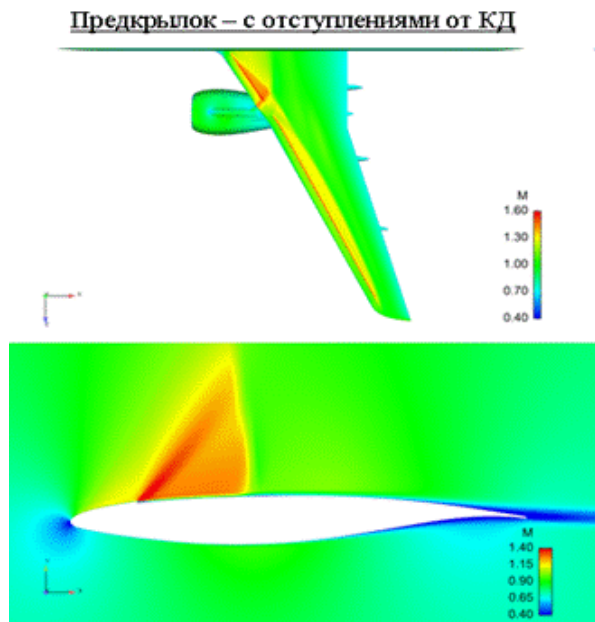


Рисунок 8. Распределение местных скоростей в сечении со ступенькой за предкрылком ($M_\infty=0.78$, $\alpha=2.5^\circ$)

Кроме мест расположения датчиков СВС, на их показания существенно влияет и качество их установки. С помощью расчётов обтекания проанализировано влияние на показания статического давления таких дефектов, как ступеньки при установке плиты на фюзеляж и приёмников статического давления на плиту, волнистость поверхности самой плиты и прилегающей к ней поверхности фюзеляжа, перекосы в установке приёмников статического давления. Установлены зависимости показаний датчиков от величин производственных дефектов.

В качестве примера на Рисунке 9 приведено распределение изменения статического давления от различных дефектов, пересчитанные в погрешности по высоте полёта в среднем сечении плиты статического давления. Исследовалось влияние таких дефектов как западание и выступание плиты относительно фюзеляжа (дефекты 2 – 4, 16), выступание и западание приёмников статического давления (дефекты 6, 7, 16), их перекося (дефект 10).

Погрешности от производственных дефектов в измерении высоты полёта на крейсерских режимах могут достигать в местах размещения точек замеров давления ($x \sim 9.35$ м и 9.55 м) величин $20 \div 30$ ft ($6 \div 9$ м), что составляет значительную часть от установленного сертификационными требованиями предела 80 ft (25 м).

Исходя из необходимости безусловного выполнения названных требований, были проанализированы возможности минимизации погрешностей для всех плит статического давления, установлены зависимости величины погрешностей от режимов полёта.

Полученные зависимости были подтверждены экспериментально [18]. Совместно с ЛИИ проведены лётные испытания регионального самолёта с плитой статического давления, имеющей дефекты с известными параметрами, а затем с доработанной плитой. Показания датчиков статического давления, рассчитанные

с помощью полученных зависимостей, полностью совпали с экспериментальными данными.

