

Алендарь Артем Дмитриевич

**МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА СИЛОВОЙ
УСТАНОВКИ СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА**

Специальность: 2.5.15. Тепловые, электроракетные двигатели
и энергоустановки летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

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

Научный руководитель: **Силуянова Марина Владимировна,**
доктор технических наук, профессор.

Официальные оппоненты: **Лещенко Игорь Алексеевич,**
доктор технических наук, старший научный сотрудник,
публичное акционерное общество «ОДК-Сатурн»,
начальник бригады

Зиненков Юрий Владимирович,
кандидат технических наук, Военный учебно-научный центр
Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им.
Профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», доцент
кафедры аэродинамики и безопасности полета

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева»

Защита диссертации состоится 22 сентября 2025 года в 12 часов 00 минут на заседании диссертационного совета 24.2.327.06 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, а также на сайте института по адресу https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=184631

Автореферат разослан «___» _____ 2025 г.

Отзывы, заверенные печатью, просим высылать по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, Ученый совет МАИ.

Ученый секретарь
диссертационного совета 24.2.327.06,
д.т.н., доцент



Краев Вячеслав Михайлович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования

Авиация, как часть транспортной системы, играет важную роль обеспечении условий экономического роста, национальной безопасности, повышения уровня конкурентоспособности экономики и качества жизни населения страны. Для достижения целей Транспортной стратегии Российской Федерации до 2030 года с прогнозом на период до 2035 года, в частности, для повышения мобильности населения, пространственной связанности и транспортной доступности территорий Российской Федерации, учитывая их протяженность, необходимо создание гражданской авиационной техники нового поколения. Современные гражданские дозвуковые самолеты осуществляют крейсерский полет на скоростях с числом Маха 0,8 – 0,85 и обладают высоким уровнем аэродинамического совершенства. Однако, на перелет дальностью от 7000 до 8000 км современный авиалайнер затрачивает около 9 – 10 часов. Увеличение крейсерской скорости полета до числа Маха 1,8 – 2,0 позволит сократить время полета на это расстояние до 4 – 5 часов, что актуально для повышения эффективности решения задач государства и бизнеса, особенно в условиях протяженной территории России. Таким образом, создание сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) является одним из актуальных направлений развития авиационной отрасли.

Первый опыт создания СПС (Tu-144 и Concorde) показал принципиальную возможность реализации таких воздушных судов, однако в силу комплекса технических и экономических причин история эксплуатации этих самолетов была непродолжительной. В последние годы в мире активно ведутся исследования и разработки СПС нового поколения, при этом особое внимание уделяется вопросам минимизации вредного воздействия СПС на окружающую среду (звукового удара, шума на местности, эмиссии вредных веществ) на фоне систематического ужесточения международных требований к экологическим характеристикам самолетов гражданской авиации.

Силовая установка (СУ) оказывает непосредственное влияние на весь комплекс летно-технических, экологических и экономических характеристик СПС, что делает задачу определения ее рационального технического облика крайне важной в контексте обеспечения коммерческого успеха СПС. Сложность решения этой задачи обусловлена широким диапазоном условий и режимов работы СУ, высоким влиянием сверхзвуковой скорости полета на параметры рабочего процесса, сложностью интеграции СУ с планером, жесткими экологическими ограничениями и пр. В соответствии с этим важное значение приобретает разработка методики формирования технического облика СУ СПС, обеспечивающей в совокупности с методами математического моделирования повышение качества и информативности исследований, а также выбор рациональных проектных параметров и законов управления СУ СПС.

Степень разработанности темы исследования

Задачам разработки методик определения рационального технического облика СУ СПС, оценки их характеристик и оптимизации законов управления посвящено множество исследований как в России, так и за рубежом, наиболее известные из которых выполнены в рамках комплексных научно-исследовательских программ, таких как SST (США), HISAC (Европа), Supersonic Project (США), НЦМУ «Сверхзвук» (РФ), комплексный

научно-технологический проект «СГС» (РФ) и др. Существенный вклад в развитие методов определения технического облика СУ СПС внесли коллективы отечественных отраслевых институтов, конструкторских бюро и университетов. Например, в части разработки методов математического моделирования, концептуальных исследований двигателей различных схем и формирования технического облика СУ для СПС можно отметить работы А.И. Ланшина, В.Д. Коровкина, А.А. Евстигнеева, В.Е. Макарова, О.Д. Селиванова, Д.Б. Фокина; А.А. Пожаринского, К.Э. Терентьева, С.В. Торопчина, А.А. Иноземцева; А.Б. Агульника, Ю.А. Равиковича, А.А. Мишукова, Е.Ю. Марчукова и др. Однако, эти работы в основном базируются на расчетных методиках, отработанных для СУ сверхзвуковых военных самолетов и дозвуковых самолетов. Основа используемых сегодня методов математического моделирования, расчета характеристик и оптимизации законов управления СУ была заложена в работах Л.Н. Дружинина, Л.И. Швеца, А.И. Ланшина, Ю.Н. Нечаева, А.С. Полева и др. В части формирования общих требований к СУ СПС известны работы С.Л. Чернышева, М.А. Погосяна, В.Г. Юдина, Д.Ю. Стрельца, К.И. Сыпало, А.В. Кажана, В.Г. Кажана, И.Г. Башкирова и др.

Среди диссертационных работ в области определения рационального облика СУ СПС известна работа А. Гольнезхада, посвященная вопросам выбора размерности СУ и ее согласования с летательным аппаратом (ЛА), однако, не учитывающая в полной мере вопросы выбора проектных параметров двигателя с учетом условий совместной работы и регулирования элементов СУ. Также известна работа М. Ша, посвященная исследованию компоновки СУ СПС с выдувом отбираемого от двигателя воздуха на верхнюю поверхность закрылка. Данная работа имеет узкую направленность, и ее результаты могут найти применение только для формирования облика СУ рассмотренной схемы.

Несмотря на большое количество работ, посвященных формированию обликов СУ СПС и ее элементов, остаются открытыми вопросы выбора их рациональных проектных параметров, законов управления, а также методов их математического моделирования с учетом современных требований и особенностей компоновок перспективных СПС.

Объектом исследования являются маршевые СУ перспективных СПС.

Предметом исследования являются проектные параметры, тягово-экономические характеристики и законы управления силовых установок СПС.

Целью работы является разработка методики формирования технического облика маршевой СУ СПС, позволяющей учитывать ключевые требования к СУ и конструктивно-схемные особенности компоновок перспективных СПС.

Задачи работы:

1. Анализ научно-технического задела и основных проблем формирования технического облика СУ СПС нового поколения.
2. Разработка математической модели СУ СПС, позволяющей выполнять расчет ее эффективных характеристик с учетом конструктивно-схемных особенностей ее элементов.
3. Расчетное исследование влияния проектных параметров СУ СПС на ее технический облик и тягово-экономические характеристики.
4. Разработка методики формирования технического облика маршевой СУ СПС с использованием разработанной математической модели.

5. Апробация разработанной методики в системе более высокого уровня по отношению к СУ: «летательный аппарат – силовая установка».

Научная новизна работы

1. Разработана методика, позволяющая на этапе формирования технического облика СУ СПС в автоматизированном режиме определять проектные параметры двигателя с учетом требований по тяге на нескольких режимах работы, заданных ограничений, обусловленных требованиями по шуму СПС на местности (по скорости истечения реактивной струи), а также выполнять предварительное проектирование воздухозаборника и реактивного сопла.

2. Разработана и верифицирована математическая модель сверхзвукового пространственного воздухозаборника СУ СПС.

3. Представлены оценки диапазонов проектных параметров двигателя СПС, в которых возможно применение нерегулируемого воздухозаборника.

Теоретическая и практическая значимость работы

Методика формирования технического облика СУ СПС позволяет на ранней стадии проектирования учитывать требования ключевых режимов работы двигателя – крейсерского и «экологического» с точки зрения шума самолета на местности (например, режима отрыва от взлетно-посадочной полосы), а также конструктивно-схемные особенности компоновок СПС нового поколения при расчете внутренних и эффективных характеристик СУ.

Разработанная методика расчета параметров сверхзвукового пространственного входного устройства позволяет увеличить разрешающую способность математических моделей, применяемых для расчета характеристик сверхзвуковых СУ, и, тем самым, дает возможность более глубокого анализа процессов, происходящих в СУ СПС с формированием рекомендаций по выбору проектных параметров двигателя и СУ.

Методология и методы исследования

Общий методологический подход работы базируется на основных положениях теории воздушно-реактивных двигателей (ВРД) и прикладной газовой динамики, а также современных методах математического моделирования сложных систем, методах вычислительной математики и методах системного анализа.

Основные положения диссертации, выносимые на защиту

Методика формирования технического облика СУ СПС, позволяющая на ранних этапах проектирования определять проектные параметры двигателя с учетом требований по тяге на нескольких режимах, заданных ограничений по скорости истечения реактивной струи, выполнять предварительное проектирование воздухозаборника и сопла СУ СПС.

Комплексная математическая модель СУ СПС, включающая математические модели двигателя, пространственного входного устройства и плоского выходного устройства с односторонним расширением потока.

Результаты расчетных исследований параметров и характеристик СУ СПС.

Личный вклад соискателя

Автором сформированы задачи исследования, выполнен обзор научных работ и анализ проблем создания СПС нового поколения в части СУ.

Методика формирования технического облика СУ СПС, а также комплексная математическая модель СУ разработана непосредственно автором. С использованием математической модели автором выполнены расчеты, их анализ и сформированы выводы.

Степень достоверности положений, результатов и выводов работы

При разработке методики формирования технического облика СУ СПС использовались фундаментальные уравнения теории ВРД, общепризнанные научные положения и допущения.

Верификация разработанных новых расчетных методик показала высокий уровень сходимости результатов с результатами расчета методами более высокого уровня, а также с известными литературными источниками и опубликованными работами других авторов.

Для выполнения расчетов использовались апробированные теоретические методы и подходы, подтвердившие свою достоверность в ходе многолетнего использования в практике авиационного двигателестроения.

Реализация и внедрение результатов работы

Результаты работы использовались в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» при выполнении научно-исследовательских работ по тематике перспективных сверхзвуковых гражданских самолетов. Внедренная методика позволила уточнить проектные параметры и законы управления СУ СПС нового поколения.

Математическая модель сверхзвукового пространственного входного устройства верифицирована и представлена в виде программы для ЭВМ, на которую автором получено свидетельство о регистрации № 2022661658 от 23.06.2022.

Апробация результатов работы

Основные результаты работы были представлены на Всероссийской научно-технической конференции молодых ученых и специалистов «Авиационные двигатели и силовые установки» (Москва, 2019 г.); Всероссийской научно-практической конференции «Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации» (Иркутск, 2019 г.); Межотраслевой научно-технической конференции «Современные проблемы аэрогазодинамики силовых установок летательных аппаратов» (Жуковский, 2021 г.); Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации» (Пермь, 2018, 2020 и 2021 г.); Международной конференции «Авиация и космонавтика» (Москва, 2018, 2019, 2020 и 2021 г.); Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (Самара, 2021 г.); Международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения» (Москва, 2019, 2020, 2021 и 2022 г.); Международном симпозиуме по неравновесным процессам, плазме, горению и атмосферным явлениям (Сочи, 2022 и 2024 г.); Международной конференции «Фундаментальные проблемы создания СПС нового поколения» (Сочи, 2022 г.); Научно-техническом конгрессе по двигателестроению (НТКД-2024) (Москва, 2024 г.).

Публикации

Результаты диссертационного исследования опубликованы в 34 научных работах, из которых 6 опубликованы в научных изданиях, рекомендованных ВАК по специальности 2.5.15. Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов, 5 опубликованы в научных журналах, индексируемых базой

данных Scopus, 23 опубликованы в сборниках международных и всероссийский конференций, симпозиумов, форумов и т.д. Также автором получено 1 свидетельство о регистрации программы для ЭВМ.

Структура и объем работы

Диссертационная работа состоит из введения, основной части, заключения, списка сокращений и условных обозначений и списка литературы. Основная часть диссертационной работы состоит из четырех глав и включает 120 рисунков и 5 таблиц. Список литературы включает 256 источников. Объем работы составляет 155 страниц.

Благодарности

Автор признателен научному руководителю д.т.н. М.В. Силуяновой за помощь и поддержку, оказанные при подготовке работы. Автор благодарен д.т.н. А.В. Луковникову, А.А. Евстигнееву, д.т.н. А.С. Полеву и д.т.н. А.И. Ланшину за ценные советы и замечания, В.Г. Зуйковой за результаты расчетов, предоставленные для верификации математической модели воздухозаборника, П.В. Нягину и Д.Б. Фокину за расчет летно-технических характеристик СПС с применением исходных данных и математической модели СУ автора.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы исследования, проанализирована степень ее разработанности, обозначен предмет и объект исследования, определена цель диссертационной работы, поставлены задачи исследования, отражена научная новизна и практическая значимость работы, представлены используемые методы исследования, отмечены основные положения диссертации, выносимые на защиту, обозначен личный вклад соискателя в работу, а также обоснована достоверность полученных результатов.

