

Государственный научный центр Российской Федерации
Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный институт
авиационного моторостроения имени П.И. Баранова»

На правах рукописи



Рябов Павел Александрович

**МЕТОДИКА МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОЙ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ
ПРИМЕНЕНИЯ МАРШЕВЫХ ГИБРИДНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА**

Специальность 05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели и
энергоустановки летательных аппаратов

ДИССЕРТАЦИЯ
на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
кандидат технических наук,
старший научный сотрудник
Селиванов Олег Дмитриевич

Москва – 2021

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
ВВЕДЕНИЕ.....	4
1 КРАТКИЙ АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР РАБОТ, ПОСВЯЩЕННЫХ ОЦЕНКЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ МАРШЕВЫХ ГИБРИДНЫХ ГТД. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ.....	19
1.1 Примеры и анализ зарубежных методик комплексных исследований оценки эффективности гибридных ГТД.....	19
1.2 Краткий обзор отечественных исследований в обеспечение разработки методики многодисциплинарной оценки эффективности маршевых гибридных ГТД магистральных самолетов.....	32
1.3 Постановка задачи исследования.....	35
2 МЕТОДИКА МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОЙ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МАРШЕВЫХ ГИБРИДНЫХ ГТД В СОСТАВЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ.....	38
2.1 Формирование комплекса применяемых расчетных методик и математических моделей.....	38
2.1.1 Структура программного комплекса.....	38
2.1.2 Моделирование характеристик маршевой СУ на базе гибридного ГТД.....	42
2.1.3 Моделирование летно-технических характеристик самолета.....	49
2.1.4 Моделирование акустических характеристик.....	61
2.1.5 Моделирование эмиссии вредных веществ.....	66
2.1.6 Моделирование экономических характеристик.....	73
2.2 Порядок оценки эффективности гибридных ГТД.....	74
3 ПРИМЕР ФОРМИРОВАНИЯ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ОБЛИКА И РАЦИОНАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ МАРШЕВЫХ ГИБРИДНЫХ ГТД ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ КЕРОСИНА И АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ГАЗОВЫХ ТОПЛИВ.....	75
3.1 Выбор схем и параметров гибридных ГТД.....	75
3.2 Определение рационального соотношения между электрической и газотурбинной мощностью гибридных ГТД различных схем.....	80

3.3 Результаты параметрического исследования по определению рациональных параметров термодинамического цикла гибридных ГТД различных схем при заданном уровне подводимой электрической мощности и различных типах топлив.....	86
4 ПРИМЕР МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОГО ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА С МАРШЕВЫМ ГИБРИДНЫМ ГТД ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ КЕРОСИНА И АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ГАЗОВЫХ ТОПЛИВ.....	96
4.1 Формирование исходных данных.....	96
4.2 Определение рациональных параметров однопаливного магистрального самолета с гибридным ГТД при использовании различных типов топлив.....	101
4.2.1 Оценка летно-технических характеристик.....	101
4.2.2 Оценка шума на местности.....	102
4.2.3 Оценка эмиссии вредных веществ.....	106
4.3 Сравнение по комплексу показателей эффективности одно- и двухтопливных магистральных самолетов с маршевыми гибридными ГТД.....	113
4.4 Разработка технических рекомендаций на проведение дальнейших работ по созданию магистральных самолетов с маршевыми гибридными ГТД.....	117
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	125
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ.....	127
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	131

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования. Целевые показатели, принятые в Плане деятельности Национального исследовательского центра «Институт имени Н.Е. Жуковского» [1, 2], Национальном плане США [3] и в Европейской программе ACARE [4–6] для самолётов гражданской авиации (ГА) средне- и дальнесрочной перспективы, такие как снижение на 60-70 % расхода топлива и эмиссии CO_2 ; уменьшение вдвое уровня воспринимаемого шума и др., могут быть достигнуты только при комплексном совершенствовании планера и силовой установки (СУ) пассажирских и транспортных самолетов [7–8] (см. рисунок В.1).

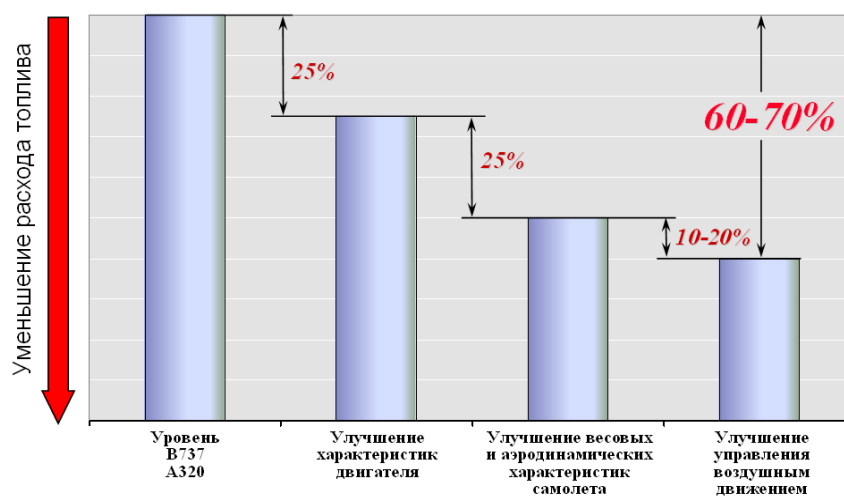


Рисунок В.1 – Вклад двигателя, самолета и управления воздушным движением в уменьшение удельного расхода топлива к 2025–2030 гг. [8]

Столь существенного повышения экономичности авиационных двигателей (см. рисунок В.1) только лишь традиционными способами (повышение параметров рабочего процесса, степени двухконтурности и КПД узлов) добиться практически невозможно. Необходимо применение новых прорывных конструктивно-схемных решений и физических принципов в области авиационных двигателей и СУ, которые на сегодняшний день могут быть реализованы в перспективных схемах двигателей, в частности, гибридных [9–13].

Под **гибридным двигателем** понимается устройство, в котором привод движителя может осуществляться от различных источников мощности. Например, в авиационном гибридном турбореактивном двухконтурном двигателе (ТРДД) привод вентилятора (и/или компрессора) может производиться как от газовой турбины, так и от электромотора (ЭМ), работающего от какого-либо источника электроэнергии, например, бортовой энергоустановки (ЭУ). Из-за специфики авиационных газотурбинных двигателей (ГТД), имеющих многокаскадные схемы, целесообразно применять термин «ГТД с гибридным электрическим

приводом (газовая турбина + электромотор) каскада высокого, среднего, низкого давления и т.д. или их комбинаций.

Ведущие зарубежные авиастроительные и двигателестроительные фирмы инициировали разработку пилотных концептуальных проектов магистральных самолетов, для которых проектируют и оптимизируют гибридные СУ, в том числе на основе гибридных ГТД [14].

Сегодня в мире рассматриваются три основные схемы маршевых гибридных СУ с традиционным газотурбинным приводом [15] (см. рисунок В.2):

- *последовательная* – вентилятор приводится электромотором, питаемым электроэнергией от аккумуляторной батареи (АБ) или от турбогенератора, который может подзаряжать АБ в полете;

- *параллельная* – вентилятор находится на одном валу с газотурбинным приводом и мотор-генератором, питаемым электроэнергией от АБ, которая может подзаряжаться в полете;

- *последовательно-параллельная* – с двумя вентиляторами, где привод одного из вентиляторов осуществляется по последовательной схеме, а второго – по параллельной.

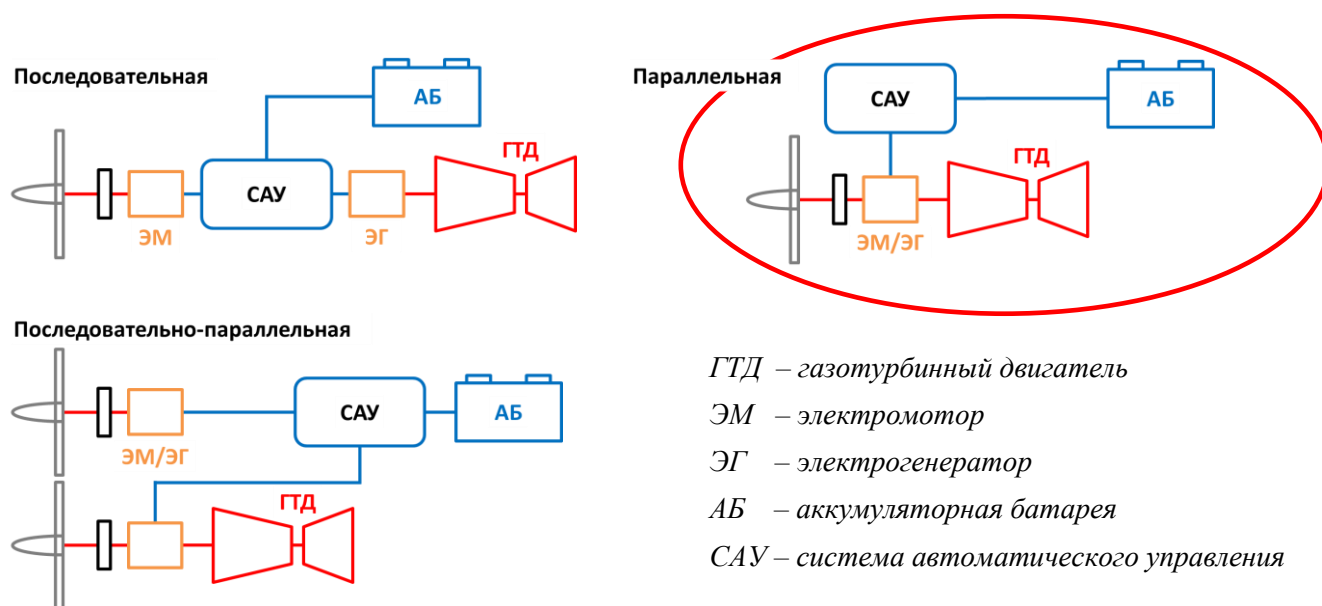


Рисунок В.2 – Схемы авиационных маршевых гибридных СУ с ГТД [16]

Как видно из рисунка В.2, последовательно-параллельная схема является частным случаем распределенной СУ, поскольку имеет более одного движителя, и поэтому выходит за рамки темы диссертационного исследования.

Последовательная схема (см. рисунок В.2) имеет полностью электрический привод движителя и так же не подпадает под определение гибридного ГТД.

Из представленных на рисунке В.2 схем, только к параллельной схеме может быть применен термин гибридный ГТД, исследованию эффективности которого посвящена диссертационная работа.

На сегодняшний день существует около 1,5 десятков проектов легких пилотируемых и беспилотных пассажирских самолетов с полностью электрической маршевой СУ. Как правило, такие СУ состоят из движителя (одного или нескольких воздушных винтов или закапотированных вентиляторов), электромотора, литий-полимерных аккумуляторов, управляемых системой автоматического управления [14].

Массогабаритные характеристики современных электрических СУ в размерности до 100 кВт позволяют заменить двигатель внутреннего сгорания с топливной системой на самолетах с числом пассажиров до 4 человек. Однако, такая замена не является эквивалентной, поскольку при средней скорости полета всего около 100 км/ч время полета ЛА с электрическими СУ не превышает 0,5–1 ч. Из-за ограниченной энергоемкости и большой массы аккумуляторов эффективное применение таких ЛА пока прогнозируется в качестве коммерческого городского аэротакси.

Важно отметить, что все существующие проекты ЛА с электрическими СУ являются демонстраторами новых электрических технологий в авиации, развитием которых занимаются ведущие зарубежные и отечественные компании и институты авиационной отрасли. Очевидно, что электрические СУ пока не могут применяться на магистральных самолетах класса МС-21, для которых крейсерскую мощность СУ прогнозируется снизить до ~5–10 МВт лишь к 2040 гг. (см. рисунок В.3).



Рисунок В.3 – Этапы разработки гибридных двигателей для силовых установок перспективных пассажирских самолетов NASA [17]

Экономический эффект от гибридизации ГТД можно продемонстрировать следующим примером. Анализ затраченных мощностей на привод турбин КВД и вентилятора (двигателя) показывает, что при степени двухконтурности $m \sim 13$ располагаемая энергия газа после выхода из КС распределяется приблизительно поровну между турбинами каскадов высокого (ВД) и низкого (НД) давления на крейсерском режиме работы ТРДД с уровнем параметров 2025 года. Это видно из таблицы 1.1.1, где приведены параметры ТРДД 2025 года с тягой $R_{взл}=9$ тс [8].

Таблица 1.1.1 – Параметры ТРДД тягой $R_{взл}=9$ тс, работающего на керосине [8]

Параметр	Значение			
Режим	Крейсерский, без отборов	Набор высоты	Взлётный	Взлётный
Параметр	Значение			
Условия: H/M , t_h , p_h	11 / 0,8 МСА	11 / 0,8 МСА	0 / 0 МСА	0 / 0 +30 °С, 730 мм рт.ст.
Режим	Крейсерский	Набор высоты	Взлетный	Взлетный
$\sigma_{вх}$	1	1	1	1
R , кгс	1440	1620	9000	9000
C_R , кг/(кгс·ч)	0,490	0,512	0,231	0,241
$T^*_г$, К	1566	1660	1771	1876
m	13,2	12,7	13,6	13,5
$\pi^*_{к\Sigma}$	55,2	60,3	50,3	52,0
$\pi^*_{кнд}$	2,24	2,12	2,09	2,11
$\pi^*_в$	1,40	1,44	1,34	1,36
$\pi^*_{квд}$	17,7	20,0	18,0	18,3
$N_{твд}$, кВт	5313	5997	15112	15469
$N_{тнд}$, кВт	4931	5600	13111	13606

Для наглядности наших дальнейших рассуждений обратимся к таблице 1.1.2, где данные приводятся в процентах, относительно уровня характеристик базового ТРДД (см. таблицу 1.1.1).

При поддержании заданного уровня крейсерской тяги и подводе дополнительной внешней мощности к турбине НД (ТНД) мощность турбины ВД (ТВД) будет уменьшаться из-за уменьшения температуры газа перед турбиной $T^*_г$. Расчетные оценки показывают, что для ТРДД с подкруткой вентилятора электромотором (схема № 1 гибридного ГТД или ГГТД-1) дополнительный подвод $N_{тнд доп}=50\%$ приведет к уменьшению мощности на привод КВД на $\sim 50\%$ (см. таблицу 1.1.2).

Как видно из таблицы 1.1.2, уровень подведенной мощности (50%) к ТНД позволит уменьшить суммарную затрачиваемую мощность ГГТД-1 на 25% по отношению к исходному ТРДД ($100\% N_{тнд} + 100\% N_{квд}$) той же тяги. Это становится возможным благодаря

оптимальному сочетанию проектных параметров цикла ГТД, в частности, за счет увеличения его степени двухконтурности на ~30 % по отношению к ТРДД.

Таблица 1.1.2 – Зависимость уровня мощности на привод ТВД и ТНД от величины подводимой внешней дополнительной мощности [8]

Параметр	Значение	
	ТРДД	ГТД-1
Наименование схемы двигателя	ТРДД	ГТД-1
Схема		
$R_{кр}/R_{кр\ ТРДД}$	1,0	1,0
$N_{ТНД\ доп.}, \%$	0	50
$N_{ТВД\ ГТД}, \%$	100	50
$N_{ТНД\ ГТД}, \%$	100	50
$N_{\Sigma}, \%$	200	150
$\Delta C_{R\ отн.}, \%$	–	~44*
Примечание: 100 % соответствует мощности ~5 МВт для двигателя, работающего на крейсерском режиме на керосине; * – удельный расход топлива только через камеру сгорания ГТД		

Как видно из таблицы 1.1.2 в ГТД создание избыточной полезной мощности для совершения полета сопряжено с дополнительными затратами энергии для вывода газогенератора (ГГ) на заданный режим работы. Применительно к перспективным ТРДД со степенью двухконтурности $m \approx 13$ дополнительные потери энергии составляют более 50 % (см. раздел 3.2.). По этой причине разработчики СУ стремятся найти альтернативную более эффективную замену газотурбинному приводу движителей СУ дозвуковых самолетов в виде гибридных и электрических СУ на базе ЭУ с АБ, топливными элементами (ТЭ) и др., что на практике пока удастся реализовать лишь для малоразмерных ЛА.

Представленным примером наглядно объясняется экономический эффект ГТД в крейсерском полете. Например, в случае применения ЭУ на базе твердооксидных ТЭ (ТОТЭ) [8, 18] суммарный (эквивалентный) расход топлива ГТД будет складываться из расхода топлива, подаваемого в камеру сгорания ГТД, и расхода топлива через батарею ТЭ, на базе которой может рассматриваться ЭУ. Чем более эффективно будет вырабатываться электрическая энергия в ЭУ и чем меньше будет масса дополнительных узлов и агрегатов СУ (ЭУ, ЭМ, кабели и др.), тем более экономичным будет ЛА с ГТД по отношению к ЛА с ТРДД.

Многочисленные зарубежные работы в области гибридных СУ для магистральных самолетов (наиболее полный обзор таких исследований в отечественной литературе выполнен В.А. Палкиным [14]) показывают, что:

- переход к полностью электрическим СУ для магистральных самолетов может состояться только в случае разработки систем хранения электроэнергии с высокими удельными параметрами (АБ, суперконденсаторы и др.);

- ориентировочная дата разработки технологий для производства АБ с удельной массой, которая на порядок меньше существующих литий-полимерных батарей, ожидается не ранее 2050–2100 гг.;

- постепенный переход от традиционных СУ на базе ГТД к полностью электрическим СУ, планируется осуществлять путем совершенствования гибридных электрических схем СУ на базе ТРДД и ТВД;

- по отношению к традиционным ГТД, гибридные СУ 2035 гг., с ЭУ на базе АБ и/или ТЭ, обеспечат уменьшение потребляемой энергии за полет и могут улучшить показатели топливной эффективности и эмиссии вредных веществ (ВВ) магистральных самолетов.

- модульный подход к созданию электрических элементов и систем гибридных СУ позволит: совершенствовать эти модули вне СУ, осуществлять замену этих модулей на самолете в процессе эксплуатации, создавать НТЗ для перехода к полностью электрической СУ;

- разнообразие разнородных (и нетрадиционных) элементов, составляющих гибридную СУ, и возможность применения альтернативных топлив требует разработки инженерных методик для оценки эффективности применения таких СУ в составе ЛА;

- выбор схемы гибридной СУ и степени гибридизации (процент использования электрической мощности в СУ) зависят от класса магистрального самолета и уровня технологий, закладываемых при проектировании ЛА.

Своевременное развертывание соответствующих собственных российских целевых комплексных программ может позволить отечественной авиационной промышленности занять свою нишу в создании магистральных и региональных самолетов с гибридной СУ.

Расчетная эффективность применения ГТД во многом будет зависеть от точности моделирования характеристик ГТД и ЭУ в составе СУ самолета, и комплексности подхода к оценке показателей эффективности. Комплексное междисциплинарное исследование ГТД должно включать не только корректную оценку летно-технических и экономических характеристик, но и оценку экологических критериев (таких как шум и эмиссия ВВ), а также аспектов, выходящих за рамки полетного цикла (например, стоимость зарядки АБ на земле и др.).

В настоящее время ежегодно увеличивается количество зарубежных работ с результатами исследований эффективности ГТД на ЛА. Ведущие зарубежные авиастроительные и двигателестроительные фирмы инициировали финансирование разработок концепт-проектов перспективных пассажирских «зеленых» самолетов и полноразмерных демонстраторов критических элементов гибридных СУ, в том числе на базе ГТД [14, 15, 19–21]. На этом фоне задача разработки отечественных расчетных методик и инструментария для комплексной многодисциплинарной оценки показателей эффективности ГТД различных схем и поколений в составе маршевых СУ пассажирских магистральных самолетов приобретает высокую актуальность.

Степень разработанности темы диссертации. Гибридный ГТД, его узлы и системы являются новыми и малоизученными объектами. В нашей стране отсутствуют теория и практика исследования эффективности подобных объектов, требующих от авиационных инженеров дополнительных знаний в новых областях, таких как электротехника, электрохимия и др. Для комплексной многодисциплинарной оценки показателей эффективности ГТД различных схем и поколений в составе маршевых СУ магистральных самолетов необходима разработка соответствующих отечественных расчетных методик и математического инструментария.

Целью данной работы является разработка методики и комплекса математических моделей (ММ) многодисциплинарной оценки эффективности применения маршевых гибридных ГТД магистрального самолета (МС), позволяющей оперативно оценивать и прогнозировать уровень технического совершенства новых электрических и гибридных систем для их дальнейшего эффективного применения в авиации.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие **задачи**:

1. Разработать методику многодисциплинарной оценки эффективности применения ГТД в составе маршевой СУ МС.
2. Разработать комплекс ММ для многодисциплинарной оценки эффективности применения ГТД в составе маршевой СУ МС.
3. Выполнить расчетно-параметрические исследования по определению рационального облика маршевого ГТД.
4. Выполнить многодисциплинарные исследования по оценке эффективности применения маршевой СУ на базе ГТД по показателям эффективности МС.

Научная новизна работы заключается в следующем:

1. Разработаны методика и комплекс ММ для многодисциплинарной оценки эффективности маршевых ГТД в составе СУ МС по самолетным критериям.

2. С использованием разработанного комплекса ММ выполнена комплексная оценка эффективности СУ на базе трёх альтернативных схем ГТТД и бортовой ЭУ на основе ТОТЭ при использовании четырех видов топлива: керосина, пропан-бутана, метана, водорода.

3. Впервые по летно-техническим, акустическим и эмиссионным характеристикам самолета выполнена комплексная сравнительная оценка эффективности применения одно- и двухтопливной гибридной маршевой СУ, в которой для работы ГТТД используется керосин, а ЭУ с ТОТЭ работает на пропан-бутане, метане или водороде.

4. С использованием разработанной методики и комплекса ММ показана эффективность схемы ГТТД, на которую получен Патент РФ.

Теоретическая и практическая значимость работы.

1. Разработанная методика и многодисциплинарная математическая модель позволяют:

- оценивать эффективность сформированных схем маршевых гибридных СУ на базе ГТТД;

- оценивать эффективность применения на магистральных самолетах традиционных и альтернативных видов топлив или комбинации топлив;

- прогнозировать характеристики и формировать требования к элементам и узлам СУ различных схем и планера самолета, с учетом уровней готовности технологий и динамики ужесточения экологических стандартов;

- применять комплекс разработанных ММ или его самостоятельные модули в программных комплексах многодисциплинарной оптимизации гибридных СУ, что позволит повысить обоснованность решений, принимаемых на стадии их предварительного проектирования;

- использовать предложенную методику и полученные результаты в учебном процессе авиационных вузов.

2. В процессе отработки и апробации создаваемой методики и комплекса ММ проведены расчетно-параметрические исследования и получены следующие предварительные научные результаты, которые могут быть положены в основу дальнейших исследований:

- рассмотрены варианты рациональных схем и параметров маршевых ГТТД;

- сформулированы требования к уровню удельных параметров электрических подсистем маршевых СУ на базе ГТТД;

- определена область эффективного применения ГТТД в составе маршевых СУ одно- и двухтопливного самолетов.

3. Разработанная автором методика и ММ определения показателей эффективности маршевых гибридных ГТТД для перспективных магистральных самолетов на стадиях их концептуального проектирования была широко использована при выполнении в рамках

Государственных с Минпромторгом России контрактов ряда тематических научно-исследовательских работ (НИР) ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (ЦИАМ) по шифрам: «Двигатели-2025», «Концепт 2030», «Перспектива 2016» и др., а также в совместной НИР с ФГУП «ЦАГИ» по шифру: «Альтернатива–ЦИАМ», что подтверждено соответствующим Актом.

4. Получено авторское свидетельство на расчетный модуль для ЭВМ, входящий состав многодисциплинарного комплекса ММ. Получен Патент РФ на схему ГТТД, эффективность которой была показана с использованием разработанной методики и комплекса ММ.

Методология и методы исследования. Для оценки эффективности рациональных схем ГТТД в составе маршевой СУ магистральных самолетов применен многодисциплинарный подход и методология, аналогичные используемым для оценки эффективности традиционных схем двигателей. В основе разработанной автором методики и комплексной многодисциплинарной ММ лежат методы теории авиационных турбореактивных двигателей, аэродинамики и динамики полёта летательных аппаратов, а также авиационной акустики. С использованием современных принципов программирования и гибкой архитектуры разработан новый комплекс программ прямого расчета показателей эффективности магистральных самолетов с маршевыми гибридными СУ в соответствии с требованиями норм летной годности [22] и экологических стандартов Международной организации гражданской авиации (ИКАО) [23–25].

Были использованы также разработанные *с непосредственным творческим участием автора* в содружестве с коллегами по работе в ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (ЦИАМ) следующие методы:

- расчета баланса мощностей элементов газотурбинной части гибридного ГТД (соавторы: Дрыгин А.С., Каленский С.М., Эзрохи Ю.А., Максимов А.А., Рябов П.А.);

- численного моделирования и графо-аналитического анализа эффективных характеристик авиационных гибридных двигателей в системе СУ (соавторы: Селиванов О.Д., Максимов А.А., Рябов П.А.);

- прогнозирования интегральных эффективных характеристик электрических систем и систем самолета по известным удельным параметрам (соавторы: Байков А.В., Аверьков И.С., Гулиенко А.И., Селиванов О.Д.);

- расчета массы и габаритов баков для хранения газового топлива (соавторы: Рябов П.А., Селиванов О.Д.);

- расчёта аэродинамических характеристик самолёта относительно самолета-прототипа (соавторы: Максимов А.А., Рябов П.А.);

- численного моделирования летно-технических характеристик (ЛТХ) самолётов

различного назначения с различными топливами и типами СУ (соавторы: Максимов А.А., Рябов П.А.);

- прогнозирования шума самолета с ТРДД на местности (соавторы: Халецкий Ю.Д., Мирзоян А.А., Рябов П.А.);

- расчета эмиссии вредных веществ авиационных двигателей (соавторы: Строкин В.Н., Гольцев В.Ф., Мирзоян А.А., Рябов П.А.);

- прогнозирования эмиссии вредных веществ ЭУ на основе ТЭ (соавторы: Байков А.В., Аверьков И.С., Гольцев В.Ф.).

Положения, выносимые на защиту. В ходе проведения диссертационного исследования автором впервые в отечественной практике были разработаны следующие основные положения, выносимые на защиту:

- методика и комплекс ММ многодисциплинарной оценки эффективности применения ГГТД в составе маршевой СУ магистрального самолета;

- примеры с результатами параметрических исследований по определению рационального облика маршевых ГГТД нескольких альтернативных схем;

- результаты комплексного многодисциплинарного исследования эффективности концепций одно- и двухтопливного магистрального самолета с маршевой СУ на базе ГГТД по летно-техническим (длина ВПП и топливная эффективность в г/(пасс·км)), экологическим (шум на местности и эмиссия NO_x , CO_2 , H_2O) и экономическим (стоимость топлива за полет) показателям;

- возможные рациональные схемы и параметры ГГТД.

Степень достоверности результатов подтверждается:

- использованием при разработке комплекса ММ в качестве основы положений теории воздушно-реактивных двигателей, электротехники и электрофизики, аэродинамики и динамики полёта летательных аппаратов, прочности, авиационной акустики, а также разработанных ранее в ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» математических моделей, достоверность которых подтверждена в ходе экспериментальных исследований;

- сравнением характеристик ряда серийных двигателей и самолетов, рассчитанных с использованием разработанного комплекса ММ, с расчетно-экспериментальными характеристиками этих объектов, полученных их разработчиками;

- использованием опубликованных и обоснованных специалистами-экспертами ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», ФГУП «ЦАГИ» и др. научных организаций прогнозных данных по развитию технологий создания ГГТД, электродвигателей, топливных элементов, улучшению аэродинамики и весового совершенства МС, снижению шума маршевых СУ;

- сравнением полученных результатов с результатами расчетных исследований, выполненных другими авторами;

- результатами неоднократного обсуждения положений и выводов по итогам работы на отраслевых совещаниях с участием специалистов-экспертов, отечественных и международных научно-технических конференциях.

Апробация результатов работы. Основные результаты работы докладывались и обсуждались на Всероссийской научно-практической конференции Военного авиационного инженерного университета (ВАИУ, Воронеж, 2011 г.); Всероссийской научно-практической конференции «Академические Жуковские чтения» (ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», Воронеж, 2013 г.); семинаре ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» «Концепции развития гибридных двигателей и ВСУ на базе топливных элементов» (Москва, 2011 г.); Седьмом международном аэрокосмическом конгрессе IAS'12 (Москва, 2012 г.); Международном конгрессе по авиационным наукам ICAS (Брисбен, Австралия, 2012 г. и Санкт-Петербург, РФ, 2014 г.); Международной научно-технической конференции молодых ученых и специалистов «О реализации Европейским Союзом рыночных методов снижения выбросов парниковых газов в авиации» (Москва, 2012 г.); XXXVII Академических чтениях по космонавтике (Москва, 2014 г.); 14-ом семинаре ONERA–ЦАГИ (Onera Châtillon (Salle Contensou), Франция, 2015 г.); Юбилейной конференции ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» «Авиадвигатели XXI века» (Москва, 2015 г.); Круглом столе «Накопители электроэнергии на основе химических источников тока для аэродромного оборудования и летательных аппаратов» в рамках МАКС-2017 (Жуковский, МО, 2017 г.); на симпозиуме «Перспективы развития ВРД, комбинированных двигателей и гибридных силовых установок» в рамках Научно-технического конгресса по двигателестроению (НТКД-2018) (Москва, 2018 г.); Пятой Всероссийской конференции с международным участием «Топливные элементы и энергоустановки на их основе» (Суздаль, 2018 г.). Представленные выше работы, выполненные в ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» с использованием разработанной методики и ММ, докладывались и обсуждались при защите материалов тематических НИР, а также неоднократно отмечались и занимали призовые места в ежегодном конкурсе лучших НИР ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова».

Публикации. По теме диссертации опубликовано 17 работ, из них в рецензируемых научных изданиях опубликовано 6 работ, получен 1 патент на изобретение и 1 свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ.

Объем и структура работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы и содержит 139 страниц основного машинописного текста, 34 таблицы, 52 рисунка. Список литературы включает 111 наименований.

