



Федеральное государственное
унитарное предприятие

**ЦЕНТРАЛЬНЫЙ ИНСТИТУТ
АВИАЦИОННОГО МОТОРОСТРОЕНИЯ
имени П.И. Баранова**

111116, Россия, г. Москва, ул. Авиамоторная, д. 2
Тел.: +7 (499) 763 61 67, факс: +7 (499) 763 61 10;
e-mail: info@ciam.ru, www.ciam.ru
ОКПО 07538518, ОГРН 1027700574505,
ИНН/КПП 7722016820/772201001

01.11.2019г № 300-08/2325

Учёному секретарю
диссертационного совета
Д 212.125.08

ФГБОУ ВО «Московский авиационный
институт (национальный
исследовательский университет)»

д.т.н., профессору
Ю.В. Зуеву

125993, г. Москва,
Волоколамское шоссе, д. 4

Уважаемый Юрий Владимирович!

Направляю Вам отзыв официального оппонента начальника отделения «Авиационные двигатели» ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» д.т.н. Луковникова А.В. на диссертационную работу аспиранта МАИ Ша Мингун на тему: «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.

Приложение: отзыв официального оппонента на 6 л. в 2-х экз.

Ученый секретарь
доктор экономических наук, доцент

Е.В. Джамай

ОТЗЫВ

официального оппонента доцента, доктора технических наук ЛУКОВНИКОВА Александра Валерьевича 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 за рубежом широко развернуты работы по созданию сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) нового, второго, поколения, удовлетворяющих перспективным требованиям по уровню звукового удара на местности, шума при взлете и посадке и эмиссии вредных выбросов в атмосферу. Большинство программ предусматривают на первом этапе разработку легкого сверхзвукового делового самолета (СДС) с предполагаемым выходом в серию в 2030-е годы. В России совместные работы ЦАГИ, ЦИАМ, ПАО «ОАК» также показывают разумность создания сначала легкого СДС на 8-15 пассажиров с крейсерским числом Маха полета $M_{кр} = 1,6-1,8$ и практической дальностью до 7-9 тыс. км.

Ключевой задачей в разработке СПС/СДС является создание для него силовой установки (СУ), обеспечивающей потребную тягу и приемлемую экономичность в крейсерском сверхзвуковом полете при выполнении жестких требований по уровню шума, т.к. вклад СУ в интегральный шум самолета значителен. В качестве маршевых двигателей СДС рассматриваются как традиционные турбореактивные двухконтурные двигатели со смешением потоков контуров (ТРДД_{см}), так и двигатели изменяемого рабочего процесса (ДИП), преимущественно трехконтурной схемы. Исследуются различные способы уменьшения шума СУ, такие как снижение скорости истечения реактивной струи из двигателя c_c (путем выбора параметров рабочего процесса или соответствующего регулирования на взлете), использование элементов планера для экранирования входного и выходного устройств СУ, применение звукопоглощающих покрытий в проточном тракте и др.

В диссертационной работе Ша Мингун рассматривается круг вопросов, связанных с расчётным исследованием влияния параметров СУ и планера СПС на снижение уровня шума, генерируемого реактивной струей двигателя. Под интеграцией, видимо, здесь понимается предложенный автором способ снижения c_c путем отбора от второго контура ТРДД воздуха и выдува его на

верхнюю поверхность крыла самолета. Выдув сжатого воздуха увеличивает подъемную силу, а, следовательно, улучшает взлетные характеристики (ВХ) самолета, что способствует уменьшению потребной тяги (дросселированию) двигателя и уменьшению шума СУ. Вопросы аэродинамической (компоновочной) интеграции и взаимной интерференции в данной работе не рассматриваются.

Таким образом, на стыке системы «крыло – силовая установка» возникает оптимизационная задача, направленная на минимизацию выбранного критерия эффективности – уровня шума реактивной струи двигателя при взлете СПС. В качестве варьируемых (оптимизируемых) критериев принимаются величины отбора воздуха от двигателя $G_{в\ отб}$, параметры крыла и струйного закрылка.

