

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель
генерального директора
ПАО «Туполев»
по проектированию,
НИР и ОКР



Солозобов В.И.

«01» ноября 2019 г.

ОТЗЫВ ВЕДУЩЕЙ ОРГАНИЗАЦИИ

на диссертационную работу Ша Мингун «Влияние интегральной компоновки силовой установки и планера сверхзвукового пассажирского самолета на его эффективность», представленную на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.05. - «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»

Актуальность избранной темы

Изучение опыта разработки и эксплуатации сверхзвуковых пассажирских самолетов (Ту-144, Concorde) привело к пониманию, что сверхзвуковые пассажирские самолеты второго поколения (СПС-2) должны быть небольшими самолетами на 10...20 пассажиров, решающими проблемы делового общения бизнес-партнеров или административных контактов политической или бизнес-элиты. В связи с чем подобные самолеты обозначаются также как сверхзвуковой административный самолет (САС) или сверхзвуковой деловой самолет (СДС). Перед разработчиками двигателей для СПС-2 стоит ряд сложных технических проблем, основными из которых являются следующие:

во-первых, обеспечить экономичность двигателя как на сверхзвуковой, так и на дозвуковой скорости полета;

во-вторых, получить приемлемый уровень «звукового удара» при полете самолета на сверхзвуковой скорости над населенными пунктами;

в-третьих, получить низкий уровень шума при взлете самолета, соответствующий таким же значениям, что и для дозвуковых самолетов.

В диссертационной работе рассматривается возможность снижения уровня шума при взлете применением методов энергетической механизации крыла выдувом сжатого воздуха, отбираемого от двигателя, на верхнюю поверхность закрылка. Это сделает возможным взлет самолета при дроссельных режимах работы двигателей, т.е. с меньшей скоростью истечения газа из сопел.

Таким образом, исследования, проведенные диссертантом, обосновывающие эффективность одного из способов снижения шума, генерируемого силовой установкой СПС-2 при взлете, являются актуальными.

Структура диссертационной работы

Диссертационная работа, представленная Ша Мингун, выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт» (национальный исследовательский университет), г. Москва. Она состоит из Введения и четырёх глав, каждая из них заканчивается выводами, полученными на основании содержания проведенных исследований. В конце диссертации представлено заключение, содержащее основные итоги выполненной работы, и список использованных источников. Общий объём работы 146 страниц, включая 82 иллюстрации, 13 таблиц и 86 библиографических ссылок.

Во **Введении** автор показывает актуальность работы, сформулированы цели и задачи диссертационного исследования.

В первой главе отмечается, что одной из наиболее значимых проблем сверхзвукового пассажирского самолета являются экологические ограничения, определяющие право на его эксплуатацию и его рыночную

конкурентоспособность. При этом один из вопросов, требующих решения для введения в эксплуатацию подобных самолетов - вопрос снижения шума, создаваемого сверхзвуковым самолетом при взлете с аэродрома. Автором предложено использовать эффект существенного улучшения аэродинамических характеристик самолета при выдуве сжатого воздуха, отбираемого от двигателя, в щель закрылка на его верхнюю поверхность. Снижение уровня потребной тяги при этом должно привести к возможности дросселирования двигателей и, следовательно, к снижению скорости истечения и уровня шума, генерируемого струей, истекающей из сопла. Диссертантом показано, что для решения этой задачи ему необходимо разработать математическую модель системы «силовая установка – крыло самолета» и провести расчетное исследование с целью определения оптимальной величины отбора воздуха от двигателя, приводящего, с одной стороны к улучшению аэродинамических характеристик самолета, но, с другой стороны, к ухудшению тяговых характеристик силовой установки.

Во второй главе автор провел анализ различных математических моделей и программных комплексов (ПК) расчета характеристик авиационных газотурбинных двигателей. Проведено сравнение расчетных, полученных с помощью ПК ThermoGTE, и экспериментальных характеристик двигателя АЛ-31, подтверждающее приемлемый для данного исследования уровень точности. В связи с этим автор делает вывод о возможности использования рассматриваемого ПК для решения диссертационной задачи.