В главе 1 приведены примеры и выполнен анализ зарубежных комплексных методик многодисциплинарной оценки эффективности интеграции гибридных СУ на перспективных магистральных самолетах. Представлен краткий обзор отечественных исследований ЦИАМ в обеспечение разработки методики многодисциплинарной оценки эффективности маршевых ГТТД магистральных самолетов. В этой главе автором ставится задача проведения диссертационного исследования с применением разработанного в ЦИАМ подхода.

В главе 2 дано описание методики многодисциплинарной оценки применения гибридной СУ в составе ЛА по критериям эффективности магистральных самолетов; рассмотрена структура разработанной комплексной ММ. Приводится описание разработанной ММ определения характеристик гибридной СУ и отдельных ее составляющих (газотурбинной части (ГТЧ), ЭМ, ЭУ), ММ моделирования массогабаритных характеристик баков для хранения на борту газового топлива, ММ дальности полета, взлетно-посадочных характеристик (ВПХ), шума на местности и эмиссии ВВ, экономических показателей. Приводится оценка достоверности разработанных и используемых программных модулей, и сделан вывод о возможности применения рассматриваемых ММ для решения задач настоящего исследования.

В главе 3 формируется облик гибридного ГТД на базе ТРДД при использовании керосина и альтернативных газовых топлив: выбираются рациональные схемы ГТТД и ЭУ на ТОТЭ; формируется перечень исходных данных для проведения расчетного параметрического исследования по оценке экономичности выбранных схем ГТТД; представлены результаты предварительных исследований по определению рационального соотношения между электрической и газотурбинной мощностью ГТТД различных схем и результаты параметрического исследования по определению рациональных параметров термодинамического цикла гибридных ГТД при заданном уровне подводимой электрической мощности и различных типах топлив. Произведен отбор рациональных схем гибридных ГТД для дальнейших исследований.

В главе 4 приводятся результаты исследования эффективности магистрального самолета с гибридным ГТД при использовании керосина или газовых топлив. Определены рациональные параметры магистрального самолета с ГТТД на основании предварительных результатов комплексной сравнительной оценки показателей эффективности по критериям: топливная экономичность, длина ВПП, шум на местности, эмиссия вредных веществ (NO_x , CO_2 и H_2O). Проведено предварительное сравнение эффективности применения двухтопливной гибридной маршевой СУ, в которой для работы ГТТД используется керосин, а ЭУ с ТОТЭ работает на пропан-бутане, метане или водороде, и однотопливной СУ аналогичной схемы. Здесь же приведены примеры сформированных рациональных законов управления СУ с ГТТД по

траектории полета, а также представлены потенциально возможные сценарии создания магистрального самолета с альтернативными видами топлив и СУ на базе ГТТД.

Основное отличие настоящей работы от проводимых ранее исследований.

1. Постановка задачи:

- исследования эффективности применения в авиации нового объекта – ГТТД;
- многодисциплинарного исследования эффективности ГТТД и ЭУ на ТОТЭ в составе СУ одно- и двухтопливного магистрального самолета.

2. Разработка методики и новой ММ для многодисциплинарного исследования эффективности различных схем ГТТД и ЭУ при использовании различных типов топлив в составе СУ одно- и двухтопливного самолета, включающей:

- ММ оценки дальности и топливной эффективности самолета с СУ на базе ГТТД и ЭУ на базе ТЭ/АБ при использовании керосина и газовых топлив (в различных сочетаниях), в том числе с построением траекторий полета интегрированием системы дифференциальных уравнений движения (СДУД) в соответствии с нормами летной годности и эксплуатационными ограничениями;

- ММ оценки ВПХ [26] с построением траекторий интегрированием СДУД в соответствии с нормами летной годности и эксплуатационными ограничениями;

- ММ оценки сертификационного шума СУ (вентилятор, струя, воздушный винт) и планера в к.т. с построением траекторий полета интегрированием СДУД в соответствии со стандартом ИКАО и нормами летной годности и эксплуатационными ограничениями;

- ММ оценки и минимизации показателя эмиссии CO_2 в соответствии с новым стандартом ИКАО и эксплуатационными ограничениями;

- ММ оценки эмиссии NO_x ГТТД на основе экспериментальных данных камеры сгорания (КС) дозвукового двигателя-прототипа в соответствии со стандартом ИКАО.

3. Проведение параметрических исследований по влиянию на экономичность полёта уровня подведенной мощности и параметров цикла трёх альтернативных схем ГТТД.

4. Проведение многодисциплинарных исследований эффективности одно- и двухтопливного самолетов с ГТТД на керосине и газовых топливах по критериям: ЛТХ, шум на местности, эмиссия вредных веществ и др.

Широта охвата проблем, связанных с решением поставленной задачи (создание электрохимических генераторов (ЭХГ), систем конвертации авиационных топлив, электрических и силовых управляющих электронных систем нового поколения, решение вопросов интеграции ЭХГ и газотурбинного блока, а также бортовых самолётных потребителей и др.), потребовала использования в работе результатов исследований многих отечественных и

зарубежных ученых, специализирующихся в глубоком изучении указанных аспектов решаемой комплексной проблемы.

Автор выражает глубокую благодарность коллегам, чье дружеское участие, творческое сотрудничество и помощь в решении многих частных задач автор ощущал на протяжении всего периода работы над диссертацией:

- научному руководителю к.т.н. Селиванову Олегу Дмитриевичу, привлёкшего автора к работам в новой перспективной области – исследованиям авиационных силовых установок на основе газотурбинных и электрических технологий;

- Максимову Александру Андреевичу – научному сотруднику отдела 002 за передачу личного опыта в оценке эффективности различных типов двигателей в составе СУ ЛА; за помощь в доработке и предоставление программы моделирования характеристик гибридных ГТД на базе ТРДД, методики оценки ЛТХ самолетов с альтернативными топливами и валидацию расчетов;

- Мирзояну Артуру Амазасповичу – начальнику сектора отдела 002 за предоставление исходного программного кода ММ шума и взаимный обмен мнениями в области аэроакустики, эмиссии вредных веществ и программирования;

- Палкину Владимиру Анатольевичу – советнику генерального директора за профессиональные консультации в отношении выбора рациональных схем гибридных ГТД и любезное предоставление обзора иностранных публикаций.

- Каленскому Сергею Мирославовичу – к.т.н., старшему научному сотруднику и Эзрохи Юрию Александровичу – к.т.н., начальнику сектора отдела 301 за многолетнее плодотворное сотрудничество, определение области проектных параметров и эффективных характеристик ГТД, рациональную организацию работы по исследованию концепций гибридных ГТД в ЦИАМ;

- сотрудникам отдела 009: Байкову Алексею Витальевичу – к.т.н., начальнику сектора, Аверькову Игорю Сергеевичу – научному сотруднику, Олесовой Наталье Ивановне – ведущему инженеру за многолетнее плодотворное сотрудничество по исследованию и прогнозированию характеристик ЭХГ на ТЭ для гибридных ГТД; за детальное моделирование процессов и предоставление расчетного модуля ЭХГ на базе ТОТЭ, помощь в интеграции его в программу расчета характеристик ГТД отделения 300 ЦИАМ; за оценку эмиссионных характеристик ЭУ на ТОТЭ и за консультации в области программирования;

- Гулиенко Анатолию Ивановичу – к.т.н., начальнику отдела 502 за формирование принципиальной схемы системы автоматического управления (САУ) и содействие в прогнозировании массогабаритных и эффективных характеристик электрических систем

(электроприводы, электрокабели, системы газификации сжиженных газовых топлив и др.) большой мощности для применения их в составе гибридных ГТД с ТЭ;

- Халецкому Юрию Даниловичу – к.т.н., начальнику сектора отделения 100 за тесное сотрудничество в области аэроакустики, сравнение методик и результатов расчетных ММ отделения 100 и отдела 002, проведенных в рамках исследования гибридных ГТД;

- сотрудникам отдела 005: Строкину Виталию Николаевичу – к.т.н., начальнику сектора и Беликову Юрию Валерьевичу – инженеру-конструктору 2 категории за формирование методики, определение облика и предварительную оценку эмиссионных характеристик камеры сгорания двигателя типа ПД-14 в составе гибридного ГТД;

- Шустову Андрею Викторовичу – к.т.н., начальнику НИО-10 ЦАГИ за многолетнее сотрудничество и предоставленную возможность принимать участие в совместных НИР по применению альтернативных топлив;

- Болсуновскому Анатолию Лонгиновичу – к.т.н., начальнику отдела НИО-2 ЦАГИ за консультации по определению уровней аэродинамического совершенства МС будущих поколений.

Результаты проведенных совместных исследований с коллегами из ЦАГИ и ЦИАМ легли в основу данной диссертационной работы.

1 КРАТКИЙ АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОБЗОР РАБОТ, ПОСВЯЩЕННЫХ ОЦЕНКЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ МАРШЕВЫХ ГИБРИДНЫХ ГТД. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

1.1 Примеры и анализ зарубежных методик комплексных исследований оценки эффективности гибридных ГТД

Этапы достижения принимаемых на западе уровней целевых показателей должны в перспективе определить динамику ужесточения норм ИКАО по шуму на местности [23], выбросам NO_x [24] и CO_2 [25], а также снизить стоимость эксплуатации новых магистральных самолетов, обеспечив им высокое конкурентное преимущество.

Определение проектных параметров и области эффективного применения маршевых ГТД на сегодняшний день возможно лишь расчетным путем с использованием прогнозных удельных характеристик элементов СУ в составе ЛА конкретного назначения. Рациональным представляется проведение расчетных оценок только в составе СУ по самолетным критериям эффективности с учетом экологических показателей. С применением такого подхода можно определить рациональную степень гибридизации ГТД, требуемые мощности, вид топлива, массу и габариты СУ с ГТД и топливной системы для их будущей эффективной эксплуатации на ЛА.

Анализ зарубежных и отечественных работ в области маршевых ГТД магистральных самолетов, в том числе с использованием упомянутых выше обширных материалов В.А. Палкина [14], показал, что все работы можно разделить на следующие четыре направления.

1. Исследования новых физических принципов работы для разработки и определения характеристик основных элементов и систем гибридной маршевой СУ – ЭМ, САУ, ЭХГ на базе АБ, ТЭ, СБ и др. источников электрической энергии [27–30, 31–38].

2. Исследования по формированию рациональных схем и параметров ГТД заданной мощности с использованием традиционного или нетрадиционного вида топлива по критерию стоимость затраченной энергии в системе двигателя [8, 11, 39–40].

3. Исследования по формированию рациональных схем, параметров и законов управления ГТД с использованием различных видов топлива в составе СУ ЛА по критерию стоимость затраченной энергии за полет [41–42].

4. Комплексные многодисциплинарные исследования по формированию рациональных схем, параметров и законов управления ГТД с использованием традиционного или нетрадиционного вида топлива в составе СУ ЛА по критериям ЛТХ, экология, экономика и др. [9–10, 44–45].

Работы по направлению 1 определяют уровень удельных характеристик элементов гибридных СУ и степень готовности электрических технологий для применения в авиации. Результаты этих исследований используются для проведения работ по другим трем направлениям. В качестве примера на рисунке 1.1.1 представлен прогноз группы Rolls-Royce Electrical в отношении развития критических технологий электрических компонентов, занимающейся разработкой гибридной электрической СУ для демонстратора самолета E-Fan X вместе с Airbus и Siemens.

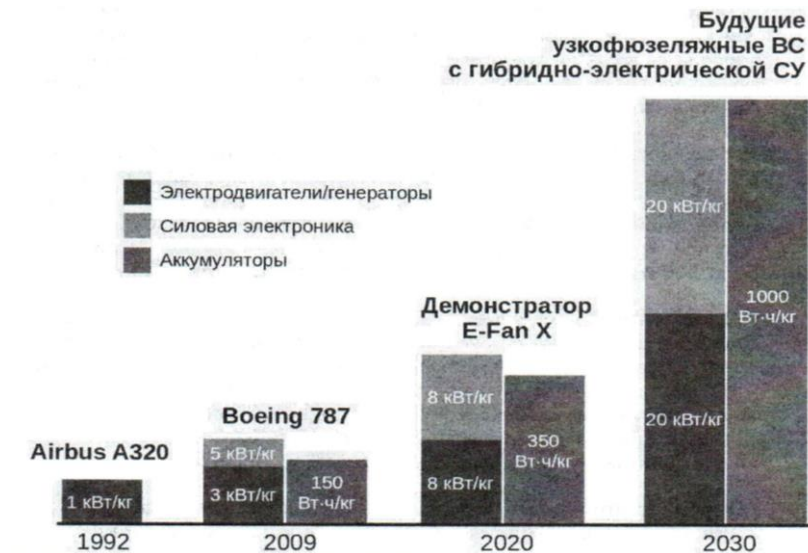


Рисунок 1.1.1 – Прогнозируемый рост удельных параметров электрических компонентов для гражданской авиации [43]

Работы по направлению 2 и 3 определяют экономический эффект от гибридизации ГТД и его интеграции на ЛА. Очевидно, что топливная экономичность является основным ожидаемым показателем, который может быть оценен с использованием несложных вычислений, вследствие чего подобного рода работы встречаются наиболее часто. После оцененных выигрышей по направлениям 2 и 3 исследования продолжают по направлениям 4 и 1.

Последнее 4-е направление посвящено комплексному исследованию эффективности ГТД с учетом экологических требований (шума и эмиссии вредных веществ) на рассматриваемый временной период. Очевидно, что это направление является самым трудоемким и продолжительным, но в то же время рациональным и достоверным. Это направление представляется заключительным этапом численного исследования концептуального технического решения, которое по шкале уровней готовности технологий (УГТ) занимает второй уровень (УГТ-2) [2].

Примером таких опубликованных комплексных работ по исследованию эффективности ГТД является цикл работ NASA и Boeing, посвященных исследованию самолетов различных

поколений с традиционными и нетрадиционными СУ [9–10, 44–45]. На рисунке 1.1.2 представлена схема подхода NASA к формированию самолетов будущих поколений, иллюстрирующая общую для всех исследований идеологию подхода. Видно, что оценку эффективности новых схем двигателей и конфигураций ЛА авторы проводили используя многодисциплинарный подход с определением не только экономичности полета, но и взлетно-посадочных характеристик, шума на местности, эмиссии оксидов азота NO_x , влияния на климат, технических рисков.

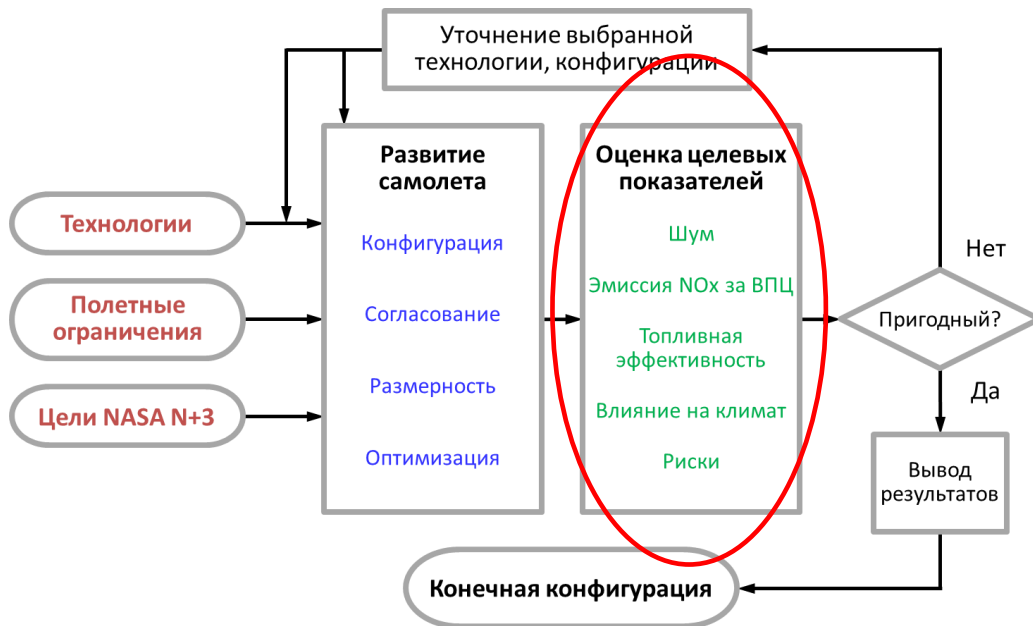





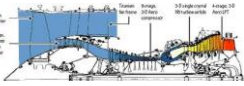

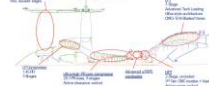

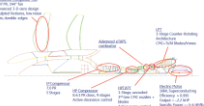


Рисунок 1.1.2 – Схема формирования конфигураций самолетов поколения $N+3$ [44]

Аналогичный подход применялся и в работах фирмы Boeing [9–10], которые рассмотрели ряд новых схем СУ на базе ГТТД и видов топлив для магистральных самолетов 2030 и 2045 гг.

В таблице 1.1.1 представлены основные проектные параметры современных и перспективных схем ТРДД, а также гибридных ГТД и распределенных СУ, рассмотренных в [9]. Видно, что по мере улучшения характеристик ТРДД и ГТТД разработчики предполагают улучшение и характеристик планера ближне-среднего магистрального самолета (БСМС), что оказывает существенное влияние на облик самолета и требуемые значения тяг СУ. В работе [9] было показано, что двигатель hFan (схема типа ГТТД-1) может обеспечить БСМС 2030 гг. (поколение $N+3$) выполнение требований NASA по уровню эмиссии NO_x (с запасом) и топливной эффективности. Уменьшение уровня шума БСМС не удовлетворяет требованиям NASA, но может достичь значительных величин $-50...-60$ EPNдБ, особенно в схеме с закапотированным вентилятором. В силу выше описанного, предлагаемые технические решения могут частично быть опробованы на самолетах 2020–2025 гг. (поколение $N+2$).

Таблица 1.1.1 – Сравнение параметров традиционных и гибридных схем двигателей для БСМС поколения $N+3$ [8]

Двигатель	CFM56-7B (ТРДД 2008 г.)	gFan (ТРДД с ППЦ)	gFan+ (ТРДД с ППЦ)	hFan (Гибридный ТРДД)	hFan-OF (Гибридный ТВВД)
Самолет	SUGAR Free (Reference) 	Refined SUGAR 	SUGAR High 	SUGAR Volt 	SUGAR Volt 
Схема двигателя	 1+3+9=1+4	 1+4+9=2+7	 1+4+9=2+8	 1+4+9=2+8+ЭМ	 2+?+9=2+?+ЭМ
Начало эксплуатации, гг. (поколение)	2008 (N)	2020 ($N+2$)	2025 ($N+3$)	2030 ($N+3$)	2030 ($N+3$)
Топливо	Керосин (JP)	Керосин (JP)	Керосин (JP)	Керосин (JP)	Керосин (JP)
Источник тока	–	–	–	АБ	АБ/ГЭ
Мощность ЭМ, л.с.	–	–	–	5500	~5500
Тип движителя	Закапотированный вентилятор (DF)	Закапотированный вентилятор (DF)	Закапотированный вентилятор (DF)	Закапотированный вентилятор (DF)	Открытый ротор (UDF)
Степень двухконтурности	5,1	9,2	13	18	–
Степень сжатия в вентиляторе	1,65	1,4	1,35	1,35	~1,07
Степень сжатия в компрессоре	–	–	–	–	–
Суммарная степень сжатия	32,8	66	59	59	~59
Диаметр вентилятора, м	1,549	1,778	1,956	2,261	~3,658
Длина, м	2,507	3,099	3,099	3,962	–
Масса СУ, кг	2366	2908 (+23 %)	3219 (+36 %)	4751 (+101 %)	–
Режим работы двигателя:	Тяга, кгс Удельный расход топлива, кг/кгс/ч				
- максимальный взлетный	12383 –	8573 0,256	8523 0,211	8523 0,211	–
- взлетный	– –	6488 0,344	6071 0,301	6071 0,301	–
- в конце набора высоты	2704 –	1918 0,534	1427 0,475	1980 0,372+1363 л.с.	–
- крейсерский (M/H , м)	5480 (0,785/10668) ~0,585	4025 (0,70/11704) 0,528 (–10 %)	3028 (0,70/12832) 0,470 (–20 %)	2359 (0,70/12802) 0,341+1363 л.с.	– (0,65...0,70/12863) < (0,341+1363 л.с.)
Запас по эмиссии NO_x к нормам CAEP/6 2008 г.	–30 %	–58 %	–72 %	–72...–100 %	–11 % к hFan

Результаты проводимых в мире исследований в области высокотемпературных топливных элементов, к которым относятся ТОТЭ, показывают, что применение альтернативных видов топлива, таких как пропан-бутан (АСКТ), метан (СПГ), жидкий водород, и др., может позволить дополнительно улучшить экономические и, вместе с тем, экологические характеристики ГТТД.

Учитывая сложности и проблемы перевода перспективных гибридных двигателей на чисто водородные технологии, ряд ведущих авиационных и двигателестроительных компаний, в том числе Boeing и General Electric, рассматривают концепции ГТТД с использованием сжиженного природного газа [10].






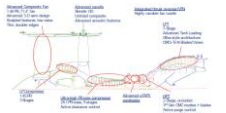
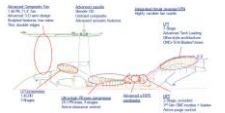
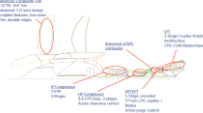


В таблице 1.1.2 представлены параметры перспективных ГТД на основе традиционных и гибридных схем для БСМС 2045 гг. (поколение $N+4$) с применением в качестве основного топлива СПГ. В качестве базовой схемы самолета была принята схема БСМС $N+3$ – SUGAR Volt. Самолет на СПГ разработчики назвали SUGAR Freeze. В его носовой и хвостовой части фюзеляжа размещают два топливных бака объема, потребного для хранения необходимого количества СПГ. Видно, что замена керосина на СПГ позволяет улучшить экономические характеристики ТРДД gFan++ на 10 %. За счет применения СПГ дополнительно повышается КПД ТОТЭ, используемых в схемах ГТТД $N+4$, что также приводит к дополнительному уменьшению удельного расхода топлива в гибридных схемах двигателей.

В таблице 1.1.2 рассмотрена еще одна схема гибридного двигателя с камерой сгорания, выполненной в виде ЭХГ на базе ТОТЭ, и с дополнительным вынесенным тяговым закапотированным электровентилятором. По замыслу разработчиков, электрогенераторы, расположенные в двух ТРДД под крылом, должны вырабатывать электрическую энергию для вращения одного электровентилятора. Расположение электровентилятора в хвостовой части фюзеляжа БСМС позволяет уменьшить сопротивление самолета и увеличить аэродинамическое качество на $\Delta K_{н.кр} \approx +2$ ед. [10]. Однако, эту схему стоит относить к классу гибридных распределенных СУ.

Из таблиц 1.1.1 и 1.1.2 видно, что схемы ГТД и ГТТД с незакапотированным движителем обладают наименьшими удельными расходами топлива, но будут иметь больший вес и рассчитаны на эксплуатацию с меньшей скоростью крейсерского полета.

По сравнению с обычным самолетом, использующим в качестве топлива керосин, применение СПГ уменьшает затраты топлива. Тем не менее, из-за интеграции криогенных баков и систем, затрачиваемая на полет полная энергия увеличивается. Использование СПГ позволяет иметь низкую эмиссию вредных веществ, а также обеспечивает возможность применения топливных элементов.



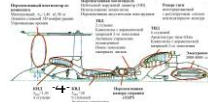

Таблица 1.1.2 – Сравнение параметров традиционных и гибридных схем двигателей для БСМС поколения N+4 с применением СПГ [8]

Двигатель	gFan++ (ТРДД с ППЦ) SUGAR High	gFan++ (ТРДД с ППЦ) SUGAR Freeze	gFan++ (ТБВД с ППЦ) SUGAR Freeze	gFan++/SOFC (Гибридный ТРДД с выносным ЭВ) SUGAR Freeze	gFan++/SOFC (Гибридный ТБВД) SUGAR Freeze
Самолет					
Наименование двигателя	JP+2045GT+DF	LNG+2045GT+DF	LNG+2045GT+UDF	LNG+2045GT+SOFC+DF+BLI	LNG+2045GT+SOFC+UDF
Схема двигателя	 1+3+9=2+7	 1+3+9=2+7	 2+?+9=2+?	 1+3+9+TOTЭ=2+6 1=ЭМ	 2+5+9+TOTЭ=1+3+ЭМ
Начало эксплуатации, гг. (поколение)	2045 (N+4)	2045 (N+4)	2045 (N+4)	2045 (N+4)	2045 (N+4)
Топливо	Керосин (JP)	СПГ (LNG)	СПГ (LNG)	СПГ (LNG)	СПГ (LNG)
Источник тока	–	–	–	TOTЭ	TOTЭ
Мощность ЭМ, л.с.	–	–	–	~3000	~2200
Тип движителя	Закапотированный вентилятор (DF)	Закапотированный вентилятор (DF)	Открытый ротор (UDF)	Закапотированные вентилятор (DF) на крыле + электровентилятор (BLI) за фюзеляжем	Открытый ротор (UDF)
Степень двухконтурности	13...15	13...15	–	–	–
Степень сжатия в вентиляторе	1,46	1,46	~1,07	1,46 + 1,45	1,07
Степень сжатия в компрессоре	28	28	–	28	8,4
Суммарная степень сжатия	59,3	59,3	~59,3	59,3 + 1,45	62,9
Диаметр вентилятора, м	1,814	1,814	~3,658	1,501 + 1,527	3,658
Длина, м	3,226	3,226	~4,943	3,152 + 1,532	4,943
Масса СУ, кг	2894	2894	3475 (+20 %)	2933 + 1626 (+58 %)	4882 (+69 %)
Режим работы двигателя:	Тяга, кгс Удельный расход топлива, кг/кгс/ч				
- максимальный взлетный	9953 0,214	9953 0,192	13049 0,129	8666 0,188	12050 0,125
- взлетный	7526 0,286	7526 0,257	9159 0,186	6818 0,243	8653 0,176
- в конце набора высоты	1783 0,453	1783 0,406	1783 0,357	1783 0,348	1427 0,321
- крейсерский (M/H, м)	3145 (0,70/12101) 0,442	3145 (0,70/12162) 0,396 (–10 %)	3145 (0,70/12101) 0,349 (–21 %)	3145 (0,70/12649) 0,339 (–23 %)	2359 (0,70/11491) 0,313 (–29 %)

Важно отметить, что выбор схемы ГТТД, типа ЭУ, топлива и концепции использования электрической мощности в создании тяги будут во многом определять облик самолета и параметры его СУ. В качестве примера, в таблице 1.1.3 представлены данные концепции hFan 2010 г. [9] и 2014 г. [46].

Из таблицы 1.1.3 видно, что выключение камеры сгорания в полете приводит к увеличению мощности электромотора. Оптимизация режимов работы hFan в системе самолета приводит к изменению его параметров – увеличению степени повышения давления в вентиляторе и уменьшению его диаметра. Несмотря на увеличение мощности электромотора, разработчикам удалось снизить требования к удельной мощности (энергии) аккумуляторной батареи с 0,75 кВт·ч/кг в 2010 г. [9] до 0,6 кВт·ч/кг в 2014 г. [46].

Таблица 1.1.3 – Сравнение параметров двигателей схем hFan 2010 г. [9] и 2014 г. [46]

Двигатель	hFan–2010 (Гибридный ТРДД)	hFan–2014 (Гибридный ТРДД)
Самолет		
Схема двигателя		
Начало эксплуатации, гг. (поколение)	2030 (N+3)	2030 (N+3)
Топливо	Керосин (JP)	Керосин (JP)
Источник тока	АБ	АБ
Мощность ЭМ, л.с.	5500	2000...8000
Тип движителя	Закапотированный вентилятор (DF)	Закапотированный вентилятор (DF)
Степень двухконтурности	18	–
Степень сжатия в вентиляторе	1,35	1,46
Степень сжатия в компрессоре	–	28
Суммарная степень сжатия	59	59,3
Диаметр вентилятора, м	2,261	1,963
Длина, м	3,962	–
Масса СУ, кг	4751 (+101 %)	–
Режим работы двигателя:	Тяга, кгс Удельный расход топлива, кг/кгс/ч	
- максимальный взлетный	8528 0,211	–
- взлетный	6071 0,301	–
- в конце набора высоты	1980 0,372+1363 л.с.	–
- крейсерский (M/H, м)	1070 (0,70/12802) 0,341+1363 л.с.	– (0,70/12802) –
Запас по эмиссии NO _x к нормам CAEP/6 2008 г.	–72... –100 %	–80 %
Режим работы газогенератора в крейсерском полете	≥ Малый газ	КС не работает

На данный момент уровень развития соответствующих технологий для электрических систем не позволяет создать аккумуляторные батареи и топливные элементы достаточной емкости при приемлемых весовых показателях. В различных отраслях промышленности ведется разработка технологий для аккумуляторных батарей и топливных элементов в направлении увеличения их удельной мощности, по крайней мере, на порядок по сравнению с нынешними системами для того, чтобы сделать их жизнеспособными на будущих средне- и дальнемагистральных самолетах.

Аналогичные работы, посвященные исследованию перспективных традиционных и нетрадиционных конфигураций планера и схем СУ, в том числе гибридных электрических, с применением разрабатываемых инструментов многодисциплинарного оптимального проектирования, проводятся и в рамках европейских международных проектов.

Иллюстрация на рисунке 1.1.3 [47] характеризует европейский подход к исследованию эффективности гибридных СУ ЛА.