В связи с этим разработана методика расчета энергетической механизации крыла СПС для улучшения его взлетных характеристик и снижения шума двигателя при взлете, рассматриваемой в диссертационной работе Ша Мингун, является весьма актуальной.

Анализ имеющихся результатов, проведенный в соответствующих разделах диссертационной работы, позволил автору сформулировать основные направления своих научных исследований и осуществить практическое приложение полученных результатов.

Основные задачи работы диссертантом сформулированы как разработка методики интегральной компоновки СУ СПС для снижения уровня шума при взлете за счет снижения потребной тяги, а также математическое моделирование обтекания крыльевого профиля с отклоняемым закрылком и струйным выдувом. Кроме того, в рассматриваемой работе решается задача оптимизации системы «крыло – СУ» по критерию снижения шума реактивной струи с использованием рассчитанных аэродинамических характеристик крыла со струйной механизацией и высотно-скоростных (ВСХ) и дрессельных (ДХ) характеристик ТРДД при отборах воздуха от него.

Практическая значимость диссертационной работы заключается в том, что разработанная автором методика может, с учетом принятых в ней допущений, быть использована при концептуальных исследованиях по формированию предварительного облика перспективных СПС и их СУ.

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы.

Приведенные в главе 1 материалы содержат обзор и анализ работ по теме диссертации, рассматриваются современные проекты СПС/СДС и проблемы, связанные с их созданием. Главной обозначается проблема обеспечения требований ИКАО по шуму, для решения которой предлагаются различные технические решения.

Отдельный параграф первой главы посвящен анализу источников шума двигателя СПС. Обоснованно указывается, что основным источником шума является реактивная струя, поэтому для уменьшения уровня шума требуется уменьшение скорости истечения реактивной струи, например, путем увеличения степени двухконтурности ТРДД.

Во второй главе представлен анализ имеющихся и доступных к использованию математических моделей и коммерческих программных комплексов (ПК) расчета ВСХ и ДХ авиационных газотурбинных двигателей. Из имеющихся программ диссертант делает выбор, видимо по причине удобства пользования и наличия графического интерфейса, в пользу ПК ThermoGTE, разработанного в ОКБ им. А. Льюльки. С использованием этой программы в работе выполнен расчет характеристик ТРДД типа АЛ-31/АЛ-31Ф в интересах решения поставленной задачи. Представлены результаты проведенных автором параметрических исследований по оценке влияния количества отбираемого из второго контура двигателя воздуха $G_{в\ отб}$ на ДХ и значения c_c . Здесь же автором сделан анализ существующих конструкций реверсивных устройств двигателей на примере дозвуковых самолетов, правда, без вывода о возможном облике реверсивного устройства СУ СПС.

В главе 3 диссертации приводятся результаты численных 2D- и 3D-расчетов обтекания крыльевого профиля самолета при выдуве воздуха в щель закрылка. С использованием широкого известного и апробированного ПК Ansys-Fluent выполнены исследования и получены зависимости аэродинамических коэффициентов подъемной силы от угла атаки, в том числе при моделировании отклонения закрылка и выдува струи воздуха в щель закрылка. Также в расчетах варьировались различные известные модели турбулентности. В результате получена зависимость коэффициента подъемной силы от импульса струи при нескольких значениях угла атаки крыльевого профиля, которая сопоставлена с имеющимися экспериментальными данными. Разница между значениями численного и физического моделирования не превышает 7 %, что вполне допустимо на этапе концептуальных исследований.

В результате предложена схема (геометрическая модель) крыла с отклоняемым закрылком и сдувом пограничного слоя с поверхности потоком воздуха, отбираемого от маршевого двигателя.

В четвертой главе приводятся описание и результаты математического моделирования движения летательного аппарата в процессе нормального и прерванного взлета с ВПП, при котором ТРДД создает не только тягу, необходимую для продольного движения СПС, но и косвенно выступает в роли устройства для повышения подъемной силы крыла самолета. Здесь подробно рассмотрены схемы взлета СПС при штатной и нештатной работе СУ и соответствующие этим случаям уравнения движения, позволяющие определить

длины разбега $L_{впп}$, а также потребные тяги двигателя, обеспечивающие снижение шума струи по сравнению с вариантом СУ без отборов воздуха на струйную механизацию.