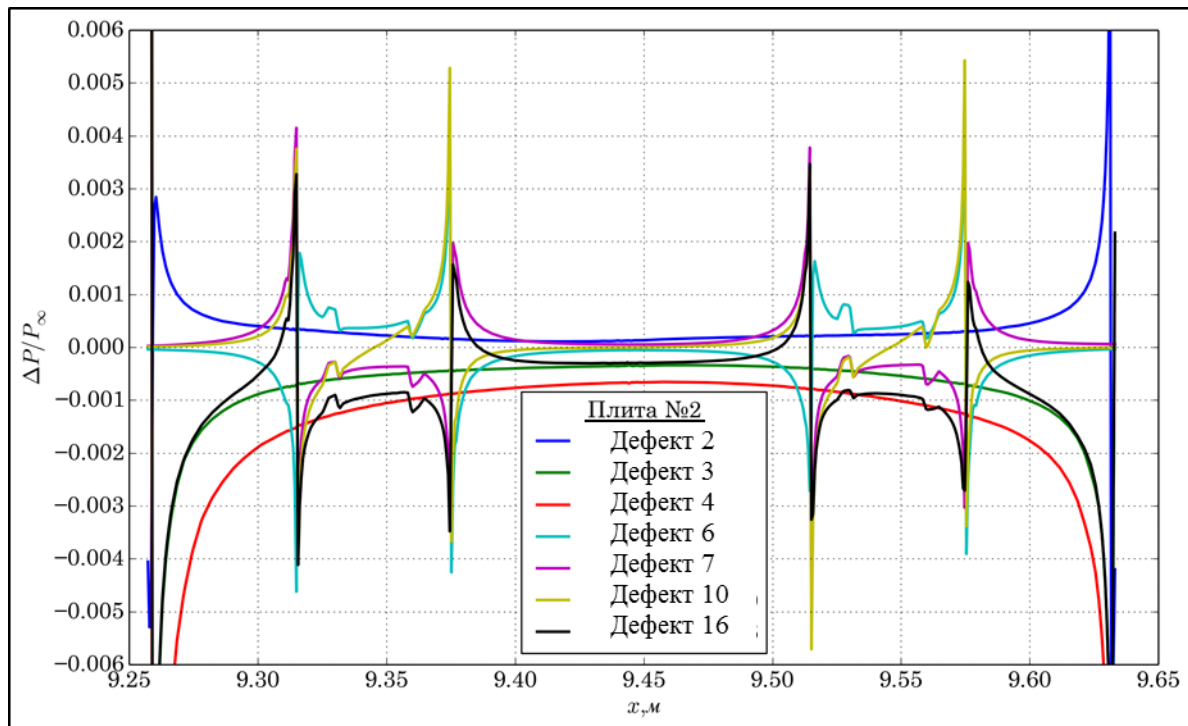


Рисунок 9. Изменения давления при дефектах в установке датчика статического давления на цилиндрической части фюзеляжа

На основании выявленных зависимостей разработаны требования к предельным величинам отклонений от номинала установочных параметров датчиков на производстве ВС и при их ремонте в процессе эксплуатации. Точность применённых теоретических методов позволяет оперировать величинами порядка сотых долей миллиметра. Для регионального самолёта эти требования отнесены к особо важным, что обеспечило выполнение полётов в зоне RVSM без нарушений.

Четвёртая глава работы посвящена исследованиям совершенствования ВС, находящихся в эксплуатации. Проанализированы некоторые направления улучшения характеристик ВС, связанные как с модификацией их геометрических параметров, так и с обоснованием ограничений, накладываемых на допустимые режимы полёта.

В разделе 4.2 рассмотрены возможности улучшения АДХ на начальном этапе эксплуатации, в разделе 4.3 - возможности расширения ожидаемых условий эксплуатации ВС, в частности за счёт модификации створок основных опор шасси (ООШ). В качестве примера рассмотрена широко используемая в мире схема раскрытия створок со «щитком» над колесом (створка 2 на Рисунке 10).