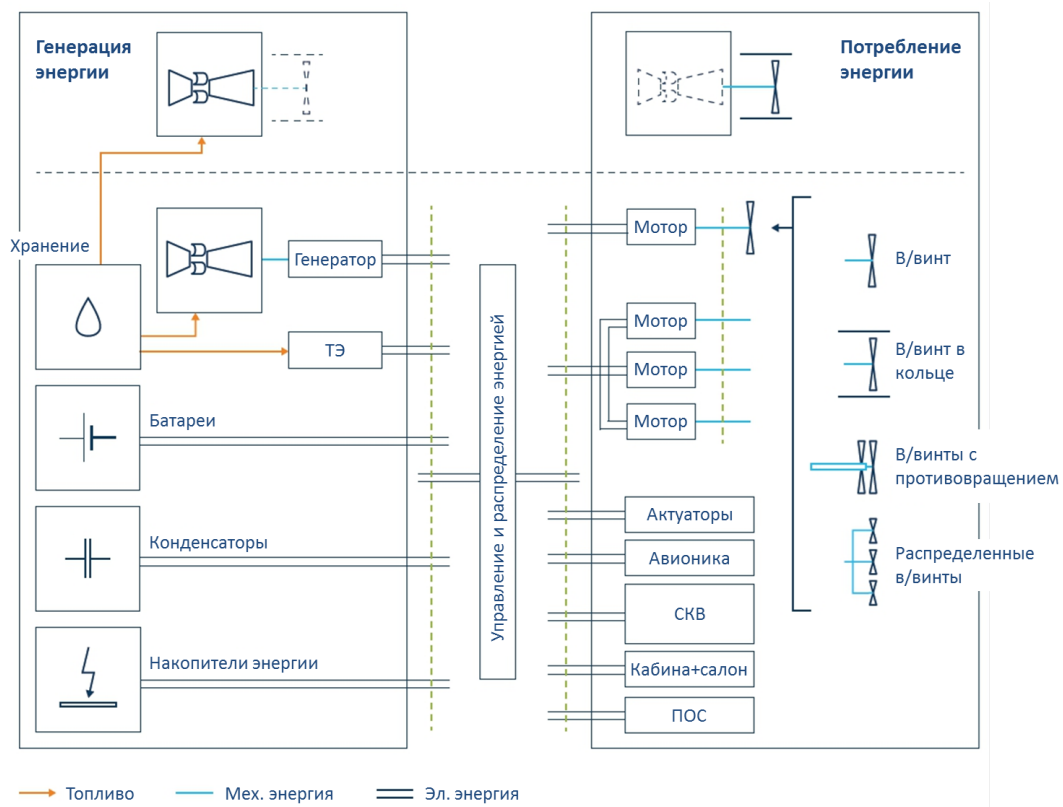


Рисунок 1.1.3 – Схема способов генерации и передачи энергии в авиационных СУ [47]

Например, в проекте DisPURSAL (Distributed Propulsion and Ultra-high bypass Rotor Study at Aircraft Level) 7-ой Европейской рамочной программы на нулевом этапе проектирования исследовалась эффективность двух нетрадиционных концепций самолетов с распределенной СУ (PCU) с вводом в эксплуатацию в 2035 г. [48]. Это схема «пропульсивный фюзеляж»

самолета с одним тяговым вентилятором и схема «летающее крыло» (ЛК) с несколькими тяговыми выносными вентиляторами (см. рисунок 1.1.4).

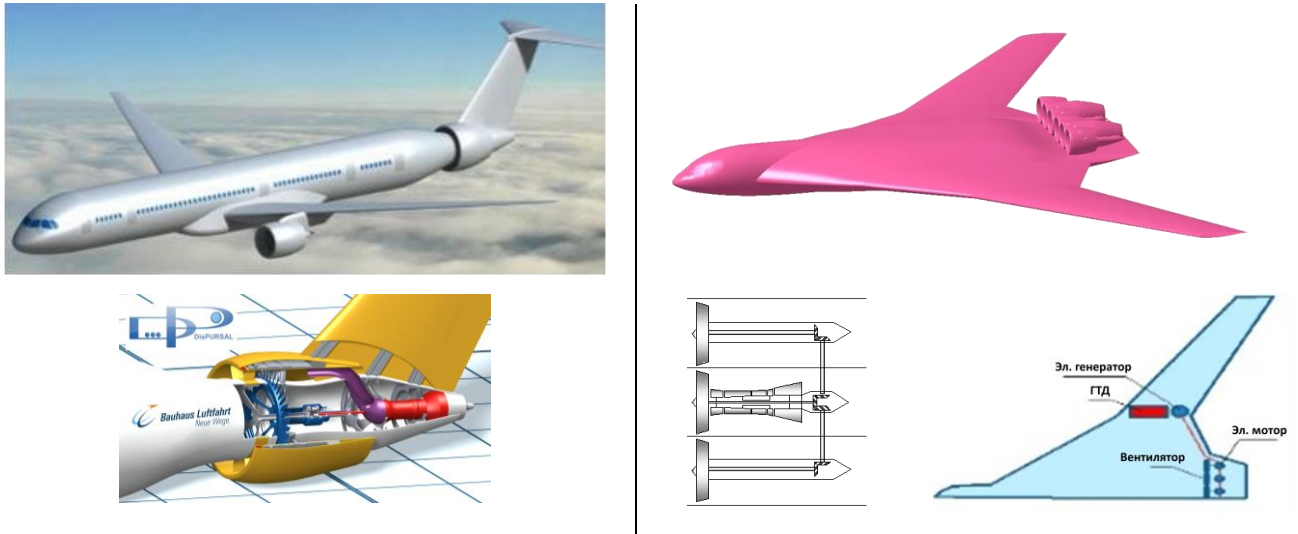


Рисунок 1.1.4 – Рассмотренные в проекте DisPURSAL схема «пропульсивный фюзеляж» (слева) с газотурбинным приводом фюзеляжного вентилятора и схема «летающее крыло» с PCY (справа) с механическим приводом выносных вентиляторов от ТРДД и с электрическим приводом выносных вентиляторов от турбогенератора [48]

Основная цель проекта получить выигрыши от энергетической интеграции различных схем PCY и планера в сравнении с традиционной схемой самолета с двумя ТРДД под крылом при перевозке 340 пассажиров на дальность 8890 км.

На рисунке 1.1.5 представлена схема проведения multidisciplinary investigation в проекте DisPURSAL.



Рисунок 1.1.5 – Схема проведения исследования в проекте DisPURSAL [48]

В работе эффективность применения PCY на самолетах рассматриваемых схем (см. рисунок 1.1.5) оценивалась такими показателями как масса блокового топлива, шум на местности, эмиссия NO_x и CO_2 , прямые эксплуатационные расходы в сравнении с аналогичными показателями самолета традиционной схемы. Результаты этой работы показали, что PCY с механическим и электрическим типом привода обеспечивает ЛК наилучшие и близкие по значениям характеристики, которые согласуются с целевыми показателям NASA. Для дополнительного улучшения показателей эффективности ЛК с гибридной электрической PCY требуется значительное снижение массы электрических систем силовой установки, а также оптимизация расположения тяговых вентиляторов.

В работе [41] Airbus представил результаты исследования эффективности применения гибридной и электрической тяги на различных участках траектории. Были рассмотрены несколько вариантов гибридных ГТД со степенями двухконтурности 6–10 и степенями повышения давления в вентиляторе 1,72–1,48 соответственно (см. рисунок 1.1.6). Размерность газогенератора ограничивалась значением приведенного расхода воздуха за компрессором ГТТД ≥ 2 кг/с. Геометрия самолета не менялась.

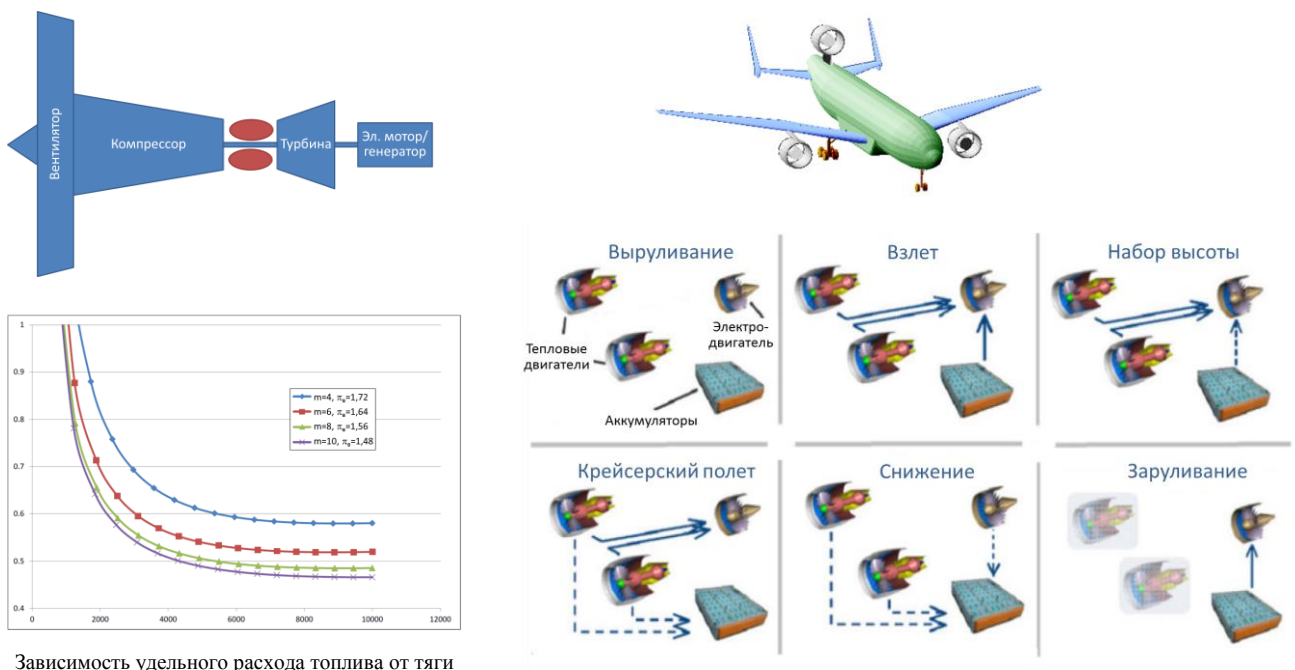


Рисунок 1.1.6 – Варианты работы гибридной электрической СУ магистрального самолета на различных участках траектории полета [41]

Результаты исследования показали, что самолет с гибридной силовой установкой может быть конкурентоспособным, если обеспечивается плотность энергии в батареях выше 540 Вт·ч/кг, а удельная мощность электродвигателя и генераторов больше 8 кВт/кг.

Специалисты из Аэрокосмического центра Нидерландов (NLR) и Делфтского технического университета (TU Delft) в рамках общеевропейской программы по модернизации авиаперевозок Clean Sky 2 провели исследование возможности использования распределенных гибридных двигательных установок на современных пассажирских лайнерах. За основу исследователи взяли модель пассажирского лайнера Airbus A320 [42].

В рамках своего исследования голландские специалисты разработали 35 различных моделей A320 с распределенной гибридной двигательной установкой (см. рисунок 1.1.7), после чего отобрали из них три, наиболее подходящих для современных скоростей полета пассажирских лайнеров [42].

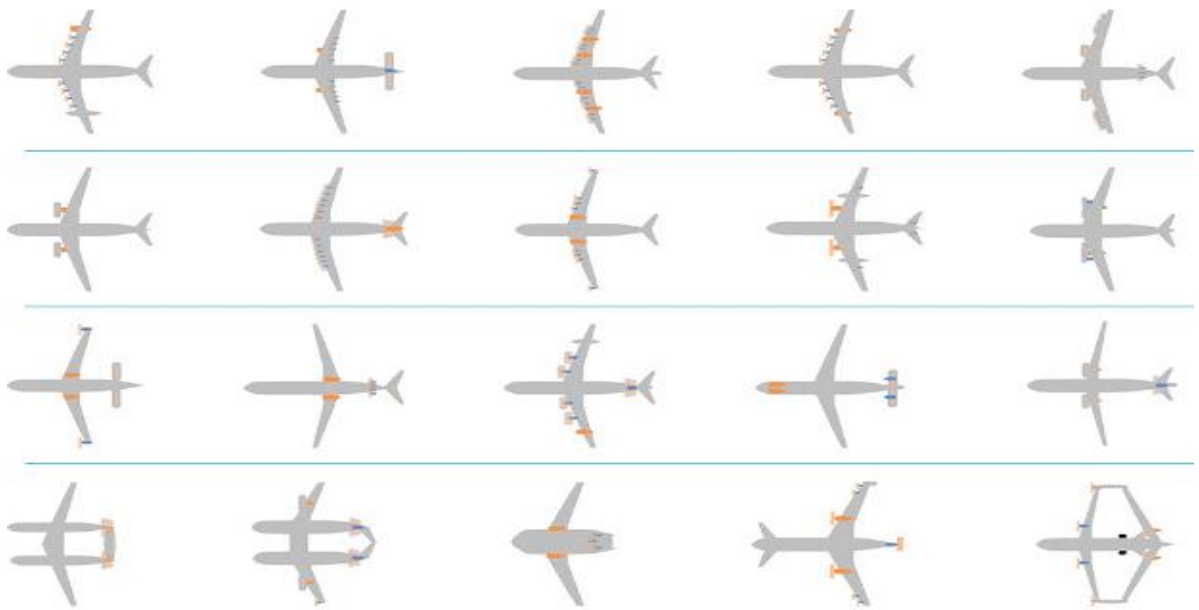


Рисунок 1.1.7 – Некоторые варианты установки распределенной гибридной двигательной установки на A320, в том числе с изменением планера самолета, рассмотренные институтом TU Delft в рамках программы Clean Sky 2 [42]

Первая отобранная специалистами модель, условно названная HS1, получила уменьшенные ТРДД, мотор-генератор и аккумуляторные батареи. В этой схеме основной полет проходит с помощью ТРДД. На взлете и при посадке, когда требуется повышенная мощность двигателей, мотор-генератор переключается в режим электромотора, передавая дополнительную мощность на редукторы вентиляторов турбовентиляторных двигателей [42].

Исследователи отмечают, что моделирование проводилось с большими допущениями. В частности, плотность аккумуляторных батарей в моделях составляла 500 Вт/кг (современные аккумуляторы имеют плотность в среднем около 350 Вт/кг, но у некоторых моделей этот показатель достигает 435 Вт/кг). Кроме того, в расчетах не учитывалась масса преобразователей напряжения, системы охлаждения и проводки [42].

По итогам моделирования выяснилось, что модель HS1 показала наилучшие результаты. Ее СУ оказалась на 3 % легче традиционной. При этом потребление топлива в моделированном полете уменьшилось на 10 % по сравнению с A320 [42].

По итогам компьютерного моделирования исследователи выяснили, что в нынешнем виде лайнер A320 и самолеты подобной конфигурации непригодны для полетов с распределенными гибридными двигательными установками. Вопреки изначальным ожиданиям, на крупных пассажирских самолетах с вместимостью более 150 пассажиров распределенные гибридные установки, дают лишь увеличение максимальной взлетной массы летательных аппаратов и рост расхода топлива в полете [42].

На основании представленных в разделе материалов, можно сделать следующие выводы. При оценке эффективности гибридных ГТД и СУ на этапе концептуального проектирования:

- в США и Европе применяются идентичные междисциплинарные подходы с оценкой ЛТХ и экологических характеристик, в отношении которых введено нормирование ИКАО (шум на местности, эмиссия NO_x и CO_2);

- используются ММ нулевого и первого уровня сложности для представления характеристик СУ и самолета;

- моделирование характеристик гибридных СУ нетрадиционных ЛА осуществляется с использованием уточненных методик и ММ, ранее применявшихся для оценки характеристик традиционных схем СУ и ЛА;

- спрогнозированные характеристики основных электрических компонентов СУ представляются в виде удельных параметров (удельная мощность (масса) и объем, плотность энергии, КПД и др.);

- в США и Европе рассматриваются близкие концепции гибридных СУ ЛА с использованием альтернативных видов топлив (СПГ, водород) и прогнозируются близкие уровни параметров перспективных самолетных и двигательных систем;

- по возможности используется модульный подход к созданию электрических элементов и систем гибридных СУ, что позволяет совершенствовать эти модули вне СУ с уточнением полученных ранее результатов эффективности ЛА;

- выбор схемы гибридной СУ и степени гибридизации (процент использования электрической мощности в СУ) зависят от класса и поколения магистрального самолета, а также программы управления электроэнергией на различных участках траектории, что требует оптимизации;

- в Европе также рассматривается схема с гибридно-электрическим приводом компрессора высокого давления, которую так же относят к классу ГТД;

- в ряде работ состав гибридной СУ и способы генерации и хранения энергии на борту представляются весьма упрощенно, что снижает уровень результатов работ (например, стоимость зарядки АБ на земле или возможность зарядки АБ до 100 % в полете без подзарядки на земле и др.);

- для оценки экономичности ЛА целесообразно применять в качестве критерия стоимость израсходованной энергии за полет, если рассматривается ЭУ на основе или в комбинации с АБ;

- лучшая эффективность гибридных СУ по отношению к традиционным ГТД получена для самолетов с уровнем параметров 2035 г. или позже.

1.2 Краткий обзор отечественных исследований в обеспечение разработки методики многодисциплинарной оценки эффективности маршевых гибридных ГТД магистральных самолетов

В разделе кратко изложены итоги проведенных в ЦИАМ исследований в части разработки НТЗ в области гибридных ГТД для магистральных самолетов 2030 гг.

В нашей стране с 2008 г. в ЦИАМ накоплен определенный НТЗ в области исследования вспомогательных и маршевых гибридных СУ на ТЭ [8, 11–12, 18, 31–36, 49–58, 59–63]. На рисунке 1.2.1 показана разработанная автором схема направлений исследований гибридных ГТД прямой реакции, на основе которой в ЦИАМ за 2011–2016 гг. проведен комплекс расчетных исследований по формированию и оценке эффективности концепций гибридных СУ и ЭУ в рамках тематических НИР по шифрам: «Двигатели 2025» 2011–2012 гг.; «Концепт 2030» 2013–2015 гг.; «Альтернатива – ЦИАМ» 2014–2015 гг.; «Перспектива 2016» 2016 г.

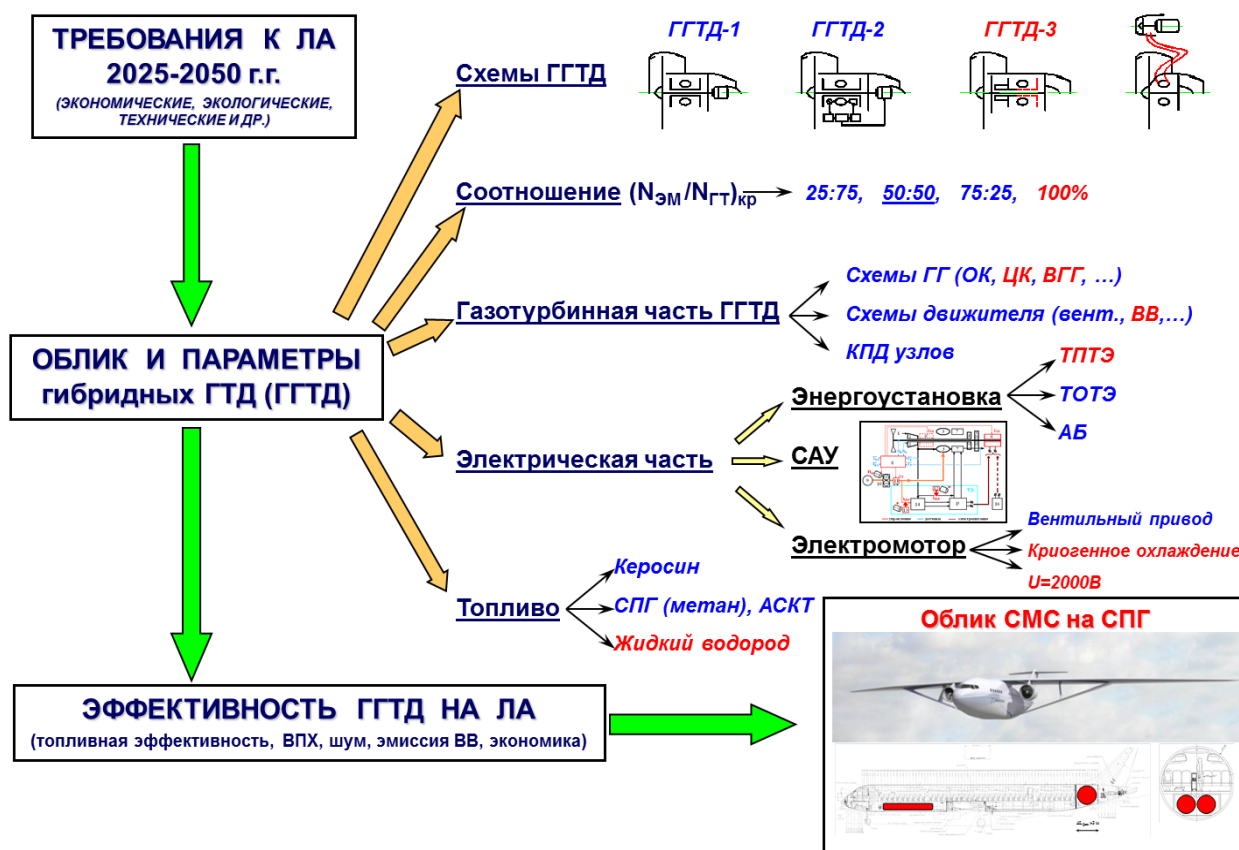


Рисунок 1.2.1 – Направления исследований гибридных ГТД прямой реакции в ЦИАМ

Эти работы, в которых автор принимал непосредственное участие, в том числе в качестве соруководителя, можно разделить на три основных этапа.

Этап № 1, выполненный в 2011–2012 гг., был посвящен изучению тематики гибридных авиационных двигателей, проведению патентных исследований, анализу мировых достижений

и отечественного опыта, поиску рациональных схем ГТТД, разработке подходов, методик и ММ для оценки параметров различных (газотурбинной, электрической и электрохимической) частей гибридной СУ и ее эффективности в составе ЛА, формированию перечня критических технологий [11, 50–51].

Этап № 2, выполненный в 2013–2015 гг., был посвящен уточнению параметров гибридной СУ на ТЭ и интеграции элементов гибридной СУ на ЛА, с учетом применения альтернативных газовых и криогенных типов топлив, таких как пропан-бутан, метан, водород. Были проведены комплексные исследования эффективного применения ГТТД на ТЭ в составе СУ магистральных самолетов, включающие разработку подходов и предварительную оценку экологических характеристик гибридной СУ, таких как шум и эмиссия CO_2 [8, 11, 18, 52–56]. Также был проведен ряд экспериментальных исследований в обеспечение создания бортовых энергоустановок на ТЭ, конверсии топлива на борту ЛА, способов заправки баллонов газообразным водородным топливом, сформированы ТЗ на узлы и элементы гибридной СУ, созданы экспериментальные объекты и стенды для проведения испытаний элементов гибридной СУ, включая летный демонстратор (БЛА «ЦИАМ Рекорд» [29, 60–61]), получено два патента на изобретения [13, 64], разработаны дорожные карты создания гибридной СУ и ЛА с традиционным и альтернативным топливами.

Этап № 3, выполненный в 2015–2016 гг., был посвящен уточнению параметров гибридной СУ на ТЭ с учетом ограничений на мощность электрической части, сравнительной оценке технических характеристик, нормируемых выбросов CO , HC , NO_x за взлетно-посадочный цикл (ВПЦ) и выбросов NO_x , CO_2 за полетный цикл, проработке конструкции критических элементов ГТТД [12, 58]. Также на данном этапе был проведен анализ направлений развития гибридных маршевых ГТД.

На каждом этапе велась разработка и уточнение расчетных методик и ММ численной оценки характеристик маршевых ГТТД различных схем и показателей их эффективности в составе СУ магистральных самолетов с обобщением опыта известных работ [65–70].

Настоящая диссертационная работа является логическим обобщением результатов комплексной работы ЦИАМ за 2011–2016 гг. по новейшей тематике гибридных маршевых двигателей для магистральных самолетов, которая за последние годы стала не только модной, но и, весьма, актуальной.

Стоит отметить, что в отделе 002 ЦИАМ разработано несколько расчетных программных комплексов, которые применяются для решения практических задач по оценке эффективности самолетов различного назначения с применением междисциплинарного подхода.

1. ПК многодисциплинарного согласования характеристик двигателя в составе СУ многорежимных маневренных самолетов по комплексам разнообразных критериев, от заданных ЛТХ до вероятности получения потребной эффективности (авторы: Селиванов О.Д. и др.).

2. ПК многодисциплинарного согласования характеристик двигателя в составе СУ сверхзвуковых самолетов (авторы: Мирзоян А.А., Рябов П.А. в части ВПХ и шума) по критериям: дальность полета, длина ВПП, шум на местности, эмиссия NO_x , CO , HC , CO_2 , экономика.

3. ПК многодисциплинарного согласования характеристик двигателя в составе СУ дозвуковых магистральных самолетов (авторы: Максимов А.А.) по критериям: ЛТХ, ресурс ГТД, экономика.

4. Комплекс программ многодисциплинарного согласования характеристик двигателя в составе СУ дозвуковых самолетов гражданской авиации с двигателями прямой и непрямой реакции в соответствии с нормами летной годности, эксплуатационными ограничениями и экологическими требованиями ИКАО (авторы: Рябов П.А., Мирзоян А.А. в части шума) по критериям: дальность полета, длина ВПП, шум на местности, эмиссия NO_x , CO_2 , экономика.

Основными отличиями представляемой в диссертации методики от представленных выше в п. 1–3 являются:

- разработанная автором ММ для согласования характеристик СУ на базе ГТД и самолета с применением альтернативных топлив, которая позволяет оценивать дальность полета одно- и двухтопливных самолетов и включает: расчет массы элементов и эквивалентного расхода топлива одно- и двухтопливной гибридной СУ с ЭУ на основе ТОТЭ и АБ; массы, габаритов и места расположения топливных баков для хранения газового и криогенного топлива; массы криогенной топливной системы; дополнительного сопротивления планера от интеграции топливных баков с газовым топливом на ЛА (см. раздел 2);

- предложенная автором методика пересчета критерия эмиссии CO_2 в случае применения альтернативных топлив одно- и двухтопливных самолетов, и разработанная параметрическая ММ определения условий полета самолета с двигателями прямой и непрямой реакции, обеспечивающих минимальное значение данного критерия в соответствии с нормами ИКАО и эксплуатационными ограничениями (см. раздел 2);

- разработанная автором ММ оценки эмиссии NO_x на основе результатов испытаний камеры сгорания двигателя-прототипа дозвукового магистрального самолета в соответствии с нормами ИКАО (см. раздел 2).

1.3 Постановка задачи исследования

В связи с тем, что как ГГТД в целом, так и многие его узлы и системы являются новыми и малоизученными объектами, задача разработки расчетных методик и инструментов для оценки и анализа показателей их эффективности приобретает высокую актуальность.

Определение объекта исследования. В качестве основного объекта рассмотрения автором выбран маршевый ГГТД с источником электрической энергии на базе ТОТЭ в составе СУ магистрального самолета достаточно далёкой перспективы (2030–2040 гг.). На рисунке 1.3.1 представлен пример одной из возможных схем такой СУ, где показаны ее основные элементы:

- ГГТД – гибридный ГТД, состоящий из газотурбинной части (ГТЧ), повторяющей ТРДД в традиционном исполнении, и электромотора (ЭМ), расположенного на одном валу с турбиной низкого давления;

- ЭУ – электрическая энергоустановка, питающая ЭМ ($N_{ЭМ}$) и электрические бортовые системы ($\Delta N_{отб}$), которая может быть выполнена на основе различных источников электрической энергии (аккумуляторные или солнечные батареи, топливные элементы, суперконденсаторы и др.).

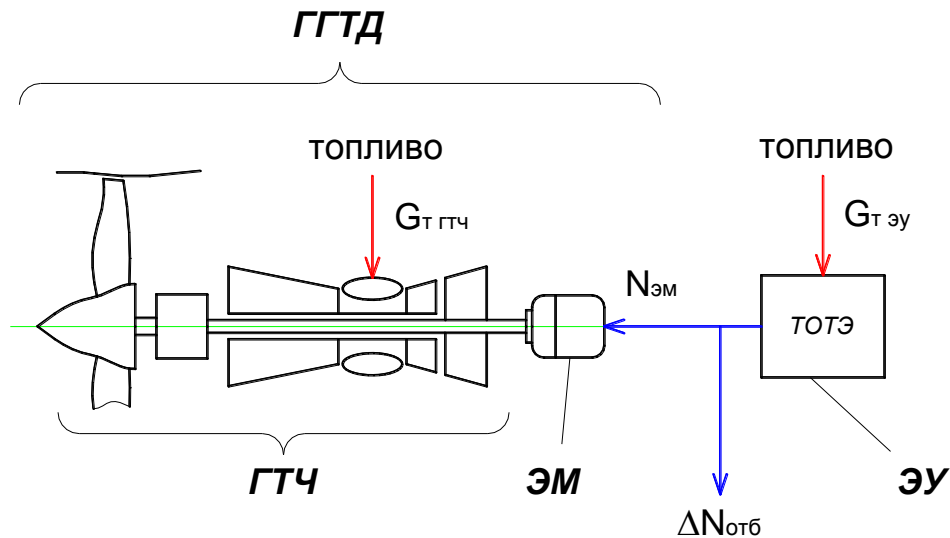


Рисунок 1.3.1 – Схема маршевой СУ с ГГТД и ЭУ на основе ТОТЭ

В настоящее время предлагается множество вариантов ГГТД с электрохимическими источниками энергии для питания электрических систем СУ. В данном случае рассматривается ЭУ на основе ТОТЭ, так как представляется, что такой тип электрохимических элементов в обозначенной перспективе обладает наивысшей эффективностью по сравнению с другими видами электрохимических генераторов, включая электрические аккумуляторы.

Использовать рассматриваемую ЭУ предполагается с момента взлета до посадки. Режим работы однорежимной ЭУ определяется заданной величиной мощности ЭМ ($N_{ЭМ}$) и величиной

отбираемой мощности на самолетные нужды ($\Delta N_{отб}$) в условиях крейсерского полета. Механические и электрические потери ЭМ и ЭУ соответственно учитываются в эффективном расходе топлива ЭУ и эквивалентном расходе топлива маршевой СУ на основе ГТД. При переходе с расчетного крейсерского режима к условиям взлета на земле уровень мощности ЭУ сохраняется, а температура газа ГТЧ ГТД увеличивается в пределах до заданного максимального значения для обеспечения потребной взлетной тяги. В предположении об электрификации самолетных систем будущего, эквивалентные отборы мощности на самолетные нужды могут производиться либо от ЭУ, либо от ГТЧ, что также учитывается в расходе топлива.

Выбор в пользу ЭУ, работающей на углеводородном или водородном топливе, позволяет сохранить традиционные подходы к моделированию участков полета самолета и оценке экономических характеристик, определяемых в данной работе такими привычными показателями как топливная эффективность в г/(пасс·км) и стоимость топлива за полет.

