

ОТЗЫВ ОФИЦИАЛЬНОГО ОППОНЕНТА

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».

В настоящее время, в ведущих научно-исследовательских организациях авиационной отрасли активно решается проблема по созданию высокоэффективных сверхзвуковых пассажирских самолетов нового поколения. При этом имеется широкий круг актуальных вопросов, требующих научного подхода в своем решении. К примеру, в области аэродинамики, добиваются рассеивания сверхзвукового удара, чтобы обеспечить выполнение полетов над жилыми районами. В области двигателестроения, стоит задача по обеспечению продолжительного сверхзвукового полета, что достаточно сложно выполнить, с высокой топливной эффективностью. Так же необходимо выполнить требования в условиях аэродрома по обеспечению допустимого уровня шума. Эта проблема возникает за счет того, что турбореактивный двигатель, предназначенный для сверхзвуковых скоростей полета, должен иметь малую степень двухконтурности, следовательно, у него будет высокая удельная тяга за счет повышенной (в сравнении с эксплуатируемыми в настоящее время в составе силовых установок пассажирских самолетов турбореактивными двигателями с большой степенью двухконтурности) скорости истечения газа из сопла, что и генерирует избыточный шум от работы двигателя.

Один из возможных способов решения этой проблемы, как раз и заключается в поиске возможностей снижения шума за счет снижения скорости истечения газа из сопла. При этом двигатель может работать на пониженном режиме, а недостаток в потребной тяге, компенсируется выдувом на верхнюю поверхность закрылка сжатого воздуха, отбираемого от двигателя, что существенно улучшает аэродинамические характеристики самолета. Такой

способ автоматически ставит вопрос о решении задачи оптимизации между величиной отбираемого от двигателя воздуха и повышением аэродинамических характеристик самолета, с учетом снижения уровня шума.

Таким образом, поставленная и решенная соискателем научная задача по повышению эффективности сверхзвукового пассажирского самолета на этапе взлета за счет снижения шума двигателя является актуальной.

Структура диссертационной работы отражает состав поставленных и решенных автором задач в рамках достижения общей научной задачи совершенствования интеграции планера и силовой установки. Диссертация состоит из введения, четырех глав и заключения. Диссертация написана грамотно, хорошо оформлена и снабжена достаточным количеством графических иллюстраций.

В первой главе дается краткий обзор актуальности создания сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) второго поколения и проблем, связанных с его разработкой и дальнейшей эксплуатацией. При этом одной из наиболее важных проблем являются экологические ограничения, определяющие право на его эксплуатацию и его рыночную конкурентоспособность. Здесь требует решения вопрос снижения шума, создаваемого СПС на этапе взлета с аэродрома. В проведенных NASA исследованиях отмечается, что уровень шума для СПС в значительной степени определяется выбором схемы и параметров рабочего процесса двигателя, а также конструкцией планера. Известно, что для силовых установок СПС основным источником шума является истекающая из сопла реактивная струя, в то время как для двигателей современных дозвуковых самолетов, за счет большой степени двухконтурности, шум от реактивной струи и шум от вентилятора являются практически равнозначными. В завершении первой главы подробно описана постановка задачи диссертационного исследования.

Во второй главе проведен обзор широкого ряда существующих программных комплексов, предназначенных для расчета характеристик авиационных газотурбинных двигателей различных схем и типов, а именно,

ГРАД, DVIG, ETA, Thermo GTE. Все указанные программные комплексы разработаны в известных научно-исследовательских организациях. Данные программные комплексы построены при принятии практически одних и тех же требований к уровню принимаемых допущений и точности. Они являются одномерными моделями расчета характеристик авиационных газотурбинных двигателей, в которых задача сводится к решению системы нелинейных алгебраических уравнений, описывающих совместную работу всех элементов двигателя, дополненную уравнениями принятой программы управления. При этом теплофизические свойства рабочего тела вдоль газоздушного тракта двигателя определяются с учетом влияния температуры и состава смеси. В итоге, соискатель вполне обоснованно выбрал для решения поставленных им задач программный комплекс Thermo GTE, который хорошо себя зарекомендовал при решении большого количества отраслевых задач в области двигателестроения.

Далее соискателем предлагается внедрение нового способа снижения скорости истечения газа из сопла, не требующего переразмеривания силовой установки. Он основан на организации выдува сжатого воздуха, отбираемого от двигателя в щель закрылка крыла, что должно привести к существенному повышению несущей способности крыла и, следовательно, к снижению уровня потребной для взлета тяги силовой установки. Очевидно, что увеличение количества отбираемого воздуха от двигателя будет снижать его тягу, но, в тоже время, будет увеличивать подъемную силу крыла, т. е. снижать уровень потребной тяги. Если потребная тяга, необходимая для взлета самолета, будет меньше максимальной располагаемой тяги двигателя, то двигатель будет задресселирован, и, как следствие, скорость истечения газа из сопла и уровень генерируемого реактивной струей шума будет снижен.

