

На правах рукописи



ША МИНГУН

**ВЛИЯНИЕ ИНТЕГРАЛЬНОЙ КОМПОНОВКИ СИЛОВОЙ
УСТАНОВКИ И ПЛАНЕРА СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО
САМОЛЕТА НА ЕГО ЭФФЕКТИВНОСТЬ**

Специальность 05.07.05

«Тепловые, электроракетные двигатели и
энергоустановки летательных аппаратов»

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2019

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель: доктор технических наук, старший научный сотрудник, **Агульник Алексей Борисович**

Официальные оппоненты: **Луковников Александр Валерьевич**, доктор технических наук, доцент, Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова», начальник отделения «Авиационные двигатели».
Зиненков Юрий Владимирович, кандидат технических наук, Военный учебно-научный центр ВВС «Военно - воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», старший преподаватель кафедры «Авиационные двигатели».

Ведущая организация: Публичное акционерное общество «Туполев»

Защита состоится 18 ноября 2019 г. в 15:00 на заседании диссертационного совета Д212.125.08, созданного на базе ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» https://mai.ru/upload/iblock/ca2/20190901-Dissetratsii-SHa-Mingun-2_.pdf.

Автореферат разослан « ____ » _____ 2019 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.125.08
доктор технических наук, профессор

Зуев Юрий Владимирович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования

В настоящее время ведущие авиастроительные страны проявляют особый интерес к сверхзвуковым пассажирским самолетам. Это связано с тем, что постоянно возрастает пассажирский поток и потребность в дальних перелетах. Разработчики сверхзвуковых пассажирских самолетов второго поколения (СПС-2) пришли к выводу, что для больших расстояний нужны небольшие самолеты на 10...20 пассажиров, в связи с чем подобные самолеты обозначаются также как сверхзвуковой административный самолет (САС) или сверхзвуковой деловой самолет (СДС). Перед разработчиками двигателей СПС-2 стоит ряд проблем, основными из которых являются следующие:

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

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

Для решения этих проблем предлагаются различные схемы двигателей с изменяемыми циклами, в частности, в работах авторов Нечаева Ю.Н., Кобелькова В.Н., Полева А.С., предлагается увеличение степени двухконтурности, что на дозвуковых скоростях и при взлете способствует не только улучшению экономических показателей, но и снижению шума. Однако для достижения уровня шума дозвуковых самолетов этого недостаточно, так как двигатель с изменяемым циклом не сможет изменять степень двухконтурности от $m = 0.4$, как у двигателей сверхзвуковых самолетов, до $m = 6...10$, как на двигателях дозвуковых самолетов. В связи с этим, проблема снижения шума при взлете сверхзвукового пассажирского самолета оказалась наиболее трудно решаемой проблемой разработки данного класса самолетов.

Учитывая наличие названной проблемы снижения шума, в работе под эффективностью рассматриваемого класса СПС-2 понимается, в первую очередь, уровень шума силовой установки.

При умеренных значениях степени двухконтурности для сверхзвуковых самолетов основным источником шума при взлете будет истекающая из сопел реактивная струя, в отличие от двигателей дозвуковых самолетов, имеющих большую степень двухконтурности, при которой основным источником шума становится вентилятор. Для снижения шума двигателя СПС-2 предлагаются различные варианты интеграции силовой установки и самолета: применение нетрадиционных компоновок, например, расположение двигателей над

крылом, чтобы конструкция крыла экранировала акустические волны, исходящие от двигателей.

Перспективным представляется применение методов энергетической механизации крыла выдувом сжатого воздуха, отбираемого от двигателя, на верхнюю поверхность закрылка, что позволит снизить уровень потребной взлетной тяги, и, следовательно, сделает возможным взлет самолета при дроссельных режимах работы двигателей, т.е. с меньшей скоростью истечения газа из сопел.

В данной работе представлены результаты исследования возможности снижения уровня шума, генерируемого реактивной струей двигателя, за счет снижения скорости истечения струи, что обеспечивается дросселированием двигателя, которое становится возможным при выдуве сжатого воздуха на верхнюю поверхность закрылка. При увеличении количества отбираемого от двигателя сжатого воздуха его тяговые характеристики ухудшаются, но, с другой стороны, существенно улучшаются аэродинамические показатели самолета. Таким образом, возможно наличие оптимальной величины отбираемого от двигателя воздуха, при котором уровень потребной для взлета самолета тяги окажется значительно меньше, чем развиваемая двигателем максимальная тяга. Это дает возможность реализации взлета самолета при сниженном режиме работы двигателя и, значит, при сниженном уровне шума.

Очевидно, что добиться для двигателей СПС-2 того же уровня шума, что и для дозвуковых самолетов, возможно при применении совокупности методов снижения шума. В данной работе предложен новый подход к снижению шума, а разработка двигателя СПС-2 при интегральной компоновке силовой установки становится актуальной задачей.

Целью работы является разработка методики использования энергетической механизации крыла сверхзвукового пассажирского самолета для снижения шума двигателя при взлете.

Для достижения цели в работе ставятся следующие задачи:

1. Разработать методику интегральной компоновки силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета, в котором снижение уровня шума при взлете получается за счет снижения потребной взлетной тяги.

2. Провести математическое моделирование натекания дозвукового потока, отбираемого от двигателя на профиль крыла с отклоняемым закрылком в двухмерной и трехмерной постановках.

3. Разработать математическую модель характеристик ТРДД при значительных величинах отбора воздуха.

4. Провести расчеты аэродинамических характеристик системы «крыло – силовая установка» при различных величинах отбираемого от двигателей воздуха и углах отклонения закрылка.

5. Провести оптимизацию системы «крыло – силовая установка» по критерию минимизации уровня шума, генерируемого реактивной струей двигателя, при совершении самолетом взлета с полосы заданной длины.

Объектом исследования является интегральная система «крыло – силовая установка», в которой реализуется эффект увеличения подъемной силы за счет выдува отбираемого от двигателей воздуха на верхнюю поверхность закрылка.

Методы исследования. Основными методами исследования, используемыми в работе, являются:

- математическое моделирование обтекания крыла с отклоняемым закрылком, для чего использовались существующие в коммерческом использовании программные продукты (MathLab, MathCad, Solidworks и Ansys CFX, Fluent и др.);

- математическое моделирование характеристик двухконтурных двигателей, для чего использовался программный комплекс (ПК) ThermoGTE, апробированные в работах авторов Шмотина Ю.Н., Кикоти Н.В., Кретинина Г.В., Лещенка И.А., Федечкина К.С;

- математическое моделирование взлета пассажирского самолета с учетом требований безопасности при возможном отказе одного из двигателей.

Научная новизна

В работе получены следующие новые научно-технические результаты:

1. 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 получать показатели снижения уровня шума при взлете ЛА;

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

4. 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.

Практическая значимость работы

Полученные в работе результаты могут быть использованы в ходе создания новых сверхзвуковых административных самолетов и их двигателей со сниженным уровнем шума при взлете, а также с уменьшенной потребной длиной взлетно-посадочной полосы. 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, 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.