Можно предполагать, что в течение достаточно длительного времени основным топливом в авиации будут оставаться жидкие углеводороды типа керосина. Поэтому в диссертации вариант ТРДД, работающий на керосине, является базовым, с которым сравниваются показатели эффективности гибридных СУ с применением различных топлив. В настоящее время перспективными топливами для ЭХГ на основе ТОТЭ представляются керосин (кер. или К) и сжиженные газовые топлива (пропан-бутан (ПБ), метан (мет. или М)) и водород (вод. или В). С рассмотрением именно этих топлив, как альтернативы керосину, проведены предварительные расчетные оценки в рамках тестирования разработанной методики, некоторые результаты которых представлены в качестве примеров в данной диссертационной работе.

По аналогии с зарубежными работами считалось, что принимаемые в работе уровни удельных характеристик основных электрических элементов маршевой СУ с ГТД уже учитывают вероятный уровень напряжений бортовой электросети, который для магистральных самолетов 2035–2050 гг. прогнозируется в диапазоне 270–1000 В [15, 17]. Поэтому вопрос о выборе значения расчетного напряжения электрических систем (ЭМ, ЭУ, кабели, преобразователи и др.) в работе не рассматривается.

Моделирование и обоснование выбранных значений основных проектных параметров элементов СУ с ГТД и ЭУ на базе ТОТЭ представлено в разделе 2.1.2 следующей главы.

Обоснование выбора критериев эффективности. Для оценки эффективности ГТД в составе маршевой СУ выбрана рациональная размерность самолёта 2035-х гг. класса МС-21-300 (дальность полета 5000 км, 180 пассажиров, длина ВПП не более 2300 м, два двигателя). Поскольку эффективность применения ГТД оценивается в составе пассажирского

самолета, то в качестве критериев эффективности рассмотрены следующие основные показатели.

а) Летно-технические (с учетом решения одинаковой транспортной задачи):

- взлетная масса самолета;
- потребная длина ВПП;
- топливная эффективность в г/(пасс·км).

б) Экологические:

- шум на местности (в трех контрольных точках);
- эмиссия вредных веществ (выбросы NO_x за взлетно-посадочный цикл и NO_x , CO_2 , H_2O за полетный цикл).

в) Экономические (с учетом неопределенности в стоимости новых технических решений, технологий, испытательной базы, производства, подготовки кадров):

- стоимость топлива за полет.

В рамках проведения исследования, которое можно считать этапом предварительного проектирования, рассматриваемый перечень показателей эффективности выбран исходя из того, что он может быть определен численно с достаточной точностью с использованием ММ, описание которых представлено в разделах 2.1.3–2.1.6 следующей главы.

Определение направлений исследования. В соответствии со схемой на рисунке 1.2.1 автором предлагается следующий порядок в проведении исследований эффективности ГТТД. Исходя из выдвигаемых требований к ЛА, с учетом анализа состояния проблемы создания гибридных ГТД для магистральных самолетов, основных направлений улучшения эффективных характеристик маршевой гибридной СУ и применяемых расчетных ММ, задаются рациональная схема и проектные параметры ГТТД. С помощью разработанной методики по комплексу самолетных критериев (летно-технических, экологических, экономических) проводится оценка эффективности ряда альтернативных вариантов ГТТД. По результатам сравнительной оценки эффективности применения ГТТД на ЛА концепции элементов СУ и ЛА могут уточняться. Конечной целью работы должен стать облик эффективной СУ на базе ГТТД самолета. Такая комплексная оценка нового объекта (гибридного ГТД) с применением современного многодисциплинарного комплекса ММ отличает данную работу от предшествующих.

В следующем разделе приводится описание многодисциплинарного комплекса ММ, разработанного для проведения расчетно-параметрических исследований эффективности ГТТД в рамках темы данной диссертационной работы.

2 МЕТОДИКА МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОЙ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МАРШЕВЫХ ГИБРИДНЫХ ГТД В СОСТАВЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ

2.1 Формирование комплекса применяемых расчетных методик и математических моделей

2.1.1 Структура программного комплекса

Особенностью подхода к согласованию характеристик СУ и ЛА, применяемого в отделе 002 ЦИАМ является то, что в системе магистрального самолета проводится многодисциплинарная оценка эффективности различных типов СУ по различным критериям. На рисунке 2.1.1 изображена принципиальная схема многодисциплинарной оценки эффективности применения двигателей на магистральных самолетах, в соответствии с которой автором сформирован комплекс применяемых расчетных методик и ММ многодисциплинарной оценки эффективности ГТД.

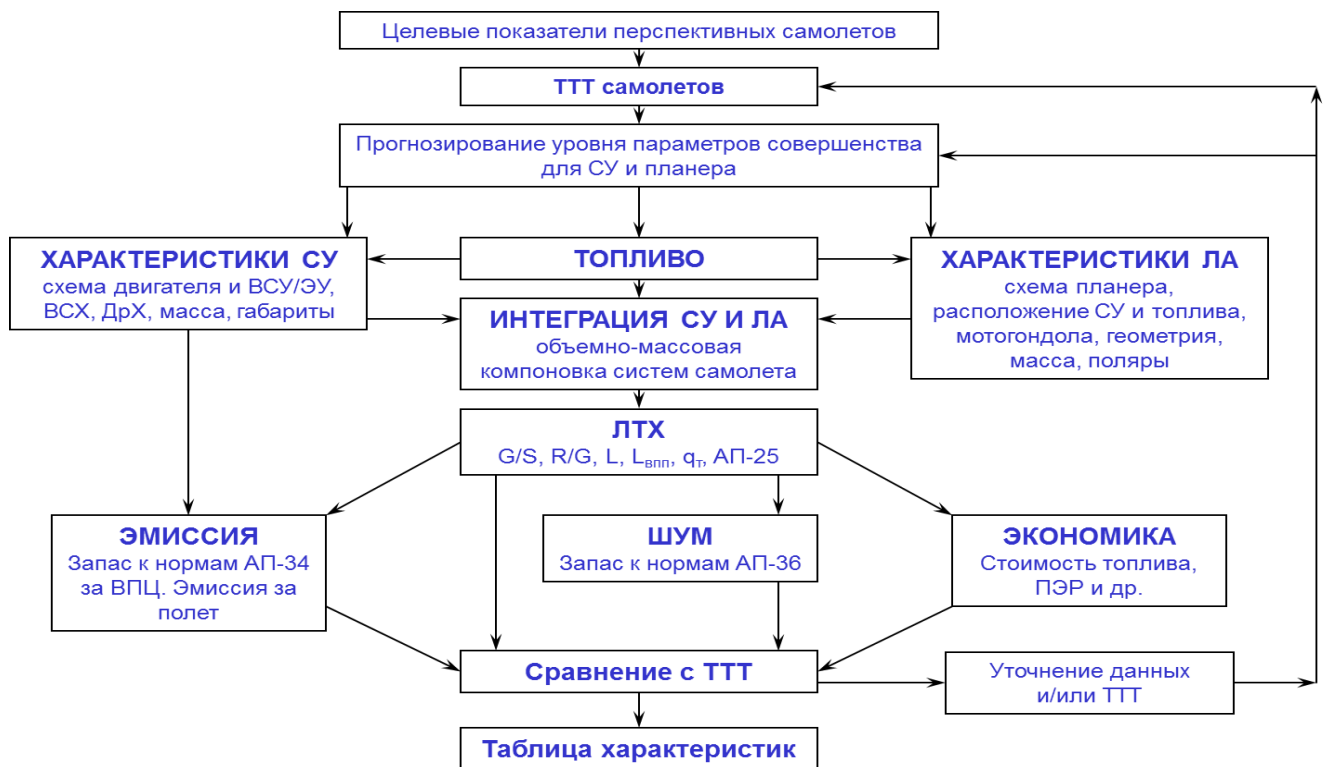


Рисунок 2.1.1 – Схема многодисциплинарной оценки эффективности маршевых ГТД магистральных самолетов

С учетом требований к гибкости архитектуры ММ и способу обмена данными автором была разработана схема многодисциплинарного комплекса программ (КП) оценки эффективности применения ГТД в составе СУ ЛА, которая представлена на рисунке 2.1.2.

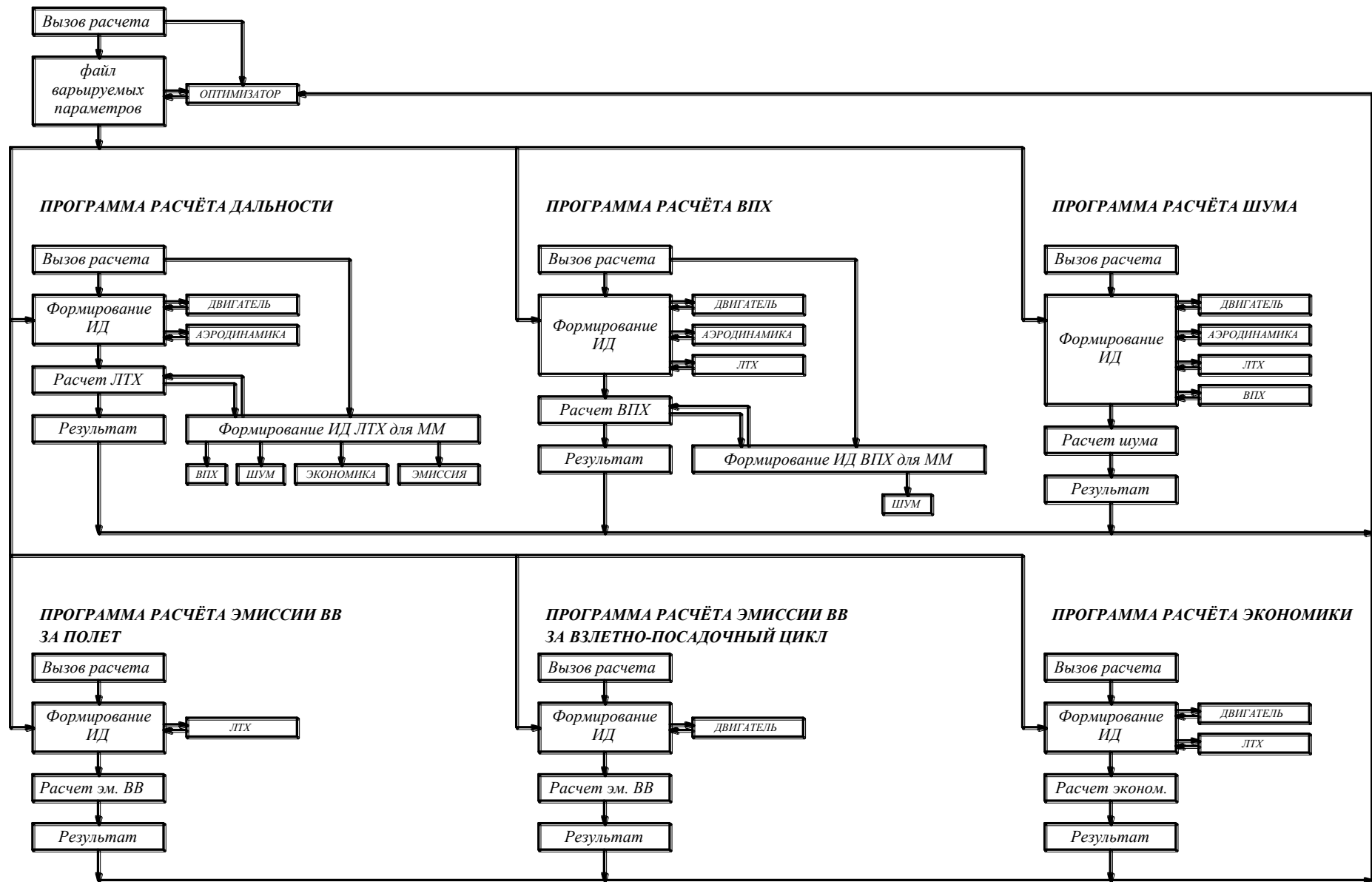


Рисунок 2.1.2 – Схема multidisciplinary КП оценки эффективности ГГТД в составе СУ ЛА («ИД» – исходные данные)

Основу данного комплекса составляют ММ различного уровня точности. Проектные параметры и ЛТХ сформированного ЛА являются исходными данными для расчета экономических, экологических (шум и эмиссия ВВ) и других характеристик, которые в совокупности выступают в качестве критериев эффективности ЛА. Схема КП представлена в виде объединения следующих самостоятельных расчетных модулей (ММ) (см. рисунок 2.1.2):

- программа расчета дальности полета самолета ($M_{взл}$, $R_{кр}$, M_T , $M_{азт}$, $V_{кр}$, $L_{кр}$, $q_{техн}$ и др.);
- программа расчета ВПХ ($M_{взл}$, $R_{взл}$, $C_{у\ отр}$, $V_{отк}$, $V_{n.см}$, $M_{зп}$, $V_{зп}$, $L_{впп}$, градиенты и др.);
- программа расчета сертификационного шума на местности (программа управления СУ и траекторией, шум СУ и планера в контрольных точках (к.т.));
- программа расчета эмиссии ВВ за полет (индекс эмиссии NO_x , оценочный показатель эмиссии CO_2);
- программа расчета эмиссии ВВ за взлетно-посадочный цикл (индексы эмиссии NO_x и др.);
- программа расчета экономических характеристик (стоимость топлива за полет и др.).

Такое разделение на отдельные модули еще связано и с тем, что для каждого из них требуются высотно-скоростные (ВСХ) и дроссельные (ДрХ) характеристики СУ, которые должны быть посчитаны в условиях международной стандартной атмосферы (МСА) [13] и в расчетных атмосферных условиях (РАУ).

Ввод и вывод данных осуществляется путем файлового обмена. Необходимые исходные данные генерируются в ходе последовательного вычисления ММ, входящими в состав КП.

Результаты вычислений поступают в блок «оптимизатор», в качестве которого может выступать программа с выбранным методом оптимизации, отвечающая за управление расчетом, генерацию новых исходных данных, накопление результатов, сортировку, отбор и представление Парето-оптимальных вариантов в табличном и графическом виде, либо эксперт-оператор, выполняющий те же функции.

Главными элементами КП являются ММ расчета дальности полета и ВПХ. С помощью ММ дальности определяются требования к крейсерской тяге, удельному расходу топлива и массе двигателя по условиям обеспечения заданной дальности полета и/или при ограничении взлетной массы самолета. ММ ВПХ накладывает ограничения на взлетную тяговооруженность и удельную нагрузку на крыло самолета и, соответственно, взлетную тягу. Остальные модули являются потребителями данных, сформированных программами двигателя, аэродинамики, дальности полета и ВПХ (см. рисунок 2.1.2). Поэтому, в КП расчет обычно начинается с определения характеристик двигателя и аэродинамических характеристик ЛА, далее будет следовать расчет дальности полета и ВПХ, затем расчет шума, эмиссионных, экономических и других показателей эффективности.

Исходные данные по двигателю представляются в виде необходимого ограниченного количества его проектных параметров и сеток ВСХ и ДрХ, вычисленных при различных атмосферных условиях, с соответствующими отборами воздуха и мощности в системе СУ ЛА. Недостатками такого представления можно считать увеличение количества файлов с двигательными данными минимум до 4 и более штук, в зависимости от количества расчетных условий.

Основные потребители двигательных характеристик – это программы дальности полета, ВПХ и шума, в которых осуществляется расчет различных участков траекторий полета ЛА. И здесь очень важным является определение минимальных размерностей массивов сеток ВСХ и ДрХ, то есть количества высот, скоростей, режимов и параметров двигателя, поскольку от этого будет зависеть скорость определения двигательных характеристик, а также скорость и точность вычисления параметров траекторий.

Аналогичным образом представляются и аэродинамические характеристики (в нескольких файлах), которые также необходимы для построения траекторий полета ЛА.

С использованием ММ дальности, ВПХ, шума и эмиссии CO_2 , описание которых приводится ниже, данных КБ и/или опубликованных проспектных данных, с достаточной точностью были воспроизведены проектные параметры пассажирских и транспортных самолетов МС-21-200, МС-21-300, RRJ-95, Ил-96-300, Ил-96-400, Ил-276, Ту-330, Ту-324, Ту-414, RDRA-9, L-410UVP, Бе-200 и др., что отражено в ряде научно-технических отчетов и Заключений ЦИАМ. Уровень точности ММ позволяет использовать их в составе КП для решения задач диссертационного исследования (см. рисунок 2.1.2).

2.1.2 Моделирование характеристик маршевой СУ на базе гибридного ГТД

Для проведения вычислений показателей эффективности СУ и ЛА используются зарекомендовавшие себя на практике методики и расчетные ММ, которые были уточнены для учета особенностей эксплуатации новых схем гибридных ГТД.

Моделирование характеристик СУ с ГТД. На рисунке 2.1.3 представлена схема определения характеристик СУ на базе ГТД и ЭУ с ТОТЭ, разработанная в ЦИАМ.



Рисунок 2.1.3 – Схема расчета характеристик СУ с ГТД и ЭУ на основе ТОТЭ

В представляемой методике силовая установка в системе самолета описывается следующими интегральными характеристиками.

Эквивалентный удельный расход топлива СУ определяется соотношением

$$C_{R \text{ экв}} = (G_{m \text{ гтч}} + G_{m \text{ эу}}) / R \quad (2.1.1)$$

где $C_{R \text{ экв}}$ – эквивалентный удельный расход топлива СУ, кг/(кгс·ч);

$G_{m \text{ гтч}}$ – расход топлива ГТЧ, кг/ч;

$G_{m \text{ эу}}$ – расход топлива ЭУ, кг/ч;

R – тяга СУ (равна тяге ГТД), кгс.

Масса силовой установки вычисляется по формуле

$$M_{cy} = M_{взл} M_{cy \text{ отн. трдд}} + \Delta M_{дв} + M_{эм} + M_{эу} \quad (2.1.2)$$

где M_{cy} – масса СУ, кг;

$M_{взл}$ – взлетная масса самолета, кг;

$M_{cy \text{ отн. трдд}}$ – масса СУ с ТРДД, отнесенная к массе самолета с этой СУ, кг;

$\Delta M_{дв}$ – разница между массой ТРДД и газотурбинной частью ГТТД, кг;

$M_{эм}$ – масса электромотора, кг;

$M_{эу}$ – масса ЭУ, кг.

В массе СУ не учитывалась составляющая массы электрических кабелей в предположении, что ЭУ целесообразно располагать в непосредственной близости от ГТТД. Габаритные размеры СУ определяются геометрией ее основных элементов (см. рисунок 2.1.3). Описание проектных параметров элементов СУ, вместе с описанием их представления в виде ММ, изложено далее в разделе.

Моделирование характеристик газотурбинной части ГТТД. Несмотря на то, что целью диссертационной работы является разработка методики оценки эффективности СУ на основе сформированного ГТТД, в данном разделе описана методика формирования характеристик ГТЧ ГТТД, на основе которой в главе 3 представлен один из примеров предварительного этапа формирования объекта исследования (гибридного ГТД).

Для проведения параметрических исследований экономичности различных схемных решений ГТТД Максимовым А.А. с участием автора была доработана ММ оценки характеристик ГТД, созданная в отделе 002 ЦИАМ в среде FORTRAN. ММ основана на классической теории авиационных ВРД [71–76].

Для моделирования характеристик ГТТД, в термодинамическом цикле ТРДД был учтен подвод внешней механической мощности к суммарной мощности ТНД (и/или ТВД) по формуле

$$N_m = G_b L_m + N_{эм} \quad (2.1.3)$$

где N_T – мощность турбины, кВт;

G_b – расход воздуха, кг/с;

L_T – работа газа в турбине, Дж/кг;

$N_{эм}$ – мощность электромотора, кВт.

Такой подход применяется для учета отбираемой мощности от ТРДД на самолетные нужды, который сопровождается увеличением расхода топлива. В случае подкрутки ЭМ, работа газа в турбине должна быть уменьшена для обеспечения заданного уровня тяги, что сопровождается уменьшением расхода топлива в ГТТД.

С помощью модифицированной ММ автором были получены предварительные результаты и характеристики базового ТРДД и трех схем ГТТД на расчетном крейсерском режиме, которые приводятся в главе 3.

Аналогичная модернизация ММ в отделении «Авиационные двигатели» ЦИАМ была проведена Каленским С.М. при участии автора диссертационной работы.

В каждой ММ использованы обобщенные характеристики узлов. В качестве прототипа ГТТД был выбран ТРДД 2030 гг. с $R_{взл}=9$ тс с повышенными параметрами цикла [52]. На рисунке 2.1.4 показана иллюстрация рассматриваемого ТРДД, выполненного по двухвальной схеме с подпорными ступенями, редукторным приводом и передним расположением вентилятора. Описание основных параметров этого двигателя приведено в разделе 3.1.

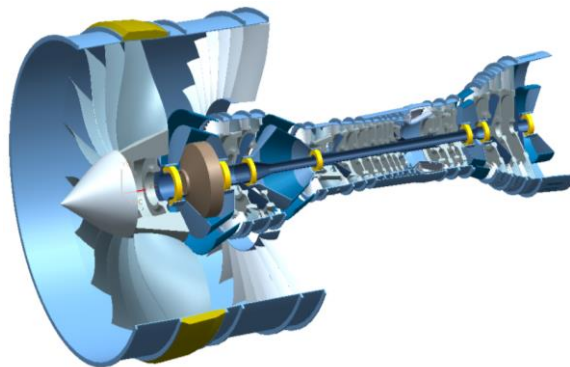


Рисунок 2.1.4 – Схема перспективного ТРДД 2030 гг. [52]

Сравнение результатов, полученных по этим двум ММ, показало идентичность расчетов и это позволило получить полный набор данных на всех режимах работы ГТТД для проведения комплексных сравнительных оценок эффективности гибридов по летно-техническим и экологическим критериям, результаты которых представлены в главе 4.

Удельная масса газотурбинной части ГТТД принималась как у базового ТРДД $\gamma_{ГТЧ}=0,167$ кг/кгс [18].

Моделирование характеристик электромотора. При моделировании массовых характеристик электромотора и электрооборудования (электрические провода) использовались результаты исследований и разработки отечественных и зарубежных фирм. Было показано, что для нужд авиации, автомобилей и других транспортных средств, электроприводы и генераторы

целесообразно разрабатывать на базе вентильных машин постоянного тока – вентильных двигателей (приводов).

Вентильный регулируемый электропривод состоит из вентильного двигателя и блока управления, обеспечивающего автоматическую реализацию заданного параметра – частоту вращения ротора или крутящий момент на нём, пропорциональный току в силовых обмотках вентильного двигателя [77].

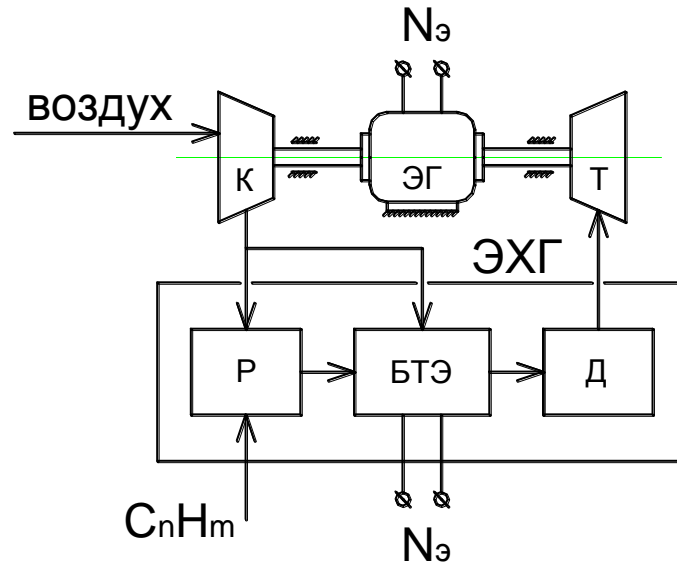
Известно, что с увеличением мощности приводов имеется устойчивая тенденция к снижению их удельной массы. Удельные характеристики электроприводов, близкие к газовым турбинам ($\sim 0,1$ кг/кВт [37]), ожидаются при использовании криогенных технологий, которые позволяют в 2–3 раза уменьшить величину удельной массы. Однако, применение криогенных технологий для охлаждения электроприводов и кабелей следует рассматривать только в сочетании с использованием криогенного топлива для двигателей СУ, которое может быть использовано и для охлаждения электрооборудования.

На сегодняшний день в классе мощности 100 кВт разработаны электроприводы с удельной массой $\sim 0,2$ кг/кВт без применения криогенных технологий [27]. На данном этапе исследований будем считать, что электропривод на валу ротора НД будет создавать однонаправленный крутящий момент – это обеспечит минимальную массу блока управления. С учетом масштабного эффекта, целесообразно использовать величину удельной массы $\sim 0,1$ кг/кВт для перспективных вентильных электроприводов 2030 гг. в классе мощностей 1–2 МВт с системой охлаждения и управления [15, 17, 37].

Известно, что при увеличении оборотов ротора ЭМ в 3 раза, масса ЭМ снижается примерно вдвое [11]. Несмотря на этот резерв, для проведения расчетных оценок в нашем исследовании удельная масса ЭМ для всех рассматриваемых схем ГТТД будет приниматься постоянной и равной $\gamma_{\text{ЭМ}}=0,1$ кг/кВт. Значение КПД ЭМ принимается 0,98 [15, 17].

Моделирование характеристик ЭУ на ТОТЭ. В ЦИАМ в отделе «Специальные авиационные двигатели и химмотология» накоплен большой научно-технический задел в области ЭУ на ТЭ: исследованы характеристики единичных элементов ТОТЭ; создана лабораторная установка для исследования конверсии углеводородных топлив; разработан ряд принципиальных схем ЭУ на ТЭ и рассчитаны их объемно-массовые и экономические характеристики. Этот опыт и результаты совместных работ были использованы при подготовке диссертации [31–36].

В схеме ГТТД-1 для создания тяги частично используется электрическая энергия, вырабатываемая ЭУ на базе ТОТЭ схема которой представлена на рисунке 2.1.5.



БТЭ – батарея твердооксидных топливных элементов; *Р* – реактор-конвертор; *Д* – камера дожигания; *Т* – газовая турбина; *К* – воздушный компрессор; *ЭГ* – электрический генератор (стартер)

Рисунок 2.1.5 – Схема ЭУ на основе ТОТЭ

Электроэнергия ЭУ (см. рисунок 2.1.5) вырабатывается батареей ТОТЭ (БТЭ) и частично электрогенератором (ЭГ) турбокомпрессорной части, которая включает в себя также компрессор (К), газовую турбину (Т). Углеводородное топливо (авиационный керосин, пропан-бутан, метан или водород) подается в реактор конверсии (Р), где осуществляется его частичное окисление кислородом воздуха, в результате чего образуется синтез-газ – смесь водорода H_2 и монооксида углерода CO , а также другие побочные соединения. Синтез-газ поступает в БТЭ, где происходит электрохимическое окисление водорода и CO с непосредственным преобразованием химической энергии в электрическую. Продукты электрохимических реакций (анодный и катодный газы) дожигаются в камере дожигания диффузионного типа (Д).

Вследствие относительно низких рабочих температур в батарее ТОТЭ (электрохимическое окисление H_2 и CO происходит при температуре $850\text{ }^\circ\text{C}$) и камере дожигания (на уровне $1200\text{ }^\circ\text{C}$) образование оксидов азота (NO_x) затруднено. При использовании углеводородного топлива монооксид углерода CO образуется в значительном количестве в реакторе конверсии и является наряду с водородом основным горючим компонентом в батарее ТОТЭ. В результате электрохимических реакций в ТОТЭ CO на $80\text{--}90\%$ окисляется до CO_2 . Остатки CO в анодном газе догорают в камере дожигания с большим избытком кислорода, который остается в катодном газе. Данные особенности позволяют рассматривать топливные элементы в качестве эффективного и экологически чистого источника энергии.

При использовании чистого водорода углеродсодержащих соединений не образуется, а из состава ЭУ исключается реактор-конвертор, масса которого оценивается в $M_p \approx 75$ кг при мощности ЭУ 1,6 МВт. Такое снижение массы не сильно отражается на массе ЭУ с ТОТЭ, поэтому для проведения расчетных оценок в нашем исследовании удельную массу ЭУ для всех типов рассматриваемых топлив будем принимать постоянной.

Моделирование рабочего процесса бортовой ЭУ на ТОТЭ с оценкой ее массогабаритных характеристик были проведены в отделе «Специальные авиационные двигатели и химмотология» ЦИАМ (сектор «Теплофизика и ракетное горючее» под руководством Байкова А.В.). На основании анализа полученных данных, с учетом прогноза по улучшению удельных характеристик ЭУ на 2030 гг. для проведения дальнейших расчетных исследований были приняты следующие исходные данные по ЭУ на базе ТОТЭ [54]:

- удельная масса ЭУ для всех видов топлива $\gamma_{\text{ЭУ}} = 0,5$ кг/кВт;
 - КПД ЭУ для керосина $\eta_{\text{ЭУ кер}} = 0,5$; для пропан-бутана $\eta_{\text{ЭУ пб}} = 0,59$; для метана $\eta_{\text{ЭУ мет}} = 0,62$;
- для водорода $\eta_{\text{ЭУ вод}} = 0,7$.

Потребляемое ЭУ топливо определяется соотношением

$$G_{m \text{ ЭУ}} = \frac{N_{\text{ЭУ}}}{H_u \eta_{\text{ЭУ}}} \quad (2.1.4)$$

где $G_{m \text{ ЭУ}}$ – расход топлива через ЭУ, кг/ч;

$N_{\text{ЭУ}}$ – суммарная отбираемая от ЭУ электрическая энергия, кВт/ч;

H_u – удельная теплота сгорания топлива ЭУ, Дж/кг;

$\eta_{\text{ЭУ}}$ – КПД ЭУ преобразования химической энергии топлива в электрическую мощность.

Предварительно оцененный объем, занимаемый батареями ТОТЭ мощностью 2 МВт, составил ~ 1 м³. При оценках эффективности считалось, что масса и объем ЭУ не окажут влияния на центровку и аэродинамику ЛА, поскольку одно из возможных мест расположения ЭУ – в крыле самолета.