В качестве объекта исследования в рассматриваемой работе выбран сверхзвуковой административный 3-х двигательный самолет (САС), разрабатываемый ранее в «ОКБ Сухого» и ЦАГИ. На данном самолете взлетной массой ~41 т предполагалась установка двигателя АЛ-31 – бесфорсажного варианта ТРДДФ АЛ-31Ф истребителя Су-27.

В результате параметрической оптимизации по предложенной автором методике и с использованием выбранного математического инструментария определено значение расхода отбираемого от двигателя воздуха, при котором достигается наибольший эффект снижения шума, оцениваемый в данной задаче относительным уровнем уменьшения акустической мощности струи $W_{отн}$. Эта величина пропорциональна отношению c_c на максимальном режиме работы двигателя (без отборов воздуха) к c_c на дроссельном режиме (при отборах воздуха на струйную механизацию крыла).

При принятых в работе исходных данных потребная для взлета САС тяга двигателя, при включении выдува потока в щель закрылка, уменьшилась с 4996 кгс до 4849 кгс, т.е. на 145 кгс или на ~3 %. Однако относительный уровень акустической мощности реактивной струи при этом снизился в ~3 раза.

К новому научному результату, полученному соискателем в результате проведения диссертационного исследования, можно отнести разработку методики оценки эффективности системы «крыло – силовая установка» перспективного СПС, позволившей получить интегральный выигрыш в снижении уровня шума силовой установки от реактивной струй.

Достоверность расчетных результатов, полученных в работе, подтверждается сравнением их с экспериментальными данными, а также сопоставлением с имеющимися расчетными данными, полученными другими авторами.

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

В качестве замечаний, высказанных к работе, следует отметить следующие:

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 автор 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 (коэффициенты сохранения полного давления) во втором контуре и в камере смешения.

4. В диссертации не указан примененный метод оптимизации. Возникает ощущение, что оптимальное значение $G_{в\ отб}$ 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 на странице 108 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 возникнет 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. Значения 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.

Отмеченные недостатки не снижают значения полученных автором новых научных и практические результаты. Диссертация является завершенной научно-квалификационной работой, в которой содержится решение научной задачи, имеющей значение для развития подходов при проектировании силовых установок перспективных самолетов.

Основные результаты диссертации отражены в четырех статьях, опубликованных в рецензируемых научных изданиях, а также представлены на трех международных научно-технических конференциях, проведенных в МАИ.

С учетом вышесказанного, можно сделать вывод о том, что диссертационная работа Ша Мингун на тему «Влияние интегральной компоновки силовой установки и планера сверхзвукового пассажирского самолета на его эффективность» соответствует требованиям, предъявляемым пп. 9-14 «Положения о присуждении ученых степеней», утвержденным постановлением Правительства Российской Федерации от 24 сентября 2013 г. № 842 (в редакции постановления Правительства Российской Федерации от 21.04.2016 г. № 335), а ее автор заслуживает присуждения учёной степени кандидата технических наук по специальности 05.07.05 – «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов».

Официальный оппонент:

Начальник отделения «Авиационные двигатели»
Федерального государственного унитарного предприятия
«Центральный институт авиационного
моторостроения имени П.И. Баранова»,
доктор технических наук, доцент

Луковников Александр Валерьевич

Подпись руки А.В. Луковникова заверяю:

Ученый секретарь ФГУП «Центральный институт
авиационного моторостроения имени П.И. Баранова»,
доктор экономических наук, доцент



Джамай Екатерина Викторовна

Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова»

Адрес: 111116, Россия, Москва, ул. Авиамоторная, 2

Телефон: 8 (499) 763-57-47

E-mail: avim@ciam.ru; <http://www.ciam.ru/>