Публикации

По теме диссертации опубликовано 7 работ, из них в рецензируемых научных изданиях опубликовано 4 работы.

Апробация работы

Результаты работы были представлены на следующих конференциях:

Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2017», МАИ, 11/2017 г.;

Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2018», МАИ, 11/2018 г.;

Международная конференция «Гагаринские чтения», МАИ, 4/2019 г.

Положения, выносимые на защиту:

1. Математическая модель интегральной системы «крыло – силовая установка» с выдувом отбираемого от двигателя воздуха на верхнюю поверхность закрылка;
2. Методика снижения генерируемого реактивной струей двигателя шума, на основе применения предлагаемого способа увеличения подъемной силы крыла при взлете самолета;
3. Результаты и рекомендации, полученные с помощью разработанной интегральной математической модели системы «крыло – силовая установка».

Личный вклад автора

1. Автором лично проведены расчеты математического моделирования натекания дозвукового потока отбираемого от двигателя на профиль крыла с отклоняемым закрылком в двухмерной и трехмерной постановках;
2. Решена задача математической модели характеристик ТРДД при значительных величинах отбора воздуха от двигателей;

3. Выполнены расчеты аэродинамических характеристик системы «крыло – силовая установка» при различных величинах отбираемого от двигателей воздуха и углах отклонения закрылка.

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

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, пяти глав и заключения. Работа содержит 146 страницы, 82 иллюстраций, 13 таблиц, одно приложение. Список используемой литературы включает 86 наименований.

Автор выражает искреннюю благодарность научному руководителю д.т.н., Агульнику А.Б., к.т.н., доценту Яковлеву А.А. за внимание и ценные практические советы при выполнении работы.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы диссертационной работы, формулируются цель, задачи, объект и предмет исследования, представлены сведения о научной новизне, практической значимости, апробации результатов исследования, а также основные положения, выносимые на защиту.

В первой главе дается краткий обзор актуальности создания СПС-2 и проблем, связанных с его разработкой и эксплуатацией. Отмечается, что одной из наиболее значимых проблем сверхзвукового пассажирского самолета являются экологические ограничения, определяющие право на его эксплуатацию и его рыночную конкурентоспособность. При этом требует решения вопрос снижения шума, создаваемого сверхзвуковым самолетом при взлете с аэродрома. В проведенных NASA исследованиях отмечается, что уровень шума для СПС в значительной степени определяет выбор схемы и параметров цикла двигателя и конструкцию планера. При этом для силовых установок СПС основным источником шума является истекающая из сопла струя, в то время как для двигателей современных дозвуковых самолетов шум струи и шум вентилятора являются почти равнозначными.

Для решения проблемы снижения шума струи различными зарубежными и российскими фирмами предлагаются технические решения и методики, среди которых наиболее перспективными представляются разработка таких конструкций сопел, в которых реализуется перевернутый профиль скорости, т.е. внутри скоростного высокотемпературного потока газов может находиться низкотемпературный поток с меньшими скоростями.

Дальнейшего уменьшения шума самолета можно добиться путем интеграции всех элементов самолета и внедрением автоматического управления посадкой и взлетом самолета. Новые СПС должны обладать при низких скоростях полета высоким отношением подъемной силы к лобовому сопротивлению.

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. В этом случае необходимо решить оптимизационную задачу. Очевидно, что требуемого снижения акустического шума струи можно достичь, путём снижения значение развиваемой им силы тяги. При этом подъемная сила крыла будет увеличиваться и, значит, снижаться уровень потребной тяги для взлета.

Результаты проведенного анализа существующих проектов СПС-2 подтверждают актуальность разработки данных самолетов в классе небольшой размерности. Показано, что снижение шума методами организации энергетической механизации путем выдува воздуха от двигателя на режиме взлета СПС-2 задача актуальная. Ее решение позволит существенно снизить уровень шума при взлете.

На рис. 1 показана принятая для расчетов концепция СПС-2 со следующими основными параметрами (см. табл.1):

Таблица 1

Параметры для расчетов концепции СПС-2

Наименование параметра	Обозначение параметра	Значение параметра
Взлетная масса, кг	$m_{взл.}$	41000
Площадь крыла, m^2	$S_{кр.}$	67
Количество пассажиров	$N_{пасс.}$	15
Количество двигателей	N	3

Для такого самолета в качестве двигателя может рассматриваться АЛ-31 в модификации без форсажной камеры.

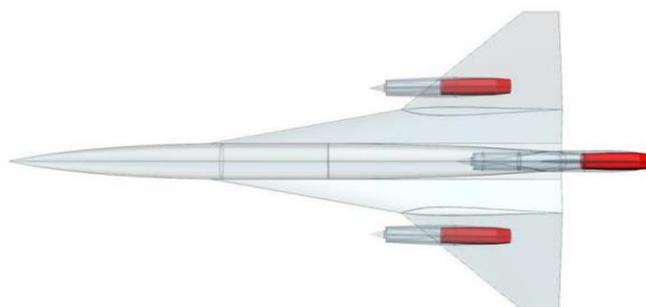


Рис. 1. Рассматриваемая концепция СПС-2.

Решить задачу оптимизации параметров отбора и выдува воздуха, угла отклонения закрылка возможно на основе разработки математической модели интегральной системы «крыло – силовая установка», проведении серии расчетов с применением современных 3D технологий моделирования сложных течений.

Во второй главе проведён анализ различных моделей и программных комплексов (ПК) расчета характеристик авиационных газотурбинных двигателей, таких как ГРАД, DVIG, ETA, ThermoGTE, разработанными в различных организациях. Все эти ПК построены в интересах принятия практически одних и тех же требований к уровню принимаемых допущений и точности. В них реализуются одномерные модели расчета характеристик авиационных газотурбинных двигателей, в которых задача сводится к решению системы нелинейных уравнений, описывающих совместную работу всех узлов двигателя, дополненную уравнениями принятого закона регулирования. Теплофизические свойства рабочего тела вдоль газоздушного тракта двигателя определяются с учетом влияния температуры и состава смеси.

Для решения задач диссертационного исследования была выбрана модель ThermoGTE, нашедшая успешное применение на российских авиадвигательных предприятиях. На рис. 2 показано сравнение расчетных, полученных с помощью модели ThermoGTE, и экспериментальных характеристик двигателя АЛ-31, подтверждающих приемлемый для данного исследования уровень точности. Максимальное расхождение не превышает 6%.