Моделирование массы двигателя и топливного оборудования при использовании газового топлива. Масса маршевых двигателей и топливной системы (ТС) самолета [79] при использовании газовых топлив определялась по следующим соотношениям

$$M_{\text{дв}} = k_{\text{дв}} M_{\text{дв. кер}} \quad (2.1.5)$$

- где $M_{дв}$ – масса двигателя с газовой ТС (ТРДД, газотурбинная часть ГГТД), кг;
 $k_{дв}$ – коэффициент, учитывающий изменение массы двигателя при замене керосиновой ТС на газовую;
 $M_{дв.кер}$ – масса двигателя с керосиновой ТС (ТРДД, газотурбинная часть ГГТД), кг;

$$M_{тс} = n_{тб} M_{тб} + M_{т.арм}, \quad (2.1.6)$$

$$M_{тб} = M_{тб.мат} + M_{тб.под} + M_{тб.изол}, \quad (2.1.7)$$

$$M_{т.арм} = k_{т.арм} M_{т.газ} \quad (2.1.8)$$

- где $M_{тс}$ – масса топливной системы, кг;
 $M_{тб}$ – масса топливных баков, кг;
 $n_{тб}$ – количество топливных баков, шт.;
 $M_{тб.мат}$ – масса материала топливных баков (силовая оболочка), кг;
 $M_{тб.под}$ – масса подложки (внутри бака между топливом и силовой оболочкой), кг;
 $M_{тб.изол}$ – масса термоизоляции топливных баков, кг;
 $M_{т.арм}$ – масса топливной арматуры (насосы, трубопроводы и пр.) для работы на газовом топливе, кг;
 $k_{т.арм}$ – коэффициент, учитывающий изменение массы топливной арматуры для работы на газовом топливе;
 $M_{т.газ}$ – масса газового топлива, кг.

2.1.3 Моделирование летно-технических характеристик самолета

Моделирование участков траектории полета по маршруту. В отделе 002 ЦИАМ в настоящее время накоплен богатейший опыт в оценке эффективности СУ различных схем в составе ЛА различного назначения и разработано несколько вариантов моделей расчета ЛТХ различного уровня точности.

При проведении исследований по оценке эффективности перспективных СУ и ЛА, в отсутствии подробной исходной информации по самолету и двигателю, расчетные оценки удобно делать с применением инженерных подходов и ММ, основанных на методике [68].

На базе этой методики, для проведения параметрических исследований эффективности ГТТД была разработана ММ оценки дальности полета самолета с ГТТД и применением в качестве основного топлива сжиженного газа типа метан, пропан-бутан, водород и др. на борту ЛА (см. рисунок 2.1.6). ММ была разработана автором в среде MS Excel, с целью отработки общего подхода к оценке эффективности ГТТД в составе СУ ЛА.

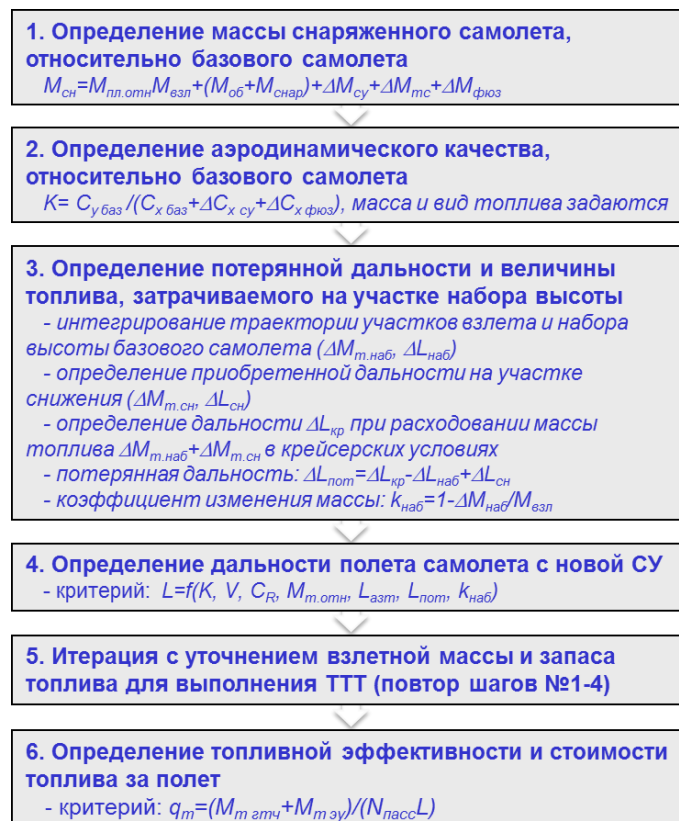


Рисунок 2.1.6 – Схема ММ расчета критериев дальность полета и топливная эффективность

Расчет траекторий всех участков полета по маршруту, включая траекторию полета до запасного аэродрома с использованием аэронавигационного запаса топлива (АЗТ), проводился в соответствии со схемой, представленной на рисунке 2.1.7.

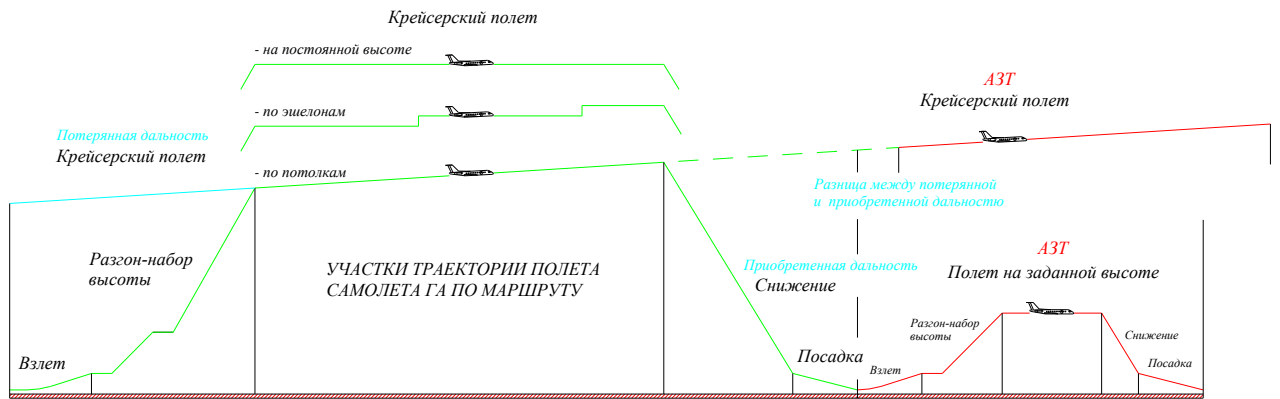


Рисунок 2.1.7 – Участки траектории полета самолета по маршруту

Расчет ЛТХ БСМС с ГГТД выполнялся в следующей последовательности:

- определялись ЛТХ самолета-прототипа с базовым двигателем (ТРДД на керосине);
- задавались новые характеристики СУ, ЭУ и топлива;
- задавались место установки и лимитирующие размеры и параметры дополнительных топливных баков (ТБ) для хранения газового топлива в жидком виде;
- в первом приближении определялся необходимый запас топлива, геометрия ТБ, масса и размеры дополнительных элементов конструкции фюзеляжа планера (вставки, надстройки, перегородки, усиления конструкции и т.п.);
- выполнялся пересчет массы снаряженного самолета с учетом изменения потребной тяги и массы СУ с ЭУ, дополнительного топливного бака и топливного оборудования, надстроек и вставок в фюзеляж, при сохранении относительной массы планера, коэффициента массы силовой установки, массы оборудования и снаряжения, коэффициента сопротивления мотогондолы;
- производилась коррекция значения аэродинамического качества по методике [80] с учетом соответствующих изменений геометрии фюзеляжа (вставки или надстройка);
- в первом приближении определялась потребная взлетная масса;
- в итерации, путем уточнения необходимого количества топлива, определялись потребная взлетная масса самолета под заданное значение дальности.

При изменении взлетной массы самолета принимались постоянными взлетная тяговооруженность (R/G) и удельная нагрузка на крыло (G/S).

При использовании методики [68] для оценки дальности полета самолета необходимо корректно оценить значение разницы приобретенной дальности на спуске и потерянной дальности на участках взлета и разгона-набора высоты. Значение этого параметра было взято как у самолета-прототипа, вычисленное моделированием соответствующих участков траектории с помощью решения системы дифференциальных уравнений движения самолета как

материальной точки (2.1.9) [81]. В этой ММ определение параметров полета производится в соответствии действующей на самолет схемой сил, которая представлена на рисунке 2.1.8.

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV}{dt} = g \left[\frac{R_{\Sigma} \cos \alpha_R - C_x q S}{G} - \sin \theta \right] \\ \frac{dH}{dt} = V \sin \theta \\ \frac{dL}{dt} = V \cos \theta \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V} \left[\frac{C_y q S + R_{\Sigma} \sin \alpha_R}{G} - \cos \theta \right] \\ \frac{dG}{dt} = - \frac{C_R R_{\Sigma}}{3600} \end{array} \right. \quad (2.1.9)$$

$$\alpha_R = \alpha - \alpha_{уст} + \varphi_{\partial \epsilon}$$

- где
- V – скорость полета;
 - H – высота полета;
 - L – дальность полета;
 - θ – угол наклона траектории;
 - G – вес самолета;
 - t – время;
 - g – ускорение свободного падения;
 - R_{Σ} – суммарная тяга двигателей;
 - C_y – коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления самолета;
 - C_x – коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления самолета;
 - q – скоростной напор;
 - S – площадь крыла;
 - α_R – угол направления вектора тяги по отношению к вектору скорости;
 - α – угол атаки;
 - $\alpha_{уст}$ – угол установки крыла относительно оси фюзеляжа;
 - φ_R – угол наклона вектора тяги относительно оси фюзеляжа.

Описанный выше подход – комбинированная методика [68] с уточнением потерянной дальности – позволяет с хорошей точностью спрогнозировать дальность и топливную эффективность полетов самолетов с различными схемами СУ и различными топливами на борту.

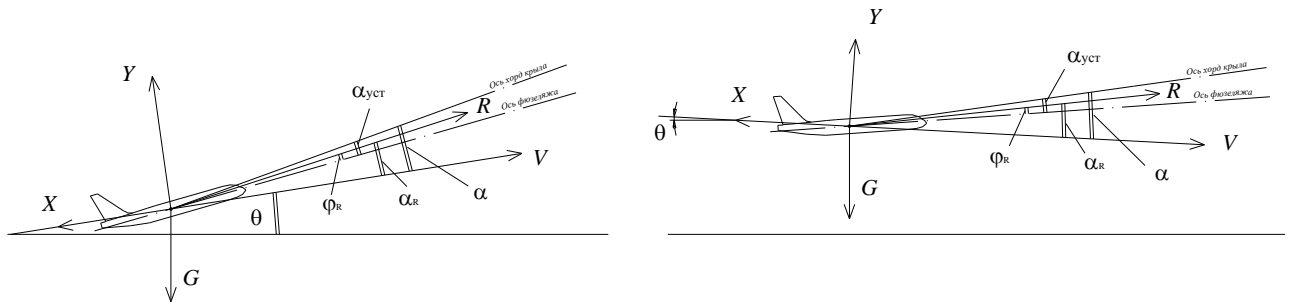


Рисунок 2.1.8 – Схема сил, действующих на самолет в полете на участках набора высоты (слева) и спуска (справа)

Для проведения массовых исследований по оптимизации параметров ГТД в соответствии с уже отработанным алгоритмом, представленным на рисунке 2.1.6, в дальнейшем планируется написать аналогичную программу на языке FORTRAN.

Моделирование массогабаритных характеристик баков для хранения на борту газового топлива. Для хранения на борту самолета газового топлива масса топливных баков при его заданных геометрических размерах определялась с учетом требований [82–87] по методике [88–90], в соответствии с которой топливный бак представляется в виде оболочки вращения с внутренним давлением. На рисунке 2.1.9 представлены моделируемые формы баков для газового топлива, физические свойства которого определялись [91–92].

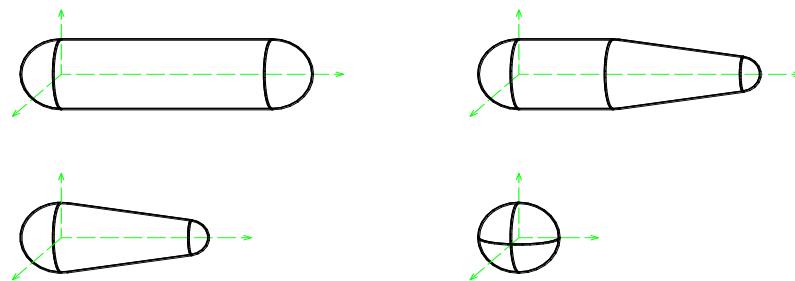


Рисунок 2.1.9 – Моделируемые формы баков для хранения газового топлива

Для проведения параметрических исследований автором была разработана соответствующая ММ.

В расчетах массогабаритных характеристик учитываются следующие основные параметры:

$k_{\text{выт.арм}}$ – коэффициент, учитывающий объем, вытесняемый топливной арматурой, находящейся в баке, от объема топлива;

$k_{\text{зап.т}}$ – коэффициент заполнения объема бака газовым топливом;

- расчетное избыточное давление в баках для криогенного топлива принималось 1,5 атм;

- конструкционный материал баков – алюминиевый сплав АМг6М с пределом прочности $\sigma_{в\ расч}=260$ МПа и плотностью $\rho=2640$ кг/м³ и др.

В таблице 2.1.1 в качестве примера кратко представлены результаты расчета массы неметаллических баков двух вариантов среднемагистральных самолетов с условными обозначениями СМС-1 (ТБ над фюзеляжем) и СМС-2 (ТБ в грузовом отсеке под полом) с топливом типа пропан-бутан (АСКТ).

Таблица 2.1.1 – Пример расчета массы баков СМС-1 и СМС-2 с топливом пропан-бутан

Самолет		СМС-1		СМС-2	
Параметр	Размерность	Подложка	Бак № 1	Подложка	Бак № 1
$P_{экспл}$	атм	0,000	5,000	0,000	5,000
$k_{без}$	атм	1,000	2,300	1,000	2,300
$P_{расч} \geq P_{экспл}$	атм	0,000	11,500	0,000	11,500
$\rho_{топлива}$	кг/м ³		585,0		585,0
Материал баков:		Неметалл эласт.	Углепластик	Неметалл эласт.	Углепластик
$\sigma_{доп. мин. расч.}$	кг/мм ²		60,00		60,00
$\rho_{стенки бака}$	кг/м ³	1400	1500	1400	1500
		Подложка	Бак № 1	Подложка	Бак № 1
$N_{баков}$	ШТ		2		16
$D_{бака}$	м	1,30	1,3	1,05	1,05
$L_{бака}$	м	11,44	11,44	2,47	2,47
$\delta_{расч}$	мм	0,7	1,328	0,7	1,073
$M_{оболочки}$	кг	59,7	93,1	10,4	13,1
$M_{бака\ сумм}$	кг		152,8		23,5
$V_{бака\ внутр}$	м ³		14,515		1,821
$M_{уд\ бака} = M/V$	кг/м ³		10,5		12,9
$M_{баков\ сумм}$	кг		305,5		376,2
$V_{топ.\ 1\ бака}$	м ³		12,933		1,623
$M_{баков+топ.\ сумм}$	кг		15436,8		15565,4

С учетом принятого обозначения на рисунке 2.1.10 приведены результаты параметрического исследования влияния толщины стенки на удельную массу баков СМС. На рисунках также приведены расчетные условия, форма и размеры баков.

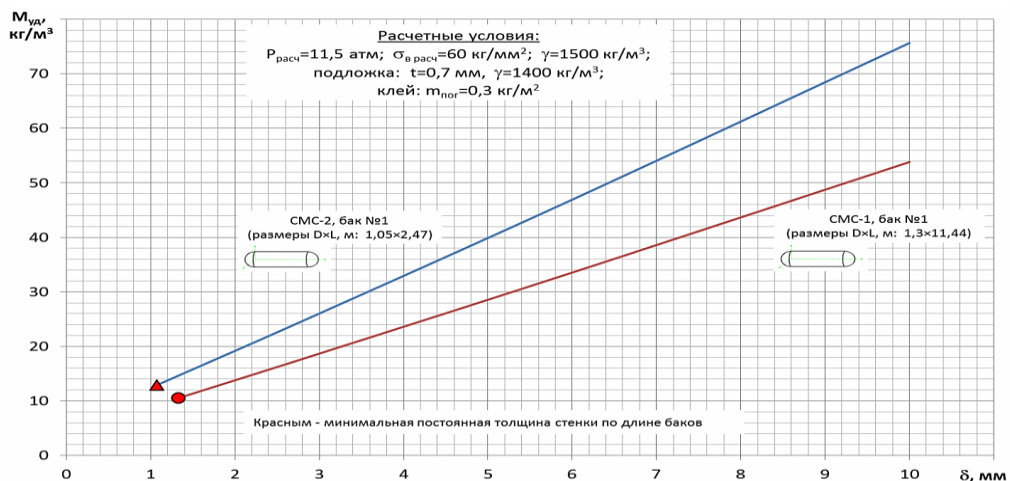


Рисунок 2.1.10 – Зависимость удельной массы топливных баков для АСКТ СМС-1 (бак над фюзеляжем) и СМС-2 (баки под полом) от геометрии и технологической толщины стенки бака

В дополнение к основному назначению, ММ позволяет определять изменение массы и размеров конструкции планера с учетом места расположения бака (над фюзеляжем или в фюзеляже).

Моделирование аэродинамических характеристик. При моделировании аэродинамических характеристик за основу берутся данные базового самолета-прототипа, которые при необходимости корректируются для учета новых конструктивных изменений.

В оценках ЛТХ за основу была принята аэродинамика самолета МС-21-300 [93]. Для базового самолета 2030-х гг. с ТРДД спрогнозировано улучшение взлетно-посадочной аэродинамики на 10 % и принят уровень крейсерского аэродинамического качества $K=22$ ед. Такие параметры аэродинамического совершенства ЛА возможно обеспечить в будущем за счет применения исследованных технологий снижения сопротивления путем увеличения удлинения крыла, снижения крейсерской скорости полета, применения нетрадиционных схем планера, использования технологий ламинаризации обтекания планера и др. По сравнению с данными в работах NASA [9–10] принятый уровень характеристик является достаточно умеренным и был согласован со специалистами ЦАГИ.

Для учета в аэродинамике самолета расположения в или на фюзеляже топливных баков с газовым топливом автором была разработана ММ на основе методики ЦАГИ [80] и валидирована по данным работы [93].

Моделирование взлетно-посадочных характеристик. Корректное определение уровня потребной взлетной тяговооруженности для магистральных самолетов является одним из важных этапов при оценке эффективности СУ. Выбор соотношения взлетной и крейсерской тяг ГТД оказывает значительное влияние на его массогабаритные характеристики и экономичность в целом. Применение инженерных подходов к оценке ВПХ, например [65, 94–95], показало их недостаточную точность при решении практических задач.

В данной работе расчеты ВПХ проводились по более точной ММ [26], разработанной автором на языке FORTRAN, алгоритм которой основан на численном моделировании участков траекторий взлета и посадки и представлен на рисунке 2.1.11. Далее приводится краткое описание методики расчета и возможностей ММ оценки ВПХ.

ММ ВПХ обеспечивает соблюдение следующих условий:

- выполнение требований норм летной годности [22] (АП-25): взлет с отказом, нормальный взлет, прерванный взлет с отказом, прерванный взлет без отказа, посадка с

отказом, нормальная посадка (см. рисунок 2.1.12), определение и контроль градиента набора высоты;

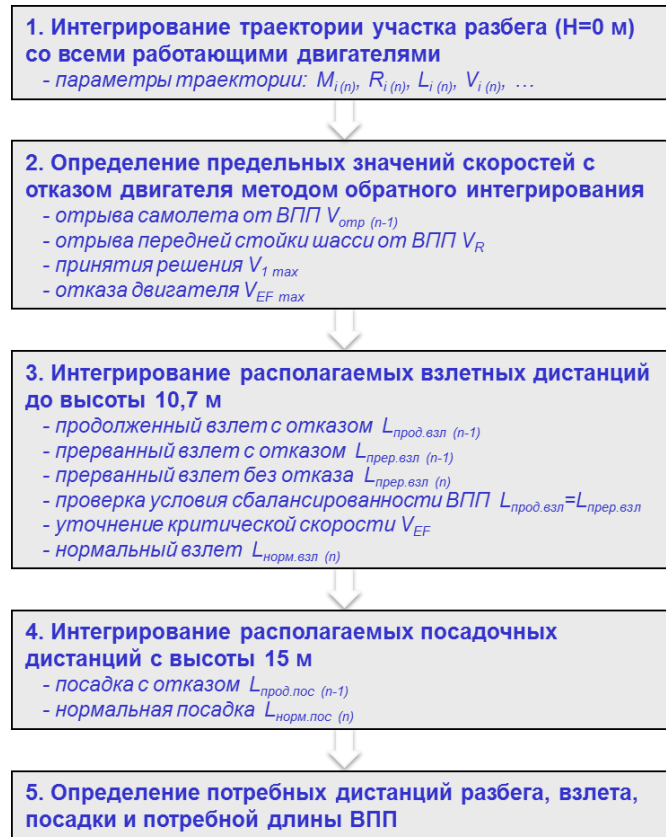


Рисунок 2.1.11 – Схема ММ расчета требуемой длины ВПП

- хорошую точность за счет моделирования основных физических процессов взлетно-посадочных процедур;

- минимальное время расчета;

- прозрачность и надежность алгоритма;

- учет реальных условий эксплуатации ЛА (высотность аэродрома, уклон ВПП, отклонение температуры и давления от МСА, тип покрытия аэродрома и др.); - учет динамики изменения характеристик двигателя и самолета в процессе расчета траектории и возможность реализации нестандартных программ управления двигателем и траекторией;

- чувствительность параметров траектории и результатов к изменению основных исходных данных расчета;

- гибкость алгоритма к изменению норм и требований к ММ;

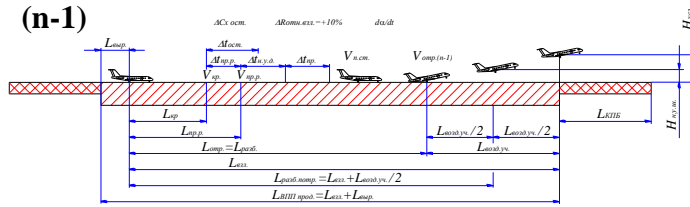
- гибкость представления исходных данных по двигателю и самолету;

- минимальное количество исходных данных, в отличие от работы [96];

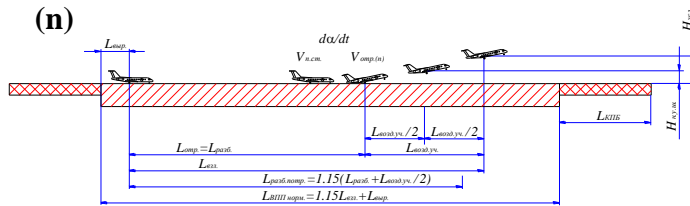
- унификацию с ММ КП.

ВЗЛЕТ

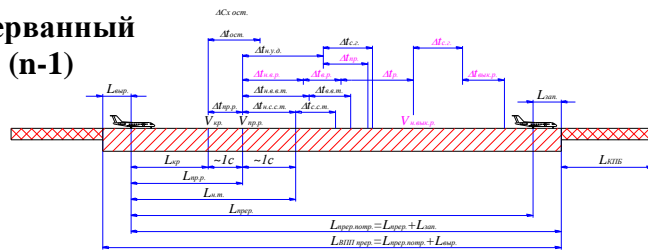
Продолженный
(n-1)



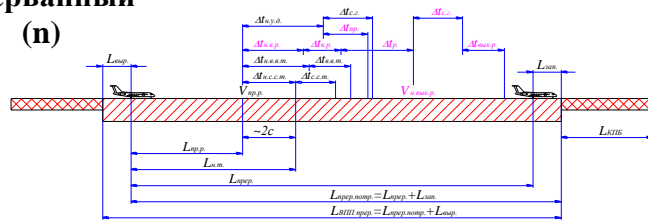
Нормальный
(n)



Прерванный
(n-1)

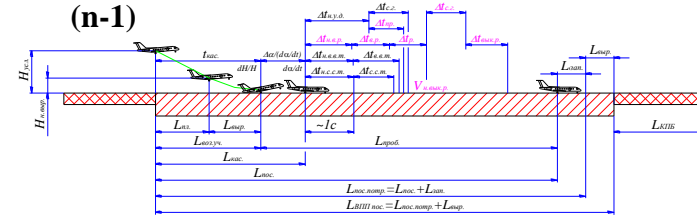


Прерванный
(n)

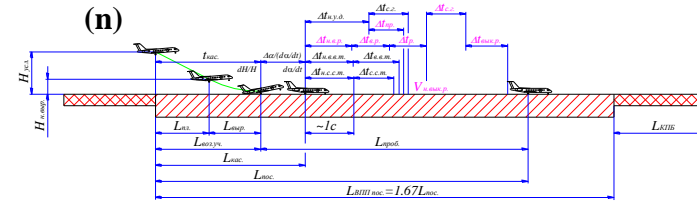


ПОСАДКА

(n-1)



(n)



Система дифференциальных уравнений движения

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV}{dt} = f(R_{\Sigma}, \alpha_R, q, \theta, G) \\ \frac{d\theta}{dt} = f(R_{\Sigma}, \alpha_R, q, \theta, G) \\ \frac{dH}{dt} = f(V, \theta) \\ \frac{dL}{dt} = f(V, \theta) \\ \frac{dG}{dt} = f(C_R, R_{\Sigma}) \end{array} \right.$$

Рисунок 2.1.12 – Моделируемые ММ ВПХ расчетные случаи

За основу программы был взят подход моделирования параметров траектории самолета с использованием численного интегрирования представленной выше системы дифференциальных уравнений движения (2.1.9). Это решение сразу позволило удовлетворить многим предъявляемым требованиям к точности получаемых результатов, однако увеличило время расчетов по сравнению с приближенными инженерными методиками [65, 94–95]. Сокращение машинного времени расчета осуществлялось посредством использования рациональной схемы организации вычислений и увеличения быстродействия КП. На сегодняшний день время одного расчета составляет менее 1 с (процессор Intel Core i5, 4×3,50 ГГц; ОЗУ 8 ГБ).

Этот подход потребовал создания подробной системы задания исходных данных, которые включают основные данные по самолету и двигателю, сетки ВСХ и ДрХ двигателя, взлетно-посадочную аэродинамику (с учетом влияния земли и различным положением механизации), времена пауз и срабатывания систем самолета и двигателя, различного рода ограничения и др. Сравнительные оценки для дозвуковых и сверхзвуковых перспективных ЛА, проведенные ранее показали, что погрешность в определении значения длины ВПП с помощью этой ММ (с учетом отсутствия полной исходной информации о самолете), не превышает 1 %.

В то же время уточненные значения начальных данных уменьшают расхождение результатов расчетов до 1–2 метров (менее 0,1 %). Это дало основание для широкого практического применения описанной ММ.

Следует подчеркнуть, что скорость расчетов во многом будет зависеть от подробности и формы задания характеристик двигателя и аэродинамики (в виде ММ двигателя или массива двигательных характеристик, ММ аэродинамики или массива аэродинамических характеристик). Применение одной из первых версий ММ в рамках проекта HISAC в комплексе программ оптимального согласования сверхзвукового делового самолета и СУ, с вычислением характеристик двигателя по ММ на каждом шаге интегрирования, показало приемлемое время расчета.

В соответствии с АП-25 необходимая длина ВПП в ММ определяется по вычисленным значениям дистанций взлета и посадки. Наиболее сложным и длительным является расчет взлета, поскольку, во-первых, здесь рассматривается большее количество расчетных случаев, а во-вторых, присутствует итерационный процесс определения скорости отказа критического двигателя $V_{кр}$, требующий полного повторения расчетов отдельных участков прерванного и продолженного взлетов. Для сокращения количества повторяющихся отрезков траекторий, вычисления начинаются с расчета дистанции разбега со всеми работающими двигателями, параметры которого заносятся в соответствующий массив. Значения этого массива затем используются при моделировании различных расчетных случаев. Далее осуществляется расчет

дистанции нормального взлета, так же, с использованием насчитанных данных. Важное значение имеет величина скорости подъема передней стойки $V_{п.ст.}$, которая, в соответствии с АП-25, принимается одинаковой для случая нормального взлета и взлета с отказом критического двигателя.

$V_{кр}$ – параметр, определяющий дистанции продолженного и прерванного взлетов. Равенство этих дистанций свидетельствует о так называемой «сбалансированности» потребной длины ВПП по взлету. Сбалансированная потребная длина ВПП минимальна при прочих равных условиях. Если $V_{кр} = V_{п.ст.} - \Delta V_{min}$, где ΔV_{min} – минимальное изменение скорости за время принятия решения и выхода СУ на максимальный режим при отказе критического двигателя, и дистанция продолженного взлета при этом больше дистанции прерванного, то это свидетельствует о несбалансированности потребной длины ВПП, которая в этом случае определяется дистанцией продолженного взлета.

Определение значения $V_{кр}$ – это итерационный процесс, сопровождающийся повторяющимися вычислениями трех расчетных случаев (взлет с отказом, прерванный взлет с отказом и без отказа критического двигателя в соответствии с рисунком 2.1.12). Если ВПП может быть сбалансирована, то процесс вычисления $V_{кр}$ продолжается до тех пор, пока не будет выполнено условие равенства дистанций продолженного и прерванного взлетов с заданной точностью ε .

В момент отказа критического двигателя самолет теряет меньше тяги с установкой на ЛА большего количества двигателей. Влияние количества двигателей заметно сильнее для больших G/S и худшей аэродинамики, поэтому при оценке взлетных характеристик необходимо рассматривать все расчетные случаи, а именно – нормальный взлет при всех работающих двигателях наряду с прерванным и продолженным взлетом. Например, для двухдвигательной конфигурации ЛА, в зависимости от значения G/S , определяющими могут являться оба этих случая, это можно видеть на рисунке 2.1.13. Причем, с уменьшением удельной нагрузки на крыло и увеличением уровня аэродинамического совершенства планера ЛА определяющим длину ВПП расчетным случаем становится нормальный взлет.

