

## СВЕДЕНИЯ О РЕЗУЛЬТАТАХ ПУБЛИЧНОЙ ЗАЩИТЫ ДИССЕРТАЦИИ

**Диссертационный совет:** Д 212.125.08

**Соискатель:** Ша Мингун

**Тема Диссертации:** Влияние интегральной компоновки силовой установки и планера сверхзвукового пассажирского самолета на его эффективность.

**Специальность:** 05.07.05 – «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»

**Решение диссертационного совета по результатам защиты диссертации:** На заседании 18 ноября 2019 года диссертационный совет пришёл к выводу о том, что диссертация представит собой научно-квалификационную работу, которая соответствует критериям, установленным Положением о присуждении ученых степеней, утвержденным постановлением Правительства Российской Федерации от 24 сентября 2013 г. № 842, и принял решение присудить Ша Мингун ученую степень кандидата технических наук.

**Присутствовали:** председатель диссертационного совета Равикович Ю.А., ученый секретарь диссертационного совета Зуев Ю.В., члены диссертационного совета: Абашев В.М., Агульник А. Б., Демидов А.С., Козлов А.А., Краев В.М., Лесневский Л.Н., Марчуков Е.Ю., Молчанов А.М., Надирадзе А.Б., Назаренко И.П., Ненарокомов А.В., Никитин П.В., Попов Г.А., Силуянова М.В., Тазетдинов Р.Г., Тимушев С.Ф., Хартов С.А., Чванов В.К.

Ученый секретарь диссертационного совета

Д 212.125.08, д.т.н., профессор

 Ю.В.Зуев

И.о.начальника отдела УДС МАИ

Т.А. 



ЗАКЛЮЧЕНИЕ ДИССЕРТАЦИОННОГО СОВЕТА Д 212.125.08,  
СОЗДАННОГО НА БАЗЕ ФЕДЕРАЛЬНОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО  
БЮДЖЕТНОГО ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО УЧРЕЖДЕНИЯ ВЫСШЕГО  
ОБРАЗОВАНИЯ «МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»  
МИНИСТЕРСТВА НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ, ПО ДИССЕРТАЦИИ  
НА СОИСКАНИЕ УЧЕНОЙ СТЕПЕНИ КАНДИДАТА НАУК

аттестационное дело № \_\_\_\_\_

решение диссертационного совета от 18.11.2019 № 26

О присуждении Ша Мингун, гражданину Китайской Народной Республики, ученой степени кандидата технических наук.

Диссертация «Влияние интегральной компоновки силовой установки и планера сверхзвукового пассажирского самолета на его эффективность» по специальности 05.07.05 – «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» принята к защите 16.09.2019 г. (протокол № 11) диссертационным советом Д 212.125.08, созданным на базе федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, приказ Минобрнауки РФ о создании диссертационного совета - №105/нк от 11.04.2012.

Соискатель Ша Мингун, 1987 г. рождения, работает преподавателем в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» Министерства науки и высшего образования Российской Федерации.

В 2013 г. соискатель окончил магистратуру федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования "Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет". В 2018 г. окончил аспирантуру федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Диссертация выполнена на кафедре «Теория воздушно-реактивных двигателей» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» Министерства науки и высшего образования Российской Федерации.

Научный руководитель – доктор технических наук Агульник Алексей Борисович, Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», кафедра «Теория воздушно-реактивных двигателей», заведующий кафедрой.

Официальные оппоненты:

- Луковников Александр Валерьевич, доктор технических наук, доцент, Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова», отделение «Авиационные двигатели», начальник отделения;

- Зиненков Юрий Владимирович, кандидат технических наук, Военный учебно-научный центр ВВС «Военно - воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», кафедра «Авиационные двигатели», старший преподаватель

дали положительные отзывы на диссертацию.