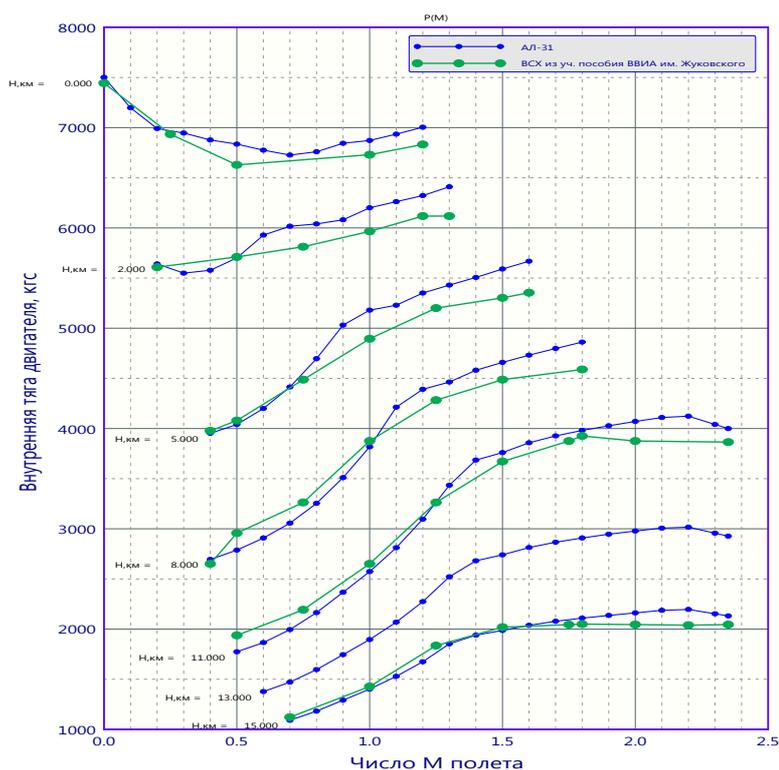


Рис. 2. Результаты сравнения характеристик эксперимента на стенде с расчетными для двигателя АЛ-31.

На основе выбранной модели требуется провести исследования источников шума двигателей СПС-2. Наиболее значительным источником шума при взлете для этого класса двигателей является реактивная струя. Снижение скорости истечения реактивной струи рассматривается как один из наиболее эффективных способов снижения шума, для чего многими авторами предлагается осуществлять взлет самолета на дроссельных режимах работы двигателя, в частности, в работе Мирзояна А.А. Однако такой подход приводит к переразмеренной силовой установке и увеличению ее массы.

В диссертации предлагается другой способ снижения скорости истечения реактивной струи, не требующий переразмеренной 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 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 задросселирован, и, следовательно, скорость истечения реактивной струи и уровень генерируемого ей шума будет снижен.

В рамках данного исследования предложено для двигателя АЛ-31 осуществлять отбор воздуха из канала 2-го контура. На рис. 3 показаны рассчитанные значения эффективной скорости истечения из сопла двигателя при его дросселировании и различных значениях отбора воздуха из канала наружного контура ($G_{в.отб.1}=10$ кг/с, $G_{в.отб.2}=20$ кг/с, $G_{в.отб.3}=30$ кг/с, $G_{в.отб.4}=40$ кг/с).

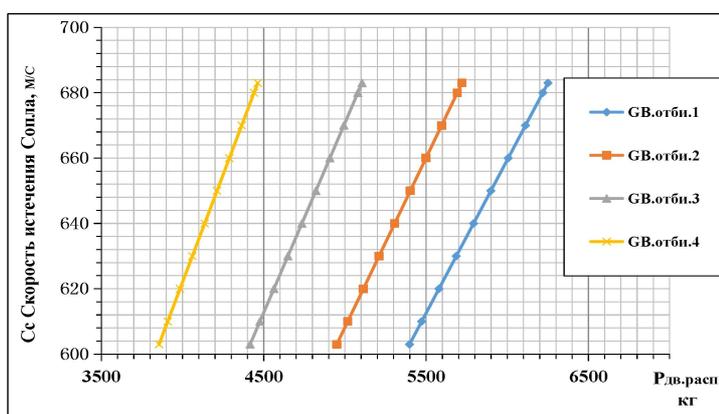


Рис. 3. Зависимости эффективной скорости истечения из сопла C_c от тяги двигателя $P_{дв}$ при различных величинах отбираемого из канала наружного контура воздуха.

На основе полученных во второй главе результатов необходимо разработать методику определения оптимального количества отбираемого воздуха от двигателя, при котором генерируемый реактивной струей при взлете самолета шум будет минимален.

В третьей главе работы обосновано применение методов математического моделирования обтекания крылового профиля при выдуве воздуха в щель закрылка. С этой целью анализировалась возможность использования ПК Ansys-Fluent 12.0, апробированная в работах авторов Yong Yu, Junming Zhang, Liantian Jiang. Для сравнительной оценки применения различных моделей турбулентности проводилась оценка результатов численного моделирования натекания дозвукового потока на аэродинамические профили NASA-0012 и NASA-0006, экспериментальные аэродинамические характеристики которых известны, в двумерной постановке при разных числах Рейнольдса для одинаковых начальных условий. Результаты проведенного численного моделирования и сравнение с экспериментальными данными продувок указанных профилей приведены на рис. 4. На этом рис. Представлены результаты для следующих условий: а) при $Re=3,5 \cdot 10^6$; б) при $Re=6,0 \cdot 10^6$; в) при $Re=8,0 \cdot 10^6$.

Проведение численного исследования на представленных режимах по числу Рейнольдса и рассматриваемых моделях турбулентности позволило выявить наиболее оптимальный вариант, а именно: при моделировании режимов обтекания, соответствующих разбегу самолета по взлетно-посадочной полосе (ВПП), т.е. $M=0,184$, $Re=8,0 \cdot 10^6$, модель турбулентности $k-\omega$ -sst.