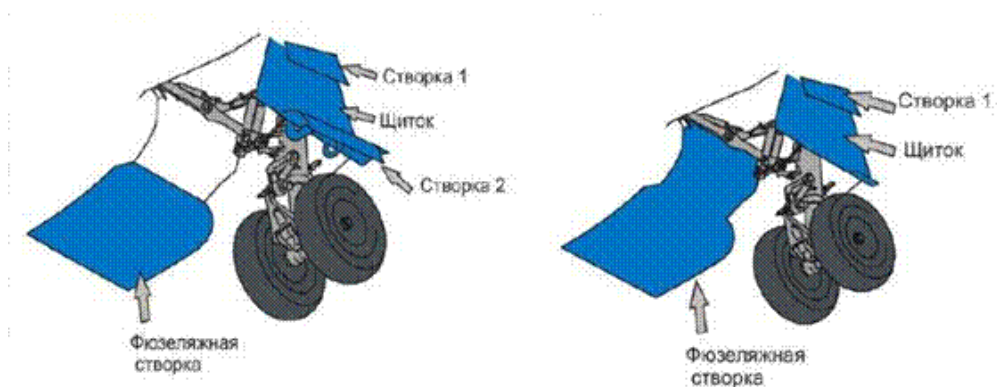


Рисунок 10. Створки ООШ до- и после модификации

При использовании на региональном самолёте такая схема приводила к необоснованно высокому сопротивлению компоновки при выпущенном шасси. Анализ показал, что это - результат высокой интерференции между створкой 2, колесом ООШ, крылом, фюзеляжем и близко расположенной мотогондолой маршевого двигателя большой степени двухконтурности. В целях снижения вредной интерференции проведены расчётные и экспериментальные исследования. Однако, использование теоретических численных методов не позволило получить адекватной картины обтекания из-за сложности течения в рассматриваемой зоне и основные результаты получены экспериментально в аэродинамической трубе Т-203 СибНИА. Исследования проводились на аэродинамической модели с различными вариантами створок при взлётном положении механизации крыла. Было исследовано множество вариантов, как с изменением положения створки 2, так и с изменением её размеров. Получены зависимости влияния этих параметров на аэродинамическое качество модели, позволившие выбрать оптимальный вариант геометрии, обеспечивающий снижение сопротивления шасси на 40 каунтов ($\Delta C_{xa}=0.0040$). Створка 2 была практически ликвидирована, а площадь фюзеляжной створки увеличена.

Реализация такого решения на региональном самолёте подтвердила снижение сопротивления шасси и позволила существенно повысить максимальный взлётный вес при высоких температурах и в условиях высокогорья, что эквивалентно увеличению дальности полёта или возможности перевозки дополнительной полезной нагрузки [19].

Ещё большее повышение аэродинамического совершенства обещает установка законцовок крыла. Установка законцовок на уже летающие ВС ранее в России не встречалась (на Ту-154М устанавливались концевые «обтекатели»). Законцовки увеличивают изгибающий момент крыла, что требует усиления конструкции, а для летающего самолёта выполнение значительного объёма доработок экономически нецелесообразно.

В разделе 4.4 описан, разработанный совместно с ЦАГИ, метод, позволяющий обеспечить установку законцовок без значительных доработок конструкции крыла [20]. Основная идея метода – установка законцовок с особыми характеристиками при числах Маха, превосходящих максимальные эксплуатационные, т.е. на тех, для которых важны прочностные ограничения, а не хорошая аэродинамика. Особенностью обтекания этих законцовок является

резкий сдвиг центра давления назад при больших Махах (Рисунок 11), что уменьшает угол атаки концевых сечений, нагрузка на них падает, изгибающий крыла момент снижается.