Завершающим этапом всех вычислений является определение потребной длины ВПП для взлета и посадки, как большее значение из полученных длин ВПП для всех моделируемых расчетных случаев.

В качестве примера, на рисунке 2.1.14 показана одна из форм зависимостей, полученная с помощью ММ ВПХ. Подобные графики позволяет спрогнозировать потребную тяговооруженность самолетов для взлета и посадки ВПП заданной протяженности при принятых уровнях совершенства элементов и узлов ТРДД и планера ЛА.

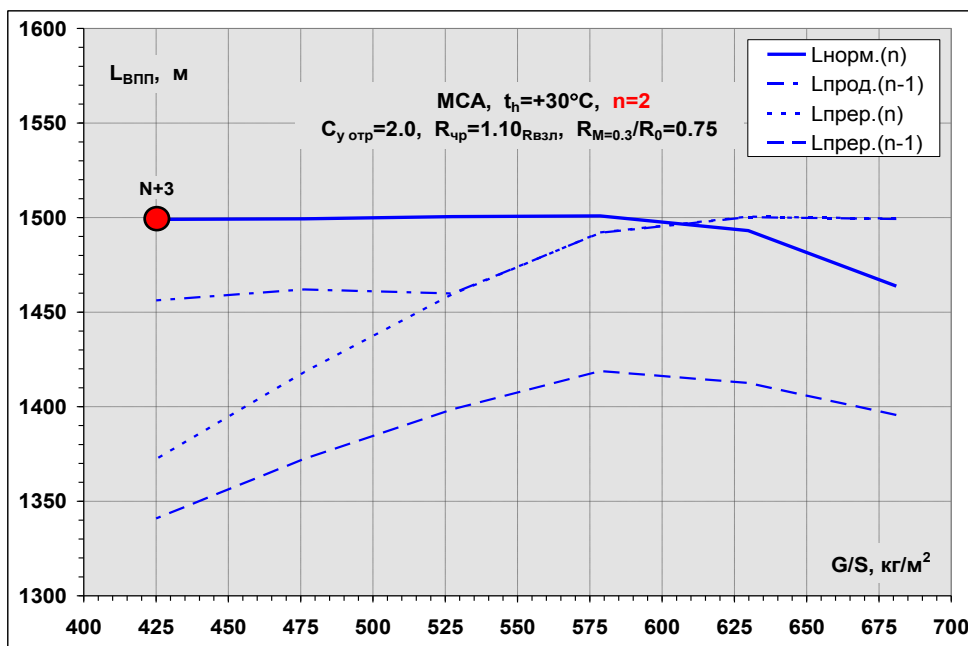


Рисунок 2.1.13 – Пример зависимости потребной длины ВПП двухдвигательного БСМС от удельной нагрузки на крыло для различных расчетных случаев

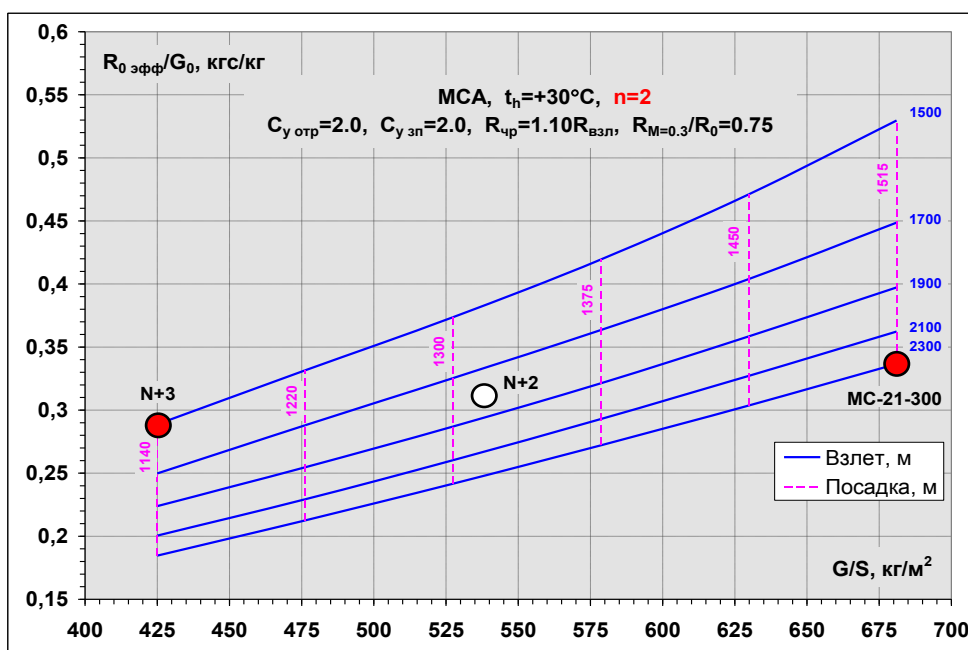


Рисунок 2.1.14 – Пример зависимости потребной тяговооруженности двухдвигательных БСМС при взлете и посадке с ВПП различных классов

На рисунке 2.1.14 хорошо видно, что определяемая посадкой длина ВПП зависит только от удельной нагрузки на крыло и не является ограничением в рассматриваемом диапазоне изменения параметров двигателя, самолета и длин ВПП.

Стоит отметить, что представленная на рисунке 2.1.14 расчетная область получена с учетом ограничений по минимальному градиенту на высоте условного препятствия 10,7 м в

соответствии с АП-25, но в данном случае это ограничение находится за границами рассматриваемой области.

Проверка заданных минимальных градиентов на высоте $H_{\text{всл}}=10,7$ м во время взлета часто вносит свои коррективы. Этот момент становится особенно важным, когда ММ включается в процесс глобальной оптимизации параметров двигателя и самолета. Нарушение этого ограничения свидетельствует о недостаточной тяговооруженности самолета и необходимости увеличения тяги рассматриваемого двигателя.

В ММ реализована возможность управления взлетной тягой по параметрам полета и двигательным ограничениям, тягой на режиме реверса, отклонением вектора тяги.

2.1.4 Моделирование акустических характеристик

Краткое описание стандартной процедуры сертификации воздушных судов по шуму на местности и алгоритма расчета шума. Стандартная процедура сертификации воздушных судов по шуму на местности регламентирует производить замер шума в трех контрольных точках (к.т.). На рисунке 2.1.15 показана схема расположения сертификационных к.т. в соответствии с нормами ИКАО [23].

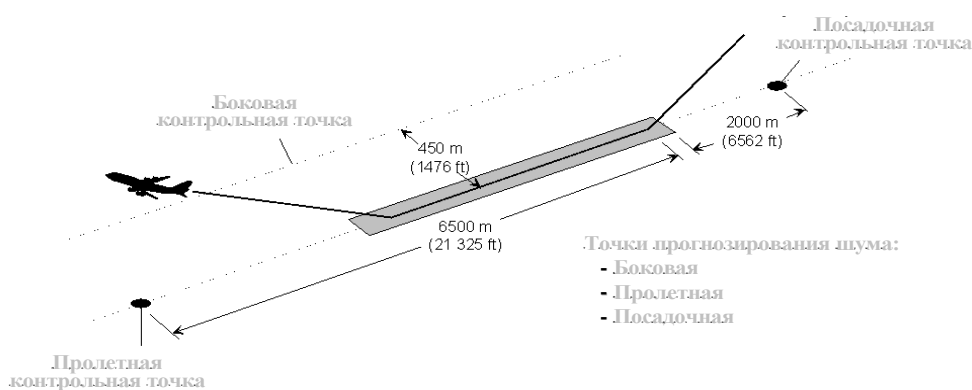


Рисунок 2.1.15 – Схема стандартной процедуры сертификации воздушных судов по шуму на местности [97]

Моделирование акустических характеристик самолетов с ГТТД проводилось по разработанной в ЦИАМ ММ шума, схема которой представлена на рисунке 2.1.16.

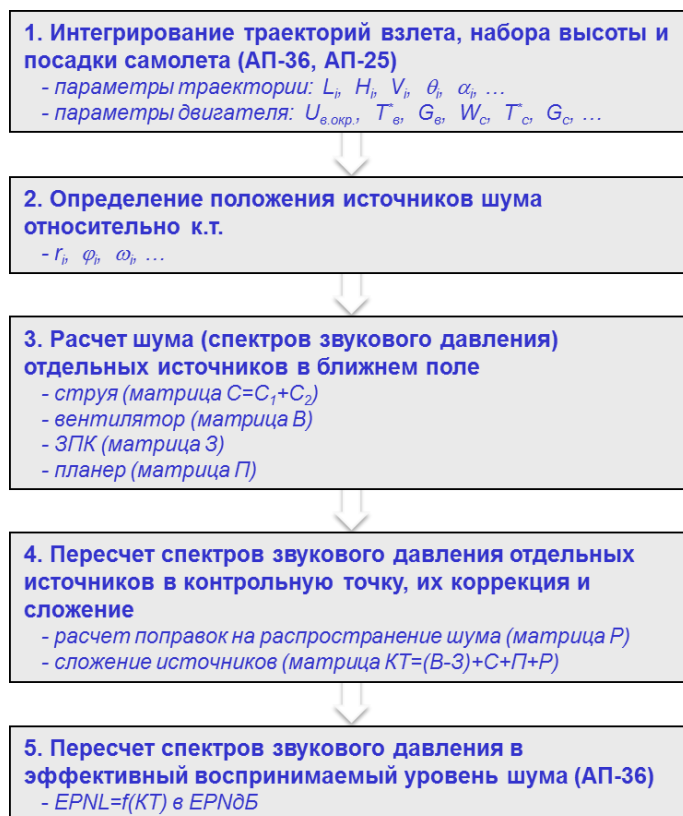


Рисунок 2.1.16 – Схема ММ расчета шума на местности

Далее приводится краткое описание методики расчета и возможностей этой программы. Программа написана на языке FORTRAN и основана на полуэмпирических методиках прогнозирования шума отдельных источников [98–100]. По сравнению с исходным вариантом, программа моделирования шума была существенно доработана автором в части уточнения расчетных методик, усовершенствования алгоритмов расчета каждого этапа с валидацией результатов, разработки форматов и организации ввода и вывода параметров.

Важными составляющими программы оценки шума являются расчет траектории взлета/посадки самолета и расчет шума в источнике.

Моделирование траектории для оценки сертификационного шума. Точность моделирования траектории позволяет правильно определить положение источников шума (элементов двигателя и планера) относительно сертификационных контрольных точек. Поэтому профиль полета в программе формируется путем интегрирования системы дифференциальных уравнений движения самолета как материальной точки, с использованием универсального подхода, который был разработан и применяется в ММ ВПХ (см. раздел 2.1.2). Это позволяет выдержать необходимые требования и условия сертификации по шуму самолета в соответствии со стандартом ИКАО [23] с учетом АП-25 [22].

Важно отметить, что, в соответствии с АП-25, скорость отрыва передней стойки шасси $V_{п.ст.}$ определяется случаем отказа двигателя при вычислении потребной длины ВПП в расчетных атмосферных условиях. Поэтому, для корректного моделирования «акустических» траекторий, первоначально производится запуск ММ ВПХ, где определяются потребные значения эксплуатационных параметров самолета и его СУ:

- расчетная потребная тяговооруженность и коэффициент моделирования двигателя;
- расчетная потребная удельная нагрузка на крыло и площадь крыла;
- скорость отрыва передней стойки шасси $V_{п.ст.}$;
- безопасная скорость взлета V_2 .

Далее эти параметры используются при интегрировании траекторий в ММ шума.

Положение самолета относительно к.т. определяется вычислением геометрических параметров в соответствии со схемой, приведенной на рисунке 2.1.17.

Моделирование шума в источнике. Основными источниками шума самолета являются шум СУ (вентилятор и струя ТРДД, воздушный винт для винтовых СУ) и шум планера.

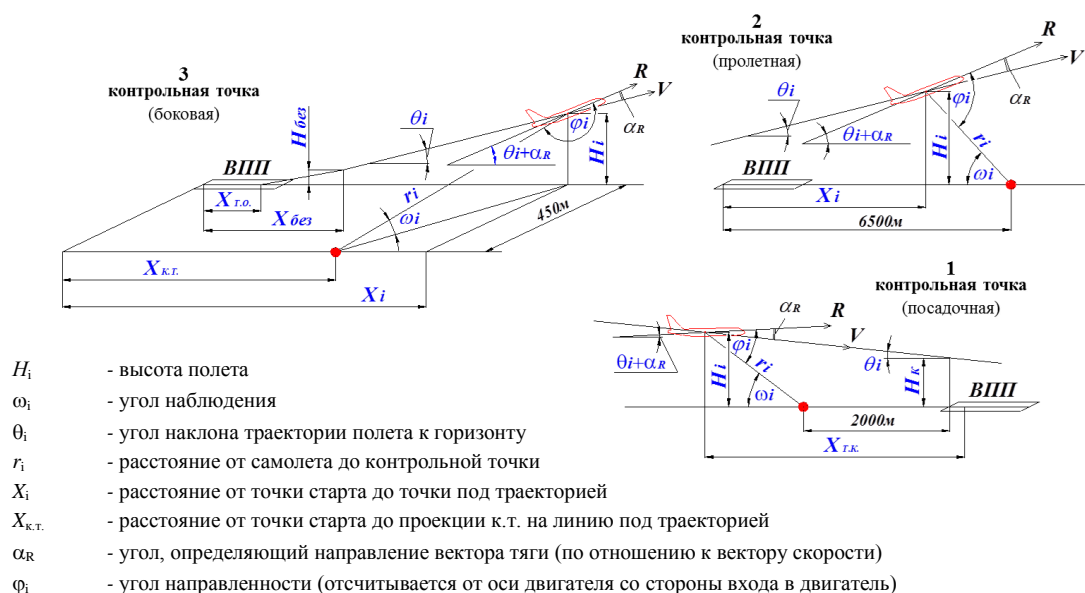


Рисунок 2.1.17 – Схема определения положения самолета относительно к.т.

На участках взлета и набора высоты СУ, работая на близких к максимальному режимам, как правило, определяет уровни шума в боковой и пролетной к.т. Наряду с СУ, планер может стать определяющим источником шума при заходе на посадку и на участке набора высоты. Шум планера может дать дополнительный вклад в суммарный шум самолета в том случае, если в СУ применяются высокоэффективные звукопоглощающие конструкции (ЗПК). Для оценки шума каждого из источников в программе используются расчетные методики нулевого уровня, краткое описание которых приводится далее.

ММ прогнозирования шума вентилятора (в ближнем поле) основана на полуэмпирической методике [99–100] и позволяет прогнозировать его шумность по основным проектным параметрам, таким как окружная скорость рабочего колеса вентилятора на периферии, КПД ступени вентилятора, расход воздуха через вентилятор, степень повышения давления в ступени вентилятора, температура и давление на входе в вентилятор. В методике учитывается диаграмма направленности и спектр шума вентилятора. При наличии ЗПК, задавая характеристики затухания облицовки, ее размеры и место установки, шум вентилятора определяется и с учетом этих данных.

ММ прогнозирования шума струи (в ближнем поле) основана на теории Лайтхилла, в соответствии с которой оценка производится по газодинамическим и геометрическим параметрам струи в выходном сечении реактивного сопла [98–100]. Для двухконтурных ТРДД производится учет смешанного или раздельного истечения, диаграммы направленности и спектра шума струй.

ММ прогнозирования шума винтовой СУ на базе ГТД, ПД, гибридных или электрических двигателей, позволяет осуществлять выбор малошумных параметров воздушного винта (диаметр, частота вращения, количество лопастей, форма лопасти, КПД и др.) и режимов работы двигателя в составе СУ самолетов различного назначения. Методика расчета шума винта изложена в [99].

ММ прогнозирования шума планера разработана на базе методики [99], в которой оценивается шум основных аэродинамических источников (крыло, механизация, шасси) под траекторией полета. Данная методика позволяет определять шум планера в посадочной и пролетной к.т.

Пересчет шума источников в к.т. производится по всем направлениям по методике [99], с учетом расстояния до к.т., поправок на затухание в атмосфере, тональность, эффект Доплера и др.

Эффективный уровень воспринимаемого шума каждого источника и суммарный шум определяются с использованием полученных значений уровней шума источников в к.т. по каждому направлению, на основе методики, изложенной в стандарте ИКАО [23].

Особенностью программы расчета шума на местности является то, что расчет кривых PNLТ (в ТPNдБ – уровень воспринимаемого шума с поправкой на тональность) производится по времени с интервалом 0,5 с [23], который можно изменять, а не по углам направления распространения шума (от 0° до 170° с шагом 10°). Это дает возможность учесть даже небольшие изменения кривых PNLТ при определении эффективного уровня воспринимаемого шума.

ММ шума позволяет проводить исследование различных программ управления двигателем и траекторией на участке начального набора высоты, включая выбор оптимального режима работы двигателя, с учетом заданных ограничений (см. рисунок 2.1.18) [101]. При этом может оцениваться эффективность динамики дросселирования двигателя на различных участках траектории набора высоты.

Представленная ММ шума отличается простотой и надежностью алгоритма, что обеспечивает сокращение времени единичного расчета, при достаточной точности получаемых решений ($\pm 2,5$ EPNdB для ТРДД и планера, $\pm 3,0$ EPNdB для СУ с воздушным винтом).

Эти особенности позволяют включить ММ шума нулевого уровня в КП и исследовать факторы, оказывающие влияние на траекторию и шум, при проведении оптимизации проектных параметров СУ в составе самолета.

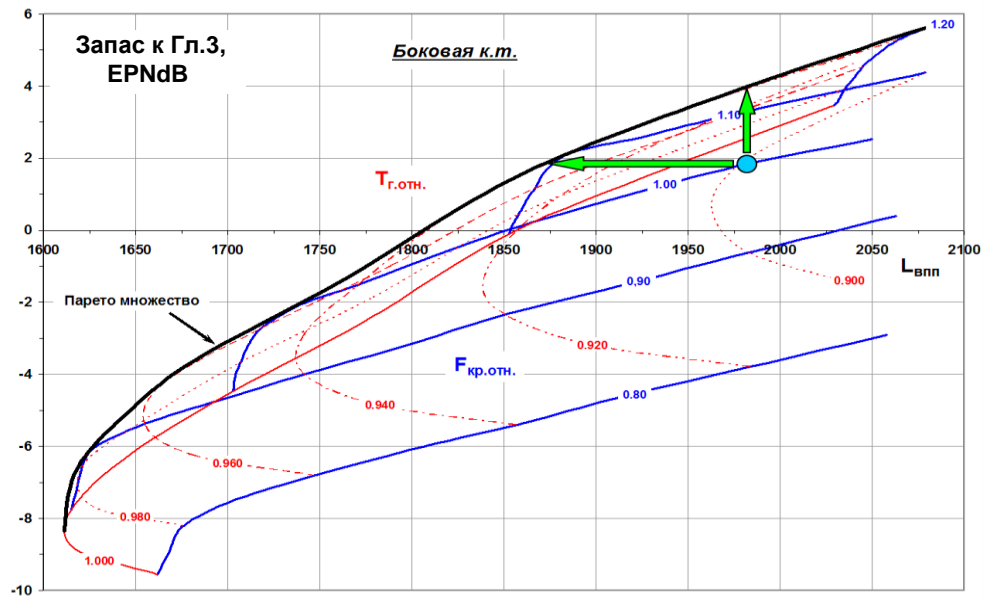


Рисунок 2.1.18 – Пример зависимости запаса по шуму относительно норм Главы 3 ИКАО в боковой к.т. от потребной длины ВПП и параметров регулирования ТРДД сверхзвукового делового самолета [101]

2.1.5 Моделирование эмиссии вредных веществ

В настоящее время экологические характеристики самолета, такие как эмиссия ВВ, являются важнейшими показателями его конкурентоспособности. Все авиационные двигатели гражданской авиации должны соответствовать стандартам ИКАО, в которых содержатся нормы, ограничивающие эмиссию окиси углерода (CO), окислов азота (NO_x), несгоревших углеводородов (HC) и дыма (SN). Уровень выбросов вредных веществ зависит от типа двигателя, его совершенства, размеров и от реального состава используемого топлива. Требования ИКАО к экологическим характеристикам авиационных двигателей возрастают с каждым годом.

На сегодняшний день обеспечение заданных в ТЗ на ГТД уровней эмиссии ВВ происходит как на этапе проектирования (прогнозирование индексов эмиссии ВВ с помощью ММ различного уровня сложности), так и на этапе экспериментальной доводки его основных элементов, в частности, основной камеры сгорания (уточнение геометрии КС, схем фронтальных модулей, схем распыла топлива, схемы организации потоков и охлаждения жаровой трубы и т.д.).

Схема определения оцениваемых в работе показателей эмиссии представлена на рисунке 2.1.19. Далее приводится описание методик расчета основных выбросов вредных веществ NO_x , CO_2 , H_2O , оценка которых целесообразна и возможна на стадии концептуального проектирования двигателя и ЛА.



Рисунок 2.1.19 – Схема определения показателей эмиссии

Формирование конструктивного облика основной камеры сгорания ГГТД. В соответствии со схемой на рисунке 2.1.19 для моделирования эмиссионных характеристик была выбрана КС ТРДД типа ПД-14. Исходя из схемы и параметров выбранной КС в отделе «Камер сгорания» под руководством Строкина Г.Н. была эскизно разработана КС ГГТД-1 (см.

рисунок 2.1.20). Основным отличием по сравнению с камерой типа ПД-14 здесь явился уменьшенный расход воздуха через нее (примерно в 2 раза) и, соответственно, меньшие габариты.

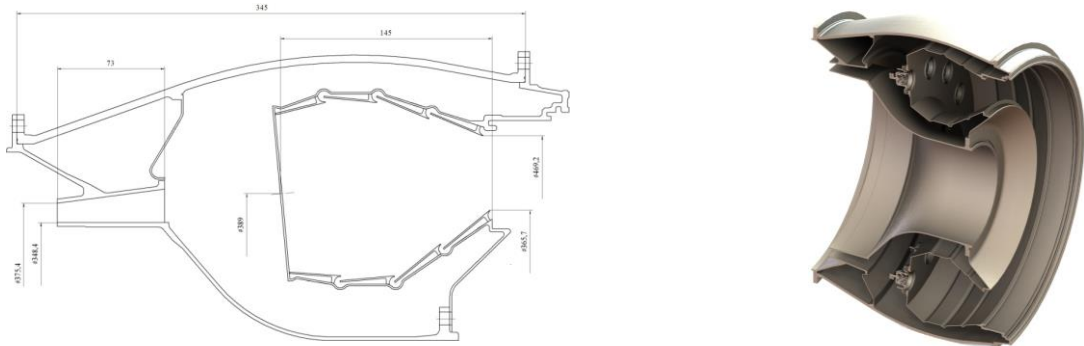


Рисунок 2.1.20 – Схема камеры сгорания ГТТД

Для сохранения одинакового времени пребывания $\tau_{\text{прот}}=10$ мс была сохранена длина жаровой трубы $L_{\text{ж.т.}}=145$ мм и средняя скорость движения газов по ней. Уменьшение продольных габаритов камеры произошло из-за диффузора ($L_{\text{диф}}=73$ мм) и расстояния от диффузора до жаровой трубы (40 мм) за счет сохранения степени расширения потока перед жаровой трубой. Средний диаметр входа в камеру сгорания уменьшился в 1,38 раза. Объем жаровой трубы составил $V_{\text{ж.т.}}=0,018$ м³. Несмотря на уменьшение объема, оценка полноты сгорания η_r для КС ГТТД-1 по оцененному параметру форсирования K_V при всех режимах ВПЦ, так же как и на крейсерском режиме, показывает, что она не будет ниже 0,99 при работе на керосине. По полученным данным построен график зависимости $\eta_r=f(K_V)$ для ГТТД-1, который представлен на рисунке 2.1.21.

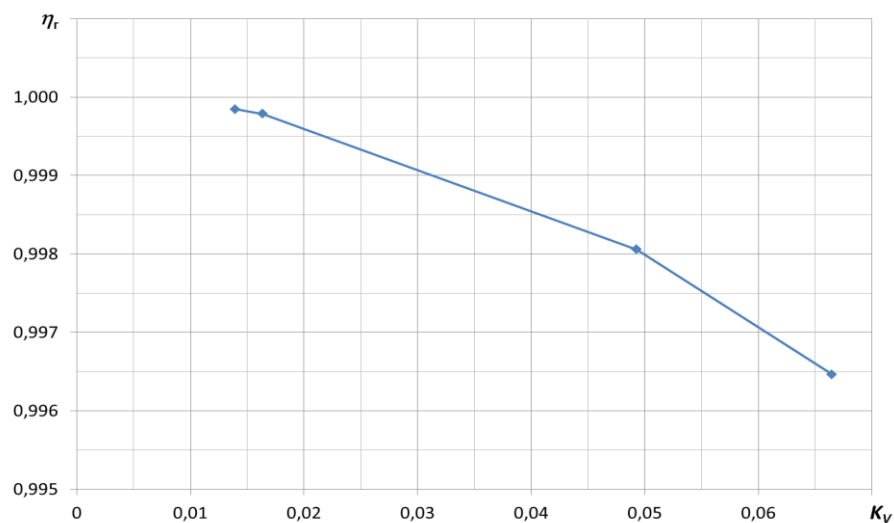


Рисунок 2.1.21 – Зависимость полноты сгорания η_r от коэффициента форсирования K_V на расчетных режимах (точки на графике слева направо: 100 %, 85 %, 30 %, 7 %) работы ГТТД на керосине

Таким образом, на режиме взлета $\eta_r \approx 1$, а на режиме малого газа $\eta_r > 0,95$. Следовательно, ГТТД-1 с адаптированной КС типа ПД-14 должен иметь реальные выбросы CO и HC на достаточно низком уровне [102], поэтому в данной работе эти показатели оцениваться и использоваться в качестве критериев для сравнения ГТТД не будут.

Моделирование эмиссии NO_x основной камеры сгорания. Выбросы NO_x образуются в результате реакции азота с кислородом в зоне высокой температуры пламени камеры сгорания. Концентрация NO_x растет с повышением температуры по экспоненциальной зависимости [103].

Для оценки выбросов NO_x ГТТД, использующего камеру сгорания с фронтным устройством типа ПД-14 возможно, в качестве первого приближения, использовать экспериментальные данные камеры типа ПД-14 и затем пересчитать их на камеру ГТТД с учетом отмеченных отличий в параметрах.

В качестве исходных использованы данные по двум экспериментам, полученным в ЦИАМ на одном из первых вариантов камеры сгорания типа ПД-14 в виде зависимости

$$EI(NO_x) = f(P_k, T_k, \alpha) \quad (2.1.10)$$

где $EI(NO_x)$ – индекс эмиссии NO_x ;
 P_k – давление за компрессором;
 T_k – температура за компрессором;
 α – коэффициент избытка воздуха.

Если представить, что индекс эмиссии зависит от давления и температуры в принятой для оценок стандартной форме [104–105], то для данной конструкции КС при двух неизвестных параметрах A и C можно записать следующую формулу

$$EI(NO_x) = AP_k^w \text{Exp}(T_k / C) \quad (2.1.11)$$

Используя экспериментальные данные, и подставляя их в уравнение (2.1.11) получаются два нелинейных уравнения с двумя неизвестными. Решая их совместно, можно найти неизвестные A и C . Тем самым, далее иметь возможность определять индексы эмиссии при любых параметрах для камеры сгорания, построенной по типу камеры ПД-14.

Решение нелинейных уравнений для указанных опытных данных определило параметры A и C , которые оказались равными для режимов работы ГТТД на земле и в крейсерском полете.

Далее, с учетом этих величин, для рассматриваемой камеры сгорания ГТТД были определены соответствующие индексы эмиссии $EI(NO_x)$ по режимам ВПЦ и в крейсерском полете.

Подставляя полученные данные в таблицу 2.1.2, а затем в соответствующую формулу (2.1.12) получим искомый параметр эмиссии $D_P/F_{00} NO_x$ за ВПЦ или в крейсерском полете для ГТТД.

Таблица 2.1.2 – Сводная таблица данных для расчета параметра эмиссии $D_P/F_{00} NO_x$

Режим	F_{00} , кН	$G_{Т.КС}$, кг/мин	t , мин	$EI(NO_x)$, г/кг
Взлет	$1,00 \cdot F_{00}$	$G_{Т.КС_1,00}$	0,7	$EI(NO_x)_{_1,00}$
Набор высоты	$0,85 \cdot F_{00}$	$G_{Т.КС_0,80}$	2,2	$EI(NO_x)_{_0,85}$
Снижение	$0,30 \cdot F_{00}$	$G_{Т.КС_0,30}$	4	$EI(NO_x)_{_0,30}$
Малый газ	$0,07 \cdot F_{00}$	$G_{Т.КС_0,07}$	26	$EI(NO_x)_{_0,07}$

$$\frac{D_P}{F_{00j}} = \frac{\sum_{i=1}^4 (EI_{ij})(G_{m.кc_i})(t_i)}{F_{00}} \quad (2.1.12)$$

где $i=1 \dots 4$ – номер режима работы на ВПЦ (100 %, 85 %, 30 %, 7 %);

$j=1$ – номер вида эмиссии – NO_x ;

D_P/F_{00j} – уровень эмиссии j -го вида – $D_P/F_{00} NO_x$, г/кН;

D_P – масса любого газообразного загрязняющего вещества, г.

F_{00} – расчетная взлетная тяга (взлетный режим в условиях стенда), кН.

EI_{ij} – индекс эмиссии j -го вида на i -ом режиме работы, г/кг топлива;

$G_{Т.КС.i}$ – массовый расход топлива через КС на i -ом режиме, кг/мин;

t_i – время работы на i -ом режиме, мин;

Для двигателей со степенью повышения давления $\pi_{к\Sigma}^*$ более 30, но менее 104,7, с максимальной расчетной тягой более 26,7 кН, но не более 89,0 кН, которые изготовлены 1 января 2014 года или после этой даты, уровень эмиссии D_P/F_{00} для NO_x определялся по формуле [24]

$$D_P/F_{00} = 41,9435 + 1,505\pi_{к\Sigma}^* - 0,5823F_{00} + 0,005562\pi_{к\Sigma}^* F_{00} \quad (2.1.13)$$

где $\pi_{к\Sigma}^*$ – отношение средней величины полного давления в выходной плоскости последней ступени компрессора к средней величине полного давления во входной плоскости первой ступени компрессора в момент, когда двигатель развивает номинальную взлетную тягу в статических условиях МСА на уровне моря.