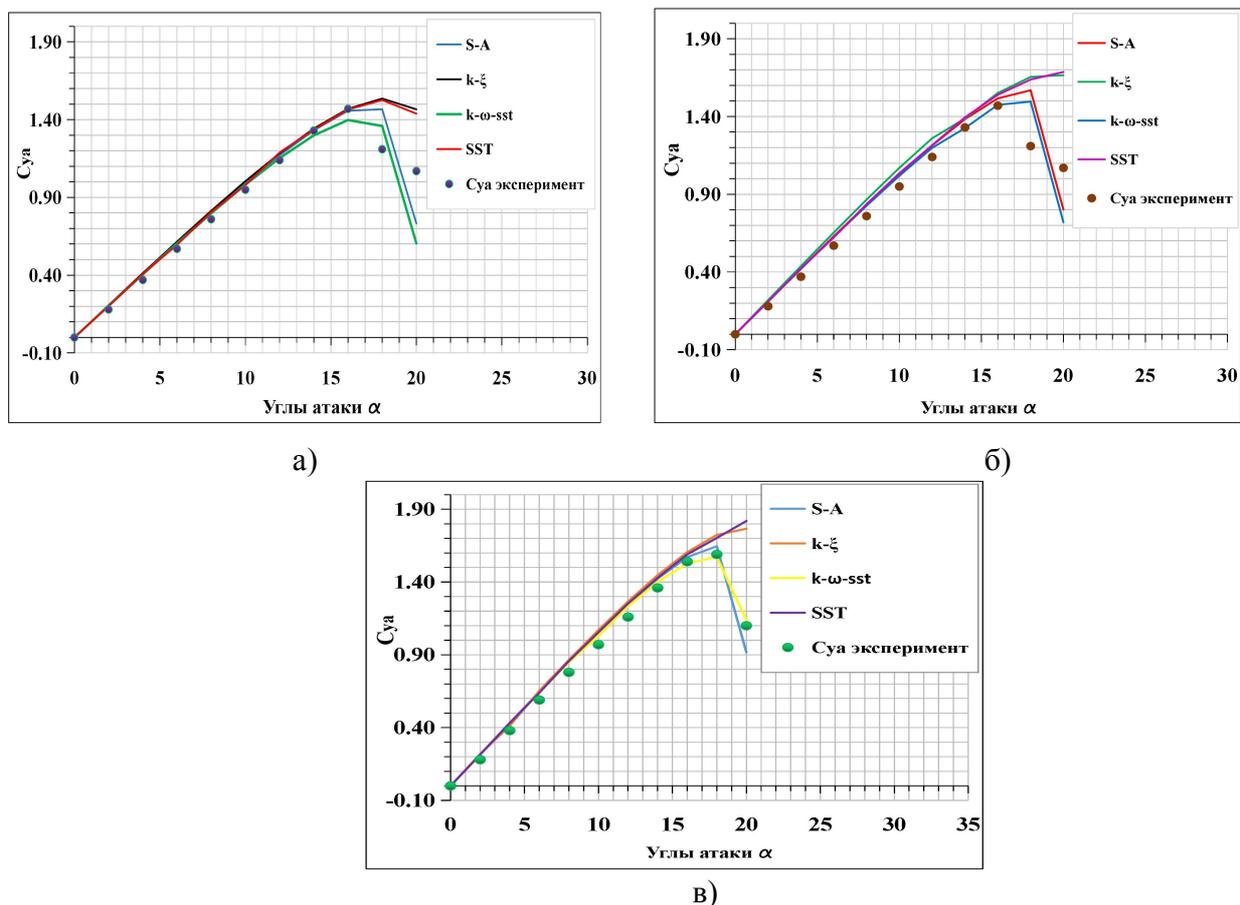


Рис. 4. Графики зависимости коэффициента C_{ya} от угла атаки α при различных числах Рейнольдса и моделях турбулентности.

Верификация модели проводилась на основании результатов контрольных численных экспериментов, где в качестве достоверной экспериментальной базы для сравнения, были использованы результаты, полученные в США и представленные в работах авторов Albert E., Eelmer A., при продувах профиля NASA-65,3-418, имеющего щель для отсоса пограничного слоя.

Внешний вид профиля NASA-65,3-418 показан на рис. 5, в проекции вида сверху модель представляет собой кусок крыльцевого профиля с хордой 0.9144 м и удлинением 0.9144 м.

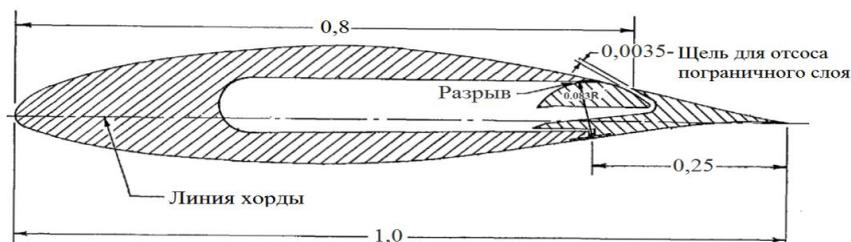
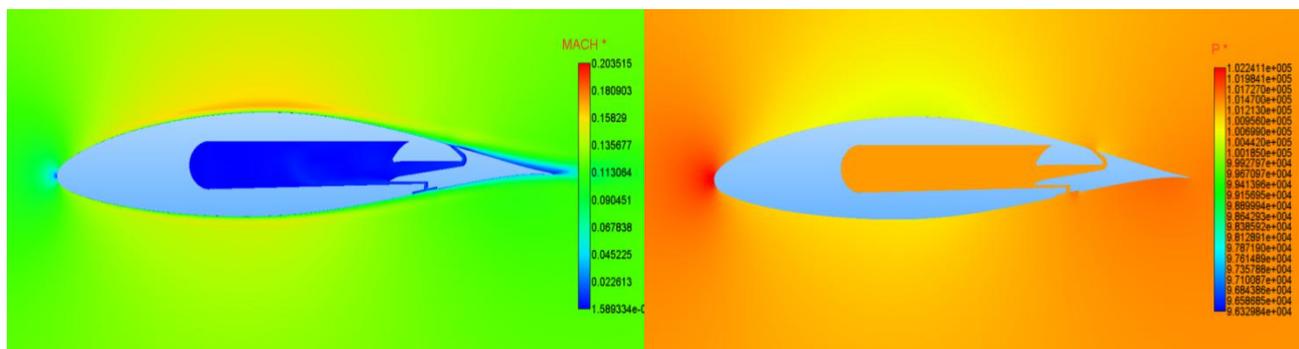


Рис. 5. Внешний вид профиля NASA 65,3-418.

Из результатов эксперимента известны следующие параметры набегающего потока:

- число Рейнольдса: $Re = 3,2 \cdot 10^6$;
- число Маха: $M = 0,123$;
- угол атаки: $\alpha = 0^\circ$;
- температура окружающей среды: $T = 288,15 \text{ K}$;
- давление окружающей среды: $P_0 = 101325 \text{ Pa}$.

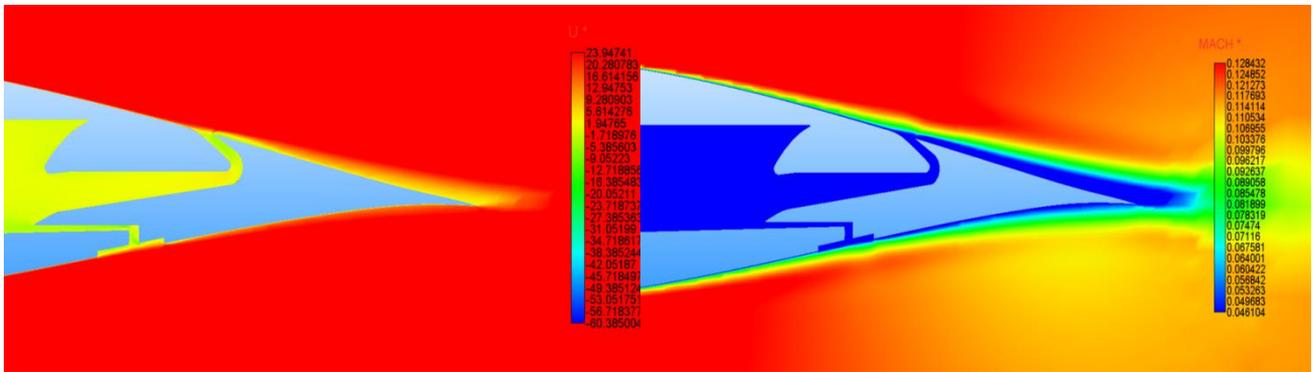
Расчет проводился с помощью ПК Ansys-Fluent 12.0. Результаты расчета полей чисел Маха и давления при обтекании данного крыла показаны на рис. 6, а укрупненно при обтекании задней кромки на рис. 7.