В третьей главе работы рассматривает вопрос математического моделирования обтекания крыльевого профиля при выдуве воздуха в щель закрылка. Верификация разработанной модели проведена на основании расчета контрольных численных экспериментов, где в качестве достоверной экспериментальной базы для сравнения, были использованы результаты,

полученные в США при продувах профиля НАСА-65,3-418, имеющего щель для отсоса пограничного слоя.

Проведенные расчеты показали значительное улучшение аэродинамических характеристик крыла при организации выдува воздуха в щель перед закрылком, что объясняется приданием дополнительной кинетической энергии подторможенному потоку путем сдува пограничного слоя струей газа.

Использование системы сдува пограничного слоя влияет на аэродинамику прилегающих участков внешней поверхности летательного аппарата и, тем самым, существенно изменяет характеристики лобового сопротивления, подъемной силы и продольного момента профиля крыла. Известно, что в силу ряда эффектов (Коанда, суперциркуляции и струйного закрылка) сдув приводит к увеличению коэффициента подъемной силы C_{ya} в несколько раз. Эффект от сдува можно увеличить, если одновременно с его введением использовать отклонение закрылка на значительные углы.

Четвертая глава работы посвящена математическому моделированию интегральной системы «самолет-двигатель», в которой силовая установка является не только устройством создания силы тяги, но и устройством, позволяющим существенно повышать подъемную силу крыла, что может позволить существенно снизить скорость отрыва самолета от взлетно-посадочной полосы. Это может позволить реализовывать взлет самолета на дроссельных режимах, несмотря на уменьшение максимальной тяги двигателя из-за значительных отборов воздуха.

Описаны результаты проведенных исследований по нахождению оптимального количества отбираемого воздуха от наружного контура двигателя по критерию относительного уровня уменьшения акустического шума. При этом получены параметры управления взлетной тягой, таких как потребная и тяга площадь критического сечения сопла, обеспечивающие требуемый уровень шума двигателя на взлете.

К новым научным результатам, полученным соискателем в результате проведения диссертационного исследования можно отнести следующие:

1. Разработана математическая модель интегральной системы «крыло-силовая установка» при организации выдува отбираемого от двигателя воздуха на верхнюю поверхность отклоняемого закрылка;

2. 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;

3. Показано, что реализация интегральной системы «крыло-силовая установка» с выдувом отбираемого от двигателя воздуха на верхнюю поверхность отклоняемого закрылка позволяет осуществлять взлет самолета на дроссельных режимах его работы;

4. Представлено, что существует оптимальное значение величины отбираемого от двигателя и выдуваемого на верхнюю поверхность закрылка воздуха, при котором шум, генерируемый истекающей из двигателя струей, при взлете самолета будет минимален.

Практическая значимость работы заключается в возможности использования полученных в работе результатов при создании новых самолетов и их двигателей со сниженным уровнем шума при взлете, или с уменьшенной потребной длиной взлетно-посадочной полосы.

Достоверность результатов, полученных в работе, подтверждается сравнением результатов расчетных исследований, выполненных по разработанным моделям, с экспериментальным исследованием модели самолета YF-86D, в котором был реализован выдув воздуха на верхнюю поверхность закрылка, выполненном в ПК Ansys-Fluent 12.0.

Автореферат полностью отражает основные идеи, результаты, выводы и соответствует диссертационной работе.

Основные результаты диссертации достаточно полно отражены в 4 статьях, опубликованных в периодических изданиях, включенных в список ВАК РФ, а также были представлены на трех научно-технических конференциях Международного уровня.

По диссертационной работе можно отметить следующие недостатки:

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.

Указанные недостатки, не снижают значение полученных автором новых научных и практических результатов.

Диссертация является завершенной научно-квалификационной работой, в которой содержится решение научной задачи, имеющей значение для развития двигателестроения, а именно методики использования

энергетической механизации крыла сверхзвукового пассажирского самолета для снижения шума двигателя при взлете.

Диссертационная работа Ша Мингун по форме и содержанию, актуальности, полноте поставленных задач и полученным новым научным результатам отвечает требованиям ВАК при Минобрнауки РФ, предъявляемым к диссертациям на соискание ученой степени кандидата технических наук, а ее автор заслуживает присуждения ему ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов.

Официальный оппонент,
кандидат технических наук
старший преподаватель кафедры
авиационных двигателей

Военного учебно-научного центра ВВС
«Военно-Воздушная академия имени профессора
Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)

«30» октября 2019 г.

Ю.В. Зиненков

Подпись старшего преподавателя к.т.н. Зиненкова Юрия Владимировича
ЗАВЕРЯЮ

Помощник начальника строевого отдела ВУНЦ ВВС «ВВА»



Саввин А.С.