Ведущая организация – публичное акционерное общество «Туполев», г. Москва, в своем положительном отзыве, подписанном Кощевым А.Б., д.т.н., заместителем председателя НТС ПАО «Туполев», Мининым О.П.,

директором программы ПАО «Туполев» и утвержденном Солозобовым В.И., заместителем генерального директора ПАО «Туполев» по проектированию, НИР и ОКР, указала, что результатом работы является решение важной задачи актуального направления в области создания сверхзвукового административного самолета. Автором разработана методика использования энергетической механизации крыла сверхзвукового пассажирского самолета для снижения шума двигателя при взлете. Показано, что существует оптимальное значение величины отбираемого от двигателя расхода воздуха, при котором шум, генерируемый истекающей струей из двигателя на режиме взлета самолета, будет минимален. Такая оптимизация в условиях заданных требований потенциального рынка сверхзвуковых административных самолетов может значительно повысить реализуемость и конкурентоспособность проекта, выявить эффективные пути удовлетворения жестких технических и экологических ограничений. Результаты и выводы диссертации Ша Мингун могут быть использованы в авиационных вузах как материал, показывающий необходимость интегрального рассмотрения системы «самолет–двигатель» для решения современных проблем проектирования перспективных ЛА.

Работа отвечает всем требованиям «Положения о присуждении ученых степеней», утверждённого постановлением Правительства Российской Федерации от 24.09.2013 г. № 842, предъявляемым к диссертациям на соискание ученой степени кандидата наук, а ее автор, Ша Мингун заслуживает присуждения ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.05. - «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов».

Соискатель имеет 7 опубликованных работ, все по теме диссертации, общим объемом 1,5 п.л., из них в рецензируемых научных изданиях опубликовано 4 работы. Из 7 печатных работ: 4 - статьи в научных журналах, 3 - тезисы докладов на научных конференциях;

Эти работы посвящены:

- разработке методики расчетного исследования интегральной компоновки силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета, в которой достигается существенное улучшение аэродинамических характеристик самолета при его взлете за счет организации выдува отбираемого воздуха из наружного контура двигателя на верхнюю поверхность закрылка;

- разработке и исследованию возможностей применения методов математического моделирования натекания дозвукового потока на профиль крыла с отклоняемым закрылком в двухмерной и трехмерной постановке;

- анализу результатов расчетного исследования аэродинамических характеристик системы «крыло – силовая установка» при различных величинах отбираемого воздуха из наружного контура двигателей и углах отклонения закрылка;

- исследованию оптимизация системы «крыло – силовая установка» по критерию минимизации уровня шума, генерируемого реактивной струей двигателя, при выполнении самолетом взлета с полосы заданной длины.

Авторский вклад заключается в проведении расчетных исследований, обобщении их результатов и подготовке публикаций в рецензируемых журналах.

В диссертации отсутствуют недостоверные сведения об опубликованных работах.

Наиболее значительные работы:

1. Ша М., Агульник А.Б., Яковлев А.А. Анализ результатов математического моделирования натекания дозвукового потока на профили лопаток в двухмерной постановке // Труды МАИ. 2017. №93. URL: [http://trudymai.ru/upload/iblock/111/shamingun\\_agulnik\\_yakovlev\\_rus.pdf?lang=ru&issue=93](http://trudymai.ru/upload/iblock/111/shamingun_agulnik_yakovlev_rus.pdf?lang=ru&issue=93).

2. Ша М., Агульник А.Б., Яковлев А.А. Влияние расчетной сетки при математическом моделировании натекания дозвукового потока на профиль перспективной лопатки с отклоняемой задней кромкой в трехмерной

постановке // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24, № 4. С. 110-121.

3. Ша М., Агульник А.Б., Яковлев А.А., Шкурин М.В. Анализ различных факторов влияющих на длину пробега при взлете сверхзвукового делового самолета // Научно-технический журнал "Двигатель". 2018. № 6 (120). С. 2-6.