а) - Поле чисел Маха

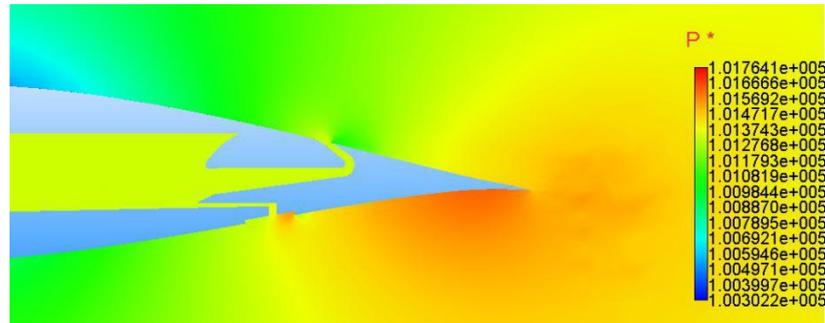
б) - Поле давления

Рис. 6. Иллюстрация течения при обтекании потоком профиля NASA-65,3-418 с отсосом пограничного слоя в зоне задней кромки: а) поле чисел Маха; б) поле давления.



а) - Поле скоростей около задней кромки

б) - Поле чисел Маха



в) - Поле давления

Рис. 7. Иллюстрация течения в зоне задней кромки при обтекании потоком исследуемого профиля NACA-65,3-418

В результате расчета были получены значения, по которым построены графики зависимости коэффициента подъемной силы C_{ya} и сопротивления C_{xa} от угла атаки. Полученные значения и их сравнение с экспериментальными данными ($C_{xa} = 0,0057$, $C_{ya} = 0,2369$), представлены на рис . 8.

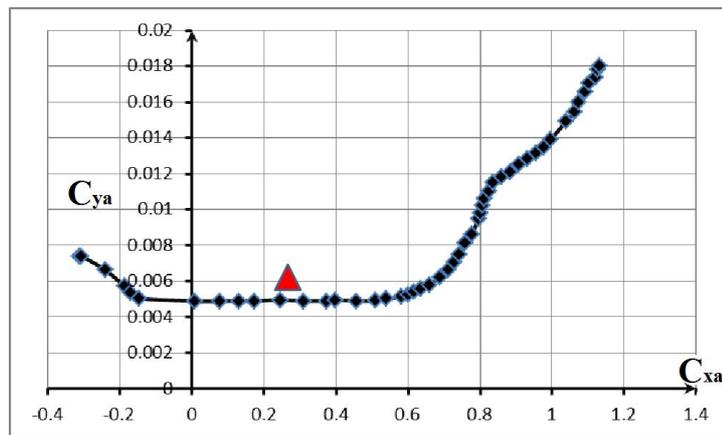


Рис. 8. Зависимость подъемной силы C_{ya} и сопротивления C_{xa} от угла атаки между численным расчетом и экспериментом.

Сравнение полученных результатов показало хорошую качественную сходимость.

Для дальнейшего анализа возможностей вычислительных методов оценки характеристик самолета с реализованным выдувом струи в щель закрылка был проведен

численный расчет обтекания самолета с тангенциальным выдувом струи на закрылок. Экспериментальное исследование модели самолета по определению влияния положения закрылка на требуемый коэффициент импульса струи, выдуваемой с задней кромки крыла для управления пограничным слоем, проводилось в США и представлены в работах авторов Tolhurst H., Ames jr. Был произведен численный расчет одной из конфигураций модели и проведен сравнительный анализ результатов.

Модель для продувок геометрически представляла полномасштабный самолет YF-86D. Крепление модели в рабочей части аэродинамической трубы Ames 40 by 80-foot осуществлялось на трех опорах (рис. 9).

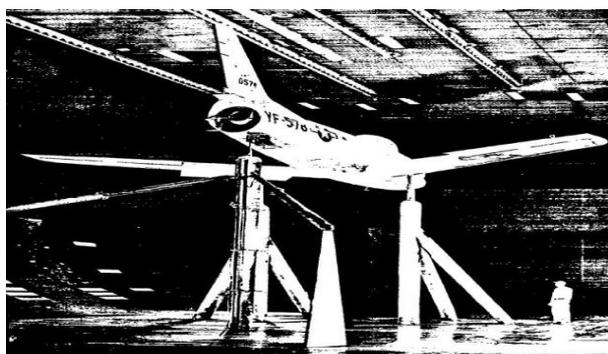


Рис. 9. Модель самолета YF-86D в аэродинамической трубе.

Численный расчет обтекания был произведен в среде Ansys-Fluent 12.0 методом контрольных объемов. Конфигурация соответствует нулевому углу атаки с отклонением закрылка на 75 градусов. В связи с симметричными условиями, в задаче рассматривалась половинная модель. Расчетная область представляет собой полусферу радиусом 400 метров. Начальные и граничные условия были приняты эквивалентными физическому эксперименту.

Дискретизация расчетной области осуществлялась разбиением на сетку ортогонального типа с построением элементов призматического типа в пристеночной области модели. Фрагмент расчетной сетки представлен на рис. 10.

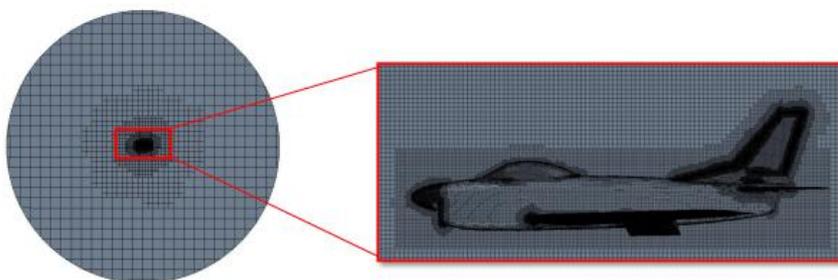


Рис. 10. Фрагмент расчетной сетки.

Основной рассматриваемой характеристикой является коэффициент подъемной силы. Результаты экспериментального исследования представлены на рис. 11, и красным маркером обозначена точка соответствующая расчетным режимом, а также поле скорости в сечении целевого закрылка показано на рис. 12.

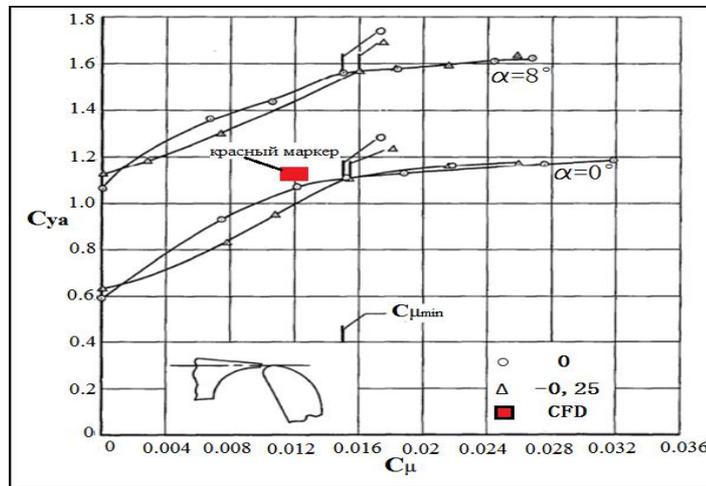


Рис. 11. Зависимость коэффициента подъемной от импульса струи.