В первой главе выполнен анализ состояния проблемы формирования технического облика СУ СПС. На примере СУ первых СПС показано, что для обеспечения эффективной работы СУ как системы может потребоваться широкое регулирование проточной части воздухозаборника (ВЗ) и реактивного сопла (РС). Анализ тенденций развития проектов СПС нового поколения показывает, что ключевой проблемой формирования технического облика их СУ является сложность достижения высоких летно-технических характеристик (ЛТХ) при условии обеспечения низкого уровня шума при взлете и посадке, а также низкого уровня звукового удара при полете на сверхзвуковой скорости. Анализ схем двигателей, рассматриваемых для применения на СПС нового поколения, показывает, что в качестве двигателя СПС ближней перспективы следует рассматривать вновь проектируемый турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД) традиционной схемы со смещением потоков внутреннего и наружного контуров. При этом, параметры двигателя СПС должны обеспечивать компромисс между высокой удельной тягой на сверхзвуковых режимах полета, низкой скоростью истечения реактивной струи на взлетных режимах, а также высокими показателями ресурса с учетом длительной работы двигателя на максимальных режимах. Поэтому при формировании технического облика СУ СПС необходимо учитывать в качестве целевых параметры ТРДД, оказывающие непосредственное влияние на шум самолета на местности, такие как скорость истечения струи из РС и окружная скорость на периферии рабочих лопаток вентилятора на взлетных режимах, а также особенности компоновки СУ на планере. Для этого необходима

разработка новых методов проектирования и математических моделей (ММ), повышающих точность оценок, глубину анализа и информативность результатов на ранних этапах формирования технического облика СУ.

Во второй главе представлены результаты разработки ММ СУ СПС, включающей модели ВЗ, ТРДД и РС. Математическая модель позволяет выполнять начальное проектирование, расчет внутренних и эффективных характеристик СУ с учетом согласования режимов работы ВЗ, ТРДД и РС, а также с учетом конструктивно-схемных особенностей компоновок СПС нового поколения в ожидаемом для СПС диапазоне полетных условий. Для разработки ММ СУ рассматривается двухдвигательный СПС с верхним расположением ВЗ, интегрированными в планер ТРДД, и пакетом РС, расположенным в хвостовой части планера (рисунок 1).

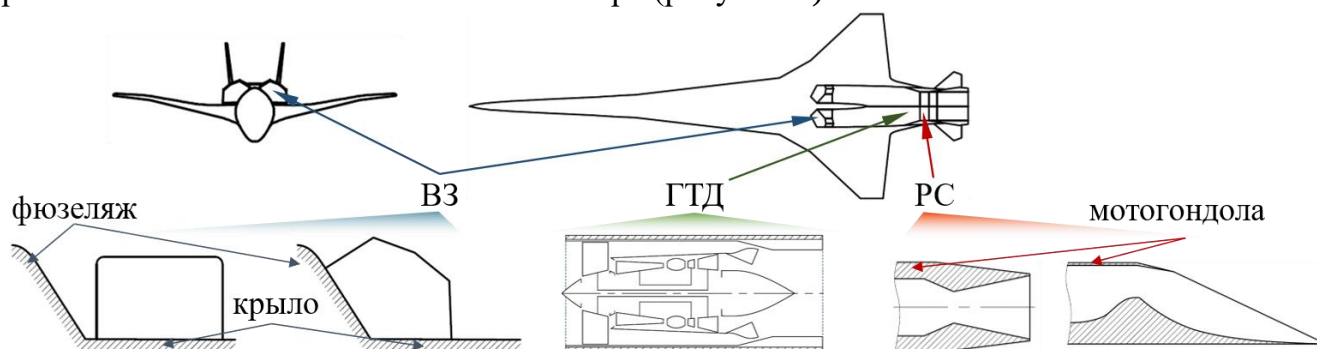
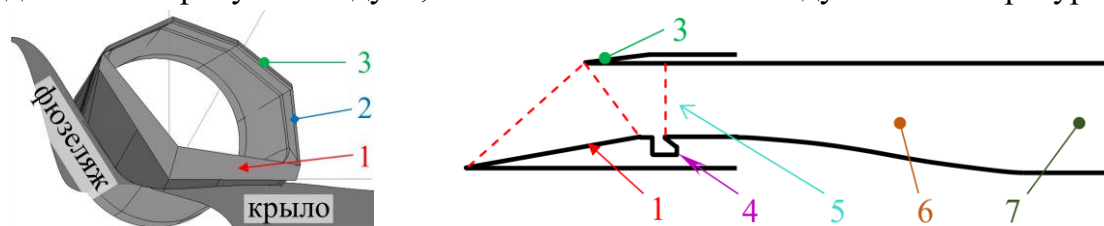


Рисунок 1 – Расположение СУ на СПС, рассмотренное при разработке ММ

Математическая модель ВЗ разработана применительно к сверхзвуковому ВЗ смешанного сжатия с шестиугольной формой входного сечения (рисунок 2). Модель позволяет выполнять предварительное проектирование ВЗ и быстрые оценки коэффициента расхода $\varphi_{ВЗ}$, коэффициента восстановления полного давления $\sigma_{ВХ}$ и коэффициента внешнего аэродинамического сопротивления $c_{x ВЗ}$ с учетом возможного регулирования ВЗ, вытесняющего действия и возможного слива пограничного слоя, систем подпитки и перепуска воздуха, зависимости свойств воздуха от температуры и пр.



1 – клин торможения; 2 – боковая щека; 3 – обечайка; 4 – щель слива пограничного слоя;
5 – горло; 6 – дозвуковой диффузор; 7 – цилиндрический канал

Рисунок 2 – К описанию ВЗ моделируемой СУ

Математическую модель ВЗ можно условно разбить на два блока. Первый блок предназначен для расчета геометрических характеристик ВЗ и базируется на известных принципах газодинамического конструирования. На расчетном режиме ВЗ этот блок отвечает за проектирование ВЗ (рисунок 3), на нерасчетных – за определение положения регулируемых элементов, а также расчет границ жидкой линии тока. Второй блок ММ ВЗ предназначен для расчета воздуха по тракту и интегральных параметров ВЗ ($\varphi_{ВЗ}$, $\sigma_{ВХ}$, $c_{x ВЗ}$).

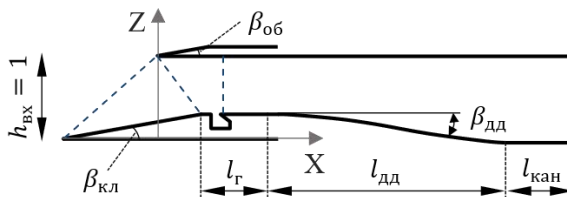
Для учета отличия местных параметров воздуха перед ВЗ от параметров невозмущенного потока в рамках ММ выполнено обобщение опубликованных

результатов расчетных и экспериментальных исследований различных компоновок сверхзвуковых самолетов с надкрыльевым и надфюзеляжным расположением ВЗ, позволяющее приближенно учесть потери полного давления, изменение скорости и площади струйки тока перед ВЗ в зависимости от полетного числа Маха и угла атаки.

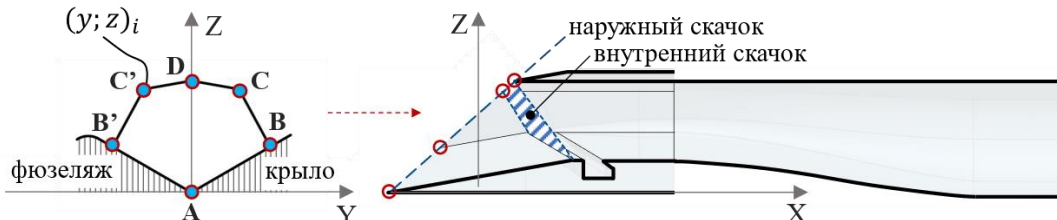
Исходные данные

$M_{\text{расч}}, \beta_{\text{кл}}, \beta_{\text{об}}, \beta_{\text{дд}}; \overline{l}_\Gamma, \overline{l}_{\text{дд}}, \overline{l}_{\text{цк}};$
координаты точек входного сечения ($Y-Z$); параметры слива в горле.

Расчет геометрических параметров ВЗ в плоскости симметрии ($X-Z$)



Формирование клина, обечайки, горла



Формирование входа ВЗ с учетом подрезки боковых щек

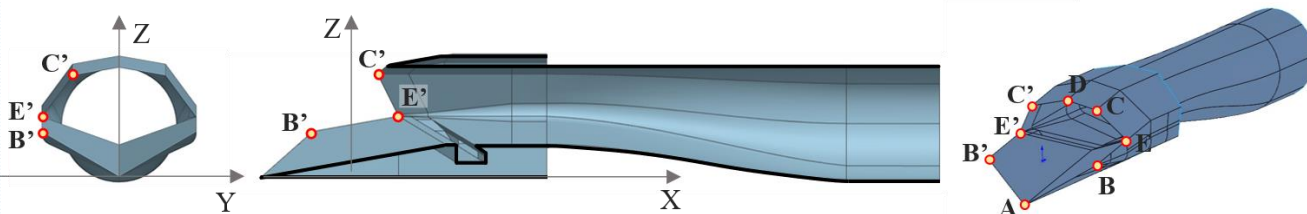


Рисунок 3 – Алгоритм расчета геометрических параметров ВЗ на расчетном режиме

Для определения коэффициента расхода ВЗ $\varphi_{\text{вз}}$ выполняется расчет коэффициента расхода горла φ_Γ , коэффициента расхода системы скачков уплотнения $\varphi_{\text{ск}}$, коэффициента расхода на слив в горле $\varphi_{\text{слив}}$, а также коэффициента расхода на боковое растекание перед входом в ВЗ $\varphi_{\text{бок}}$ (рисунок 4). Значение $\varphi_{\text{вз}}$ вычисляется по формуле (1):

$$\varphi_{\text{вз}} = \begin{cases} \varphi_\Gamma = \frac{F_\Gamma \cdot q(\lambda_\Gamma) \cdot \sigma_{\text{ск}}}{q(\lambda_{\text{вх}})}, & \text{если } \varphi_\Gamma < \varphi_{\text{ск}} - \varphi_{\text{слив}} - \varphi_{\text{бок}} \\ \varphi_{\text{ск}} - \varphi_{\text{слив}} - \varphi_{\text{бок}}, & \text{если } \varphi_\Gamma > \varphi_{\text{ск}} - \varphi_{\text{слив}} - \varphi_{\text{бок}} \end{cases} \quad (1)$$

Значение $\varphi_{\text{ск}}$ определяется как отношение площади сечения струйки тока F_∞ к площади входа ВЗ $F_{\text{вх}}$. При фиксированных геометрических параметрах клина и обечайки, а также при известном местном числе Маха перед ВЗ вычисляются углы наклона скачков уплотнения. Затем, исходя из условия параллельности линий тока поверхностям клина, определяются границы жидкой линии тока, которые формируют площадь F_∞ (рисунок 4).

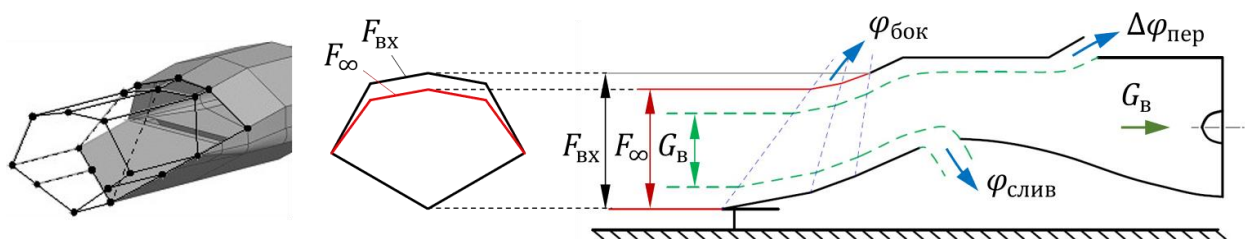


Рисунок 4 – К определению коэффициента расхода ВЗ ($M_\infty < M_{\text{расч}}$)

Значение $\varphi_{\text{слив}}$ определяется при допущении, что в начальной области подкапотного пространства скорость воздушного потока равна нулю, и при заданных потерях полного давления в системе слива. Также учитывается положение скачков уплотнения относительно щели слива и ее форма (рисунок 5).

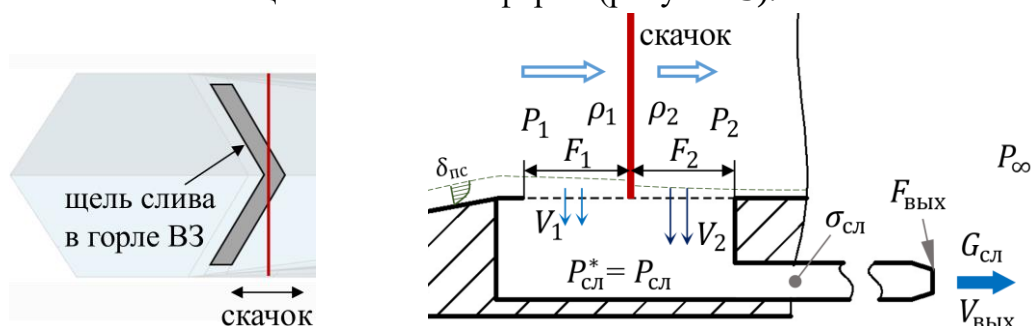


Рисунок 5 – К расчету коэффициента расхода на слив в горле ВЗ

Значение $\varphi_{\text{бок}}$ определяется по вычисленным площадям $F_{\text{бок}}$ между щекой, скачками уплотнения и границами линии тока (рисунок 6) при известных параметрах воздуха за скачком и в невозмущенном потоке с учетом поправочных коэффициентов.