4. Ша М., Агульник А.Б., Яковлев А.А. Анализ крыла с энергетической механизацией путем выдува воздуха от двигателя // Насосы. Турбины. Системы. 2018. № 4 (29). С. 38-48.

На диссертацию и автореферат поступили следующие отзывы (все отзывы положительные).

**Отзыв на диссертацию официального оппонента, доктора технических наук, доцента Луковникова А.В. содержит замечания:**

1. В автореферате на странице 7 указывается, что диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения и приложения. Однако в самой пояснительной записке к диссертации содержится четыре главы, а приложение отсутствует.

2. При оценке эффективности снижения шума автора не учитывает увеличение веса силовой установки и планера СПС из-за добавления запорных устройств (клапанов) и трубопроводов в фюзеляже и крыле для подачи сжатого воздуха к закрылкам. Представляется, что при сохранении абсолютной массы полезной нагрузки относительная масса конструкции и взлетная масса СПС увеличатся (т.к. ухудшится весовое совершенство), что в конечном итоге может привести не к снижению, а к увеличению потребной взлетной тяги двигателей.

3. Для рассматриваемого двигателя АЛ-31 получено оптимальное значение отбираемого на механизацию расхода воздуха  $G_{в отб} = 20$  кг/с, что составляет почти 18% от суммарного расхода воздуха через двигатель. Естественно, что при таком отборе режим течения в узлах двигателя будет отличаться от расчетного. Однако автор не приводит оценок, как при этом

изменится КПД компрессора и гидравлические потери (коэффициент сохранения полного давления) во втором контуре и в камере смешения.

4. В диссертации не указан примененный метод оптимизации. Возникает ощущение, что оптимальное значение  $G_B$  отб найдено не численным, а графическим методом - по характерному экстремуму, показанному на рисунке 4.15.

5. На рисунке 3.29 диссертации показано, что закрылок с щелевым выдувом занимает около  $2/3$  размаха крыла. Однако далее в тексте отмечается, что отклоняемый закрылок расположен вдоль размаха крыла. В итоге не ясно, каков относительный размах закрылка принят в работе, и как учитывался этот параметр при определении значения коэффициента подъемной силы всего крыла.

6. Формулировка задачи №3 на странице 4 автореферата подразумевает разработку математической модели ТРДД при значительных отборах воздуха. Однако в самой диссертации на странице 16 такой задачи уже нет, а предусматривается рассмотрение уже разработанных моделей и использование существующего программного комплекса для расчета характеристик двигателя.

7. В работе не анализируются последствия отказа одного двигателя, когда не будет выдува струи воздуха на одной плоскости крыла (в предположении, что каналы отборов воздуха от двух двигателей между собой не связаны): при взлете из-за несимметричности картины обтекания крыла возникает опрокидывающий аэродинамический момент  $M_x$ , который необходимо будет парировать экипажу.

8. В тексте диссертации неоднократно отмечается, что отбор воздуха для сдува пограничного слоя с закрылка осуществляется от второго контура ТРДД. Однако на странице 117 указывается, что отбор воздуха производится из-за последней ступени компрессора двигателя. В итоге имеет место неточное указание точки отбора воздуха.

9. Значение скоростей истечения реактивной струи двигателя в работе имеют порядок 550-700 м/с. Однако исследования, в том числе проводимые в ЦИАМ и ЦАГИ, показывают, что приемлемый уровень шума на взлете для удовлетворения нормам ИКАО может быть достигнут при  $C_c$  не более 400-450 м/с.