На рис. 11 принять следующие обозначения:

C_{μ} - коэффициент импульса струи;

○ и Δ - разное вертикальное расстояние верхней поверхности закрылка от центральной линии сопла;

■ - CFD точка соответствующая расчетному режиму.

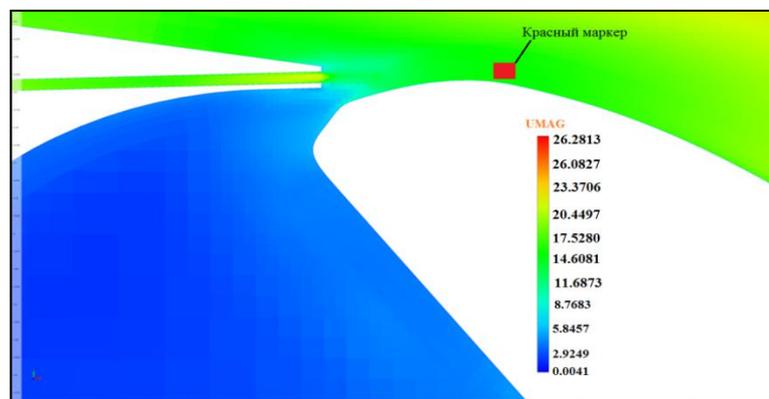


Рис. 12. Поле скорости в сечении силы щелевого закрылка.

Анализ полученных результатов показал, что разница между значениями численного и физического моделирования не превышает 7%.

Полученные поля распределения давления и скоростей можно использовать для оценки эффективности предложенных методов расчета.

Для рассматриваемой концепции самолета было осуществлено математическое моделирование натекания дозвукового потока на крыловые профили с отклонением закрылка в трехмерной постановке без выдува потока в щель закрылка и при отклонении закрылка с одновременным выдувом в щель отбираемого от двигателя воздуха. Для решения задачи использовался ПК Ansys-Fluent 12.0, для построения расчетных сеток использовалась сетки-построитель ICEM.

Принципиальная схема организации выдува воздуха в щель закрылка показана на рис.

13.

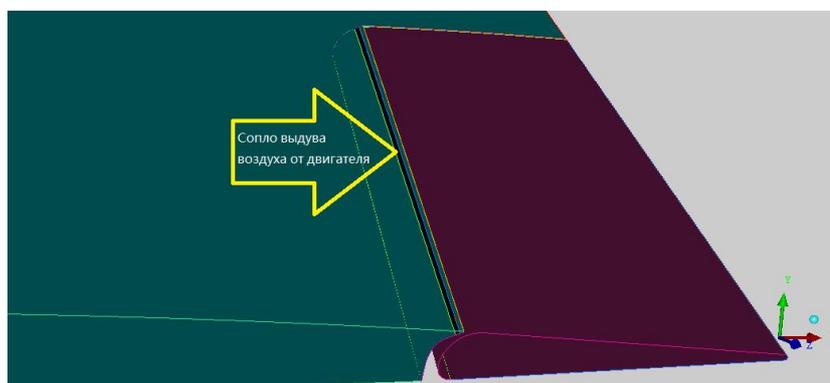


Рис. 13. Расположение сопла выдува воздуха от двигателя.

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 значительно 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 посвящена математической модели интегральной системе «самолет-двигатель», в которой 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 обеспечит реализацию взлета самолета на дроссельных режимах, несмотря на уменьшение максимальной тяги двигателя из-за значительных отборов воздуха.

Взлетный участок характеризуется взлетной дистанцией самолета, которая складывается из длины разбега и длины участка, на котором самолет, разгоняясь, набирает безопасную высоту. Он является одним из наиболее тяжелых участков траектории полета и, во многих случаях, накладывает серьезные ограничения на характеристики самолета.

Получим приближенное уравнение, позволяющее рассчитать длину разбега в зависимости от тяговооруженности самолета и удельной нагрузки на крыло:

$$L_{\text{всп.}} = \frac{K \cdot R \cdot T_H}{2g} \int_{M=0}^{M_{\text{отр.}}} \frac{dM^2}{\bar{P}_{\text{сy}} - \frac{K \cdot P_H \cdot M^2}{2p_0} (C_x - f_{\text{тр.}} \cdot C_y) - f_{\text{тр.}}}$$

где: K, R - показатель адиабаты и газовая постоянная для атмосферного воздуха;

T_H, P_H - температура и давление окружающей среды;

$\bar{P}_{\text{сy}}$ - тяговооруженность самолета;

M - число Маха;

$M_{\text{отр.}}$ - число Маха скорости отрыва самолета от ВПП;

p_0 - удельная нагрузка на крыло;

C_x и C_y - аэродинамические коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы;

$f_{\text{тр.}}$ - коэффициент трения при движении самолета по ВПП.

В Нормах летной годности гражданских самолетов сформулирован ряд требований к самолету, обеспечивающих его безопасность. Одно из этих требований: недопущение катастрофы при отказе одного из двигателей при взлете самолета. Самолет при этом должен либо продолжить взлет уложиться в заданную длину ВПП, либо осуществить экстренное торможение и остановиться в пределах ВПП заданной длины.

Первая ситуация, называемая продолженным взлетом, проиллюстрирована на рис. 14 (для условий РУД - на режиме газа, использовать тормоз при $V > 150$ км/ч - "Реверс", при $V = 100$ км/ч - "Малый реверс").

Если в процессе разбега отказов двигателя не произошло, то такой взлет называется нормальным и самолет отрывается от ВПП в пределах ее длины (траектория "Норм"). Если при скорости $M_{\text{отк.1}}$, достаточно близкой к $M_{\text{отр.}}$, произошел отказ одного из двигателей, то самолет может продолжить разбег с меньшим ускорением и также оторваться от ВПП в пределах ее длины, но ближе к ее краю (траектория "1"). Если отказ произошел при скорости $M_{\text{отк.2}} < M_{\text{отк.1}}$, то отрыв от ВПП произойдет еще ближе к краю ВПП (траектория "2").



Рис. 14. Схема продолженного взлета при отказе двигателя на скорости менее $M_{\text{отк.крит}}$

Очевидно, что существует такая скорость отказа $M_{отк.крит.}$, при которой самолет сможет оторваться от полосы лишь на самом крае ВПП при $M_{отк.} < M_{отк.крит.}$, продолженный взлет невозможен. Уравнение, описывающее этот случай, будет следующим:

$$L_{ВПП} = L_{разб1} + L_{разб2} ,$$

где $L_{разб1}$. - длина разбега самолета от $M=0$ до $M_{отк.крит.}$ со всеми работающими двигателями;

$L_{разб2}$. - длина разбега самолета от $M_{отк.крит.}$ до $M_{отр.}$ с одним отказавшим двигателем.