Рисунок 6 – Площади бокового растекания на различных режимах работы ВЗ

Коэффициент восстановления полного давления в ВЗ $\sigma_{\text{вх}}$ рассчитывается в плоскости симметрии ВЗ как произведение коэффициентов восстановления полного давления в системе косых скачков уплотнения σ_m , в прямом скачке $\sigma_{\text{пр}}$, дозвуковом диффузоре $\sigma_{\text{дд}}$ и цилиндрическом канале $\sigma_{\text{кан}}$. Расчет параметров скачков ведется с помощью классических одномерных соотношений газовой динамики для невязких течений. Расчет параметров в дозвуковых каналах ВЗ также ведется с помощью одномерных соотношений с учетом потерь на расширение, поворот и трение.

Коэффициент сопротивления ВЗ $c_{x \text{ вЗ}}$ складывается из дополнительного сопротивления по жидкому контуру $c_{x \text{ доп}}$ и сопротивления обечайки $c_{x \text{ об}}$. При полностью сверхзвуковом течении на клине и обечайке расчет значений $c_{x \text{ доп}}$ и $c_{x \text{ об}}$ производится по формуле (2) при известных параметрах на клине и обечайке (P_i – давление над площадью ΔF_i). В области транзвуковых скоростей полета P_i для обечайки рассчитывается с использованием теории околзвукового подобия. В дозвуковых условиях полета, а также на режимах с выбитой головной волной используются полуэмпирические зависимости, рекомендованные в монографии Ремеева Н.Х.

$$c_x = \frac{2}{kM_\infty^2} \left[\sum_{i=1}^n \left(\frac{P_i}{P_\infty} - 1 \right) \left(\frac{\Delta F_i}{F_{BX}} \right) \right] \quad (2)$$

Разработанная ММ ВЗ верифицирована по результатам численного моделирования (CFD) в трехмерной постановке методом RANS, выполненного Зуйковой В.Г. Рассмотрен изолированный сверхзвуковой ВЗ смешанного сжатия с расчетным числом Маха 1,9, шестиугольной формой входного сечения и системой слива пограничного слоя в горле. По результатам идентификации ММ ВЗ достигнут высокий уровень совпадения результатов: наибольшее расхождение по $\sigma_{ВХ}$, $\varphi_{ВЗ}$ и $c_{x\text{ об}}$ не превышает 3 % (рисунок 7).

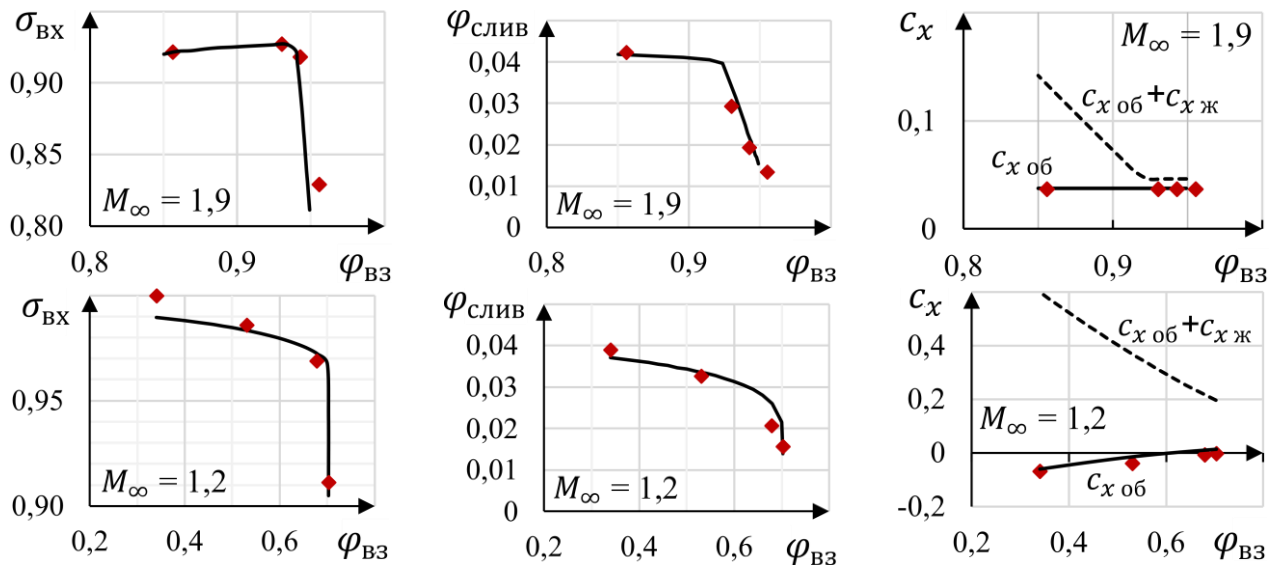


Рисунок 7 – Сравнение характеристик ВЗ, рассчитанных с помощью разработанной ММ (черные линии), с результатами трехмерного CFD-моделирования (красные точки)

Для расчета параметров ТРДД в системе СУ используется классическая ММ первого уровня, которая представляет собой совокупность уравнений, логических условий и ограничений, принятых для описания реальных физических процессов в двигателе, из которых одна часть отражает условия совместной работы основных узлов и элементов (балансы расходов, мощностей и др.), а другая часть представляет собой описание их свойств и характеристик.

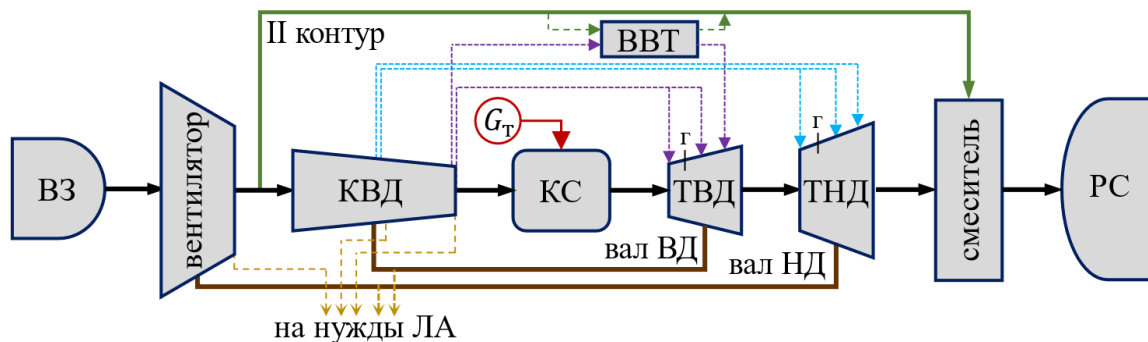


Рисунок 8 – Газодинамические и механические связи, описываемые в ММ ТРДД

Согласование режимов совместной работы узлов в системе ТРДД осуществляется решением системы нелинейных алгебраических уравнений (СНАУ), описывающих условия неразрывности и сохранения энергии, а также предъявляемые к двигателю

требования (на расчетном режиме) или законы управления (на нерасчетных режимах). Решение системы уравнений осуществляется методом Ньютона. В ММ (рисунок 8) учитываются отборы воздуха и мощности на нужды ЛА, отборы воздуха на охлаждение турбин, наличие воздухо-воздушного теплообменника (ВВТ) в системе охлаждения и пр.

При разработке ММ выходного устройства (ВУ) рассмотрено сверхзвуковое плоское РС с односторонним и частично внутренним расширением потока (рисунок 9). Модель предназначена для расчета его интегральных параметров (коэффициента тяги $\bar{R}_c$ и коэффициента внешнего аэродинамического сопротивления $c_{x \text{ ву}}$) с учетом геометрических характеристик ВУ, режима работы двигателя, полетных условий и других факторов. Математическая модель основывается на методических подходах и обобщениях экспериментальных данных, описанных в монографии Лаврухина Г.Н.

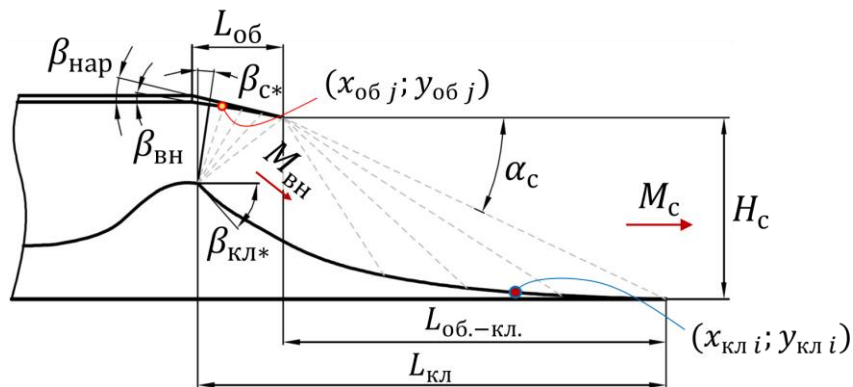


Рисунок 9 – Схема для расчета профиля сверхзвукового плоского РС

Расчет геометрических параметров РС выполняется с помощью известных одномерных соотношений газовой динамики, применяемых для профилирования сопел с центральным телом, адаптированных к плоской геометрии. Положение критического сечения РС и профиль клина рассчитывается из условия, что в сечении среза струя расширилась до атмосферного давления и направлена вдоль образующей клина. При расчете коэффициента тяги РС (формула 3) учитываются потери на трение по обечайке и клину, а также на нерасчетность течения. При расчете коэффициента внешнего аэродинамического сопротивления РС (формула 4) величина относительного донного давления $\bar{P}_д$ рассчитывается на основе обобщений экспериментальных исследований осесимметричных кормовых частей с использованием поправки для перехода к донному давлению за плоской кормовой частью. При этом учитывается сопротивление хвостовой части мотогондолы, а также поправка на присутствие реактивной струи.

$$\bar{R}_c = 1 - (\Delta \bar{R}_{тр \text{ кл}} + \Delta \bar{R}_{тр \text{ об}} + \Delta \bar{R}_{нер}) \quad (3)$$

$$c_{x \text{ ву}} = \frac{\bar{P}_д - 1}{\frac{k}{2} M_\infty^2} \bar{F}_д \quad (4)$$

Математические модели ВЗ, ТРДД и РС объединены в комплексную ММ СУ (рисунок 10), в рамках которой все элементы согласованы по расходу и параметрам рабочего тела. При расчете характеристик СУ также учитываются потери входного импульса, связанные со сливом пограничного слоя в горле ВЗ и перепуском воздуха.

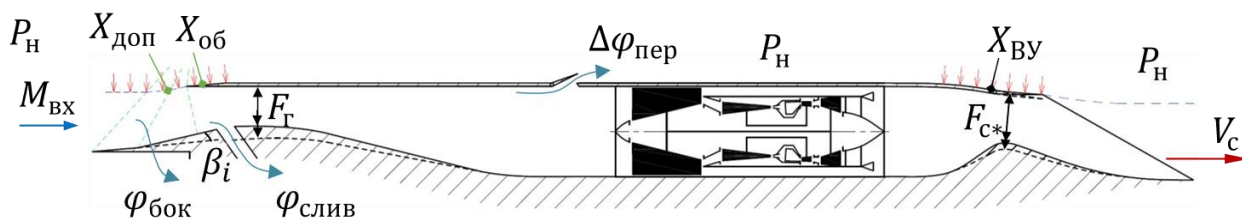


Рисунок 10 – Схема СУ в рамках комплексной ММ

В третьей главе представлены результаты разработки методики формирования технического облика СУ СПС. Предварительное параметрическое исследование показало, что ключевые для двигателя СПС параметры (скорость истечения реактивной струи V_c на взлетном режиме и удельная тяга $R_{уд}$ на крейсерском режиме) существенно зависят как от степени двухконтурности двигателя m , так и от параметров его термодинамического цикла. Также показано, что выбор суммарной степени повышения полного давления $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ должен ограничиваться величиной температуры воздуха на выходе из КВД T_k^* на крейсерском режиме. В связи с этим сделан вывод о том, что проектные значения m и $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ двигателя СПС целесообразно рассчитывать исходя из заданных ограничений, соответственно, V_c на «экологическом» (каком-либо из взлетных) режиме (для выполнения требований по шуму СПС на местности) и T_k^* на крейсерском режиме (для обеспечения приемлемого длительного теплонапряженного состояния конструкции). Предложен алгоритм (рисунок 11), позволяющий в процессе «завязки» ТРДД учитывать требования по тяге на нескольких режимах полета (например, крейсерском и режиме отрыва от взлетно-посадочной полосы (ВПП)), определять проектное значение m по заданному на каком-либо из взлетных режимов значению V_c и степени дросселирования двигателя, определять $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ по заданному ограничению T_k^* на крейсерском режиме. Алгоритм основан на последовательном расчете параметров ТРДД на ключевых режимах и их взаимной увязке с помощью принятых ограничений.



Рисунок 11 – Алгоритм определения проектных параметров двигателя

С использованием предложенного алгоритма выполнено исследование влияния проектного значения $V_{c \text{ отр}}$ и степени дросселирования двигателя СПС на режиме отрыва от ВПП на его технический облик. Дросселирование выполнялось с раскрытием критического сечения сопла $F_{c* \text{ отр}}$ и поддержанием постоянной частоты вращения вентилятора n_v (степень раскрытия F_{c*} описывается величиной запаса газодинамической устойчивости вентилятора $\Delta K_{y \text{ в отр}}$, см. рисунок 12а и 12б). При ограничении на крейсерском режиме $T_k^* = 900 \text{ К}$ и $T_r^* = 1780 \text{ К}$ показано, что проектное значение m определяется как проектным значением $V_{c \text{ отр}}$, так и выбранной степенью раскрытия $F_{c* \text{ отр}}$ (рисунок 12в).