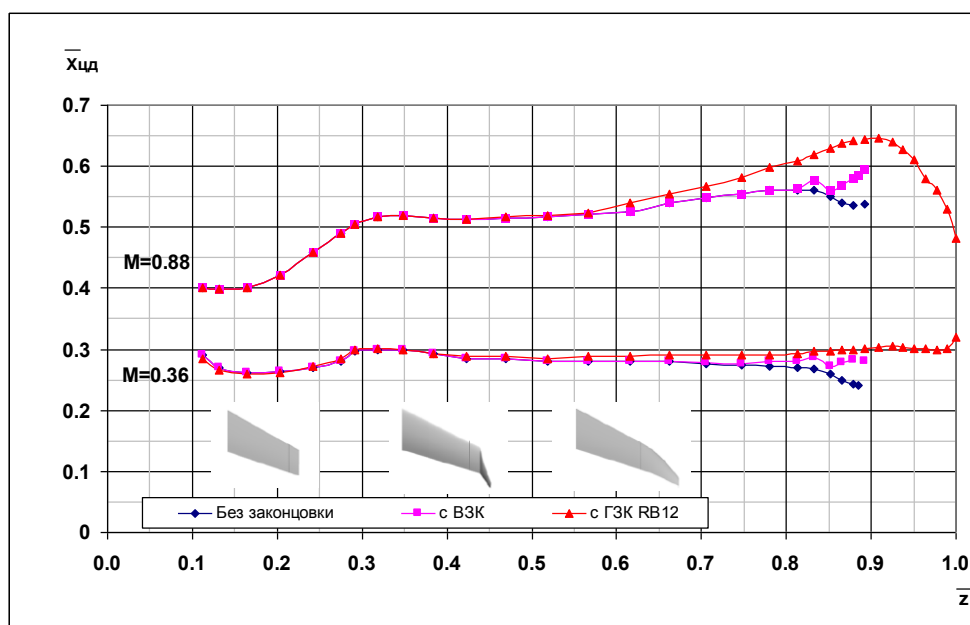


Рисунок 11. Положение центра давления сечений крыла при различных типах законцовок

При проектировании законцовок использовался вычислительный комплекс ЦАГИ BLWF-58, в котором учитывались упругие деформации крыла. В качестве основных рассматривались два критерия — реализация максимального аэродинамического качества на крейсерском режиме и обеспечение на высоких числах Маха изгибающего момента крыла не выше заданного.

Западные разработчики отработку эффективности законцовок крыла проводят с учётом испытаний в АДТ упругоподобных моделей или жёстких моделей с имитацией деформаций. Это объясняется тем, что аэродинамика законцовок на стреловидном крыле в большей степени зависит от деформаций, чем аэродинамика самого крыла. Если аэродинамическое качество крыла слабо зависит от прогибов крыла, а определяется геометрической круткой, которая для крейсерских режимов может быть оптимизирована введением стапельной крутки, на обтекание законцовок деформации крыла оказывают значительное влияние.

Так как в данном случае законцовки устанавливаются на уже летающий самолёт, предложено замеры деформаций проводить на реальном ВС с помощью фотограмметрического метода. Впервые в отечественной практике была отработана технология замеров деформаций крыла большого удлинения в полёте с высокой точностью (до 0.35 мм). Такой подход позволяет учесть не только особенности силовой конструкции крыла, но и особенности обтекания реальной геометрии самолёта, включающей в себя и возможные производственные дефекты внешней поверхности (Рисунок 12) [9].

Разработанные таким образом законцовки крыла планируется устанавливать с 2018 года на серийных региональных самолётах, что позволит увеличить

аэродинамическое качество, уменьшить расход топлива на $4 \div 5\%$ и повысить их конкурентоспособность.



Рисунок 12. Замеры деформаций крыла в полёте фотограмметрическим методом.

В заключении диссертационной работы приводятся общие выводы по результатам проведённых исследований в целом.

Основные результаты работы:

1. Получена оценка влияния двигателей большой степени двухконтурности на АДХ дозвуковых самолётов для различных режимов полёта. Разработаны технические решения по повышению аэродинамических характеристик транспортных самолётов-низкопланов с двигателями большой степени двухконтурности под крылом. Показано, что модификация пилона маршевого двигателя позволяет повысить аэродинамическое качество на крейсерских режимах на $\sim 0.2 \div 0.3$ и увеличить $M_{кр}$ на $\sim 0.01 \div 0.015$. На посадочных режимах использование наплыва на пилоне и вихрегенератора на мотогондоле может увеличивать $C_{ya\ max}$ на $\sim 0.1 \div 0.2$. Для оптимизации характеристик реверса тяги отработаны испытания аэродинамических моделей в АДТ ЦАГИ Т-104 на специальном стенде с моделированием работы реверса.

2. Обеспечено повышение конкурентоспособности ВС расширением области ожидаемых условий эксплуатации для условий обледенения путём разработки метода гарантированного выполнения сертификационных требований к работе датчиков СВС в условиях обледенения. Обоснованное использование CFD-методов для расчёта локальных параметров потока, в том числе относительной влажности, позволило установить зависимость условий обледенения датчиков от мест их размещения на поверхности фюзеляжа. Разработаны рекомендации для уточнения отечественных методов определения соответствия новым сертификационным требованиям к работе датчиков СВС в условиях обледенения.