Вклад каждого режима ВПЦ в суммарную величину параметра эмиссии D_P/F_{00} различен. Он определяется отношением локального значения каждого из четырех режимов (D) к суммарному значению параметра эмиссии (D_P).

Моделирование эмиссии CO_2 . В данном разделе приводится краткое описание методики определения оценочного показателя эмиссии CO_2 в соответствии со стандартом ИКАО [25].

Принятые в стандарте условные обозначения:

MV – оценочный показатель эмиссии CO_2 , кг/км;

AVG – средний;

$MTOM$ – максимальная сертифицированная взлетная масса, кг;

RGF – исходный геометрический коэффициент;

SAR – удельная дальность полета, км/кг;

TAS – истинная воздушная скорость, км/ч;

W_f – суммарный расход топлива самолета, кг/ч.

Значение оценочного показателя эмиссии CO_2 рассчитывается по следующей формуле

$$MV = \frac{\left(\frac{1}{SAR}\right)_{AVG}}{(RGF)^{0,24}} \quad (2.1.14)$$

Этот показатель определяется как среднее из значений $1/SAR$, установленных для трех значений исходной массы самолета:

а) большая масса брутто: $0,92MTOM$;

б) средняя масса брутто: среднее между большой массой брутто и малой массой брутто;

с) малая масса брутто: $(0,45MTOM) + (0,63MTOM)^{0,924}$.

Значение SAR рассчитывается по следующей формуле

$$SAR = TAS / W_f \quad (2.1.15)$$

Исходный геометрический коэффициент RGF является безразмерным параметром, используемым для корректировки $(1/SAR)_{AVG}$. Параметр RGF основан на количественной оценке размера фюзеляжа, величина которой для однопалубных самолетов определяется площадью поверхности, ограниченной максимальной шириной внешнего обвода фюзеляжа, которая проецируется на плоскую поверхность, параллельную полу основной палубы. Значение площади, принимаемое в расчетах, дополнительно ограничивается рядом условий (гермошпангоут, кабина пилотов и др.) [25].

Принятые в стандарте ИКАО [25] ограничения для MV представлены на рисунке 2.1.22.

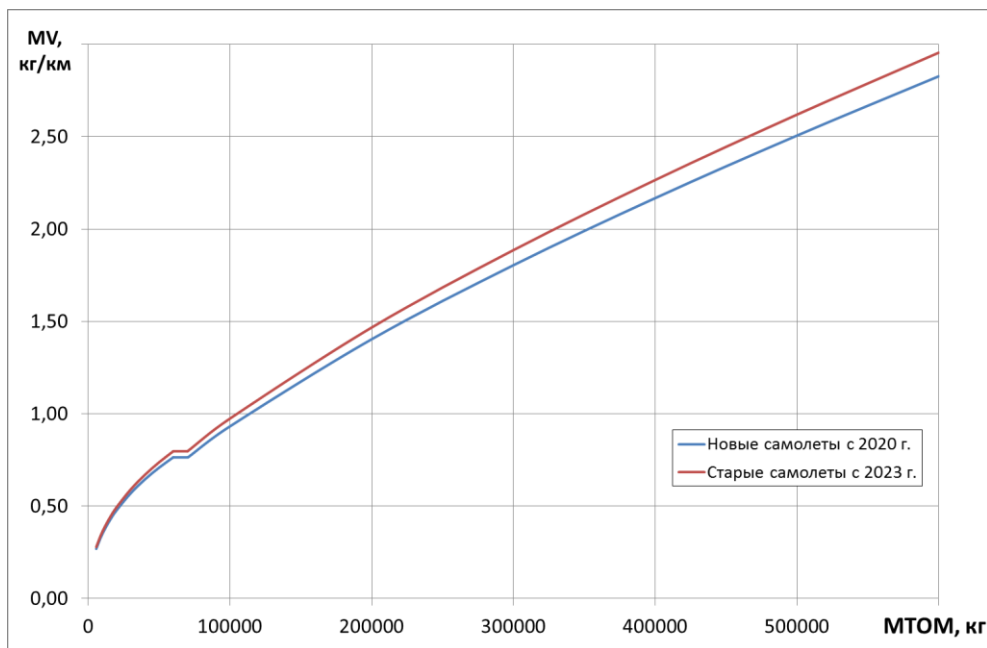


Рисунок 2.1.22 – Ограничения оценочного показателя эмиссии CO_2 (MV) самолетов

Анализ приведенной выше методики показал, что она разработана для самолетов, использующих стандартное авиационное топливо типа керосина. В связи с данным ограничением для оценки выбросов углекислого газа при использовании альтернативных топлив автором применен следующий подход.

С учетом состава газового топлива и продуктов его сгорания при полном окислении, оценивалось эквивалентное содержание углерода в единице массы (1 кг) альтернативного топлива по отношению к содержанию углерода в керосине с помощью введенного коэффициента $k_{CI} = M_{C \text{ газ}} / M_{C \text{ кер}}$. При оценке параметра SAR однопаливного самолета на этот коэффициент умножается удельный расход топлива C_R двигателей, работающих на отличных от керосина ($C_{10,3}H_{20,15}$) газовых топливах. В оценках показателя эмиссии MV принимались следующие значения коэффициента k_{CI} :

- для пропан-бутана (C_7H_{17}) $k_{CI \text{ пб}} = 0,9671$;

- для метана (CH_4) $k_{CI\text{ мет}}=0,8716$;

- для водорода (H_2) $k_{CI\text{ вод}}=0$.

Для оценки показателя MV двухтопливного самолета, будет применен аналогичный подход с той лишь разницей, что введенный коэффициент k_{CI} учитывается при вычислении коэффициента k_{C2} , характеризующего долю содержания газового топлива в эффективном удельном расходе топлива СУ, согласно формуле

$$k_{C2} = \frac{1 + k_{CI} \overline{M}_{T_{газ/кер}}}{1 + \overline{M}_{T_{газ/кер}}} \quad (2.1.16)$$

где $\overline{M}_{T_{газ/кер}}$ – отношение массы газового топлива к массе керосина за полет.

Принимаемое в расчетах значение параметра RGF выбрано исходя из геометрии фюзеляжа самолета MC-21-300 и составляет $RGF \approx 130 \text{ м}^2$.

В работе скорректированные значения MV будут сравниваться с требованиями стандарта ИКАО [25] для новых самолетов (см. рисунок 2.1.22). Принимаемый подход с использованием ограничений MV , нормированных в зависимости от взлетной массы, представляется более корректным в отличие от сравнения значений масс израсходованного топлива, применяемого ранее в аналогичных работах.

Моделирование эмиссии H_2O . В работе для расчета эмиссии водяного пара ГТТД с различными топливами использовались формулы керосина, метана и пропан-бутана (см. выше). В соответствии с реакциями горения и при условии полного сгорания топлива были получены следующие величины индексов эмиссии водяного пара $EI(H_2O)$, т.е. абсолютной массы водяного пара, приходящейся на 1 кг сгоревшего топлива:

- для керосина – $EI(H_2O)_{кер}=1262 \text{ г/кг топлива}$;

- для пропан-бутана – $EI(H_2O)_{пб}=1515 \text{ г/кг топлива}$;

- для метана – $EI(H_2O)_{мет}=2250 \text{ г/кг топлива}$;

- для метана – $EI(H_2O)_{вод}=9000 \text{ г/кг топлива}$.

В качестве критерия сравнения эмиссии водяного пара была рассмотрена величина общей массы эмиссии водяного пара за 1 полет M_{H_2O} . Для двухтопливного самолета суммарные выбросы паров воды вычислялись как сумма выбросов H_2O по массе каждого из топлив за полет с учетом значений соответствующих индексов эмиссии.

2.1.6 Моделирование экономических характеристик

В рамках данной работы корректная оценка таких экономических показателей как прямые эксплуатационные расходы, стоимость элементов гибридной СУ и ЛА не представляется возможной. Причина тому – отсутствие реальных стоимостных характеристик производства и эксплуатации самолетов дальней перспективы с новым типом двигателя и ЭУ. Поэтому в качестве критериев экономической эффективности в работе были рассмотрены два основных показателя – топливная эффективность и стоимость топлива за полет.

Топливная эффективность пассажирского самолета с ГТТД определяется соотношением

$$q_{техн} = \frac{M_m}{N_{насс}L} = \frac{M_{m\text{ ГТЧ}} + M_{m\text{ ЭУ}}}{N_{насс}L} \quad (2.1.17)$$

где $q_{техн}$ – топливная эффективность (до полной выработки топлива), г/(пасс·км);
 M_T – масса затраченного топлива за полет, г;
 $M_{T\text{ ГТЧ}}$ – масса затраченного топлива ГТЧ за полет, руб.;
 $M_{T\text{ ЭУ}}$ – масса затраченного топлива ЭУ за полет, г;
 L – расчетная дальность полета, км;
 $N_{насс}$ – количество пассажиров, чел.

Ввиду того, что в одном из примеров главы 4 рассмотрена работа ЭУ на отличном от ГТТД топливе, то показатель топливной эффективности (2.1.17) является не достаточно информативным. Связано это с отличием в цене топлив, расходуемых в полете одновременно. Для оценки экономичности одно- и двухтопливной СУ введен дополнительный показатель – стоимость топлива за полет, рассчитываемый по формуле

$$C_m = C_{m\text{ ГТЧ}}M_{m\text{ ГТЧ}} + C_{m\text{ ЭУ}}M_{m\text{ ЭУ}} \quad (2.1.18)$$

где C_T – стоимость топлива за полет, руб.;
 $C_{T\text{ ГТЧ}}$ и $C_{T\text{ ЭУ}}$ – цена за 1 кг затраченного топлива ГТЧ и ЭУ, руб.;
 $M_{T\text{ ГТЧ}}$ и $M_{T\text{ ЭУ}}$ – масса затраченного топлива ГТЧ и ЭУ за полет, руб.

Принятая в расчетах существующая разница в ценах на рассматриваемые виды топлив по отношению к керосину составляет –50 % для пропан-бутана, –75 % для метана и десятикратное превышение для водорода. Сравнение результатов осуществляется по отношению к самолету с традиционной СУ на базе ТРДД величиной относительной стоимости топлива.

2.2 Порядок оценки эффективности гибридных ГТД

При определении эффективности предлагаемых новых конструктивно-схемных решений элементов и концепций транспортных средств, наиболее распространенным является метод сравнения с прототипом (базовым вариантом). При таком подходе проводится сравнение показателей (критериев) эффективности нового или модернизированного транспортного средства с базовым вариантом. Для того чтобы определить какое транспортное средство лучше, каждое из них должно решить одну и ту же транспортную задачу, то есть переместить одинаковое количество полезного груза на заданное расстояние.

В соответствии со схемой, представленной на рисунке 1.2.1 (см. раздел 1.2), для изучения особенностей новых гибридных схем ГТД диссертационное исследование будет проводиться в два этапа.

Первый этап предполагает проведение исследований по формированию и предварительному отбору рациональных схем ГТТД по критерию топливной экономичности на расчетном крейсерском режиме. Пример одного из подходов в этом вопросе изложен в главе 3. Здесь будет оценено взаимное влияние таких основных факторов концепций ГТТД как:

- реализуемость схемного решения в заданном отрезке времени создания и начала эксплуатации СУ и ЛА;
- выбор рационального соотношения между электрической и газотурбинной мощностью в крейсерском полете и на других участках траектории;
- определение рациональной схемы и уровня параметров элементов газотурбинной части ГТТД (схемы ГГ, КПД узлов, параметры цикла и др.);
- прогнозирование уровня параметров электрической части ГТТД (энергоустановка, электромотор, электрические кабели, САУ, напряжение бортовой сети, способ охлаждения электрических агрегатов и кабелей большой мощности и др.);
- влияние различных типов топлива на экономичность и реализуемость СУ на базе ГТТД (керосин, пропан-бутан, метан, водород).

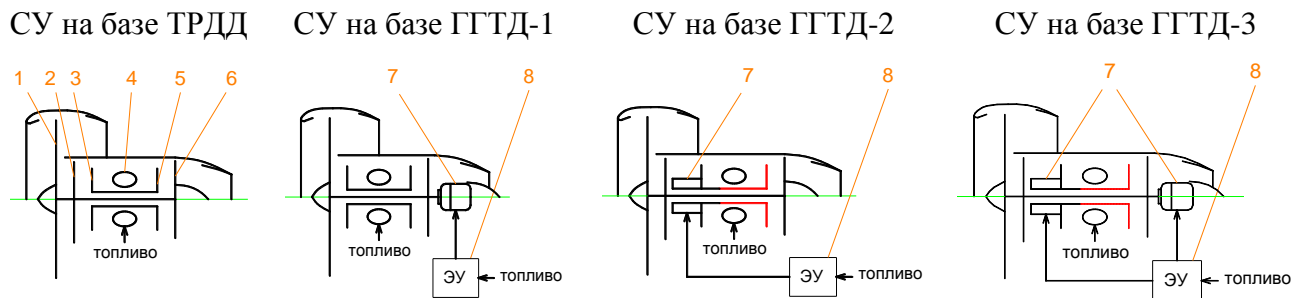
Предварительный отбор рациональных вариантов ГТТД будет произведен с учетом экономичности, массы СУ и сложности изготовления при использовании рассматриваемых видов топлив.

Второй этап предполагает проведение сравнения рациональных схем ГТТД по комплексу критериев эффективности магистральных самолетов, облик которых зависит от типа применяемого топлива. Примеры исследований ГТТД в составе СУ одно- и двухтопливного магистрального самолета, демонстрирующие возможности разработанного междисциплинарного комплекса ММ, представлены в главе 4.

3 ПРИМЕР ФОРМИРОВАНИЯ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ОБЛИКА И РАЦИОНАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ МАРШЕВЫХ ГИБРИДНЫХ ГТД ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ КЕРОСИНА И АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ГАЗОВЫХ ТОПЛИВ

3.1 Выбор схем и параметров гибридных ГТД

Из большого множества рассмотренных схем гибридных ГТД для дальнейшего детального исследования выбраны варианты ГГТД-1, ГГТД-2 и ГГТД-3 (см. рисунок 3.1.1) вследствие того, что они в наибольшей степени конструктивно повторяют ТРДД в традиционном его исполнении, а ЭМ и ЭУ являются самостоятельными модулями. Такое разделение позволяет с достаточной точностью прогнозировать изменение эффективных характеристик отдельных составляющих СУ и проводить их испытания на специализированных стендах, в том числе в составе СУ с возможным применением имитаторов отдельных модулей ГГТД.



1 – вентилятор; 2 – подпорные ступени; 3 – компрессор высокого давления; 4 – камера сгорания; 5 – турбина компрессора; 6 – турбина вентилятора; 7 – электромотор; 8 – бортовая электрическая энергоустановка (на базе топливных элементов, батареи аккумуляторов, суперконденсаторов и др.)

Рисунок 3.1.1 – Рассматриваемые схемы СУ на базе ГГТД и ТРДД
(ГГТД = газотурбинная часть (1-6) + электромотор (7))

Выбранные схемы ГГТД для перспективного БСМС сформированы на основе базового ТРДД 2030-х гг. (см. рисунок 3.1.1) с повышенными параметрами цикла на крейсерском расчетном режиме полета ($H=11$ км; $M=0,8$): степень двухконтурности $m=13$; температура газа перед турбиной $T_{гкр}^*=1592$ К; суммарная степень повышения давления в компрессоре $\pi_{к\Sigma}^*=56,6$; степень повышения давления в компрессоре высокого давления $\pi_{квд}^*=18,8$; степень повышения давления в вентиляторе $\pi_v^*=1,4$; приведенный расход воздуха через газогенератор $G_{вггпр}=1$ кг/с; диаметр на входе в двигатель $D_v=1,65$ м; удельный расход топлива $C_{Rкр}=0,49$ кг/(кгс·ч) [52].

Принципиальным отличием вариантов 1, 2 и 3 друг от друга является схема подвода электрической мощности к роторам двигателя (см. рисунок 3.1.1):

- схема ГТТД-1 с дополнительным подводом мощности к валу ротора НД (валу вентилятора) от ЭМ;
- схема ГТТД-2 с дополнительным подводом мощности к валу ротора ВД (валу компрессора) от ЭМ;
- схема ГТТД-3 с дополнительным подводом мощности к валам роторов НД и ВД от ЭМ.

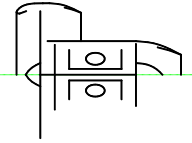
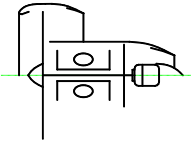
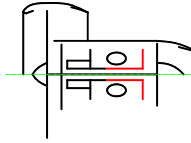
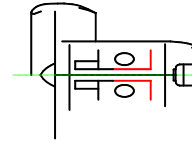
Схема ГТТД-3 является комбинацией схем ГТТД-1 и ГТТД-2, она объединяет в себе ряд их достоинств и исключает основные недостатки. Для схем ГТТД-2 и ГТТД-3 в случае подвода к ротору ВД 100 % мощности от ЭМ турбина ВД может быть исключена, поэтому на рисунке 3.1.1 у этих схем она выделена красным цветом.

На первоначальной стадии изучения схем выявлены принципиальные трудности в технической реализации схемы ГТТД-1, связанные со значительным снижением запаса газодинамической устойчивости подпорных ступеней при подводе к валу ротора низкого давления мощности от электромотора. Для решения этой проблемы необходимо наряду с дополнительным регулированием двигателя (перепуск воздуха за каскадом подпорных ступеней, регулирование створок сопла внутреннего контура) изначально «переразмеривание» подпорных ступеней по степени повышения давления, либо отказ от применения подпорных ступеней, либо переход к трехвальной схеме ГТТД. В работе исследование эффективности схемы ГТТД-1 будет проводиться на примере варианта без подпорных ступеней.

Основной проблемой при создании ГТТД в настоящее время является обеспечение приемлемой массы электрических систем, в частности ЭМ и ЭУ [15]. Создание в перспективе самолета, обладающего легкой конструкцией и высоким аэродинамическим совершенством, позволит уменьшить требуемую тягу СУ, а значит снизить мощность и массу электрических систем ГТТД.

В таблице 3.1.1 приведены иллюстрации и описания рассматриваемых в данной работе схем ГТТД, а также исходные данные, варьируемые параметры и ограничения, необходимые для исследования топливной экономичности рассматриваемых схем двигателей. Далее в главе 3 будут представлены результаты параметрического исследования, целью которого является поиск рационального сочетания параметров рабочего процесса перспективных схем ГТТД, что позволит выявить потенциал каждой из них, в том числе при использовании различных типов топлив. Схемы с наилучшим сочетанием проектных параметров будут отобраны для дальнейшей оценки их эффективности по самолетным критериям в составе маршевой СУ с ЭУ на базе ТОТЭ.

Таблица 3.1.1 – Сравнение схем ГГТД и базового ТРДД

Параметр	Значение			
	ТРДД (базовая схема)	ГГТД-1	ГГТД-2	ГГТД-3
Вариант исполнения: – соосный с тянущим вентилятором (расчетная схема)				
1. Конструктивные особенности схемы	Двухвальный ТРДД с/без редуктора с ПС. ЭМ и ЭУ отсутствуют	Двухвальный ТРДД без редуктора и без ПС с подводом электрической мощности от ЭМ к валу ротора НД. Внешняя ЭУ вырабатывает ЭЭ для питания ЭМ	Двухвальный ТРДД с/без редуктора с/без ПС с подводом электрической мощности от ЭМ к валу ротора ВД. Внешняя ЭУ вырабатывает ЭЭ для питания ЭМ	
2. Тип ЭУ (источника электрического тока)	–	АБ, ЭУ на ТОТЭ, ЭУ на ТПТЭ, СКБ, солнечные батареи и др.		
3. Тип топлива	Водород и углеводородное (керосин, метан, пропан-бутан и др.)	Водород и углеводородное (керосин, метан, пропан-бутан и др.) для ТОТЭ и/или основной КС ГТЧ. Водород для ТПТЭ		
4. Работа на крейсерском режиме полета ($M=0,78-0,8$; $H=11$ км; МСА)	Выбор параметров двигателя под заданные $R_{кр}$, $\Delta N_{отб}$, $\Delta G_{отб}$	Выбор параметров двигателя под заданные $R_{кр}$, $\Delta N_{отб}$, $\Delta G_{отб}$, $N_{э.тнд\ отн.}$. КС может не работать. Определение размерности ГГТД и ЭУ	Выбор параметров двигателя под заданные $R_{кр}$, $\Delta N_{отб}$, $\Delta G_{отб}$, $N_{э.тнд\ отн.}$. КС может не работать. Определение размерности ГГТД и ЭУ	Выбор параметров двигателя под заданные $R_{кр}$, $\Delta N_{отб}$, $\Delta G_{отб}$, $N_{э.тнд\ отн.}$, $N_{э.квд\ отн.}$. КС может не работать. Определение размерности ГГТД и ЭУ
5. Работа на взлетном режиме ($M=0$; $H=0$; МСА, Δt_h , Δp_h)	Увеличение тяги в РАУ до заданной $R_{взл}$ за счет увеличения T_g^* при заданном уровне отборов. Уточнение размерности ТРДД	Увеличение тяги в РАУ до заданной $R_{взл}$ за счет увеличения T_g^* при принятом уровне $N_{э.тнд\ кр}$ и заданном уровне отборов. Уточнение размерности ГГТД и ЭУ	Увеличение тяги в РАУ до заданной $R_{взл}$ за счет увеличения T_g^* при принятом $N_{э.квд\ кр}$ и заданном уровне отборов. Уточнение размерности ГГТД и ЭУ	Увеличение тяги в РАУ до заданной $R_{взл}$ за счет увеличения T_g^* при принятых $N_{э.тнд\ кр}$, $N_{э.квд\ кр}$ и заданным уровне отборов. Уточнение размерности ГГТД и ЭУ
6. Рекуперация электроэнергии	–	На участке снижения. На режиме избыточной тяги	На режиме избыточной тяги при наличии ТВД	На участке снижения. На режиме избыточной тяги
7. Запуск двигателя	Встроенным стартер-генератором	Встроенным стартер-генератором	ЭМ на валу ротора ВД	ЭМ на валу ротора ВД

Продолжение таблицы 3.1.1

Параметр	Значение			
Схема двигателя	ТРДД (базовая схема)	ГГТД-1	ГГТД-2	ГГТД-3
8. Достоинства схемы	Простота, надежность, технологичность, низкая стоимость производства, простота обслуживания и ремонта, малое время проектирования и создания натурного образца для испытаний. Небольшая масса ТРДД и СУ	В отношении газотурбинной части (ГТЧ) двигателя как для ТРДД. Средняя экономичность по отношению к ТРДД. Дополнительная экономия топлива с применением водорода и газовых топлив с высоким содержанием водорода. Рекуперация энергии набегающего потока на режимах авторотации. Отключение КС в крейсерском полете для дополнительной экономии топлива. Не полная потеря тяги при выключении КС на режимах взлета и посадки, в крейсерском полете. Экономия ресурса горячей части ГГТД. Возможность разнесения ГГТД и ЭУ. Низкий уровень эмиссии ВВ. Отборы мощности от ЭУ.	Возможность включения в схему ПС. Отсутствие турбины на валу ВД. Независимое регулирование частоты вращения КВД. Выносной центробежный электрокомпрессор.	Двухвальность. Наличие двух ЭМ. Возможность включения в схему ПС. Отсутствие турбины на валу ВД. Независимое регулирование частоты вращения КВД и ТНД. Выносной центробежный электрокомпрессор.
9. Недостатки схемы	Совершенствование удельных параметров ограничено пределом термодинамического цикла. Низкий термодинамический КПД. Отсутствие рекуперации энергии набегающего потока на режимах авторотации. 100 % потеря тяги при выключении КС на режимах взлета и посадки, в крейсерском полете. Ограничение параметров цикла высокими температурами в КС и ТВД. Небольшой ресурс горячей части. Потеря тяги на взлете увеличивается с ростом степени двухконтурности. Запуск от ВСУ или стартера-генератора. Отборы воздуха/мощности от СУ	Газодинамический привод компрессора. Двухвальность. Неустойчивая работа КС на дроссельных режимах при использовании электрической мощности более 70 % для привода вентилятора. Выключение и запуск КС в каждом полетном цикле. Появление двух дополнительных сложных элементов – ЭМ и бортовой ЭУ. Большая масса и объем ЭУ. Интеграция ЭМ с ГГТД. Интеграция ЭУ на ЛА. Запуск от ВСУ или стартера-генератора. Сложность вынесения ЭМ за пределы ГГТД	Газодинамический привод вентилятора. Двухвальность. Выключение и запуск КС в каждом полетном цикле (при переразмеренном компрессоре). Переразмеренный компрессор. Появление двух дополнительных сложных элементов – ЭМ и бортовой ЭУ. Интеграция ЭМ с ГГТД. Интеграция ЭУ на ЛА. Сложнее разметить ЭМ на валу ВД	Выключение и запуск КС в каждом полетном цикле. Появление двух дополнительных сложных элементов – ЭМ и бортовой ЭУ. Интеграция ЭМ с ГГТД. Интеграция ЭУ на ЛА. Сложнее разметить ЭМ на валу ВД. Сложная САУ для согласования работы двух ЭМ.

Окончание таблицы 3.1.1

Параметр	Значение			
	ТРДД (базовая схема)	ГГТД-1	ГГТД-2	ГГТД-3
10. Критические технологии:				
- ГТД	Конструкционные материалы. Элементы с высокими КПД и удельными параметрами. Ресурс горячей части. Технология и производство элементов ГТЧ из КМ. Бесшумный высокоэкономичный ГТД для условий $M=0,78-0,82$; $H=11$			
- ЭХГ/ЭУ	-	Компактная ЭУ на ТОГЭ/ТПГЭ мощностью 2,5-5 МВт и более, с малой удельной массой и высоким термодинамическим КПД, с низкой стоимостью		
- ЭМ	-	Компактный ЭМ мощностью 2,5-5 МВт и более, с малой удельной массой и высоким электрическим КПД, с возможностью работы в режиме генератора, с низкой стоимостью		
- Самолет	Аэродинамическое качество на 25 % выше, чем у МС-21-300. Полностью электрический самолет. Криогенный самолет на АСКТ, СПГ, водороде. Интеграция ЭУ/ЭХГ на базе ТОГЭ/ТПГЭ на ЛА			
11. Риск несоздания (вероятность)	0 – безрисковая	0,2 – минимальный	0,3 – минимальный	0,35 – минимальный
12. Массы элементов	$\gamma_{ГТЧ}=0,167$ кг/кгс	$\gamma_{ГТЧ}=0,167$ кг/кгс, $\gamma_{ЭУ}=0,5$ кг/кВт, $\gamma_{ЭМ}=0,1$ кг/кВт		
13. КПД узлов	ГТЧ: $\eta_{в}^*=0,926$; $\eta_{пс}^*=0,911$; $\eta_{к}^*=0,852$; $\eta_{тнд}^*=0,930$; $\eta_{твд}^*=0,915$ ЭУ: $\eta_{ЭУ кр}^*=0,5$; $\eta_{ЭУ пб}^*=0,59$; $\eta_{ЭУ мет}^*=0,62$; $\eta_{ЭУ вод}^*=0,70$ ЭМ: $\eta_{ЭМ}^*=0,98$			
14. Исходные данные для расчета	$R_{кр}=1440$ кгс ($M=0,8$; $H=11$ км; МСА; $\sigma_{вх}=0,997$) $R_{взл}=9000$ кгс ($M=0$; $H=0$; МСА; $t_h=+30$ °С; $\sigma_{вх}=1$; без отборов) $\Delta N_{отб}=200$ кВт $D_{мг.отн}=1,35$ м $C_{х мг}=0,03$			
15. Варьируемые параметры	$T_{Г кр}^*=1592$ К $T_{Г взл}^*=1900$ К $m_{кр}=13$ $\pi_{к\sum кр}^*=56,6$ $\pi_{к}^*=18,8$ $\pi_{в}^*=1,4$	$T_{Г кр}^*=1800, 1600, 1400, 1200$ К $\pi_{пс кр}^*=1$ $\pi_{к кр}^*=20$ $\pi_{в кр}^*=1,5; 1,45; 1,4; 1,35; 1,3; 1,25$ $N_{э.тнд отн.кр}^*=50$ %	$T_{Г кр}^*=1800, 1600, 1400, 1200, T_{к}^*,$ К $\pi_{к\sum кр}^*=60, 50, 40, 30$ $\pi_{в кр}^*=1,5; 1,45; 1,4; 1,35; 1,3; 1,25$ $N_{э.квд отн.кр}^*=100$ %	$T_{Г кр}^*=1800, 1600, 1400, 1200$ К $\pi_{к\sum кр}^*=60, 50, 40, 30$ $\pi_{в кр}^*=1,5; 1,45; 1,4; 1,35; 1,3; 1,25$ $N_{э.квд отн.кр}^*=100$ % $N_{э.тнд отн.кр}^*=50, 75, 100$ %
16. Крейсерские ограничения	$T_{Г кр.мах}^*=1800$ К $\pi_{к кр мах}^*=20$ $\pi_{к\sum мах кр}^*=60$ $G_{в гт пр кр} \geq 1$ $D_{в} \leq 2$ м			

3.2 Определение рационального соотношения между электрической и газотурбинной мощностью гибридных ГТД различных схем

Результаты проведенных параметрических исследований по определению рациональной степени двухконтурности при заданных технологических и габаритных ограничениях представлены в таблице 3.2.1 и на рисунке 3.2.1.

На начальном этапе был сформирован облик базового ТРДД [52] с параметрами цикла: $m=13$; $T_{г}^*=1592$ К; $\pi_{\Sigma}^*=56,6$; $\pi_{к}^*=18,8$; $\pi_{в}^*=1,4$; $G_{гг пр.отн}=1$; $D_{в}=1,65$ м; $C_{R \text{эфф}}=0,528$ кг/(кгс·ч) (см. таблицу 3.2.1 и рисунок 3.2.1). С этим вариантом ТРДД проводится сравнение параметров ГГТД.

На данном этапе были проведены параметрические исследования по определению влияния различных соотношений между электрической и газотурбинной мощностью на экономичность ГГТД, которые представлены в численном виде в таблицах 3.2.2–3.2.4 и в виде графиков на рисунках 3.2.2–3.2.4. Здесь были рассмотрены три схемы ГГТД с $\pi_{в}^*=1,4$, сформированные на основе выбранного базового варианта ТРДД.