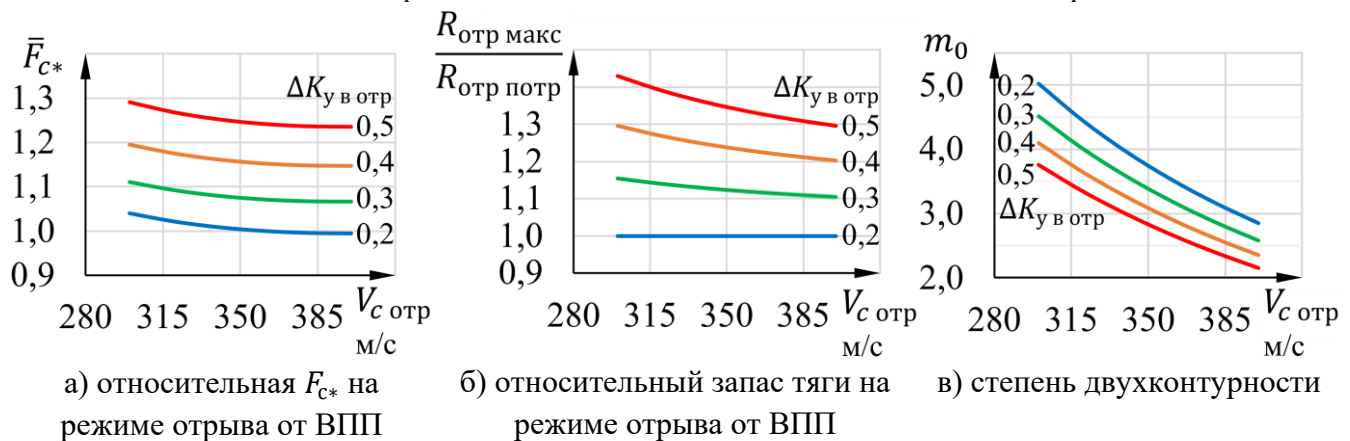


Рисунок 12 – Влияние проектных значений $V_{c \text{ отр}}$ и $\Delta K_{y \text{ в отр}}$ на параметры ТРДД

На крейсерском режиме ($H = 18 \text{ км}$, $M_\infty = 1,8$) уменьшение проектной $V_{c \text{ отр}}$ с 400 до 300 м/с приводит к увеличению внешнего аэродинамического сопротивления СУ с 6 – 7 % до 9 – 10 % от внутренней тяги двигателя и увеличению эффективного удельного расхода топлива $C_{уд \text{ эфф}}$ на 1 – 3 % в зависимости от проектного значения $\Delta K_{y \text{ в отр}}$ (рисунок 13а), что объясняется уменьшением $R_{уд}$. Раскрытие F_{c*} на режиме отрыва от ВПП, соответствующее увеличению $\Delta K_{y \text{ в отр}}$ с 0,2 до 0,5, снижает $C_{уд \text{ эфф}}$ на крейсерском режиме на 1 – 2 %. На трансзвуковом режиме ($H = 10 \text{ км}$, $M_\infty = 1,2$) у ТРДД с наибольшим проектным значением $\Delta K_{y \text{ в отр}}$ наблюдаются наибольшие значения внутренней тяги R (рисунок 13в): при $\Delta K_{y \text{ в отр}} = 0,5$ значение R на 25 – 35 % больше, чем при $\Delta K_{y \text{ в отр}} = 0,2$. Также большим значениям $\Delta K_{y \text{ в отр}}$ соответствуют на ~2 % меньшие потери $R_{эфф}$.

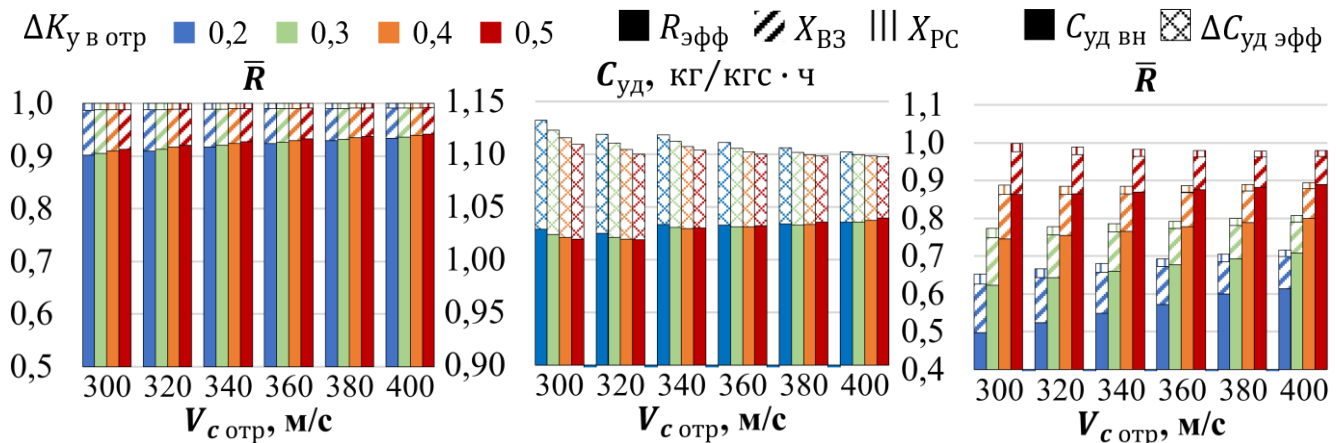
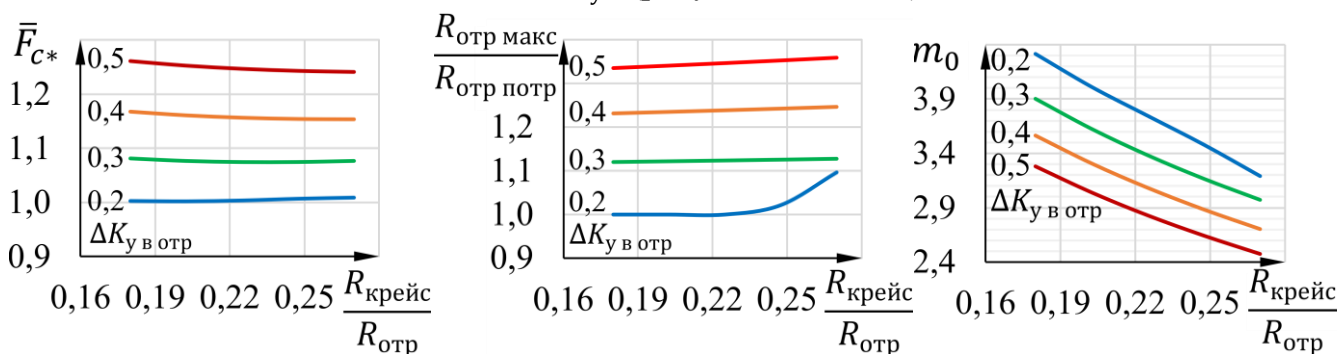


Рисунок 13 – Влияние проектных значений $V_{c \text{ отр}}$ и $\Delta K_{y \text{ в отр}}$ на эффективные характеристики СУ

В результате исследования влияния расчетного числа Маха крейсерского полета СПС $M_{\text{расч}}$ на технический облик двигателя показано, что при одинаковом ограничении $T_k^* = 900 \text{ К}$ и $T_T^* = 1780 \text{ К}$ на крейсерском режиме, а также $V_c = 350 \text{ м/с}$ на режиме отрыва от ВПП, увеличение $M_{\text{расч}}$ с 1,4 до 2,2 приводит к уменьшению m с 2,9 до 2,75 (увеличению размерности газогенератора) и снижению $\pi_{k\Sigma}^*$ с 35 до 12 (уменьшению числа ступеней КВД).

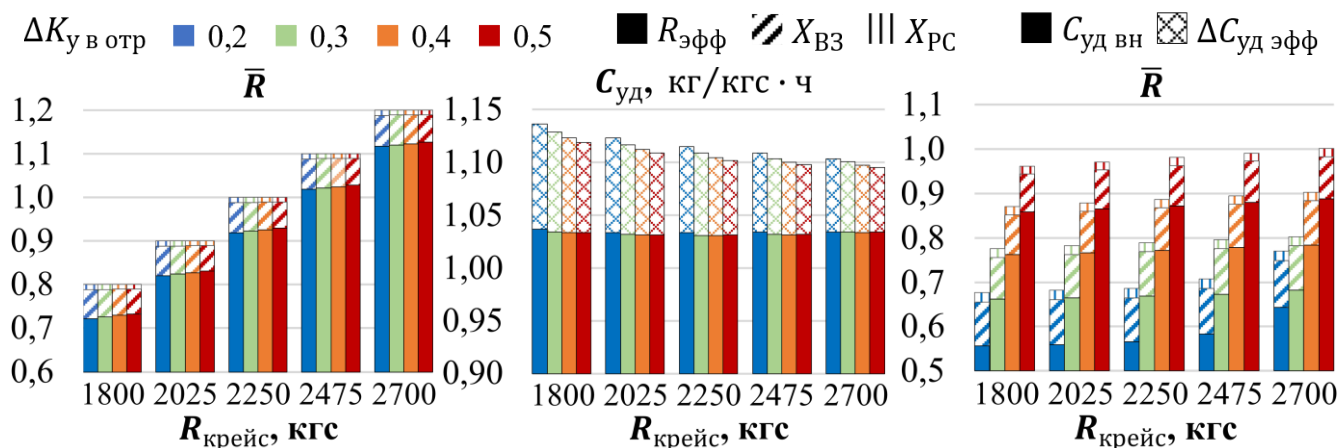
Выполнено параметрическое исследование влияния проектной величины крейсерской тяги $R_{\text{крейс}}$ и степени дросселирования двигателя на режиме отрыва от ВПП при фиксированной тяге на режиме отрыва от ВПП $R_{\text{отр}}$ на технический облик ТРДД. Дросселирование, как и в предыдущем случае, выполнялось с раскрытием F_{c*} при $n_b = \text{const}$ и описывается значением $\Delta K_{y \text{ в отр}}$ (рисунок 14а и 14б).



а) относительная F_{c*} на режиме отрыва от ВПП б) относительный запас тяги на режиме отрыва от ВПП в) степень двухконтурности

Рисунок 14 – Влияние проектных значений $R_{\text{крейс}}/R_{\text{отр}}$ и $\Delta K_{y \text{ в отр}}$ на параметры ТРДД

При заданном проектном значении $V_{c \text{ отр}} = 350 \text{ м/с}$ показано, что увеличение проектного соотношения $R_{\text{крейс}}/R_{\text{отр}}$ позволяет уменьшить проектное значение m . Так, при увеличении $R_{\text{крейс}}/R_{\text{отр}}$ с 0,18 до 0,27 величина m уменьшается на 30 – 35 % (рисунок 14в). Увеличение проектного соотношения $R_{\text{крейс}}/R_{\text{отр}}$ приводит к увеличению $R_{\text{эфф}}$ на трансзвуковом и крейсерском режимах (рисунок 15) за счет внутренней тяги, прирост которой превосходит увеличение внешнего аэродинамического сопротивления СУ, вызванное увеличением $F_{\text{вх}}$.



а) R на крейсерском режиме б) $C_{уд}$ на крейсерском режиме в) R на трансзвуковом режиме

Рисунок 15 – Влияние значений $R_{\text{крейс}}/R_{\text{отр}}$ и $\Delta K_{y \text{ в отр}}$ на эффективные характеристики СУ

Анализ влияния проектного значения $V_{c\text{отр}}$ на схемно-геометрические параметры ТРДД СПС показал необходимость использования двухступенчатого вентилятора при $m \leq 4$ для снижения окружной скорости на периферии рабочего колеса первой ступени U_B (рисунок 16а). При этом, исходя из необходимости обеспечения минимальной площади миделя ТРДД, может потребоваться применение трехступенчатой ТНД (рисунок 16б). Одноступенчатый вентилятор целесообразно рассматривать для ТРДД с $m > 4$ (для принятого уровня параметров термодинамического цикла).

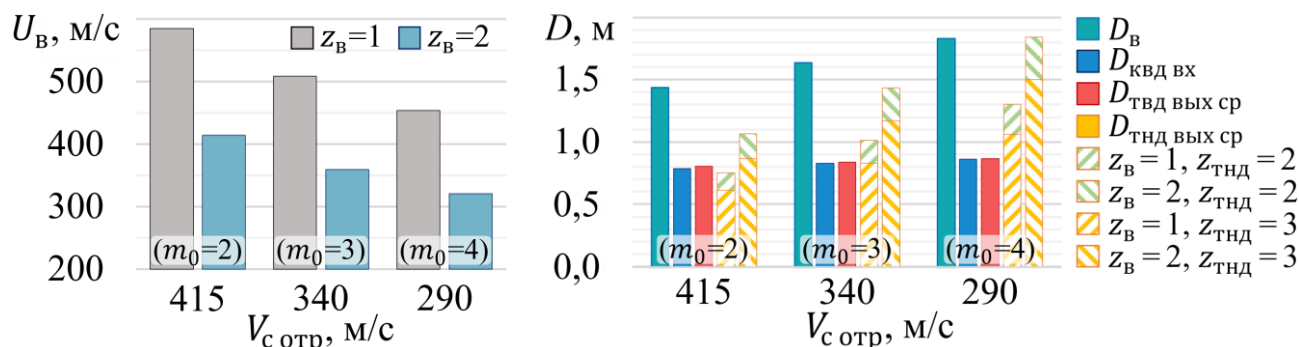


Рисунок 16 – Влияние проектного значения m на схемно-геометрические параметры ТРДД

Продемонстрировано влияние проектных параметров ТРДД на отношение крейсерского и максимального значений приведенного расхода воздуха через двигатель $G_{B\text{ пр крейс}}/G_{B\text{ пр макс}}$ (рисунок 17), которое также определяет величину относительной площади горла ВЗ на трансзвуковом режиме $\bar{F}_{Г\text{ТрЗ}}$, где $G_{B\text{ пр крейс}}/G_{B\text{ пр макс}}$ максимально. С помощью ММ ВЗ выполнены оценки значений $\sigma_{\text{вх}}$ при различных значениях $G_{B\text{ пр крейс}}/G_{B\text{ пр макс}}$ и геометрических параметрах ВЗ (рисунок 18) для $M_{\text{расч}} = 1,8$. Расчеты выполнены для изолированных (без влияния установки на планер) ВЗ внешнего сжатия с квадратным входным сечением. На рисунке 18 для $\varphi_{\text{вз}} = 0,97$ на расчетном режиме приведены зависимости $G_{B\text{ пр крейс}}/G_{B\text{ пр макс}}$ от $\bar{F}_{Г\text{ТрЗ}}$ при различных значениях приведенной плотности тока в горле ВЗ $q(\lambda_{Г\text{ТрЗ}})$ на трансзвуковом режиме полета.