**Отзыв на диссертацию официального оппонента, кандидата технических наук Зиненкова Ю.В.** содержит замечания:

1. Непонятно сформулированное в работе противоречие «с одной стороны с обеспечением эффективного сверхзвукового полета, а с другой с обеспечением малошумного режима этого двигателя во время взлета самолета с учетом ограничения взлетно-посадочной полосы»;

2. На стр. 73 рис. 3.4 выполнен с явными ошибками;

3. На стр. 84 ссылка на таблицу 1 неверная;

4. На стр. 103 в табл. 3.4 значения полного давления равно 101325 Па и полной температуры 300 К указаны для числа маха равного 0,184, здесь требуется пояснение, так как полное давление с увеличением числа маха растет, а ранее были указаны значения параметров на входе, как стандартные атмосферные условия;

5. Не понятно название главы № 4 «Верификация между потребной тягой двигателя и уровнем шума на взлетном режиме самолета»;

6. На стр. 130 при вычислении относительного уровня уменьшения акустической мощности струи имеются различия в формуле при постановке числовых значений, откуда появилась 8 степень;

7. В диссертации разработана математическая модель интегральной системы «крыло-силовая установка» при организации выдува отбираемого от двигателя воздуха на верхнюю поверхность отклоняемого закрылка. При этом не представлена структурная схема указанной модели, которая бы наглядно демонстрировала ключевые ее особенности;

8. В работе решалась задача оптимизации, но описания ее постановки и применяемого, при этом, метода оптимизации в тексте не представлено;



9. Также следует отметить большое количество орфографических и стилистических ошибок.

**Отзыв на диссертацию ведущей организации – Публичного акционерного общества «Туполев»** содержит замечания:

1. Название диссертационной работы не совсем соответствует рассмотренной в диссертации задаче. Решенная в диссертации задача является только одной из задач, определяющей эффективность сверхзвукового пассажирского самолета.

2. В тексте диссертационной работы отмечено много орфографических и синтаксических ошибок.

3. Результаты аэродинамических расчетов сравниваются с достаточно старыми экспериментальными исследованиями (40-е, 50-е годы 20-века). В настоящее время имеются значительно более подробные экспериментальные исследования энергетической механизации крыла.

4. Приведенные автором значения полученных скоростей истечения из сопла не обеспечивают необходимый уровень шум, требуемый нормативными документами ИКАО.

**Отзыв на автореферат диссертации Белых С.В.**, кандидата технических наук, доцента, директора Балтийского инжинирингового центра машиностроения БФУ им. И. Канта содержит замечания:

1. В работе приведены результаты анализа только для одного двигателя (АЛ-31) и конкретной форме профиля (НАСА-65,3-418). Остается не ясной возможность применения разработанной методики для других типов двигателей и аэродинамических профилей крыла.

2. В автореферате недостаточно полно представлены результаты численного моделирования обтекания крыла с учетом и без учета дополнительного регулирования выдуваемого потока воздуха для различных режимов взлета (изменение скорости самолета, изменение угла атаки крыла, изменение углов отклонения элементов механизации).

**Отзыв на автореферат диссертации Зрелова В. А.**, доктора технических наук, профессора кафедры «Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов» ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» содержит замечания:

1. В автореферате отсутствуют сведения о внедрении результатов научного исследования.

2. Несмотря на то, что полученное автором оптимальное значение величины отбираемого от двигателя и вдуваемого на верхнюю поверхность закрылка воздуха, составляет один из элементов научной новизны работы, в автореферате отсутствуют какие-либо исследования влияния количества двигателей и их размерности на уровень снижения шума.

**Отзыв на автореферат диссертации** сотрудников кафедры «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВО «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева» - доктора технических наук, профессора, заведующего кафедрой **Ремизова А.Е.** и кандидата технических наук, доцента, доцента кафедры **Пономарева В.А.** содержит замечания:

1. Показанная на рис.1 концепция сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения (СПС-2) имеет аэродинамическую схему - бесхвостка. Использование отклонения закрылка на взлете приводит к появлению пикирующего момента, который в этой схеме не сбалансирован. Необходимо использовать либо конвертируемую схему (Ту-144, Mirage Milan фирмы Dassault), либо схему «утка» (проект С-21, Т-4, ХВ-70) или триплан-тандем (С-51).