Обеспечена возможность сертификации датчиков по европейским и американским нормам.

3. Разработан метод реализации аэродинамического совершенства ВС в зоне действия RVSM при гарантированном выполнении сертификационных требований по повышенной точности определения барометрической высоты полёта. Невыполнение этих требований приводит к необходимости снижения высоты крейсерского полёта до 29000 ft (8839.2 м) и менее, что увеличивает расход топлива на 10% и более по сравнению с расходом топлива при полёте на высоте 40000 ft (12192 м). Показано, что выполнение сертификационных требований может быть гарантировано путём нахождения рациональных мест размещения датчиков СВС, обеспечивающих требуемую точность показаний датчиков на всех режимах полёта при учёте целого ряда ограничений: конструктивных, эксплуатационных, интерференционных и т.д. Места размещения датчиков определяются с помощью CFD-методов нахождением зон, где показания датчиков наиболее стабильны к изменению параметров полёта. Установлены зависимости между погрешностью показаний датчиков и зонами их установки. Показано, что погрешности существенно зависят и от качества установки датчиков. Исследовано влияние на показания датчиков таких производственных дефектов как ступеньки на датчиках статического давления, волнистость поверхности плит статического давления и поверхности фюзеляжа возле плит, перекося приёмников статического давления. Показано, что погрешности в установке датчиков, существенно влияющие на показания, могут составлять порядка 0.05 мм. На основании проведённых исследований разработаны требования к максимально допустимым размерам дефектов при установке датчиков СВС на производстве.

4. Обеспечено повышение конкурентоспособности ВС расширением области ожидаемых условий эксплуатации ВС для условий обледенения путём разработки метода гарантированного выполнения сертификационных требований к системе сигнализации обледенения. На основе использования CFD-методов для расчёта локальных параметров потока вокруг ВС и анализа тепловых потоков на его поверхности установлены принципы рационального размещения сигнализатора обледенения. Разработаны рекомендации для уточнения отечественных методов определения соответствия новым сертификационным требованиям к системе сигнализации обледенения. Обеспечена возможность сертификации системы сигнализации обледенения по европейским и американским нормам.

5. Разработаны технические решения по повышению аэродинамического совершенства ВС, находящихся в эксплуатации. В частности - путём установки специальных законцовок крыла с ограниченным изгибающим моментом. Предложен подход к аэродинамическому проектированию законцовок, при котором геометрия законцовки обеспечивает повышение аэродинамического качества на крейсерских режимах и, за счёт резкого смещения назад центра давления, существенно разгружает концевые сечения крыла на режимах, являющимися расчётными по прочности. Использование таких законцовок позволяет обеспечить повышение аэродинамического качества на 4÷5% без существенных и дорогостоящих доработок конструкции ВС.

6. Представленные научно-технические решения по выполнению сертификационных требований могут быть использованы в качестве основы для разработки и совершенствования отечественных нормативных и рекомендательных документов в организации процесса сертификации авиационной техники.

Основное содержание диссертации отражено в работах:

1. Шевяков В.И. Аэродинамические критерии качества поверхности ВС // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. № 163. С. 133 – 137. (0,31 п.л.).
2. Шевяков В.И. К вопросу обеспечения безопасности полетов в условиях обледенения // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. № 172. С. 148–152. (0,31 п.л.).
3. Шевяков В.И. Обеспечение выполнения требований по защите воздушных судов от обледенения // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. № 177. С. 72–77. (0,38 п.л.).
4. Шевяков В.И. Учет влияния бафтинга на безопасность полета при проектировании и эксплуатации пассажирских воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. № 177. С. 78 – 83. (0,38 п.л.).
5. Шевяков В.И. Инженерный метод определения соответствия воздушных судов сертификационным требованиям для условий обледенения // Научный вестник МГТУ ГА. 2013. № 188. С. 46–52. (0,44 п.л.).
6. Шевяков В.И. Решение новых задач аэродинамики в процессе сертификации самолетов транспортной категории - система воздушных сигналов // Научный вестник МГТУ ГА. 2013. № 188. С. 53–60. (0,5 п.л.).
7. Шевяков В.И. Определение вредного сопротивления транспортных воздушных судов на трансзвуковых скоростях // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 199. С. 62 – 73. (0,75 п.л.).
8. Шевяков В.И. Решение новых задач аэродинамики в процессе сертификации самолетов транспортной категории - противообледенительная система // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 199. С. 74–82. (0,5 п.л.).
9. Шевяков В.И. К вопросу определения геометрии крыла транспортного воздушного судна в полёте // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 212. С. 60 – 65. (0,38 п.л.).
10. Шевяков В.И. Способы совершенствования воздушных судов в целях сохранения конкурентоспособности на перспективу // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 212. С. 66 – 73. (0,5 п.л.).
11. Терехин В.А., Шевяков В.И. Использование CFD-методов в проектно-конструкторских работах по самолетам семейства RRJ // Материалы XVIII школы-семинара ЦАГИ «Аэродинамика летательных аппаратов», п. Володарского 1 – 2 марта 2007 г. Изд-во ЦАГИ, 2007. С. 91. (0,1 п.л./0,05 п.л.).
12. Исследования по разработке аэродинамической компоновки и АДХ самолета SSJ-100 / В.И. Шевяков [и др.] // Материалы XIX школы-семинара ЦАГИ «Аэродинамика летательных аппаратов», п. Володарского 28 - 29 февраля 2008 г. Изд-во ЦАГИ. 2008. С. 99. (0,1 п.л./0,01 п.л.).
13. Исследования по разработке аэродинамической компоновки самолета «Сухой Суперджет-100» / В.И. Шевяков [и др.] // Тезисы докладов IX

Международного научно-технического симпозиума «Авиационные технологии XXI века» (ASTEC'07), Москва 17 августа 2007 г. Изд-во ЦАГИ. 2007. С. 58–59. (0,1 п.л./0,01 п.л.).

14. Задачи аэродинамики при сертификации самолета SSJ-100 для условий обледенения / В.И. Шевяков [и др.] // Материалы XXIII научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского 1 – 2 марта 2012 г. Изд-во ЦАГИ. 2012. С. 97. (0,1 п.л./0,025).

15. Аэродинамика самолета SSJ-100 при больших углах атаки и при сваливании / В.И. Шевяков [и др.] // Материалы XXII научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского 3 – 4 марта 2011 г. Изд-во ЦАГИ. 2011. С. 60. (0,1 п.л./0,01 п.л.).

16. Лысенков А.В., Терехин В.А., Шевяков В.И. Расчетная оценка характеристик потока вблизи фюзеляжа в условиях обледенения // Материалы XXII научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского 3 – 4 марта 2011 г. Изд-во ЦАГИ, 2011. С. 102-103. (0,13 п.л./0,07 п.л.).

17. Шевяков В.И., Чернов Ю.П. Методика определения параметров обледенения внешней поверхности самолета // Материалы XXIII научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского 1 – 2 марта 2012 г. Изд-во ЦАГИ, 2012. С. 198. (0,1 п.л./0,05 п.л.).

18. Обеспечение требований по вертикальному эшелонированию системой воздушных параметров самолета SSJ-100 / В.И. Шевяков [и др.] // Материалы XXII научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского 3 – 4 марта 2011 г. Изд-во ЦАГИ. 2011. С. 133 - 134. (0,1 п.л./0,025).

19. Влияние взлётно-посадочных характеристик на коммерческую эффективность эксплуатации пассажирского самолёта / В.И. Шевяков [и др.] // Материалы XXVI научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского 26 – 27 февраля 2015 г. Изд-во ЦАГИ. 2015. С. 110. (0,1 п.л./0,025 п.л.).