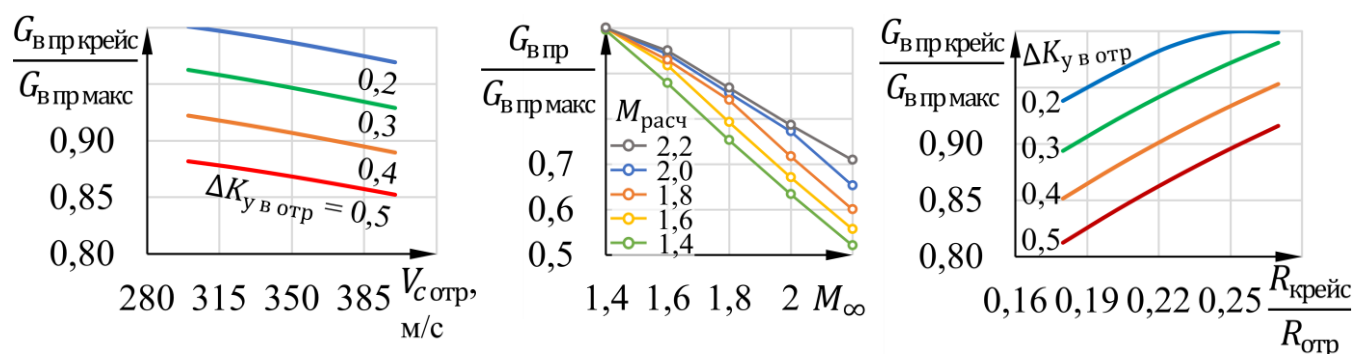


Рисунок 17 – Влияние проектных параметров ТРДД на $G_{B\text{ пр крейс}}/G_{B\text{ пр макс}}$

По результатам анализа рисунка 18 для двигателя СПС с $M_{\text{крейс}} = 1,8$ даны следующие рекомендации: при $G_{B\text{ пр крейс}}/G_{B\text{ пр макс}} > \sim 0,94$ возможно применение нерегулируемого ВЗ с достижением уровня $\sigma_{\text{вх}}$, близкого к типовому для регулируемых ВЗ внешнего сжатия; при $G_{B\text{ пр крейс}}/G_{B\text{ пр макс}}$ в диапазоне от $\sim 0,87$ до $\sim 0,94$ возможен выбор одного из вариантов согласования ВЗ с двигателем, представленных на рисунке 19; при $G_{B\text{ пр крейс}}/G_{B\text{ пр макс}} < 0,87$ следует рассматривать ВЗ с регулируемым горлом.

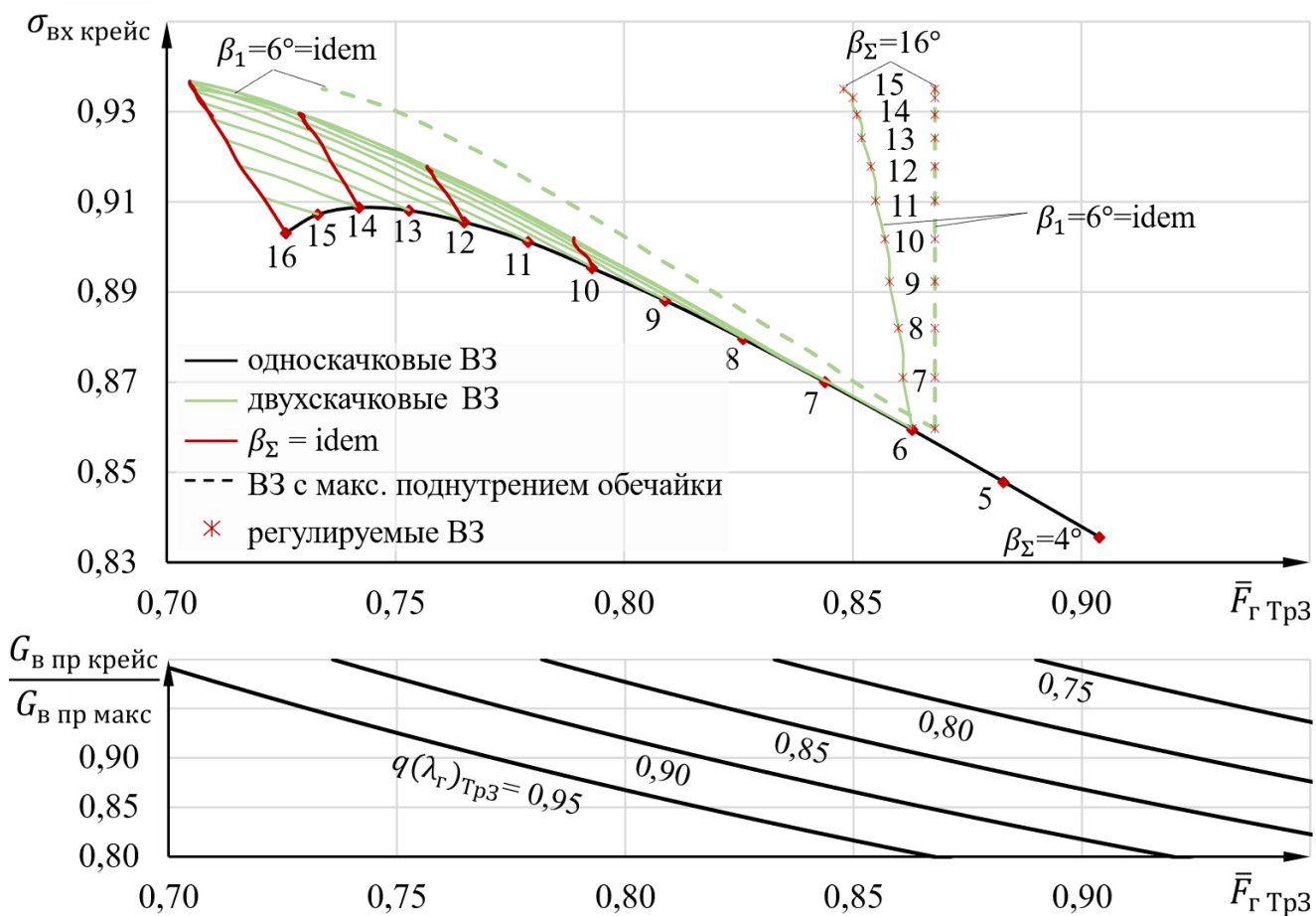


Рисунок 18 – Связь между $G_{\text{в пр крейс}}/G_{\text{в пр макс}}$ и параметрами ВЗ с $M_{\text{расч}} = 1,8$

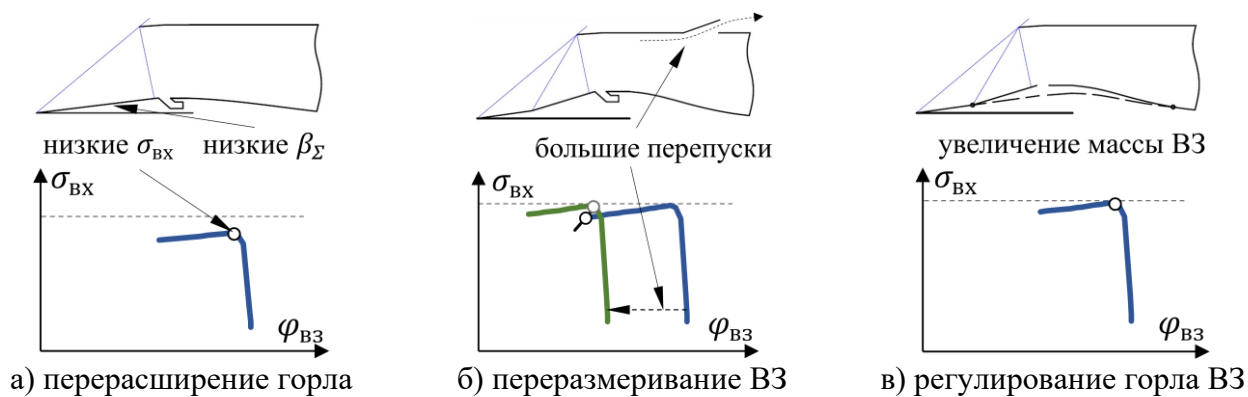


Рисунок 19 – Варианты согласования ВЗ и двигателя при пониженных $G_{\text{в пр крейс}}/G_{\text{в пр макс}}$

Для вариантов согласования ВЗ с двигателем, представленных на рисунке 19, выполнено сравнение эффективных характеристик СУ, оснащенных ТРДД с различными соотношениями $G_{\text{в пр крейс}}/G_{\text{в пр макс}}$ (рисунок 20). Для ВЗ с перерасширенным горлом (рисунок 19а) влияние на характеристики СУ реализуется через значение $\sigma_{\text{вх}}$, которое уменьшается по мере уменьшения суммарного угла наклона панелей клина β_{Σ} , вызванного потребностью увеличения $\bar{F}_{\text{Г ТрЗ}}$ при уменьшении $G_{\text{в пр крейс}}/G_{\text{в пр макс}}$. В этом случае относительно ВЗ с регулируемым горлом $R_{\text{эфф}}$ уменьшается на $\sim 4\%$ при $G_{\text{в пр крейс}}/G_{\text{в пр макс}} = 0,95$ и на $\sim 8\%$ при $G_{\text{в пр крейс}}/G_{\text{в пр макс}} = 0,9$. Соответствующее увеличение $C_{\text{уд эфф}}$ составляет $\sim 4\%$ и $\sim 10\%$. Для переразмеренного ВЗ с перепуском (рисунок 19б) влияние на характеристики СУ реализуется через значение $\Delta\varphi_{\text{пер}}$ (и

соответствующие потери входного импульса), которое увеличивается при уменьшении $G_{В \text{ пр крейс}}/G_{В \text{ пр макс}}$. В этом случае можно отметить существенное влияние конкретной схемы и степени совершенства системы перепуска на характеристики СУ.

— рег. ВЗ —○— нерег. ВЗ, $\beta_{\Sigma} = \text{var}$, $\Delta\varphi_{\text{пер}} = 0$ — — нерег. ВЗ, $\beta_{\Sigma} = \text{const}$, $\Delta\varphi_{\text{пер}} = \text{var}$
 — $\beta_{\text{пер}} = 30^\circ$ — $\beta_{\text{пер}} = 60^\circ$ — $\beta_{\text{пер}} = 90^\circ$