2. Утверждение, что «Проведенные в ЦАГИ исследования показали, что возможно в значительной степени увеличить подъемную силу крыла при взлете самолета, используя энергетическую механизацию крыла, т.е. осуществляя управляемый выдув отбираемого от двигателя сжатого воздуха в щель закрылка» не отражает в полном объеме реальную ситуацию. Эти

исследования были реализованы на серийных самолетах МиГ-21ПФС и Су-15 для уменьшения посадочной скорости. В реферате нет упоминания и о двух других, палубных самолетах, имевших систему сдува пограничного слоя с крыла - F-4B, F-4J, F-4K Phantom II и Blackburn Buccaneer. Было бы корректнее использовать для верификации также и данные по испытаниям самолетов, имеющих систему сдува пограничного слоя с закрылков, а не только продувки в аэродинамической трубе самолета, участника Корейской войны.

3. В реферате упоминается схема двигателя, который называется АЛ-31. Если это АЛ-31Ф, созданный в ОКБ-155, то его схема – ТРДДФ, которая не подходит для СПС-2 из-за большого расхода топлива на форсажных режимах. Если это бесфорсажная модификация АЛ-31Ф, то не упоминаются какие-либо изменения схемы. Отборы воздуха в предлагаемых количествах (от 10 до 40 кг/с) по-разному влияют на работу ТРДДсм и ТРДДр. Так как расход воздуха через внешний контур у АЛ-31Ф составляют 40,7 кг/с, то предполагается в одном из расчетных случаев весь воздух второго контура направить на обдув закрылков. В реферате не отражены результаты расчета двигателя при его дросселировании и одновременном отборе воздуха до значения 40 кг/с. Не упоминается о том, что каковы будут запасы динамической устойчивости компрессора для принятой схемы ТРДД в этих условиях.

4. В реферате не показаны итоговые результаты математического моделирования натекания дозвукового потока на крыловые профили с отклонением закрылка и выдувом отбираемого от двигателя воздуха, выполненного в третьей главе. Но именно эти результаты определяют возможное уменьшение скорости отрыва от ВПП и степень дросселирования двигателя для уменьшения скорости струи и шума на взлете.

5. Найдено значение отбираемого воздуха от наружного контура двигателя, которое обеспечило наибольшее снижение акустической мощности реактивной струи двигателя. Однако не вычислено значение

уровня шума в абсолютном выражении, что не позволяет оценить возможность выполнения норм Главы 4 ИКАО и вклад предлагаемого мероприятия в осуществление концепции СПС-2.

6. В реферате не упоминается о проверке необходимости учета влияния шума, возникающего на закрылках в результате их обдува, на общий уровень шума.

7. Система сдува пограничного слоя с закрылка с помощью отбора сжатого воздуха от двигателя требует весовых издержек. Для САС проблема весового совершенства является весьма острой. Для полной оценки влияния предлагаемого метода снижения уровня шума на эффективность СПС-2 необходимо учитывать увеличение взлетного веса за счет использования предлагаемой системы.

**Отзыв на автореферат диссертации Коршенко В.Н.,** кандидата тех. наук, доцента, заместителя главного конструктора-начальника КБ-7АО «ОДК-Климов» содержит замечания:

1. В тексте автореферата имеют место стилистические ошибки, не влияющие на смысл излагаемого материала.
2. Хотелось бы видеть более подробную оценку проблем, связанных с взлетом сверхзвукового пассажирского самолета

**Отзыв на автореферат диссертации** сотрудников кафедры «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» ФГБОУ ВО «Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Установова» - кандидата технических наук, доцента, доцента кафедры **Юнакова Л.П.** и кандидата технических наук, доцента, заведующего кафедрой **Левихина А.А.** содержит замечание:

В автореферате отсутствует или не рассмотрен вопрос влияния значительного отбора воздуха в компрессоре на характеристики цикла силовой установки. При анализе результатов численного моделирования используются общие фразы без приведения конкретных цифр.