20. Проектирование скошенных законцовок крыла для самолёта SSJ-100 / В.И. Шевяков [и др.] // Материалы XXVI научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского 26 – 27 февраля 2015 г. Изд-во ЦАГИ. 2015. С. 65. (0,1 п.л./0,025 п.л.).

21. Долотовский А.В., Шевяков В.И. Результаты использования фотограмметрического метода для определения геометрических параметров крыла самолёта SSJ-100 // Материалы XXV научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского 27 – 28 февраля 2014 г. Изд-во ЦАГИ, 2014. С. 116 - 117. (0,125 п.л./0,1 п.л.).

22. Кабин С.В., Ципенко В.Г., Шевяков В.И. Некоторые особенности влияния упругих деформаций на аэродинамические характеристики летательного аппарата в области их нелинейного изменения по углу атаки // Обеспечение безопасности полетов при эксплуатации гражданских воздушных судов / Сб. науч. тр. МИИГА, 1991. С. 74 – 79. (0,38 п.л./0,2 п.л.).

23. Комплексные исследования аэродинамики силовой установки самолета SSJ-100 / В.И. Шевяков [и др.] // Материалы XX школы-семинара ЦАГИ

«Аэродинамика летательных аппаратов». п. Володарского 26 - 27 февраля 2009 г. Изд-во ЦАГИ. 2009. С. 121-122. (0,125 п.л./0,02 п.л.).

24. Исследования СибНИА по отработке аэродинамики нового регионального самолёта SSJ-100 на взлётно-посадочных и малоскоростных режимах полёта / В.И. Шевяков [и др.] // Труды всероссийской научно-технической конференции по аэродинамике летательных аппаратов и прочности авиационных конструкций, Новосибирск 17 – 19 июня 2008 г. Изд-во СибНИА. 2009. С. 50-57. (0,5 п.л./0,1 п.л.).

25. Анализ критериев начала бафтинга стреловидного крыла / В.И. Шевяков [и др.] // Материалы XXV научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского 27 – 28 февраля 2014 г. Изд-во ЦАГИ. 2014. С. 209 - 210. (0,125 п.л./0,02 п.л.).

26. Особенности развития отрыва пограничного слоя на крыле регионального самолёта / В.И. Шевяков [и др.] // Материалы XXVI научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского 26 – 27 февраля 2015 г. Изд-во ЦАГИ. 2015. С. 94. (0,1 п.л./0,01 п.л.).

27. Исследования аэродинамики самолета SSJ-100 на полумодели в аэродинамической трубе Т-128 ЦАГИ / В.И. Шевяков [и др.] // Материалы XX школы-семинара ЦАГИ «Аэродинамика летательных аппаратов», п. Володарского 26 - 27 февраля 2009 г. Изд-во ЦАГИ. 2009. С. 20. (0,1 п.л./0,01 п.л.).

28. Васин И.С., Ципенко В.Г., Шевяков В.И. Учёт влияния статических деформаций конструкции транспортного самолёта на его аэродинамические и лётно-технические характеристики // Обеспечение безопасности полётов при эксплуатации гражданских воздушных судов: сборник научных трудов. М.: МИИГА. 1987. С. 38–47. (0,625 п.л./0,4 п.л.).

29. О влиянии полётной деформации конструкции при эксплуатации транспортного самолёта на аэродинамическую компоновку крыла / В.И. Шевяков [и др.] // Моделирование полета и аэродинамические исследования: сборник научных трудов. Киев: КИИГА. 1988. С. 37–43. (0,438 п.л./0,2 п.л.).

30. Васин И.С., Ципенко В.Г., Шевяков В.И. Влияние статической упругости конструкции на компоновку транспортного самолёта во взлётно-посадочной конфигурации // Обеспечение безопасности полётов при эксплуатации гражданских воздушных судов. Вопросы математического моделирования особых случаев полета: межвузовский тематический сборник научных трудов. М.: РИО МИИГА. 1988. С. 77–83. (0,438 п.л./0,4 п.л.).