В третьей главе автором проведены аэродинамические расчеты обтекания крыла при выдуве воздуха в щель закрылка при различных значениях угла атаки и угла отклонения закрылка. Расчеты проводились в двух- и трехмерной постановке с применением известных программно-математических средств. Автор привел сравнение результатов расчета с экспериментальными исследованиями, полученными в США в еще 50-ых годах 20-го века. Расчеты показали известный результат, что организация выдува воздуха в щель

закрылка приводит к значительному улучшению аэродинамических характеристик крыла.

Четвертая глава посвящена описанию математической модели интегральной системы «самолет-крыло-двигатель» и изложению результатов проведенного автором вычислительного эксперимента. В рассматриваемой системе двигательная установка является не только устройством создания силы тяги, но и устройством, позволяющим существенно повышать подъемную силу крыла, что может существенно снизить скорость отрыва самолета от взлетно-посадочной полосы. Это может обеспечить реализацию взлета самолета на дроссельных режимах работы двигателей, несмотря на уменьшение максимальной тяги двигателя из-за значительных отборов воздуха. Автором определено количество отбираемого из второго контура двигателя АЛ-31, обеспечивающего взлет самолета, при котором будет получена минимальная скорость истечения из сопла, а, следовательно, и минимальный уровень шума, генерируемого истекающей из двигателя струей.

Научная новизна диссертационной работы заключается в том, что автором разработана математическая модель интегральной системы «крыло – силовая установка» при организации выдува отбираемого от двигателя воздуха на верхнюю поверхность отклоняемого закрылка, которая позволяет в отличие от известных ранее методов получать показатели снижения уровня шума при взлете ЛА. Проведен анализ влияния факторов, определяющих работу интегральной системы «крыло – силовая установка»: расход отбираемого от двигателя воздуха, угол отклонения закрылка – на величину потребной для взлета самолета силы тяги. Получено оптимальное значение величины отбираемого от двигателя и выдуваемого на верхнюю поверхность закрылка воздуха, при котором шум, генерируемый истекающей струей из двигателя, при взлете самолета будет минимален.

Значимость для науки и практики полученных автором результатов

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, 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.

Достоверность результатов диссертационного исследования

Достоверность диссертационной работы, подтверждается сравнением результатов расчетных исследований, выполненных ПК Ansys-Fluent 12.0 с экспериментальными исследованиями модели самолета YF-86D, в которых был реализован выдув воздуха на верхнюю поверхность закрылка.

Публикация основных результатов

Основные результаты диссертации опубликованы в 7-и работах, из них 4 в журналах, рецензируемых ВАК по специальности 05.07.05. Диссертация Ша Мингун представляет собой завершённую научно-квалификационную работу, и написана автором самостоятельно. Тема и содержание диссертации соответствуют паспорту специальности 05.07.05 - «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов».

Конкретные рекомендации по использованию результатов и выводов диссертации. Результаты и выводы диссертации Ша Мингун могут быть использованы в авиационных вузах прежде всего как материал, показывающий необходимость интегрального рассмотрения системы «самолет – двигатель» для решения современных проблем проектирования перспективных ЛА.

Замечания по диссертационной работе

1. Название диссертационной работы не совсем соответствует рассмотренной в диссертации задаче. Решенная в диссертации задача является только одной из задач, определяющих 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.

Отмеченные недостатки не снижают научную и практическую ценность диссертационной работы.

Заключение о соответствии диссертационной работы критериям, установленным Положением о порядке присуждения учёных степеней ВАК РФ.

Диссертационная работа Ша Мингун выполнена на достаточном научном уровне. Результатом работы является решение важной задачи актуального направления в области создания сверхзвукового административного самолета. Автореферат соответствует основному содержанию диссертации.

Работа отвечает требованиям п. 9 «Положения о порядке присуждения 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 ему ученой степени кандидата технических наук по специальности

05.07.05. - «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов».

Отзыв обсужден и утвержден на заседании НТС Публичного акционерного общества «Туполев» «29» октября 2019г., протокол № 1833-01Пр.

Отзыв составили «01» ноября 2019 г.:

Директор программы ПАО «Туполев»
8-926-524-08-07
Ole-m2@yandex.ru



О.П.Минин

Заместитель председателя НТС ПАО «Туполев»
доктор технических наук
8-925-591-16-58
kabaero@yandex.ru



А.Б.Кошечев

Адрес организации: 105005, г. Москва, ул. Набережная академика
Туполева, дом 17;
Телефон: 8-499-263-77-77
e-mail: info@tupolev.ru; tu@tupolev.ru