**Отзыв на автореферат диссертации ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет гражданской авиации»,** подписанный Ципенко В.Г., доктором технических наук, профессором кафедры «Аэродинамика, конструкция и прочность летательных аппаратов» и утвержденный Воробьевым В.В., доктором технических наук, профессором, проректором по научной работе, содержит замечания:

1. В тексте автореферате есть ряд орфографических ошибок.

2. В обзоре при обосновании актуальности есть ссылки только на работы ЦАГИ, хотя этой проблемой занимаются и другие научные коллективы и ОКБ.

3. В автореферате не рассмотрен вопрос влияния значительно отбора воздуха в компрессоре на характеристики цикла силовой установки. При анализе соответствующих результатов численного моделирования используются общие фразы без приведения конкретных цифр.

4. В автореферате рассматривается только акустический шум создаваемой двигателем струи, без рассмотрения шума, создаваемого самим летательным аппаратом.

Выбор официальных оппонентов и ведущей организации обосновывается их компетентностью в отрасли науки, к которой относится диссертационная работа Ша Мингун, что подтверждается их научными публикациями в данной области.

Выбор Луковникова А.В., доктора технических наук, доцента, начальника отделения «Авиационные двигатели» Федерального государственного унитарного предприятия «Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова» в качестве официального оппонента обосновывается его широкой известностью своими достижениями в области концептуального проектирования перспективных силовых установок для магистральных самолетов следующего поколения, многочисленными публикациями и докладами на всероссийских и международных конференциях.

Выбор Зиненкова Ю.В., кандидата технических наук, старшего преподавателя кафедры «Авиационные двигатели» в качестве официального оппонента обосновывается тем, что он является известным специалистом в области математического моделирования, оптимизации рабочего процесса и оценки эффективности силовых установок в системе перспективных летательных аппаратов, что также подтверждается его публикациями и докладами на многочисленных конференциях и чтениях.

Выбор ведущей организации Публичного акционерного общества «Туполев», обусловлен широкой известностью достижений работающих в ней специалистов в области проектирования, производства и эксплуатации сверхзвуковых самолетов различного назначения, включая и пассажирские. На данном предприятии был разработан единственный находившийся в эксплуатации отечественный сверхзвуковой пассажирский самолет. В настоящее время в данной организации ведутся работы по созданию следующего поколения сверхзвуковых пассажирских самолетов. Публичное акционерное общество «Туполев» является головным предприятием дивизиона стратегической и дальней авиации Объединенной авиастроительной корпорации (ПАО «ОАК»). Сотрудники ПАО «Туполев», в том числе и подготовившие отзыв на диссертационную работу Ша Мингун, имеют многочисленные работы в области проектирования сверхзвуковых самолетов.

В соответствии с п. 9 «Положения о присуждении ученых степеней» диссертационная работа Ша Мингун является научно-квалификационной работой, в которой содержится решение научной задачи по снижению шума, генерируемого силовой установкой сверхзвукового пассажирского самолета, имеющей значение для развития двигателестроения и авиастроения. Диссертация полностью отвечает требованиям «Положения о присуждении ученых степеней», предъявляемым ВАК РФ к диссертациям на соискание ученой степени кандидата наук.

**Диссертационный совет отмечает, что на основании выполненных соискателем исследований:**

**разработана** методика расчета возможности использования выдува отбираемого от двигателя сжатого воздуха на верхнюю поверхность закрылка крыла сверхзвукового пассажирского самолета для снижения шума двигателя при взлете;

**предложена** методика исследования интегральной компоновки силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета с выдувом отбираемого воздуха из наружного контура двухконтурного двигателя на верхнюю поверхность закрылка для снижения уровня шума при взлете;

**доказана** возможность работы двигателя сверхзвукового административного самолета при взлете на задросселированном режиме, что обеспечивается не переразмериванием силовой установки, а организацией выдува воздуха, отбираемого из наружного контура двухконтурного двигателя на верхнюю поверхность закрылка.

