

## СВЕДЕНИЯ О РЕЗУЛЬТАТАХ ПУБЛИЧНОЙ ЗАЩИТЫ ДИССЕРТАЦИИ

**Диссертационный совет:** Д 212.125.10 **Соискатель:** Гуереш Джахид

**Тема диссертации:** Методика многодисциплинарной оптимизации по выбору параметров законцовок крыльев магистральных самолетов.

**Специальность:** 05.07.02 - «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов» (технические науки)

### **Решение диссертационного совета по результатам защиты диссертации:**

На заседании «27» декабря 2018 г. диссертационный совет принял решение присудить Гуерешу Джахиду ученую степень кандидата технических наук. При проведении тайного голосования диссертационный совет в количестве 17 человек, из них 6 докторов наук по специальности 05.07.02 - «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов» (технические науки), участвовавших в заседании, из 23 человек, входящих в состав совета, проголосовали: за - 17, против - 0, недействительных бюллетеней - 0.

**Присутствовали:** председатель д.т.н., проф. Денискин Ю.И.; заместитель председателя д.т.н., проф. Бойцов Б.В.; секретарь совета к.т.н., доц. Денискина А.Р.; д.т.н., проф. Боголюбов В.С.; д.т.н., доц. Долгов О.С.; д.т.н., проф. Дудченко А.А.; д.т.н., проф. Ендогур А.И.; д.т.н., проф. Комков В.А.; д.т.н., проф. Куприков М. Ю.; д.т.н., проф. Лисейцев Н.К.; д.т.н., проф. Панкина Г.В.; д.т.н., проф. Подколзин В.Г.; д.ф.-м.н., проф. Рабинский Л.Н.; д.т.н., доц. Рахманов М.Л.; д.т.н., проф. Сироткин О.С.; д.т.н., проф. Туркин И.К.; д.т.н., проф. Фирсанов В.В.

Ученый секретарь  
диссертационного совета Д 212.125.10  
к.т.н., доцент

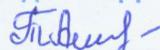


А.Р. Денискина



И.о. начальника отдела УДС МАИ

Т.А. Денискина



**ЗАКЛЮЧЕНИЕ ДИССЕРТАЦИОННОГО СОВЕТА Д 212.125.10  
НА БАЗЕ ФЕДЕРАЛЬНОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО БЮДЖЕТНОГО  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО УЧРЕЖДЕНИЯ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ (НАЦИОНАЛЬНЫЙ  
ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» ПО ДИССЕРТАЦИИ  
НА СОИСКАНИЕ УЧЕНОЙ СТЕПЕНИ КАНДИДАТА НАУК**

аттестационное дело № \_\_\_\_\_

решение диссертационного совета от 27 декабря 2018 года, № 13

О присуждении Гуерешу Джахиду, гражданину Алжирской Народно-Демократической Республики ученой степени кандидата технических наук.

Диссертация «Методика многодисциплинарной оптимизации по выбору параметров законцовок крыльев магистральных самолетов» принята к защите 25 октября 2018 г., протокол № 9 диссертационным советом Д 212.125.10 на базе федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Министерство науки и высшего образования Российской Федерации, 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, приказ о создании диссертационного совета № 714/НК от 02.11.2012 г.

Соискатель Гуереш Джахид 1990 года рождения. В 2014 году соискатель с отличием окончил федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по специальности «Самолето- и вертолетостроение».

Гуереш Джахид в период с 30.09.2014 г. по 14.09.2018 г. обучался в очной аспирантуре федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)». На период подготовки диссертации с 30.09.2014 г. по 14.09.2018 г. Гуереш Джахид был аспирантом кафедры 105 «Аэродинамика летательных аппаратов» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения

высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Гуереш Джахид работал с марта 2015 года по май 2016 года в должности ассистента кафедры 105 «Аэродинамика летательных аппаратов» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)». С мая 2016 г. по февраль 2017 г. – инженер-конструктор Акционерного Общества «Инженерный Центр ИКАР».

**Диссертация выполнена** на кафедре 105 «Аэродинамика летательных аппаратов» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Министерство науки и высшего образования Российской Федерации.

**Научный руководитель** - кандидат физико-математических наук, доцент **Попов Сергей Александрович**, федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», кафедра 105 «Аэродинамика летательных аппаратов», доцент.