31. Васин И.С., Ципенко В.Г., Шевяков В.И. Влияние упругости конструкции на аэродинамические характеристики и безопасность полётов воздушных судов // V Всесоюзная научно-практическая конференция по безопасности полётов «Безопасность полётов и профилактика авиационных происшествий». 1 – 3 ноября 1988 года. Тезисы докладов. Л.: Изд-во ОЛАГА. 1988. С. 16. (0,1 п.л./0,08 п.л.).

32. Васин И.С., Ципенко В.Г., Шевяков В.И. Оптимизация аэродинамических форм крыла воздушных судов на режимах крейсерского полёта // Моделирование полета и идентификация характеристик воздушных судов гражданской авиации: сборник научных трудов. Киев: КИИГА. 1989. С. 71–77. (0,438 п.л./0,4 п.л.).

33. Кабин С.В., Ципенко В.Г., Шевяков В.И. Приближенная оценка влияния упругих деформаций конструкции на аэродинамические характеристики крыла большого удлинения в области нелинейного изменения по углу атаки // Обеспечение безопасности полётов при эксплуатации гражданских воздушных судов: межвузовский тематический сборник научных трудов. М.: РИО МИИГА. 1989. С. 95 – 103. (0,563 п.л./0,3 п.л.).

34. Исследование аэродинамических характеристик модели самолёта SSJ-100SV, усовершенствованного для повышения его полезной нагрузки / В.И. Шевяков [и др.] // Тезисы докладов XIII школы-семинара СибНИА «Аэродинамика и динамика полёта летательных аппаратов». 11 - 13 марта 2015 года. Седова заимка. Новосибирск. Изд-во СибНИА. 2015. С. 31 - 33. (0,188 п.л./0,05 п.л.).

35. Ignatyev D.I., Khrabrov A.N., Kolinko K.A., Bazhenov S.G., Shevyakov V.I. Experimental Study of Unsteady Aerodynamic Characteristics of Transport Aircraft in Icing Conditions / 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS 2017), Milan, Italy. 2017. 10 p. (0,625 п.л./0,1 п.л.).

36. Shevyakov V., Soudakov V. Comparison of numerical and experimental results // FP7 Buffet and Transition delay control investigated within European-Russian cooperation for improved Flight performance (BUTERFLI). Rep. D1.17. EC. 2017. 19 p. (1,18 п.л./1 п.л.).

37. Shevyakov V., Soudakov V. Analysis of the technology concepts // FP7 Buffet and Transition delay control investigated within European-Russian cooperation for improved Flight performance (BUTERFLI). Rep. D1.18. EC. 2017. 40 p. (2,5 п.л./2,2 п.л.).

38. Экспериментальное исследование влияния обледенения на нестационарные аэродинамические характеристики модели пассажирского самолета / В.И. Шевяков [и др.] // Материалы XXVII научно-технической конференции по аэродинамике. Изд-во ЦАГИ. 2016. С. 88. (0,1 п.л./0,02 п.л.).

39. Крыло летательного аппарата и подкрыльевой пилон: патент 2312791 РФ / В.И. Шевяков В.И. [и др.] заявл. 30.10.06; опубл. 20.12.07. Бюл. № 35.

40. Самолет и его стреловидное крыло: патент 2398709 РФ / В.И. Шевяков В.И. [и др.] заявл. 15.06.09; опубл. 10.09.10. Бюл. № 35.

41. Стреловидное крыло самолета и аэродинамический профиль (варианты): патент 2406647 РФ / В.И. Шевяков В.И. [и др.] заявл. 15.06.09; опубл. 20.12.10. Бюл. № 35.

42. Способ аэродинамических испытаний модели летательного аппарата и стенд для его осуществления: патент 2421701 РФ / В.И. Шевяков [и др.] заявл. 10.12.09; опубл. 20.06.11. Бюл. № 17.

43. Способ аэродинамических испытаний модели летательного аппарата (варианты) и установка для его осуществления: патент 2421702 РФ / В.И. Шевяков [и др.] заявл. 10.12.09; опубл. 20.06.11. Бюл. № 17.