При этом более подробно уравнение принимает вид:

$$L_{ВПП} = \frac{K \cdot R \cdot T_H}{2g} \left[\int_{M=0}^{M_{отк.крит.}} \frac{dM^2}{\bar{P}_{св.} \cdot \frac{K \cdot P_H \cdot M^2}{2P_0} - (C_X - f_{ТР.} \cdot C_Y) - f_{ТР.}} + \int_{M_{отк.крит.}}^{M_{отр.}} \frac{dM^2}{\bar{P}_{св.} \cdot \frac{n_{дв.} - 1}{n_{дв.}} \cdot \frac{K \cdot P_H \cdot M^2}{2P_0} - (C_X - f_{ТР.} \cdot C_Y) - f_{ТР.}} \right]$$

Другой ситуацией является прерванный взлет, при котором в случае отказа одного из двигателей осуществляется торможение самолета (рис. 15).

Если отказ произошел при не большой скорости $M_{отк.1}$, то самолет начинает тормозиться и останавливается далеко от края ВПП. Если отказ происходит при скорости $M_{отк.2} > M_{отк.1}$, то длина торможения будет больше, но остановка все равно произойдет до края ВПП. Если отказ произойдет при $M_{отк.крит.}$, то самолет остановится у края ВПП.

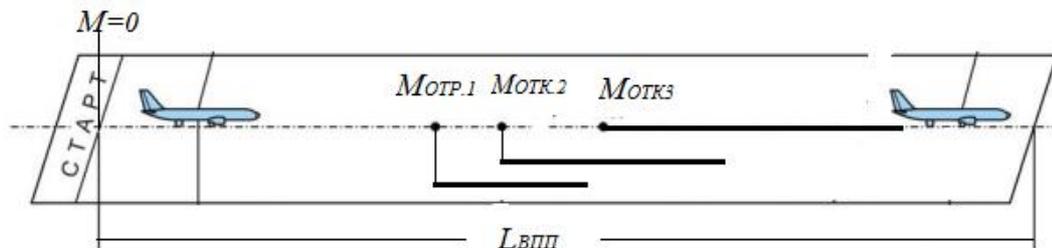


Рис. 15. Схема прерванного взлета при отказе одного из двигателей

Очевидно, что при достижении скорости $M_{отк.крит.}$ до $M_{отр.}$ остановка самолета в пределах ВПП не возможна.

Уравнение, описывающее предельный случай будет следующее:

$$L_{ВПП} = L_{разб1} + L_{торм.} ,$$

где $L_{торм.}$ - длина торможения при одном отказавшем двигателе, которая может быть вычислена по тем же зависимостям, что и длина разбега. Необходимо лишь учесть, что тяга двигателей либо будет отсутствовать, либо при наличии реверсных устройств она будет

отрицательной. Обычно двигатели современных гражданских самолетов имеют реверсные устройства, при включении которых двигатель развивает тягу в обратном направлении с некоторым коэффициентом $K_{РЕВ.}$, равным 0,3...0,4.

Если считать, что при торможении все оставшиеся работоспособными двигателями переводятся в реверсное положение, то уравнение прерванного взлета получится в следующем виде:

$$L_{ВПП} = \frac{K \cdot R \cdot T_H}{2g} \left[\int_{M=0}^{M_{отк.кри}} \frac{dM^2}{\bar{P}_{CV} \cdot \frac{K \cdot P_H \cdot M^2}{2P_0} (C_X - f_{TP} \cdot C_y) - f_{TP}} + \int_{M_{отк.кри}}^{M=0} \frac{dM^2}{-K_{РЕВ} \bar{P}_{CV} \cdot \frac{n_{об.} - 1}{n_{об.}} \frac{K \cdot P_H \cdot M^2}{2P_0} (C_X - f_{TP} \cdot C_y) - f_{TP}} \right].$$

Если же двигатели не имеют реверсных устройств, то в выражении для длины торможения второй член должен быть приравнен к нулю, т. к. двигатели при торможении будут просто отключены.

Очевидно, что для обеспечения безопасности при возможном отказе одного двигателя необходимо, чтобы значение $M_{отк.кри.}$ для продолженного и прерванного взлета были бы одинаковыми, т.е. необходимо решить систему двух уравнений (прерванного и продолженного взлета) относительно двух неизвестных: потребной тяговооруженности и числа $M_{отк.кри.}$. В результате были полученные следующие значения при различных расходах воздуха, выдуваемого в щель закрылка:

$$G_{в.отб.1} = 10 \text{ кг / с}, \quad \bar{P}_{CV.1} = 0.428, \quad M_{отк.кри.1} = 0.201, \quad P_{дв.потр.1} = 5846 \text{ кг};$$

$$G_{в.отб.2} = 20 \text{ кг / с}, \quad \bar{P}_{CV.2} = 0.355, \quad M_{отк.кри.2} = 0.189, \quad P_{дв.потр.2} = 4849 \text{ кг};$$

$$G_{в.отб.3} = 30 \text{ кг / с}, \quad \bar{P}_{CV.3} = 0.326, \quad M_{отк.кри.3} = 0.182, \quad P_{дв.потр.3} = 4453 \text{ кг};$$

$$G_{в.отб.4} = 40 \text{ кг / с}, \quad \bar{P}_{CV.4} = 0.311, \quad M_{отк.кри.4} = 0.177, \quad P_{дв.потр.4} = 4248 \text{ кг}.$$

При организации выдува воздуха в щель закрылка не только увеличивается значение коэффициента подъемной силы C_{ya} , но и уменьшается скорость отрыва самолета от ВПП, что проиллюстрировано на диаграмме изменения числа M движения самолета по длине ВПП при организации выдува потока и без него (рис. 16).

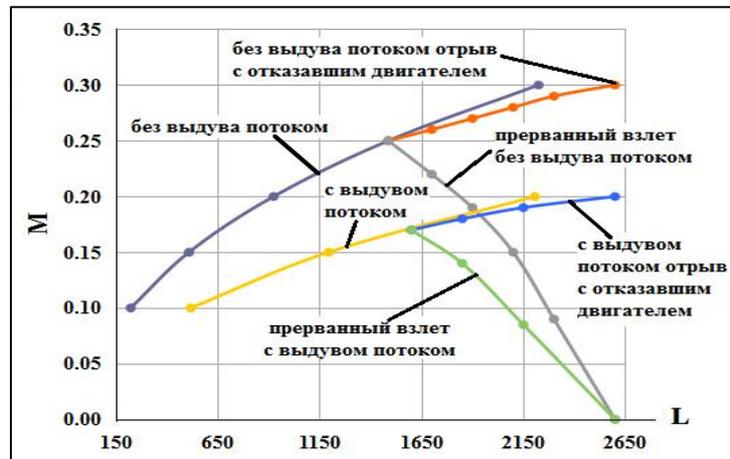


Рис. 16. Графики зависимости движения самолета M и длины ВПП от начала движения самолета L .

Сопоставив рассчитанные значения потребных тяг с дроссельными характеристиками двигателя (рис. 3), получим значения скорости истечения реактивной струи при реализации взлета самолета с различными значениями количества воздуха, отбираемого из двигателя (рис.17).