**Официальные оппоненты:**

**Пейгин Сергей Владимирович**, доктор физико-математических наук, профессор, ООО «ОПТИМЕНГА-777», генеральный директор.

**Теперин Леонид Леонидович**, кандидат технических наук, федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского», отдел «НИО-10», начальник дали положительные отзывы на диссертацию.

**Ведущая организация** Акционерное общество «Гражданские самолёты Сухого», г. Москва, в своем положительном заключении, подписанном Недосекиным Андреем Олеговичем, старшим вице-президентом по разработке; Шевяковым Владимиром Ивановичем, доктором технических наук, начальником департамента аэродинамических характеристик, указала, что диссертация Гуереша Джахида представляет собой законченную научную работу, построенную на аналитическом и вычислительном

материале соискателя, обладающую определенной научной и практической ценностью при анализе эффективности законцовки крыла пассажирского самолета. Диссертация отвечает критериям п. 9 «Положения о присуждении ученых степеней», утвержденного Постановлением Правительства РФ от 24.09.2013 г. № 842, которым должны отвечать диссертации на соискание ученых степеней.

Соискатель имеет 10 опубликованных работ, в том числе по теме диссертации 5 статей, опубликованных в рецензируемых научных изданиях. Различные аспекты материалов диссертации отражены в отчете о научно-исследовательских работах.

Наиболее значительные работы:

1. Gueraiche D, Popov S. Winglet Geometry Impact on DLR-F4 Aerodynamics and an Analysis of a Hyperbolic Winglet Concept /Gueraiche D, Popov S. // Aerospace, 2017.– Vol.4(4):60.
2. Гуереш Д., Попов С.А. Улучшение аэродинамики крыла пассажирского самолета с помощью законцовки треугольной формы в плане / Гуереш Д., Попов С.А. // Научный вестник МГТУ ГА. – 2018. – Т. 21. № 1.– С.124-136.
3. Гуереш Д., Попов С.А. Повышение топливной эффективности пассажирского самолета за счет минимизации веса неплоской несущей поверхности / Гуереш Д., Попов С.А. // Труды МАИ. – 2018, №100. – 31 с.
4. Гуереш Д., Попов С.А. К определению формы и размеров законцовки крыла дозвукового пассажирского самолета / Гуереш Д., Попов С.А. // Авиационная Техника. 2018.– №3.– С.14-21.
5. Гуереш Д., Попов С.А. Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик крыла с треугольным выступом различных конфигураций / Гуереш Д., Попов С.А. // Авиационная Техника. 2016.– №3.

**На диссертацию и автореферат поступили отзывы:**

**- от ведущей организации Акционерного общества «Гражданские самолёты Сухого», г. Москва. Отзыв положительный. Имеются замечания:**

1. По оформлению. Хотя в тексте упоминается слово «глава», ни в Оглавлении, ни в названиях разделов этого слова нет.

2. В разделе 1 при анализе поля течения вокруг крыла условно определены 4

характерные зоны: вблизи фюзеляжа, вблизи мотогондолы, зона двумерного обтекания, зона влияния концевых вихря. Особенности обтекания в зонах прокомментированы не совсем корректно. А некоторые способы борьбы с отрицательными эффектами в зонах, например, в 4-й зоне при помощи полу- W-образной формы крыла в плане - совсем не верны.

3. Предложенная целевая функция топливной эффективности недостаточно полно сформирована: при расчётах изгибающего момента крыла рассматривается нагрузка лишь на крейсерском режиме.

- от официального оппонента **Пейгина Сергея Владимировича**, доктора физико-математических наук, профессора, генерального директора ООО «ОПТИМЕНГА-777», инновационный центр СКОЛКОВО, г. Одинцово, Московская область. Отзыв положительный. Имеются замечания:

1. В диссертации и автореферате ничего не сказано о сравнительной точности используемого программного продукта ANSYS Fluent для расчета аэродинамических характеристик компоновки самолета DLR-F4 по сравнению с другими численными методами, представленными на AIAA Drag Prediction Workshop.
2. Нет данных о параметрах вычислительной сетки на крыле с законцовкой: сколько точек вдоль размаха крыла, в том числе сколько точек вдоль законцовки, сколько точек в пристенном слое у поверхности.
3. В рассмотренной постановке не учитывается влияние на оптимальное решение ограничения на момент тангажа, необходимого для обеспечения устойчивости полета самолета.