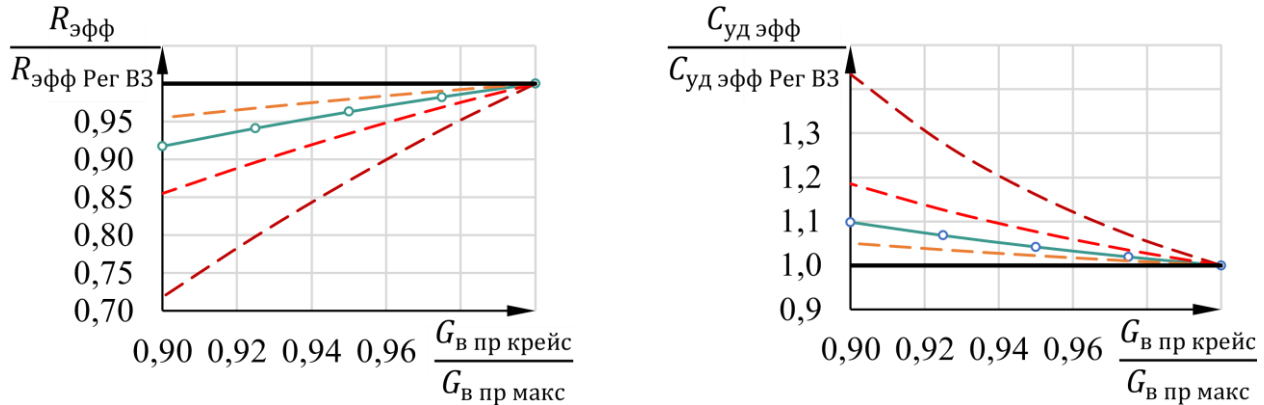
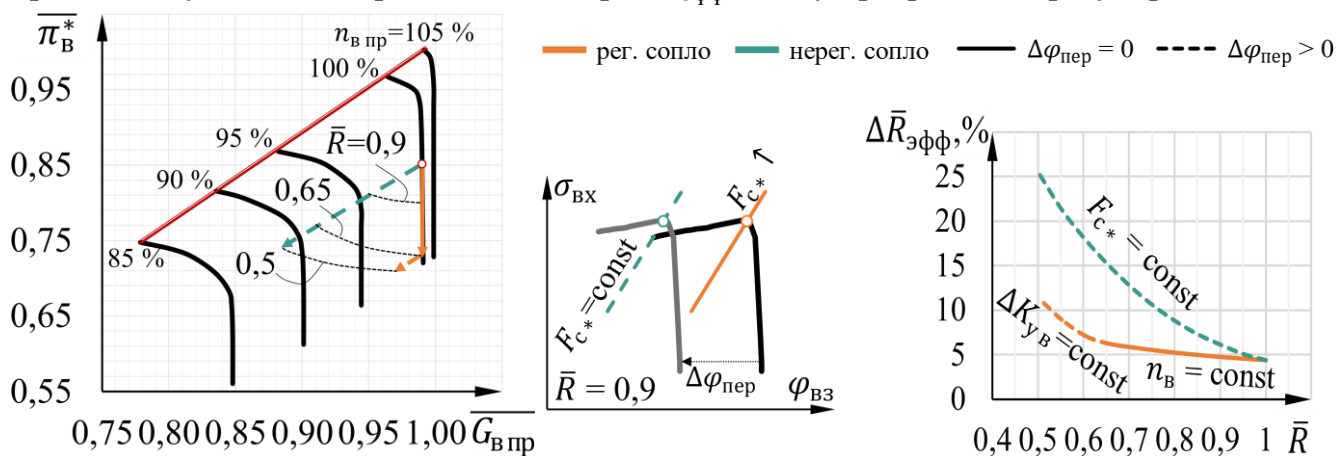


Рисунок 20 – Сравнение способов согласования ВЗ и ТРДД с различными $G_{В \text{ пр крейс}}/G_{В \text{ пр макс}}$

Выполнен анализ влияния регулирования критического сечения сопла F_{c*} на эффективные характеристики СУ при дросселировании ТРДД в крейсерских условиях полета ($H = 18 \text{ км}$, $M_\infty = 1,8$). Для ТРДД с нерегулируемой F_{c*} понижение тяги может выполняться только с уменьшением частоты вращения вентилятора n_B (и расхода воздуха через двигатель G_B , см. рисунок 21а), что требует перепуска воздуха для предотвращения помпажа ВЗ, величина которого увеличивается по мере снижения тяги (рисунок 21б). Для двигателя с регулируемой F_{c*} понижение тяги может выполняться с раскрытием F_{c*} , например, по программе $n_B = \text{const}$ (при $G_B \approx \text{const}$). Это позволяет при понижении тяги до некоторых пределов поддерживать постоянным режим работы ВЗ без дополнительного перепуска, который приводит к увеличению потерь входного импульса (рисунок 21в): например, при понижении внутренней тяги двигателя на 10 % выигрыш от применения регулируемого сопла по $R_{эфф}$ составляет $\sim 2\%$. Дальнейшее дросселирование ТРДД приводит к увеличению разницы в потерях $R_{эфф}$ между программами регулирования.



а) перемещение рабочей точки на характеристике вентилятора

б) согласование ВЗ и двигателя

в) потери эффективной тяги

Рисунок 21 – Программы регулирования ТРДД на режимах частичной тяги в крейсерских условиях полета

На основе результатов расчетных исследований выполнено обобщение разработанных алгоритмов и ММ в методику формирования технического облика СУ СПС, позволяющую определять проектные параметры ТРДД с учетом требований по тяге на нескольких режимах, ограничений параметров рабочего тела в основных сечениях на крейсерском режиме и ограничения скорости истечения реактивной струи на «экологическом» режиме (например, режиме отрыва от ВПП) в рамках единого расчетного алгоритма. Методика также дает возможность выработки рекомендаций по способам согласования ВЗ и двигателя на основных режимах, базируясь на результатах проектировочного расчета двигателя, а также выполнять расчет эффективных характеристик СУ. Этапы формирования технического облика СУ СПС с использованием разработанной методики представлены на рисунке 22.

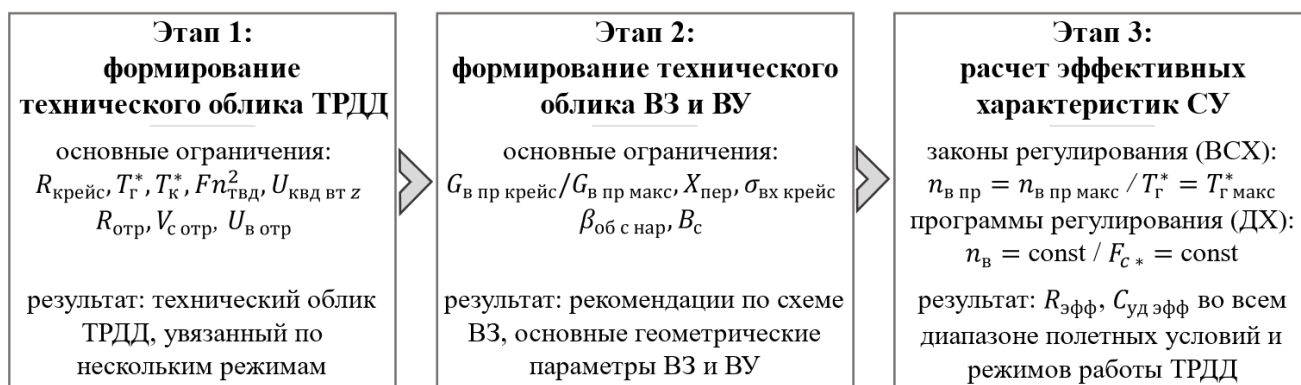


Рисунок 22 – Основные этапы методики формирования технического облика СУ СПС

Первый этап направлен на формирование технического облика ТРДД с учетом выполнения требований по тяге на ключевых режимах в рамках заданных ограничений. На расчетном режиме ТРДД проектные значения $\pi_{\text{К}\Sigma}^*$ и m не задаются, а вычисляются на основе ограничений: $\pi_{\text{К}\Sigma}^*$ рассчитывается по ограничению $T_{\text{К}}^*$ на крейсерском режиме полета, а m – по ограничению $V_{\text{с}}$, например, на режиме отрыва от ВПП. Для выполнения тяговых требований на нескольких режимах определяются положения рабочих точек на характеристике вентилятора, соответствующие этим режимам. На рисунке 23 представлены положения рабочих точек на характеристике вентилятора ТРДД с регулируемой $F_{\text{с}*}$, облик которого сформирован по нескольким режимам.

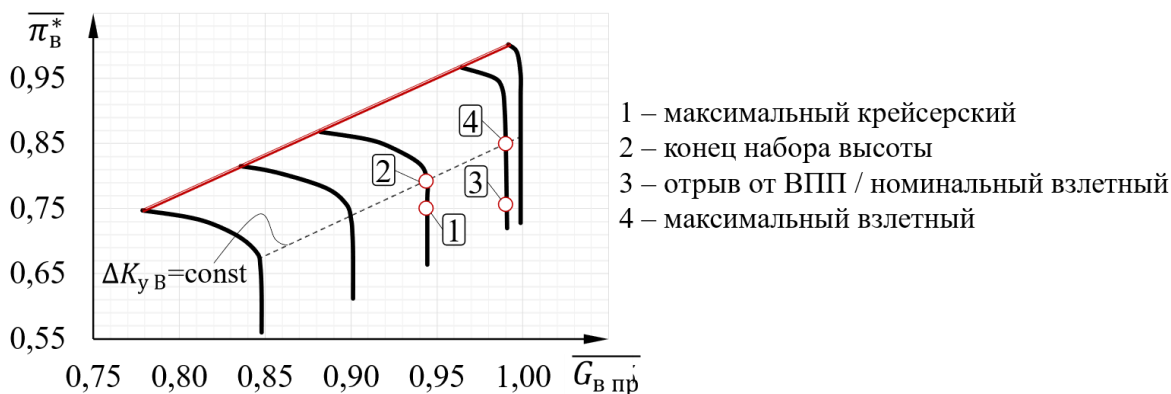


Рисунок 23 – Рабочие точки на характеристике вентилятора ТРДД с регулируемой $F_{\text{с}*}$

Расчетным режимом является максимальный крейсерский (точка 1), на котором задаются R , $T_{\text{К}}^*$ и $T_{\text{Г}}^*$. На режиме набора высоты (точка 2) задается тяга и значение $\Delta K_{\text{у в}}$,

принятое в качестве минимального. На режиме отрыва от ВПП (точка 3) задаются значения тяги и степени раскрытия $F_{с*}$, либо соответствующее значение $\Delta K_{у в}$. На максимальном взлетном режиме (точка 4) задается значение $\Delta K_{у в}$, принятое в качестве минимального. После термогазодинамического расчета («завязки») ТРДД выполняется предварительное проектирование его проточной части с проверкой ограничений по значениям окружных скоростей для лопаточных машин, параметров нагрузки их рабочих лопаток и др.

Второй этап методики направлен на формирование технического облика ВЗ и РС. При известном из этапа 1 соотношении $G_{в пр крейс}/G_{в пр макс}$ выполняется алгоритм, представленный на рисунке 24, целью которого является выбор способа согласования ВЗ с двигателем. Указанные на рисунке 24 значения соотношения $G_{в пр крейс}/G_{в пр макс}$ зависят, в том числе, от крейсерского числа Маха полета СПС и могут быть скорректированы пользователем методики. Далее, при известном $M_{расч}$ и расходных характеристиках ТРДД выполняется проектирование ВЗ. Далее, при заданных габаритных ограничениях РС выбираются основные геометрические параметры РС и выполняется его проектирование.

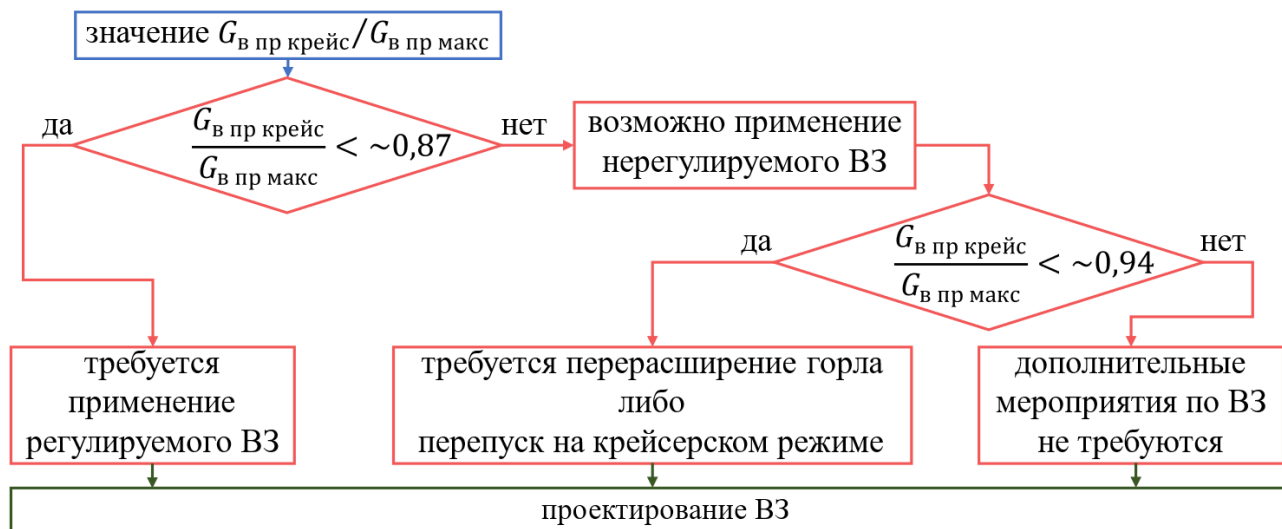


Рисунок 24 – Алгоритм выбора схемы ВЗ для СУ СПС

Результатом выполнения третьего этапа методики являются значения $R_{эфф}$ и $C_{уд эфф}$ в рассматриваемом диапазоне условий полета и режимов работы ТРДД, а также параметры рабочего тела в характерных сечениях СУ.

Среди преимуществ разработанной методики можно отметить:

1) возможность определения проектных параметров ТРДД с учетом тяговых требований на нескольких режимах работы и полета СПС, ограничений параметров рабочего тела в ключевых сечениях на крейсерском режиме и ограничения V_c на взлетных режимах в рамках единого расчетного алгоритма;

2) возможность выработки рекомендаций по способам согласования ВЗ и ТРДД на основных режимах, базируясь на результатах проектировочного расчета двигателя;

3) возможность с помощью разработанной ММ СУ учета геометрических особенностей компоновок СПС, рассматриваемых в последние годы, при расчете эффективных характеристик СУ на ранних стадиях проектирования.

Разработанная методика может использоваться для анализа параметров и характеристик СУ СПС в системе ЛА. В таком случае дополнительным преимуществом методики является применение специалистом по ЛТХ более наглядных и интуитивно понятных параметров ТРДД, являющихся предметом оптимизации, таких как тяга на ключевых режимах полета и скорость истечения реактивной струи на взлетных режимах вместо, например, «температурной раскрутки» и степени двухконтурности двигателя.