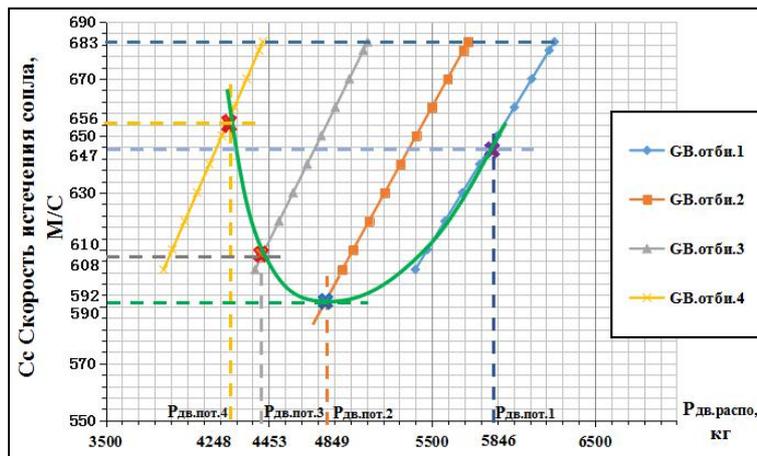


Рис. 17. График зависимости коэффициента скорости истечения сопла C_c от потребной тяги двигателя $P_{дв. расп.}$ и $P_{дв. потр.}$.

По полученному результату и графику, представленному на рис. 17, определим самую минимальную скорость истечения из сопла двигателя на взлетном режиме при $G_{в.отб.}=20$ кг/с.

Скорость истечения из сопла является наиболее существенно влияющим фактором на уровень шума при взлете самолета. Согласно теории Лайтхилла уровень акустической мощности реактивной струи может быть рассчитан по формуле:

$$W = K Q_c v_c^8 F_c a_0^{-5} \text{ в м,}$$

где K - коэффициент пропорциональности, величина которого получается экспериментально;

v_c, Q_c - скорость и плотность струи в выходном сечении сопла;

F_c - площадь выходного сечения сопла;

a_0 - скорость звука в окружающей среде.

Проведенные вычисления показали, что при расходе воздуха $G_{в.отб.}=20$ кг/с, выдуваемого потоком в щель закрылка, величина скорости истечения при этом будет $C_c=592$ м/с, потребная тяга для взлета двигателя $P_{дв.потр.}=4849$ кг, что меньше чем значение максимальной тяги $P_{дв.мах}=4996$ кг, т.е. взлет самолета может быть на дроссельных режимах работы двигателя. Скорость истечения $C_c=683$ м/с, соответствующая максимальному режиму работы двигателя АЛ-31. При этом относительный уровень уменьшения акустической мощности струи составит:

$$\bar{W} = \frac{W_{эф.}}{W_{др.}} = \left(\frac{683}{592} \right)^8 = 3.1,$$

где \bar{W} - относительный уровень уменьшения акустической мощности струи;

$W_{эф.}$ - уровень уменьшения акустической мощности струи на максимальном режиме работы двигателя;

$W_{др.}$ - уровень уменьшения акустической мощности струи на дроссельном режиме работы двигателя и выдува воздуха в щель закрылка.

Снижение акустической мощности струи при различных значениях расхода воздуха, отбираемого от наружного двигателя и выдуваемого в щель закрылка, показано на рис. 18.

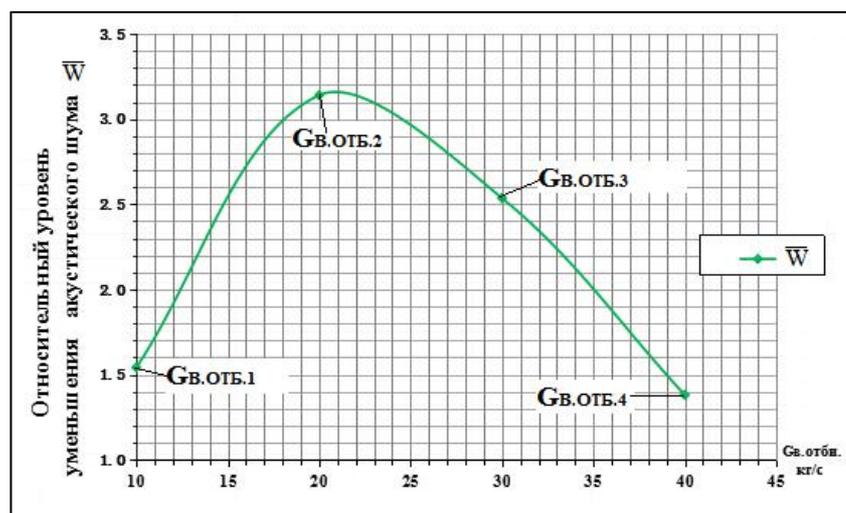


Рис. 18. График зависимости относительного уровня уменьшения акустического шума \bar{W} отбираемого воздуха от наружного контура двигателя $G_{в.отб.}$.

Наибольший эффект снижения шума достигается при величине расхода воздуха $G_{в.отб.}=20$ кг/с. Полученные результаты показывают, что двигатель сверхзвукового административного самолета может работать на задросселированном режиме при взлете. При этом, благодаря энергетической механизации выдувом воздуха, двигатель будет работать не

только на создание тяги, но и на улучшение аэродинамики крыла. Видно, что в этом случае скорость истечения струи C_c из сопла двигателя уменьшается. Это позволяет существенно уменьшить мощность акустического шума двигателя, что подтверждается результатами расчетов, представленными выше.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработана методика интегральной компоновки силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета, для которого снижение уровня шума при взлете достигается за счет снижения потребной взлетной тяги, обеспечиваемого улучшением аэродинамических характеристик самолета при его взлете, что достигается при выдуве отбираемого от двигателя воздуха на верхнюю поверхность закрылка.

2. Сформулирована и решена задача разработки математической модели натекания дозвукового потока отбираемого от двигателя на профиль крыла с отклоняемым закрылком в двухмерной и трехмерной постановках.

3. Сформулирована и решена задача математического моделирования характеристик ТРДД при значительных величинах отбора воздуха.

4. Выполнены расчеты аэродинамических характеристик системы «крыло – силовая установка» при различных величинах отбираемого от двигателей воздуха и углах отклонения закрылка.

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

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в рецензируемых научных изданиях:

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/sha-mingun_agulnik_yakovlev_rus.pdf?lang=ru&issue=93 (дата обращения: 01.02.2019).

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.

В других изданиях:

5. Ша Мингун. Анализ результатов математического моделирования натекания дозвукового потока на профили лопаток в двухмерной постановке // Авиация и космонавтика: материалы 16-й Международной конференции (Москва, 20-24 ноября 2017). - М.: Изд-во Люксор. 2017. - С. 136.

6. Ша Мингун. Анализ крыла с энергетической механизацией путем выдува воздуха от двигателя // Авиация и космонавтика: материалы 17-й Международной конференции (Москва, 19-23 ноября 2018). - М.: Изд-во Люксор. 2018. - С. 121-122.

7. Ша Мингун. Модель и характеристики двигателя ТРДД // Гагаринские чтения: сборник тезисов докладов XLV Международной молодёжной научной конференции (Москва, 16-19 апреля 2019). Т. - М.: Изд-во Каллиграф. 2019. - С. 142.