- от официального оппонента **Теперина Леонида Леонидовича**, кандидата технических наук, начальника отдела «НИО-10», федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского», г. Жуковский, Московская область. Отзыв положительный. Имеются замечания:

1. Примененный критерий поиска оптимальной конструкции, конечно, может являться относительным многодисциплинарным показателем преимущества

одной компоновки перед другой, но в диссертации не указана связь этого критерия с общепринятыми критериями, такими как расход топлива на пассажирокилометр или прямыми эксплуатационными расходами.

2. Для оценки веса конструкции крыла используются нагрузки, близкие к крейсерскому режиму полета. Это не соответствует авиационным правилам для этого типа самолетов (АП-25), которые требуют для этой цели выхода на перегрузку 2.5 с запасом прочности 1.5. Допустить такой подход можно только при линейном поведении целевой функции по перегрузке, что требует отдельного рассмотрения.
3. В продолжение второго замечания хотелось бы пожелать в дальнейшем исследовать характеристики упругости конструкции крыла с концевым устройством при больших перегрузках и больших деформациях. Возможно в этом кроется еще одно преимущество законцовок.
4. В списке литературы указано много ссылок на работы, представленные короткими тезисными публикациями на конференции ЦАГИ по аэродинамике. Желательно было бы дать ссылки на более развернутые работы.
5. В работе часто встречаются орфографические ошибки и неточности в формулировке предложений.

- от **Волкова Андрея Викторовича**, доктора физико-математических наук, начальника отделения аэродинамики самолетов и ракет (НИО-2 ЦАГИ), федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского», г. Жуковский, Московская область, отзыв положительный. Имеются замечания:

1. Из автореферата не ясно как в действительности решается аэроупругая задача: учитывается ли обратное влияние деформации конструкции на аэродинамику крыла (производятся ли итерации?) или делается только один шаг? Как это может повлиять на окончательный результат?
2. Напряжения на картинках, приведенных на стр. 14 и 16 показаны в Паскалях [Па], а в таблице сравнения напряжений на стр. 17 в Мега Паскалях [МПа].
3. Знак поверхностного интеграла на стр. 14 отображается некорректно.

- от **Киселева Михаила Александровича**, доктора технических наук, профессора, исполняющего обязанностей заведующего кафедрой «Аэродинамика, конструкция и прочность летательных аппаратов» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации», г. Москва. Отзыв положительный. Имеются замечания:

1. В автореферате не раскрыта взаимосвязь топливной эффективности ВС, максимизация которой обозначена в качестве цели работы, и используемого в работе критерия оценки проектных решений - тяги, потребной для осуществления горизонтального установившегося полета.

2. В автореферате не представлены количественные результаты верификации разработанной расчетной модели.

- от **Ерохина Павла Васильевича**, кандидата технических наук, начальника отдела аэродинамических исследований ПКЦ «Аэродинамика» публичного акционерного общества «Туполев», г. Москва. Отзыв положительный. Имеются замечания:

1. Из автореферата, не ясно было ли проведено сравнение результатов расчётов крыла с законцовками с данными полученными экспериментальным или аналитическим путём.

2. В третьей главе автореферата вызывает сомнение правильность написания формулы №2 для определения изгибающего момента, так как не ясно, из каких соображений синус угла развала законцовки умножается  $L_{кр.}$ , а не на  $L_{зак.}/2$ .

- от **Кругляковой Ольги Валентиновны**, кандидата технических наук, главного конструктора по аэродинамике, динамике полёта и системе управления публичного акционерного общества «Авиакомплекс им. С.В. Ильюшина» (ПАО «Ил»), г. Москва. Отзыв положительный. Имеются замечания:

1. В автореферате не приведено примеров достигнутого уровня аэродинамического качества современных лайнеров, что затрудняет сравнительную оценку полученного автором выигрыша от законцовки.

2. Автор проводит сравнение эффективности законцовок с разными углами

развала, однако важным является также сравнение с крылом увеличенного удлинения без концевой поверхности.