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

**применительно к проблематике диссертации** результативно использованы комплексы программы численного моделирования аэродинамических течений - Ansys-Fluent и характеристик авиационных двигателей - ThermoGTE;

**изложены** результаты расчетов аэродинамических характеристик системы «крыло–силовая установка» и уровня акустической мощности, генерируемого выхлопной струей при различных величинах отбираемого воздуха из наружного контура двухконтурного двигателей и углах отклонения закрылка;

**изучено** влияние расхода воздуха, отбираемого из наружного контура двигателя и выдуваемого на внешнюю поверхность закрылка, на аэродинамические характеристики системы «крыло–силовая установка» и уровень акустической мощности, генерируемой выхлопной струей турбореактивного двухконтурного двигателя.

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

**разработана** методика оценки эффективности интегральной компоновки силовой установки перспективного сверхзвукового пассажирского самолета, в которой достигается снижение уровня шума при взлете за счет выдува воздуха, отбираемого из наружного контура двухконтурной силовой установки на верхнюю поверхность закрылка.

**установлено**, что может быть обеспечено существенное снижение уровня шума, генерируемого реактивной струей двигателя при проведении оптимизационных исследований системы «крыло – силовая установка» интегральной компоновки с выдувом части воздуха наружного контура на верхнюю поверхность закрылка при совершении самолетом взлета с полосы заданной длины.

**Оценка достоверности результатов исследования выявила:**

**корректное использование** сертифицированных программных комплексов Ansys-Fluent и ThermoGTE - для решения сопряженных задач аэродинамики крыла, газовой динамики и оценки высотно-скоростных и дроссельных характеристик двигателя;

**теория** базируется на использовании проверенных на практике уравнений, описывающих аэродинамику крыла, термодинамические и газодинамические параметры в проточной части авиационного двигателя;

**использованы** современные методики расчета, реализованные в известных программно-математических комплексах;

**установлено**, что применение известных программно-математических комплексов - Ansys-Fluent и ThermoGTE - для создания математической модели системы «крыло – силовая установка» показывает уровень совпадения с экспериментальными исследованиями 5-7%, что является допустимым для проведения проектных исследований.

**Личный вклад автора состоит в:**



- проведении расчетных исследований натекания дозвукового потока отбираемого из наружного контура двухконтурного двигателя на профиль крыла с отклоняемым закрылком в двухмерной и трехмерной постановках;

- проведении исследований по оценке влияния значительных величин отбора воздуха из наружного контура двухконтурного двигателя на его характеристики;

- разработке методики оценки эффективности выдува воздуха, отбираемого из наружного контура двухконтурного двигателя на верхнюю поверхность закрылка крыла сверхзвукового пассажирского самолета для снижения шума двигателя при взлете;

- выполнении расчетов аэродинамических характеристик системы «крыло – силовая установка» и взлетных характеристик самолета при различных величинах выдува на верхнюю поверхность закрылка воздуха, отбираемого из наружного контура двухконтурного двигателя и углах отклонения закрылка.

На заседании 18 ноября 2019 года диссертационный совет принял решение присудить Ша Мингун ученую степень кандидата технических наук.

При проведении тайного голосования диссертационный совет в количестве 20 человек, из них 10 докторов наук по научной специальности рассматриваемой диссертации, участвовавших в заседании, из 26 человек, входящих в состав совета, проголосовали: за – 20, против – нет, недействительных бюллетеней – нет.

Председатель  
диссертационного совета  
Д 212.125.08  
д. техн. наук, профессор



Равикович Юрий Александрович

Ученый секретарь  
диссертационного совета  
Д 212.125.08  
д. техн. наук, профессор

Зуев Юрий Владимирович

18 ноября 2019 г.

*Handwritten signature*