В четвертой главе представлены результаты апробации методики формирования технического облика СУ в системе ЛА. Выполнена расчетная оценка влияния проектных параметров ТРДД (стендовой тяги R_0 , скорости истечения на режиме отрыва от ВПП $V_{c\text{отр}}$ и крейсерской тяги $R_{\text{крейс}}$ при одинаковом значении тяги на режиме отрыва от ВПП $R_{\text{отр}} = 7500$ кгс), оснащенного регулируемыми и нерегулируемыми ВЗ и РС, на дальность полета $L_{\text{п}}$ СПС с взлетной массой 72 т. Расчеты ЛТХ выполнены Фокиным Д.Б. и Нягиным П.В. с использованием эффективных и массовых характеристик СУ, рассчитанных автором данной работы, а также экспертно принятых характеристик весового и аэродинамического баланса СПС. В рамках постановки задачи с одинаковой взлетной массой СПС, одинаковой массой полезной нагрузки, а также одинаковой суммой масс топлива и СУ показано, что с точки зрения достижения максимальной $L_{\text{п}}$ наиболее выгодным способом достижения низких значений $V_{c\text{отр}}$ является увеличение проектного значения m (рисунок 25). Однако при низких проектных значениях $V_{c\text{отр}}$ в сочетании с отсутствием (недопустимостью) взлетного дросселирования наблюдается уменьшение $L_{\text{п}}$, вызванное увеличением времени разгона и набора высоты и сопутствующим перерасходом топлива. Применение переразмеривания ТРДД по взлетной тяге (то есть обеспечение возможности его дросселирования при взлете), как и увеличение проектной величины $R_{\text{крейс}}/R_0$, также приводит к уменьшению $L_{\text{п}}$ из-за существенного увеличения массы СУ и, следовательно, уменьшения запаса топлива на борту ЛА.

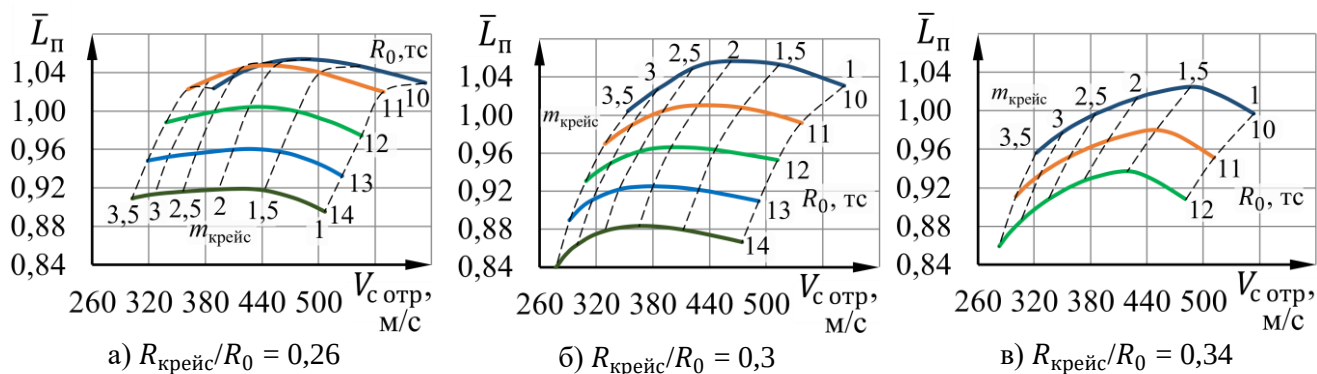


Рисунок 25 – Влияние проектных параметров ТРДД с регулируемыми ВЗ и РС на $L_{\text{п}}$ СПС

Выполнен анализ влияния применения ВЗ с регулируемым и нерегулируемым горлом на $L_{\text{п}}$ при различных проектных параметрах двигателя. Показано, что при низких значениях $V_{c\text{отр}}$ в сочетании со средними и высокими проектными значениями $R_{\text{крейс}}/R_0$ нерегулируемый ВЗ обеспечивает преимущество по $L_{\text{п}}$ в 1–3 % по сравнению с регулируемым ВЗ за счет меньшей массы СУ (рисунок 26). При низких проектных значениях $R_{\text{крейс}}/R_0$ регулирование ВЗ позволяет увеличить $L_{\text{п}}$ на 4–10 % за счет отсутствия перепуска воздуха или больших значений $\sigma_{\text{вх}}$ (см. также рисунок 20).

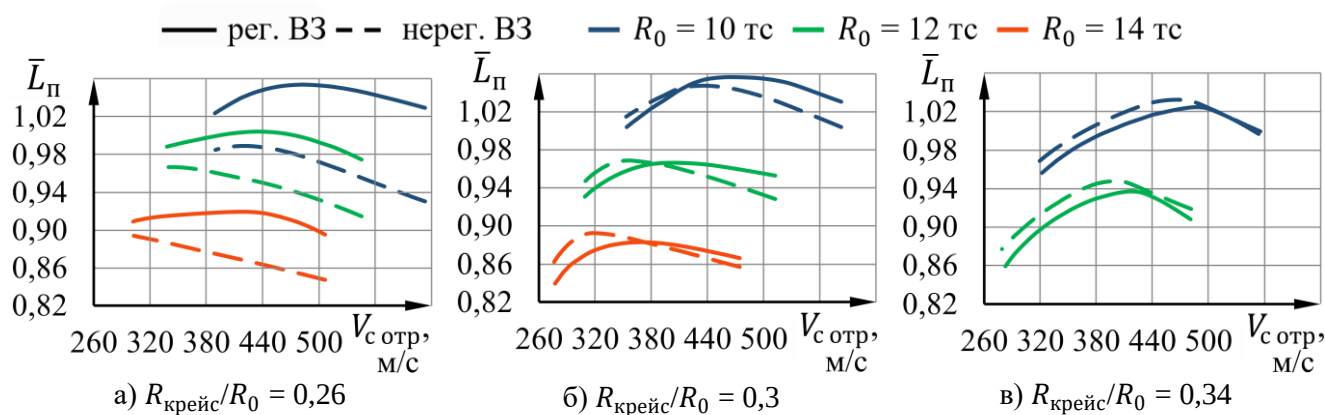


Рисунок 26 – Влияние регулирования ВЗ и проектных параметров ТРДД на L_p СПС

Выполнен анализ влияния применения РС с регулируемым и нерегулируемым критическим сечением на L_p при различных проектных параметрах двигателя (рисунок 27). Показано, что РС с нерегулируемым F_{c*} обеспечивает на 1 – 2 % большие значения L_p при высоких проектных значениях $V_{c\text{ отр}}$ за счет меньшей массы СУ. При низких проектных значениях $V_{c\text{ отр}}$ регулирование F_{c*} обеспечивает выигрыш по L_p до 1 % за счет меньшего $C_{уд\text{ эфф}}$ (см. также рисунки 13б и 15б).

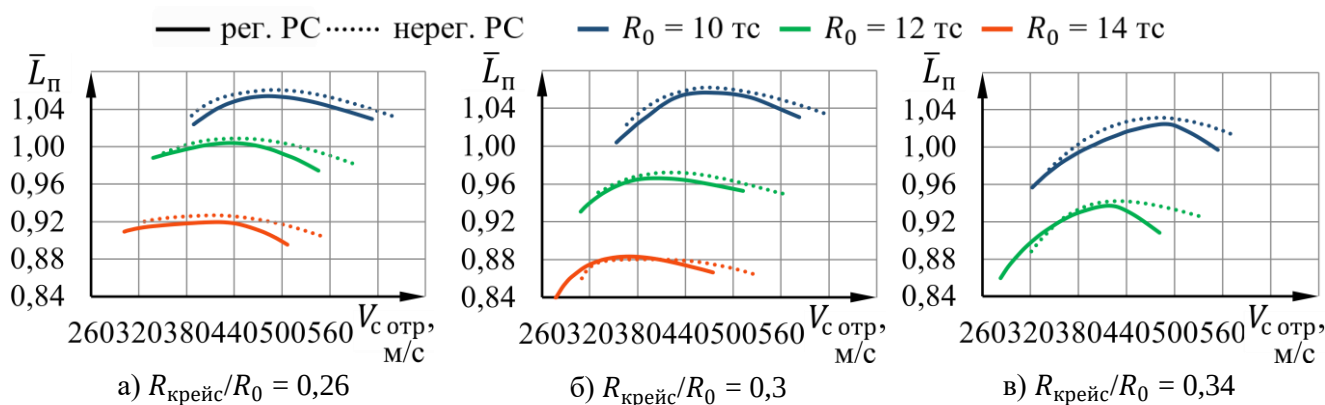


Рисунок 27 – Влияние регулирования РС и проектных параметров ТРДД на L_p СПС

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основные результаты, полученные в настоящей работе, состоят в следующем:

1. Выполненный анализ основных проблем создания СУ СПС нового поколения показал, что ключевой проблемой формирования рационального технического облика СУ СПС является сложность достижения компромисса между высокими требованиями к ЛТХ и требованиями по низкому уровню шума и звукового удара на местности. Поэтому, особенностью формирования технического облика СУ СПС нового поколения является необходимость дополнительного учета в качестве целевых параметров рабочего процесса, оказывающих непосредственное влияние на шум самолета на местности, такие как V_c и U_B , а также особенностей компоновки СУ на ЛА.

2. В обеспечение разработки методики формирования технического облика СУ СПС разработана ММ СУ, включающая ММ сверхзвукового пространственного ВЗ, ММ ТРДД и ММ сверхзвукового плоского РС с односторонним расширением потока. Разработанная ММ сверхзвукового пространственного ВЗ позволяет выполнять проектирование и расчет основных параметров регулируемых и нерегулируемых

сверхзвуковых ВЗ внешнего и смешанного сжатия с различными формами входного сечения. Верификация ММ ВЗ по результатам трехмерного численного моделирования сверхзвукового ВЗ смешанного сжатия с шестиугольной формой входного сечения с расчетным числом Маха 1,9 подтвердила ее адекватность. Разработанная ММ плоского РС с односторонним расширением потока позволяет выполнять профилирование и расчет основных параметров регулируемых и нерегулируемых РС. Таким образом, ММ СУ СПС позволяет выполнять предварительное проектирование, расчет характеристик СУ, а также расчет параметров рабочего тела по тракту СУ во всем эксплуатационном диапазоне полетных условий СПС и режимов работы СУ, что дает возможность проводить исследования по выбору рациональной схемы и параметров рабочего процесса СУ СПС.

3. С использованием ММ СУ СПС разработаны алгоритмы, позволяющие с первых этапов формирования технического облика ТРДД учитывать тяговые требования нескольких режимов полета (например, крейсерского и взлетного), определять проектное значение m по заданному на каком-либо из взлетных режимов значению V_c и степени дросселирования ТРДД, определять проектное значение $\pi_{k\Sigma}^*$ по заданному ограничению T_k^* на сверхзвуковом крейсерском режиме.

4. Выполненные с помощью разработанных алгоритмов параметрические исследования показали, что применение дросселирования ТРДД на взлете, в том числе с раскрытием F_{c*} , а также увеличение проектного значения $R_{\text{крейс}}/R_{\text{отр}}$ позволяет достичь заданное значение V_c на режиме отрыва от ВПП при меньших расчетных значениях m , а также положительно сказывается на эффективных тяговых характеристиках СУ в трансзвуковых и крейсерских условиях полета. Увеличение расчетного числа Маха крейсерского полета СПС при заданных ограничениях по T_g^* и T_k^* приводит к уменьшению проектных значений $\pi_{k\Sigma}^*$ и m . По результатам конструктивно-схемного анализа ТРДД СПС показана необходимость применения двухступенчатого вентилятора для снижения U_b при m менее 4 (для рассматриваемого уровня параметров термодинамического цикла). При этом может возникнуть необходимость применения трехступенчатой ТНД.

5. Продемонстрирована связь между отношением крейсерского и максимального значений приведенного расхода воздуха через двигатель $G_{\text{В пр крейс}}/G_{\text{В пр макс}}$ с потребной величиной относительной площади горла ВЗ на трансзвуковом режиме полета. На примере двигателя СПС с числом Маха крейсерского полета 1,8 даны следующие рекомендации по проектированию ВЗ: для $G_{\text{В пр крейс}}/G_{\text{В пр макс}} > \sim 0,94$ возможно применение нерегулируемого ВЗ с достижением уровня $\sigma_{\text{вх}}$, близкого к типовому; при $G_{\text{В пр крейс}}/G_{\text{В пр макс}}$ от $\sim 0,87$ до $\sim 0,94$ для нерегулируемого ВЗ может потребоваться переразмеривание ВЗ в сочетании с перепуском воздуха на сверхзвуковых режимах, либо занижение суммарного угла наклона панелей клина торможения β_Σ , влекущее за собой снижение $\sigma_{\text{вх}}$; при $G_{\text{В пр крейс}}/G_{\text{В пр макс}} < 0,87$ целесообразно регулирование горла ВЗ.

6. По результатам исследования различных программ регулирования ТРДД при его дросселировании в крейсерских условиях полета показано, что уменьшение тяги ТРДД по программе $n_b = \text{const}$ позволяет существенно снизить внешнее сопротивление СУ по сравнению с программой $F_{c*} = \text{const}$. Таким образом, с учетом возможности

дополнительного снижения V_c на взлетных режимах при дросселировании двигателя, для СУ СПС показана целесообразность применения РС с регулируемой F_{c*} .