3. В автореферате не нашел отражения вопрос о преимуществах крыла с законцовкой в плане увеличенного запаса путевой устойчивости самолёта.

4. К сожалению, в автореферате не указано, какие ограничения помимо изгибающего момента в корне крыла, накладываются на габаритные размеры и геометрию законцовки.

- от **Попова Сергея Александровича**, кандидата технических наук, доцента, заместителя начальника кафедры аэродинамики и безопасности полета военного учебно-научного центра военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж. Отзыв положительный. Имеются замечания:

1. Методика проектировочного расчета величины внешней нагрузки, действующей на консоль крыла с законцовками, учитывает только приращение изгибающего момента в корневых сечениях крыла. Неучет нагрузок в местах крепления законцовки к крылу при разных углах ее развала может привести к ошибкам в определении расчетной нагрузки.

2. Из автореферата неясно, как влияет увеличение удлинения крыла на потерю эффективности законцовки типа винглет Уиткомба.

3. Методика количественной оценки выигрыша в топливной эффективности пассажирского самолета с крыльями, имеющими законцовки, не учитывает приращения углов атаки сечений консолей крыла, обусловленные упругими деформациями крыла, что может привести к изменению картины распределения аэродинамических нагрузок и изгибающего момента по размаху крыла.

4. Из автореферата неясно, каким образом идеализация конструкции крыла в виде моноблочной схемы повышает точность расчета КСС.

- от **Комарова Валерия Андреевича**, доктора технических наук, профессора кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева». Отзыв положительный. Имеются замечания:

1. В диссертации отсутствует четкая математическая постановка проектной задачи, не выписаны: целевая функция, проектные переменные и ограничения.
2. В тексте автореферата на с.10 некоторое недоумение вызывает фраза «Данное условие может быть обеспечено только если аэродинамическое качество растет быстрее чем масса самолета». Как сравнивать эти величины?
3. В автореферате и, видимо, в диссертации не рассматриваются физические причины изменения аэродинамического качества и увеличения нагруженности крыла. По каким-то причинам не приводится график распределения подъемной силы по размаху крыла с различными законцовками, не обсуждается отдельно изменение величин индуктивного сопротивления и сопротивления трения.

#### **Выбор официальных оппонентов и ведущей организации обосновывается**

следующим:

- официальные оппоненты работают на ведущих предприятиях аэрокосмической отрасли, имеют значительный опыт в научно-исследовательской и проектно-конструкторской работе в области проектирования, испытаний, производства и эксплуатации пассажирских самолетов;

- ведущая организация обладает значительным опытом создания моделей для анализа аэродинамических компоновок и конструктивно-силовых схем крыльев, а также исследования их теоретических и экспериментальных характеристик.

#### **Диссертационный совет отмечает:**

1. Считать диссертационную работу Гуереша Д. научно-квалификационной работой, в которой изложены новые научно-обоснованные технические решения и методики, имеющие существенное значение при проектировании и прогнозировании эксплуатационных характеристик крыльев магистральных самолетов, оснащённых концевыми устройствами.

2. На основании выполненных соискателем исследований:

- **разработана** новая методика расчета аэродинамической нагрузки на законцовку крыла в зависимости от ее геометрических параметров, позволяющая оценить изменения аэродинамической нагрузки и напряжённо-деформированного состояния по размаху крыла с законцовкой;

- впервые **предложены** количественные критерии эффективности концевой части устройства, позволяющие сравнивать различные проектно-конструкторские решения и исследовать поведение законцовки на разных режимах полета магистрального самолета;

- **разработан** способ параметризации криволинейных при виде спереди несущих поверхностей для расчета распределения аэродинамической нагрузки по размаху;

- **доказана** перспективность использования криволинейной концевой части аэроупругого крыла большого удлинения для повышения топливной эффективности магистральных самолетов;

**новые понятия не вводились.**

**Теоретическая значимость исследования обоснована тем, что:**

- **доказана** необходимость исследования новых междисциплинарных постановок задач об оптимизации внешней геометрии концевых устройств крыла. Важной особенностью таких постановок является учёт совмещённого влияния внешней формы законцовки как на характер обтекания, так и на внутренние силовые факторы несущей конструкции и, как следствие, на ее массу;

- **доказано**, что аналитические модели, основанные на зависимостях местных углов атаки и скольжения от общего угла атаки самолета, позволяют комплексно описывать процессы изменения картины обтекания консоли крыла и распределения аэродинамической нагрузки на разных режимах полета;

- впервые **получена** количественная оценка роста аэродинамической нагрузки на консоль крыла после добавления законцовок с разными углами развала. Показано, что на больших углах атаки, законцовки с большим углом развала испытывают рост нагрузки в 2 раза превышающий аналогичный рост при установке вертикальной законцовки или концевой шайбы;

- эффективно **использованы** средства автоматизации инженерного анализа (вычислительная аэродинамика, оптимизация и расчет конструкции), методы математического анализа и постановки научного эксперимента;

- вычислительно-экспериментально **подтверждена** работоспособность предложенной методики сопоставлением результатов аналитических расчетов и вычислительного эксперимента, прошедшего предварительную верификацию и

валидацию с использованием результатов физических экспериментов;

- **предложен** способ описания геометрии криволинейных при виде спереди несущих поверхностей (криволинейной законцовки и деформированного крыла большого удлинения) с помощью параметризирующей функции второго порядка;

- **изложены** принципы использования полученных результатов в существующих методах аэродинамического проектирования несущих поверхностей.

**Значение полученных соискателем результатов исследования для практики подтверждается тем, что:**

- **предложена** новая методика, дополняющая существующие методы оценки величины и распределения аэродинамической нагрузки по размаху крыла с законцовкой;

- **разработана** система инженерных формул, позволяющая на ранних этапах проекторочного расчета крыла количественно оценить вклад законцовки в нагружение консоли крыла, в ее массу и аэродинамическое качество самолета на разных режимах полета;

- **получена** доказательная база следующего: выигрыш в аэродинамическом качестве при установке законцовки большого угла развала может достичь до 5% в условиях крейсерского режима полета на малых углах атаки. С учётом конструкционно-весовых потерь, выигрыш в потребной тяге двигателя составляет около 1,5%. В условиях взлёта и набора высоты на больших углах атаки, потери в аэродинамическом качестве из-за срыва концевых сечений законцовки могут составить до 3%. Применение криволинейной законцовки устраняющей срыв концевых сечений позволяет уменьшить потребную тягу двигателя и повысить топливную эффективность самолёта до 2%;

- **доказана практическая необходимость применения** разработанной методики для достижения компромиссов между выигрышем в аэродинамическом качестве после установки концевого устройства и весовыми потерями, связанными с дополнительными нагрузками на консоль крыла.

#### **Реализация результатов исследований.**

Результаты работы отражены в научно-исследовательском отчёте «Эволюция, этап 1», выполненном для ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени

профессора Н.Е. Жуковского» по разработке рекомендаций для совершенствования аэродинамики и акустики самолета МС-21, в рамках государственной программы «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы» и государственного контракта от «31» августа 2016 г. №16411.1770290019.18.031. Результаты работы также используются в учебном процессе на кафедре «Аэродинамика летательных аппаратов» ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

**Оценка достоверности результатов исследования выявила следующее:**

- **проведено** вычислительно-экспериментальное обоснование предложенной методики при объеме выборки режимов обтекания, необходимом и достаточном для получения достоверных значений;

- **установлено** качественное соответствие авторских результатов с опубликованными результатами исследований других авторов;

- **использован** вычислительно-экспериментальный материал, полученный высокоточным методом вычислительной аэродинамики.

**Личный вклад соискателя состоит в следующем:**

- разработана новая методика оценки изменения картины обтекания концевой части аэроупругого крыла большого удлинения с концевыми устройствами и его напряженно-деформированного состояния;

- разработан способ параметризации криволинейной законцовки с переменным углом развала;

- определены количественные критерии оценки эффективности концевых устройств в контексте компромиссного проектирования внешней формы крыла и его конструкции;

- получены вычислительно-экспериментальные подтверждения адекватности разработанной методики при варьировании угла развала законцовки типа «винглет» в выявлении зависимости количественных критериев оценки нагружения законцовки от общего угла атаки крыла (самолета). На основе данных зависимостей построены графические модели поведения системы «крыло-законцовка»;

- выполнена подготовка публикаций по представленной работе.