7. На основе разработанных алгоритмов и ММ создана методика формирования технического облика СУ СПС, позволяющая определять проектные параметры двигателя СПС с учетом тяговых требований нескольких режимов, ограничений параметров рабочего тела в основных сечениях на крейсерском режиме и ограничения по V_c на «экологическом» режиме (например, режиме отрыва от ВПП) в рамках единого расчетного алгоритма. Методика также дает возможность выработки рекомендаций по способам согласования ВЗ и ТРДД во всем эксплуатационном диапазоне полетных условий СПС и режимов работы двигателя на основе результатов проектировочного расчета ТРДД. Являющаяся неотъемлемой частью методики ММ СУ позволяет учитывать геометрические особенности компоновки СПС при расчете эффективных характеристик СУ. Работа методики продемонстрирована на примере формирования технических обликов двух СУ с различными ТРДД, отличающимися проектным значением скорости реактивной струи на режиме отрыва от ВПП $V_{c\text{отр}}$: 340 м/с и 470 м/с. На основе полученного в результате термогазодинамического расчета значения $G_{В\text{ пр крейс}}/G_{В\text{ пр макс}}$ показано, что для двигателя с низким уровнем V_c возможно применение нерегулируемого ВЗ, а для двигателя с высоким уровнем $V_{c\text{отр}}$ требуется применение регулируемого ВЗ.

8. Разработанная методика формирования технического облика СУ СПС апробирована в системе ЛА при выполнении расчетных оценок дальности полета $L_{п}$ СПС с варьированием проектных параметров ТРДД. В рамках постановки задачи с одинаковой взлетной массой СПС, одинаковой массой полезной нагрузки, а также одинаковой суммой масс топлива и СУ показано, что с точки зрения достижения максимальной дальности полета СПС наиболее выгодным способом достижения низких значений $V_{c\text{отр}}$ (на уровне от 320 до 360 м/с) является увеличение m двигателя. Однако при низких проектных значениях $V_{c\text{отр}}$ в сочетании с отсутствием взлетного дросселирования наблюдается уменьшение $L_{п}$, вызванное увеличением времени разгона и набора высоты и сопутствующим перерасходом топлива. Применение значительного переразмеривания (глубокого дросселирования на взлете) двигателя, как и увеличение проектной величины $R_{\text{крейс}}/R_0$, также приводит к уменьшению $L_{п}$ из-за существенного увеличения массы СУ и, следовательно, уменьшения запаса топлива на борту самолета. Поэтому для достижения низких значений V_c на взлетных режимах и высоких ЛТХ СПС необходим поиск оптимальных сочетаний как рассмотренных в данной работе, так и других параметров двигателя и СУ в целом. Анализ эффективности регулирования элементов СУ в системе ЛА показал, что нерегулируемый ВЗ дает преимущество по дальности полета при низких проектных значениях $V_{c\text{отр}}$ в сочетании с высокими проектными значениями $R_{\text{крейс}}/R_0$. Регулирование критического сечения РС обеспечивает преимущество по $L_{п}$ при высоких значениях $R_{\text{крейс}}/R_0$ в сочетании с низкими проектными значениями $V_{c\text{отр}}$.

Перспективы дальнейшей разработки темы

Полученные в настоящей диссертации результаты могут использоваться для проектирования и исследования проектных параметров и тягово-экономических

характеристик СУ СПС нового поколения, а также могут быть развиты в направлении расширения функциональных возможностей ММ СУ, уточнения применяемых зависимостей и интеграции в комплексную методологию формирования технического облика СУ перспективных СПС.

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в рецензируемых научных изданиях из перечня ВАК и публикации, приравненные к ним:

1. Алendarь А.Д., Грунин А.Н., Луковников А.В., Евстигнеев А.А., Ланшин А.И., Полев А.С. Анализ влияния исходных требований к сверхзвуковому гражданскому самолету нового поколения на перечень критических технологий для его силовой установки // *Авиационные двигатели*. 2024. № 4 (25). С. 7-20.

2. Алendarь А.Д., Ланшин А.И., Евстигнеев А.А., Якубовский К.Я., Силуянова М.В. Обзор проблем создания сверхзвукового пассажирского самолета нового поколения в части силовой установки // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2023. Т. 22. № 1. С. 7-28.

3. Alendar A.D., Belova V.G., Polev A.S., Stepanov V.A., Siluyanov M.V. One-Dimensional Model of the Propulsion System Air Intake for a Supersonic Civil Aircraft // *Russian Engineering Research*, 2023, Vol. 43, No. 3, pp. 316-321.

4. Алendarь А.Д., Евстигнеев А.А., Грунин А.Н. Предварительные исследования по формированию технического облика двигателя – демонстратора технологий силовой установки сверхзвукового гражданского самолета нового поколения // *Авиационные двигатели*. 2023. № 3 (20). С. 15-30.

5. Alendar A.D., Grunin A.N., Evstigneev A.A., Lanshin A.I., Siluyanov M.V. Influence of Inlet Pressure Distortion on the Engine Performance of a Supersonic Passenger Aircraft // *Russian Engineering Research*, 2022, Vol. 42, No. 7, pp. 705–709.

6. Alendar' A.D., Siluyanov M.V. Mathematical model of a supersonic aircraft propulsion system // *Russian Engineering Research*, 2021, Vol. 41, No. 7, pp. 676–679.

7. Ланшин А.И., Алendarь А.Д., Грунин А.Н., Силуянова М.В. Исследование способов улучшения экономичности силовой установки сверхзвукового самолета в условиях дозвукового крейсерского полета // *Авиационная промышленность*. 2021. № 2. С. 12-19.

8. Алendarь А.Д., Грунин А.Н., Силуянова М.В. Анализ концепций базовых обликов перспективных двигателей сверхзвуковых гражданских летательных аппаратов на основе опыта зарубежных разработчиков // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2021. Т. 20. № 3. С. 24-36.

9. Siluyanov M.V., Kuritsyna V.V., Alendar' A.D. Engineering Model of a Plug Nozzle for the Engine of a Prospective Supersonic Civilian Airplane // *Russian Engineering Research*, 2021, Vol. 41, No. 10, pp. 964–966.

10. Siluyanov M.V., Kuritsyna V.V., Alendar' A.D., Grunin A.N. Influence of Engine Parameters on the Power-Unit Performance in Supersonic Aircraft // *Russian Engineering Research*. 2020. Т. 40. № 12. pp. 1048-1051.

11. Силуянова М.В., Алendarь А.Д., Грунин А.Н. Разработка технического облика и исследование эффективных характеристик силовой установки перспективного сверхзвукового пассажирского самолета // Авиационная промышленность. 2019. № 3-4. С. 9-14.

12. Алendarь А.Д. Supersonic hexagonal intakes one-dimensional modeling code («HINT1D») // Св-во о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2022661658, 23.06.2022.

Другие публикации:

1. Алendarь А.Д., Зуйкова В.Г., Кусюкбаева Д.И., Комратов Д.В. Формирование технических обликов силовых установок для сверхзвукового пассажирского самолета нового поколения // Сборник тезисов научно-технического конгресса по двигателестроению (НТКД-2024), проводимого в рамках Международного Форума Двигателестроения. Москва: «Буки Веди», 2024. С. 22-24.

2. Ланшин А.И., Комратов Д.В., Алendarь А.Д. Основные результаты деятельности НЦМУ «Сверхзвук» в части силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета в 2022-2023 годах // Неравновесные процессы. Москва: ООО «Торус-Пресс», 2024. С. 314-320.

3. Ланшин А.И., Алendarь А.Д., Комратов Д.В. Проблемы создания сверхзвукового пассажирского самолета нового поколения в части силовой установки // Фундаментальные проблемы создания СПС нового поколения. Сборник тезисов международной конференции. Москва, 2022. С. 153-156.

4. Алendarь А.Д., Белова В.Г., Грунин А.Н., Евстигнеев А.А., Степанов В.А. Исследование согласования воздухозаборника и двигателя сверхзвукового пассажирского самолета с учетом неравномерности поля полного давления на входе в двигатель // Фундаментальные проблемы создания СПС нового поколения. Сборник тезисов международной конференции. Москва, 2022. С. 187-190.

5. Ланшин А.И., Комратов Д.В., Алendarь А.Д., Луховицкий Б.И., Шорстов В.А. Задачи и результаты деятельности НЦМУ «Сверхзвук» в части силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета // Неравновесные процессы. Москва: ООО «Торус-Пресс», 2022. С. 165-170.

6. Алendarь А.Д., Грунин А.Н. Уточнение инженерной методики расчета коэффициента расхода воздухозаборника сверхзвукового пассажирского самолета // XLVII Гагаринские чтения 2021. Сборник тезисов работ XLVII Международной молодежной научной конференции. Москва, 2021. С. 119-120.

7. Алendarь А.Д., Силуянова М.В., Грунин А.Н. Исследование согласования воздухозаборника и двигателя сверхзвукового пассажирского самолета // Авиация и космонавтика. Тезисы 20-ой Международной конференции. Москва, 2021. С. 90-91.

8. Алendarь А.Д., Грунин А.Н., Евстигнеев А.А., Силуянова М.В. Разработка инженерной математической модели учета влияния неоднородности входного потока на характеристики ТРДД // Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации. Пермь, 2021. Т. 1. С. 13-16.

9. Алendarь А.Д., Грунин А.Н., Степанов В.А., Комратов Д.В., Белова В.Г. Разработка инженерной математической модели входного устройства силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета // Современные проблемы аэрогазодинамики

силовых установок летательных аппаратов. Материалы межотраслевой научно-технической конференции. Жуковский, 2021. С. 8-9.

10. Якурнова К.А., Алendarь А.Д. Анализ зарубежных работ по созданию ТРДД для СПС на основе базового газогенератора // XLVII Гагаринские чтения 2021. Сборник тезисов работ XLVII Международной молодежной научной конференции. Москва, 2021. С. 202-203.

11. Алendarь А.Д., Грунин А.Н. Уточнение инженерной математической модели воздухозаборника силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета по экспериментальным данным // XLVII Гагаринские чтения 2021. Сборник тезисов работ XLVII Международной молодежной научной конференции. Москва, 2021. С. 119-120.

12. Алendarь А.Д., Грунин А.Н., Силуянова М.В. Исследование концепций базовых обликов перспективных двигателей сверхзвуковых гражданских летательных аппаратов на основе анализа опыта зарубежных разработчиков // Проблемы и перспективы развития двигателестроения. Сборник докладов международной научно-технической конференции. Самара, 2021. С. 23-24.

13. Полев А.С., Шлякотин В.Е., Шихман Ю.М., Ершов А.С., Евстигнеев А.А., Алendarь А.Д., Грунин А.Н. Целесообразный уровень крейсерской скорости полета и расчетные исследования режимов работы силовой установки в системе высокоскоростного пассажирского самолета // Авиационные двигатели и энергетические установки. Сборник научных трудов. Москва, 2020. С. 93-101.

14. Алendarь А.Д., Грунин А.Н., Силуянова М.В. Анализ эффективных характеристик силовой установки перспективного сверхзвукового гражданского самолета // Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации. Пермь, 2020. Т. 1. С. 10-13.

15. Алendarь А.Д., Грунин А.Н., Силуянова М.В. Совершенствование математических моделей силовых установок сверхзвуковых гражданских самолетов с оценкой эффективных характеристик // 19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». Тезисы 19-ой Международной конференции. Москва, 2020. С. 126-127.

16. Алendarь А.Д., Грунин А.Н., Якурнова К.А., Силуянова М.В. Исследование характеристик силовой установки высокоскоростного пассажирского самолета с использованием усовершенствованной математической модели // Гагаринские чтения - 2020. Сборник тезисов докладов. Москва, 2020. С. 142-143.

17. Алendarь А.Д., Якурнова К.А., Грунин А.Н. Математическая модель для исследования эффективных характеристик силовой установки сверхзвукового делового самолета // Гагаринские чтения – 2019. Сборник тезисов докладов XLV Международной молодежной научной конференции. Московский авиационный институт, 2019. С. 109.

18. Алendarь А.Д., Грунин А.Н., Силуянова М.В. Исследование влияния проектных параметров двигателя на облик и эффективные характеристики силовой установки СДС 2030 х гг. // 18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2019». Тезисы. Московский авиационный институт, 2019. С. 37-38.

19. Лапо А.А., Якурнова К.А., Алendarь А.Д. Анализ работ по созданию сверхзвуковых пассажирских самолетов с силовыми установками на базе газотурбинных двигателей // Гагаринские чтения – 2019. Сборник тезисов докладов XLV Международной молодежной научной конференции. Московский авиационный институт, 2019. С. 58-59.

20. Алendarь А.Д., Грунин А.Н., Силуянова М.В. Разработка математической модели силовой установки для сверхзвуковых скоростей полета // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации-2019. Сборник трудов XII Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов. Иркутск, 2020. С. 11-17.

21. Алendarь А.Д., Грунин А.Н., Евстигнеев А.А., Полев А.С. Исследование эффективных характеристик силовой установки перспективного сверхзвукового делового самолета // Авиационные двигатели и силовые установки. Тезисы всероссийской научно-технической конференции молодых ученых и специалистов. Москва, 2019. С. 18-19.

22. Грунин А.Н., Викулин А.В., Алendarь А.Д. Расчетно-теоретические исследования характеристик воздухозаборных устройств для сверхзвуковых пассажирских самолетов // Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации. Пермь, 2018. Т. 1. С. 90-94.

23. Алendarь А.Д., Грунин А.Н. Разработка сверхзвукового воздухозаборного устройства ТРДДФ для перспективного сверхзвукового пассажирского самолета // Авиация и космонавтика. Тезисы 17 международной конференции. Москва, 2018. С. 60-61.