Условием сравнения ГГТД и ТРДД было постоянство крейсерской тяги $R_{кр}=1440$ кгс в условиях $H=11$ км, $M=0,8$, с учетом потерь в канале воздухозаборника и сопротивления мотогондолы. В качестве критерия сравнения рассмотрен эквивалентный расход топлива, определяемый суммой расходов топлива в основной КС и в электрической ЭУ ($\eta_{эу}=0,7$). Отборы воздуха и мощности на самолетные нужды от двигателей и ЭУ не производились.

Условие поддержания приведенного расхода воздуха на выходе из газогенератора $G_{гг пр.отн} \geq 1$ характеризует ограничение по высоте лопатки последней ступени КВД $h_{лоп.квд} \geq 13$ мм. В качестве конструктивного ограничения принимается значение диаметра вентилятора $D_{в} \leq 2$ м, которое обеспечит беспрепятственное расположение двигателя с мотогондолой под крылом БСМС в схеме низкоплан.

Результаты исследования получены при постоянных значениях КПД узлов, соответствующих базовому ТРДД [52].

Из рисунков 3.2.2–3.2.4 видно, что при подведении к ГГТД внешней мощности от ЭМ уровень удельного расхода топлива через основную КС газотурбинной части ГГТД уменьшается практически линейно.

При минимальном подводе тепла, что соответствует температуре газа $T_{г}^* \approx 800 \dots 900$ К за КВД, для схем ГГТД-1 и ГГТД-3 (см. рисунки 3.2.2, 3.2.4) уровень подведенной к двигателю мощности приближается к величине $5 \dots 5,5$ МВт. Такой уровень мощности необходим для совершения полностью электрического крейсерского полета при рассмотренном уровне потребной крейсерской тяги одного двигателя БСМС ($R_{кр}=1440$ кгс).

Таблица 3.2.1 – Параметры ТРДД в зависимости от степени двухконтурности ($H=11$ км; $M=0,8$; $T_1^*=1592$ К; $R=1440$ кгс; $\sigma_{вх}=0,997$; $N_{отб}=0$; $C_{x,мг}=0,03$)

Параметр	Размерность	Значение								
		2	4	6	8	10	12	13	14	16
m	-									
$G_{в}$	кг/с	50,2	75,0	95,6	113,5	129,9	146,1	154,7	164,0	191,0
$G_{в\text{ гг}}$	кг/с	16,7	15,0	13,7	12,6	11,8	11,2	11,0	10,9	11,2
$G_{в\text{ гг пр}}$	-	1,518	1,36	1,238	1,144	1,071	1,019	1,002	0,992	1,019
$\pi_{в}^*$	-	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4
$\pi_{пс}^*$	-	2,15	2,15	2,15	2,15	2,15	2,15	2,15	2,15	2,15
$\pi_{квд}^*$	-	18,791	18,791	18,791	18,791	18,791	18,791	18,791	18,791	18,791
$D_{в}$	м	0,940	1,149	1,297	1,414	1,513	1,604	1,650	1,700	1,834
$R_{эфф}$	кгс	1440	1440	1440	1440	1440	1440	1440	1440	1440
$C_{R\text{ эфф}}$	кг/(кгс·ч)	0,8001	0,7168	0,6526	0,6027	0,5645	0,5372	0,5279	0,5226	0,5370

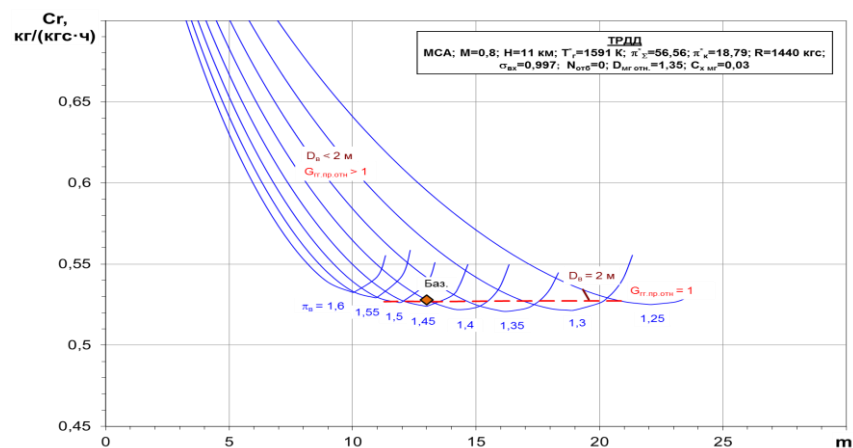


Рисунок 3.2.1 – Зависимость эффективного удельного расхода топлива ТРДД с использованием керосина от параметров цикла

Таблица 3.2.2 – Параметры ГГТД-1 в зависимости от параметров цикла
 ($H=11$ км; $M=0,8$; $R=1440$ кгс; $\sigma_{вх}=0,997$; $N_{отб}=0$; $C_{х мг}=0,03$; $\eta_{эу}=0,7$)

Параметр	Размерность	Значение									
		ТРДД		ГГТД-1 (подвод $N_э$ к турбине вентилятора)							
№ варианта		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$N_{э.тн}/N_{тк\bar{\Sigma}}$	%	0	50	50	50	50	50	75	100	100	100
$T_{г}^*$	К	1591,76	1600	1600	1600	1600	1600	1600	1600	1600	900
$\pi_{в}^*$	-	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4
$\pi_{к\bar{\Sigma}}^*$	-	56,56	30	30	30	50	50	50	50	50	50
$\pi_{квд}^*$	-	18,791	20	15	10	20	15	20	20	20	20
$\pi_{пс}^*$	-	2,150	1,071	1,429	2,143	1,786	2,381	1,786	1,786	1,786	1,786
m	-	13	38,11	39,01	40,52	36,81	37,92	78,38	78,00	86,00	171,00
$G_{в гт пр}$	кг/с	1	0,73	0,72	0,69	0,49	0,48	<<0,5	<<0,5	<<0,5	<<0,5
$D_{в}$	м	1,65	1,797	1,796	1,794	1,798	1,796	1,790	1,660	1,670	1,743
$C_{R гтч}$	кг/(кгс·ч)	0,528	0,2660	0,2594	0,2495	0,2433	0,2359	0,1149	0,0917	0,0917	0,0050
$N_{э.тк}$	кВт	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
$N_{тк\bar{\Sigma}}$	кВт	5766	2046	1884	1636	2473	2259	1168	1011	927	522
$N_{э.тв}$	кВт	0	2569	2584	2666	2670	2683	3792	4346	4379	4820
$N_{тв\bar{\Sigma}}$	кВт	4997	5139	5169	5332	5340	5366	5056	4346	4379	4820
$C_{R экв}$	кг/(кгс·ч)	0,5280	0,4787	0,4734	0,4703	0,4645	0,4581	0,4290	0,4517	0,4544	0,4041
$N_{э\bar{\Sigma}}=N_{э.тк}+N_{э.т}$	кВт	0	2569	2584	2666	2670	2683	3792	4346	4379	4820
$N_{\bar{\Sigma}}=N_{тк\bar{\Sigma}}+N_{тв\bar{\Sigma}}$	кВт	10763	7184	7053	6969	7813	7625	6224	5357	5306	5342

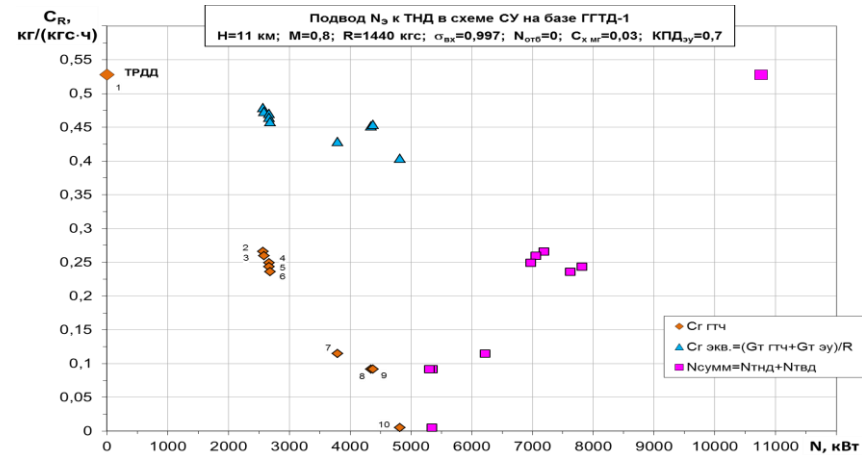


Рисунок 3.2.2 – Зависимость эффективного удельного расхода топлива газотурбинной части ($C_{R ГТЧ}$) ГГТД-1 с использованием керосина и эквивалентного удельного расхода топлива ($C_{R экв}$) ГГТД+ЭУ_{ТЭ} с заданным условным КПД ЭУ от уровня подводимой электрической мощности ($N_э$) и параметров цикла

Таблица 3.2.3 – Параметры ГТД-2 в зависимости от параметров цикла

($H=11$ км; $M=0,8$; $R=1440$ кгс; $\sigma_{вх}=0,997$; $N_{отб}=0$; $C_{х мГ}=0,03$; $\eta_{эу}=0,7$)

Параметр	Размерность	Значение											
		ГТД-2 (подвод $N_э$ к турбине компрессора)											
Схема двигателя		ТРДД											
№ варианта		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$N_{э,тк}/N_{тк\sum}$	%	0	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100
$T_{г}^*$	К	1591,76	1600	1600	1600	1600	1600	1600	1600	1600	1600	1600	1600
π_v^*	-	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4
$\pi_{к\sum}^*$	-	56,56	30	30	30	28	14	20	10	50	50	50	50
$\pi_{квд}^*$	-	18,791	20	15	10	20	10	20	10	20	15	20	15
$\pi_{пс}^*$	-	2,150	1,071	1,429	2,143	1,000	1,000	1,000	1,000	1,786	2,381	1,786	2,381
m	-	13	32,74	31,77	30,26	32,55	27,97	31,42	26,44	33,80	32,68	16,03	16,33
$G_{в,гг пр}$	кг/с	1	0,79	0,82	0,86	0,85	1,77	1,17	2,49	0,50	0,51	1,00	1,09
D_v	м	1,65	1,738	1,737	1,736	1,738	1,737	1,738	1,737	1,737	1,736	1,722	1,815
$C_{R гтч}$	кг/(кгс·ч)	0,528	0,2885	0,2964	0,3103	0,2944	0,3839	0,3246	0,4243	0,2467	0,2546	0,0480	0,0521
$N_{э,тк}$	кВт	0	2219	2153	2035	2185	1743	2044	1661	2507	2438	5035	5176
$N_{тк\sum}$	кВт	5766	2219	2153	2035	2185	1743	2044	1661	2507	2438	5035	5176
$N_{э,тв}$	кВт	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
$N_{тв\sum}$	кВт	4997	4876	5011	5152	4889	4825	4586	4568	5089	5282	5392	5973
$C_{R экв}$	кг/(кгс·ч)	0,5280	0,4722	0,4748	0,4789	0,4753	0,5283	0,4938	0,5619	0,4543	0,4564	0,4649	0,4808
$N_{э\sum}=N_{э,тк}+N_{э,тв}$	кВт	0	2219	2153	2035	2185	1743	2044	1661	2507	2438	5035	5176
$N_{\sum}=N_{тк\sum}+N_{тв\sum}$	кВт	10763	7094	7164	7187	7074	6568	6630	6229	7596	7720	10427	11149

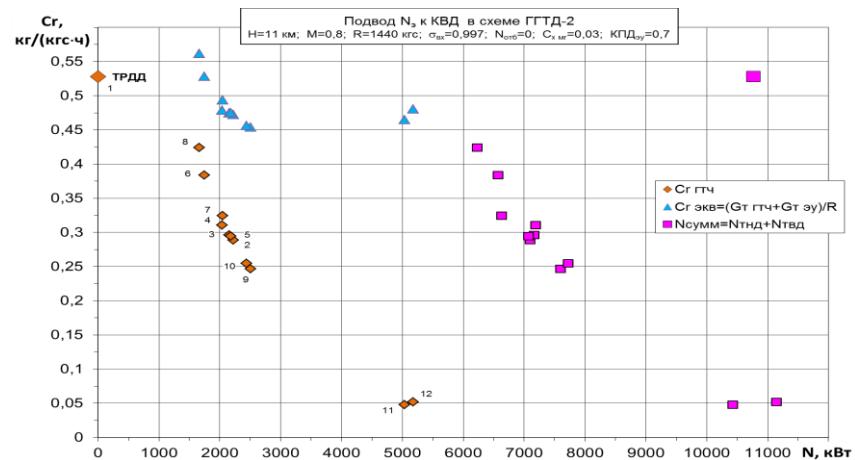


Рисунок 3.2.3 – Зависимость эффективного удельного расхода топлива газотурбинной части ($C_{R гтч}$) ГТД-2 с использованием керосина и эквивалентного удельного расхода топлива ($C_{R экв}$) ГТД+ЭУ ТЭС с заданным условным КПД ЭУ от уровня подводимой электрической мощности ($N_э$) и параметров цикла

Таблица 3.2.4 – Параметры ГТД-3 в зависимости от параметров цикла
($H=11$ км; $M=0,8$; $R=1440$ кгс; $\sigma_{вх}=0,997$; $N_{отб}=0$; $C_{хмг}=0,03$; $\eta_{эу}=0,7$)

Параметр	Размерность	Значение					
		ТРДД		ГТД-3 (подвод $N_э$ к турбинам вентилятора и компрессора)			
№ варианта		1	2	3	4	5	6
$N_{э.тв}/N_{тв\sum}+N_{э.тк}/N_{тк\sum}$	%	0	50+100	75+100	75+100	100+100	100+100
T_g^*	К	1591,76	1600	1600	1600	1600	1600
π_v^*	-	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4
$\pi_{к\sum}^*$	-	56,56	50	50	50	50	50
$\pi_{квд}^*$	-	18,791	20	20	20	20	20
$\pi_{пс}^*$	-	2,150	1,786	1,786	1,786	1,786	1,786
m	-	13	74,15	86,00	81,66	171,00	171,00
$G_{в гт пр}$	кг/с	1	0,24	<<0,5	0,22	<<0,5	<<0,5
D_v	м	1,65	1,776	1,678	1,788	1,688	1,708
$C_{R гтч}$	кг/(кгс·ч)	0,528	0,1195	0,0926	0,0106	0,0473	0,0047
$N_{э.тк}$	кВт	0	1241	936	1119	479	492
$N_{тк\sum}$	кВт	5766	1241	936	1119	479	492
$N_{э.тв}$	кВт	0	2522	3317	3794	4425	4547
$N_{тв\sum}$	кВт	4997	5044	4423	5058	4425	4547
$C_{R экв}$	кг/(кгс·ч)	0,5280	0,4311	0,4448	0,4175	0,4535	0,4220
$N_{э\sum}=N_{э.тк}+N_{э.тв}$	кВт	0	3763	4253	4912	4904	5039
$N_{\sum}=N_{тк\sum}+N_{тв\sum}$	кВт	10763	6286	5359	6177	4904	5039

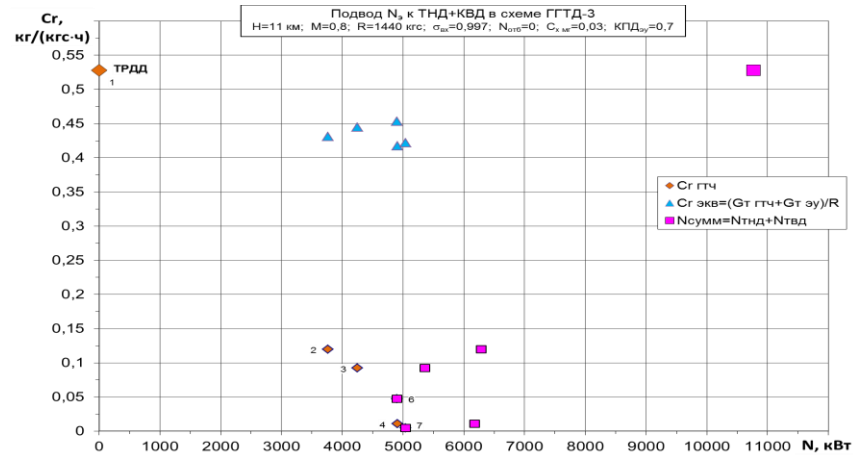


Рисунок 3.2.4 – Зависимость эффективного удельного расхода топлива газотурбинной части ($C_{R гтч}$) ГТД-3 с использованием керосина и эквивалентного удельного расхода топлива ($C_{R экв}$) ГТД+ЭУ_{ТЭ} с заданным условным КПД ЭУ от уровня подводимой электрической мощности ($N_э$) и параметров цикла

При принятом уровне КПД ЭУ (в данном примере $\eta_{\text{ЭУ}}=0,7$) эквивалентные уровни удельного расхода топлива ГТТД составили $C_{R_{\text{ЭКВ}}}\leq 0,45$ кг/(кгс·ч), что лучше базового ТРДД с $C_R=0,528$ кг/(кгс·ч).

Для схем ГТТД-1 и ГТТД-3 зависимость $C_{R_{\text{ЭКВ}}}=f(N_3)$ имеет линейный характер, а для схемы ГТТД-2 наблюдается ярко выраженный минимум в районе $N_3=2,5$ МВт, что соответствует $\sim 1/2$ от потребной мощности для полностью электрического крейсерского полета.

Ввиду конструктивных сложностей создания в ближайшей перспективе ЭМ и ЭУ с мощностью более 3 МВт, с учетом повышенных рисков в реализации схемы ГТТД-3, для дальнейшего исследования эффективности ГТТД в составе СУ БСМС целесообразно рассмотреть две более простые схемы ГТТД-1 и ГТТД-2 с мощностью ЭМ не превышающей 3 МВт.

3.3 Результаты параметрического исследования по определению рациональных параметров термодинамического цикла гибридных ГТД различных схем при заданном уровне подводимой электрической мощности и различных типах топлив

В данном разделе представлены результаты параметрических исследований по определению рациональных параметров схем ГТД-1 и ГТД-2 [56], выполненные с применением ММ СУ на базе ГТД, разработанной в отделе 002 ЦИАМ. Перечень и диапазон варьируемых переменных представлены в разделе 3.1 (см. таблицу 3.1.1). Условием сравнения было постоянство крейсерской тяги $R_{кр}=1440$ кгс в условиях $H=11$ км, $M=0,8$. Наилучшие варианты ГТД определялись по эффективному удельному расходу топлива, т.е. с учетом потерь полного давления в канале ВЗ и сопротивления мотогондолы.

Отборы воздуха и мощности на самолетные нужды описывались эквивалентными отборами мощности $N_{отб}=200$ кВт, которые при расчете эффективных тягово-экономических характеристик газотурбинной части ГТД не учитывались. Считалось, что эти энергетические затраты будет покрывать бортовая электрическая ЭУ, мощность и удельный расход топлива которой должны быть увеличены пропорционально дополнительным отборам.

На основании результатов предварительных исследований [50] принято, что в схеме ГТД-1 к валу НД рационально подводить 50 % от суммарной мощности турбины низкого давления $N_{тнд}$ в крейсерском полете. В схеме ГТД-2 к валу ротора ВД подводится 100 % от суммарной мощности $N_{твд}$ [56].

В расчетах были приняты следующие ограничения: $T_{гкр}^* \leq T_{гкр\max}^* = 1800$ К; $\pi_k^* = 20$; $G_{вггпр} \geq 1$ кг/с; $D_{в} \leq 2$ м; $N_{эу} \leq 3000$ кВт. Ограничение мощности ЭУ вводится из соображений обеспечения минимальной массы системы «ГТД+ЭУ+топливо+топливный бак» при известном времени полета, которое также рассматривалось в качестве критерия отбора рациональных вариантов ГТД равной тяги на этапе концептуального проектирования СУ магистрального самолета.

В качестве схемы ГТД-2 рассмотрена соосная схема с тянущим вентилятором (см. таблицу 3.1.1)

На рисунках 3.3.1–3.3.6 представлены результаты параметрических исследований двух рассматриваемых схем ГТД с применением в качестве топлива керосина. Варианты с применением альтернативных топлив будут получены позже на основании отобранных наилучших ГТД, работающих на керосине.

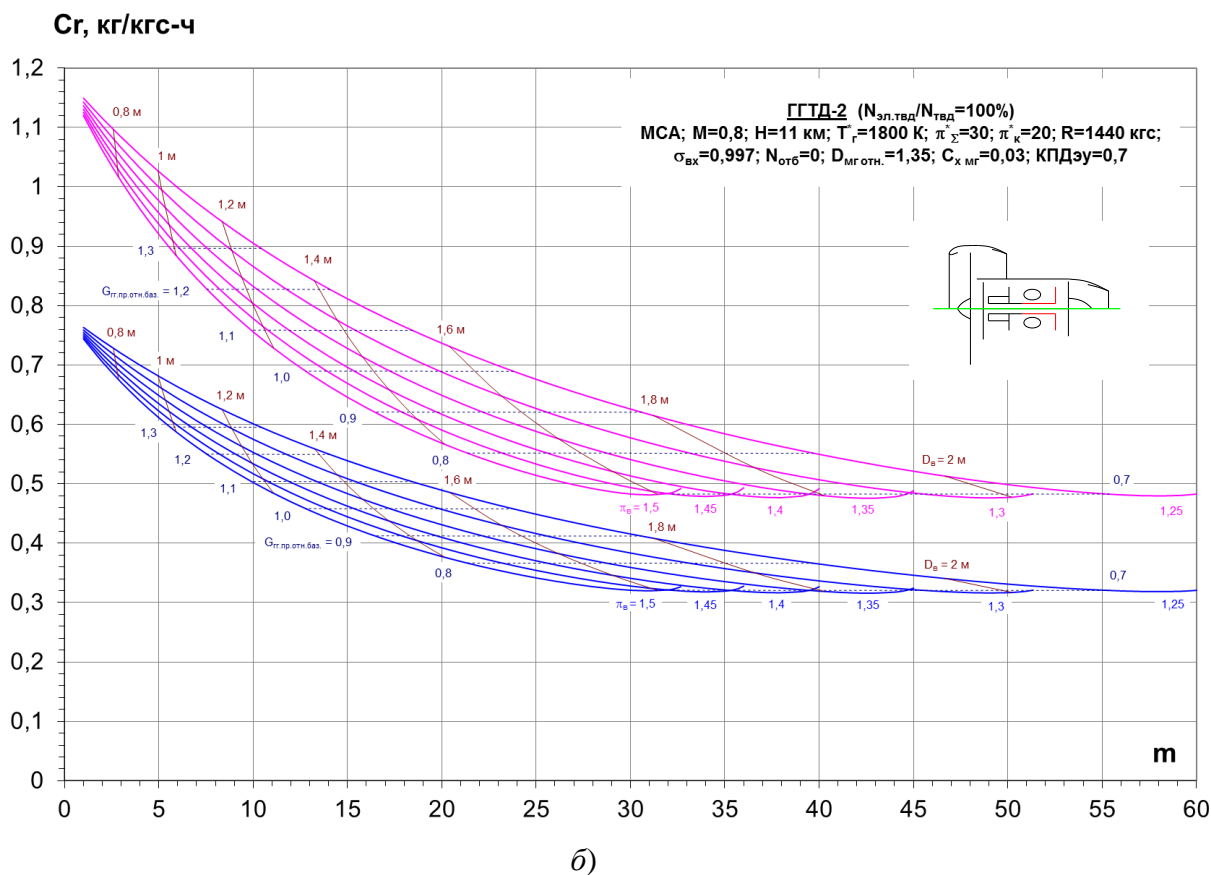
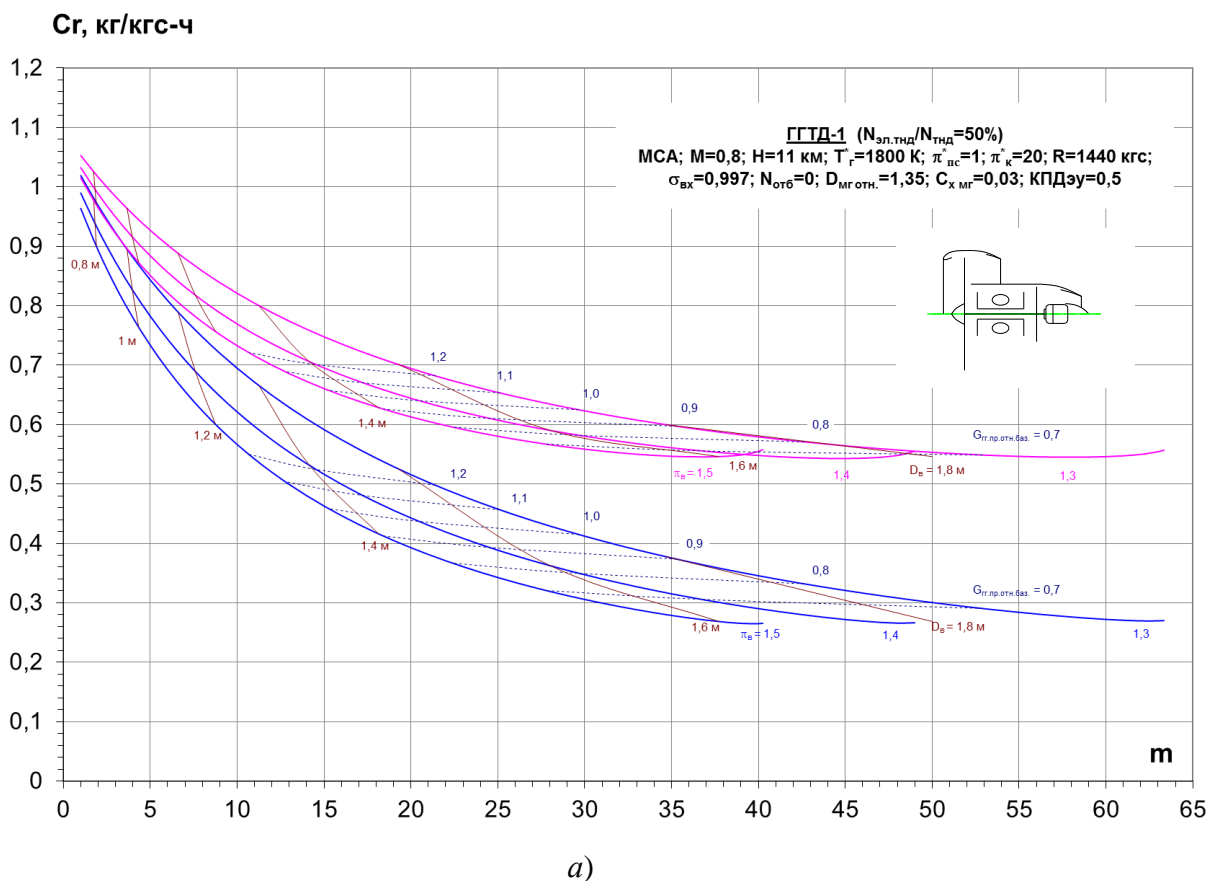
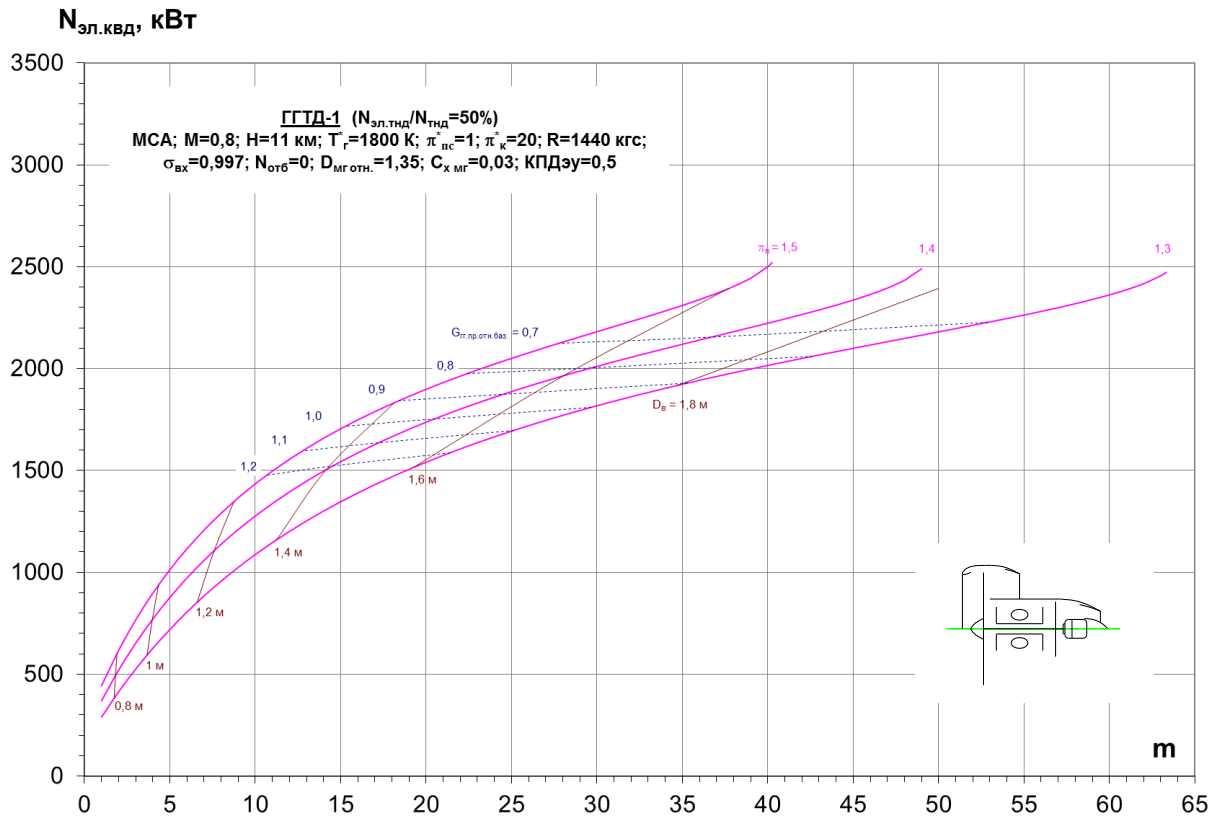
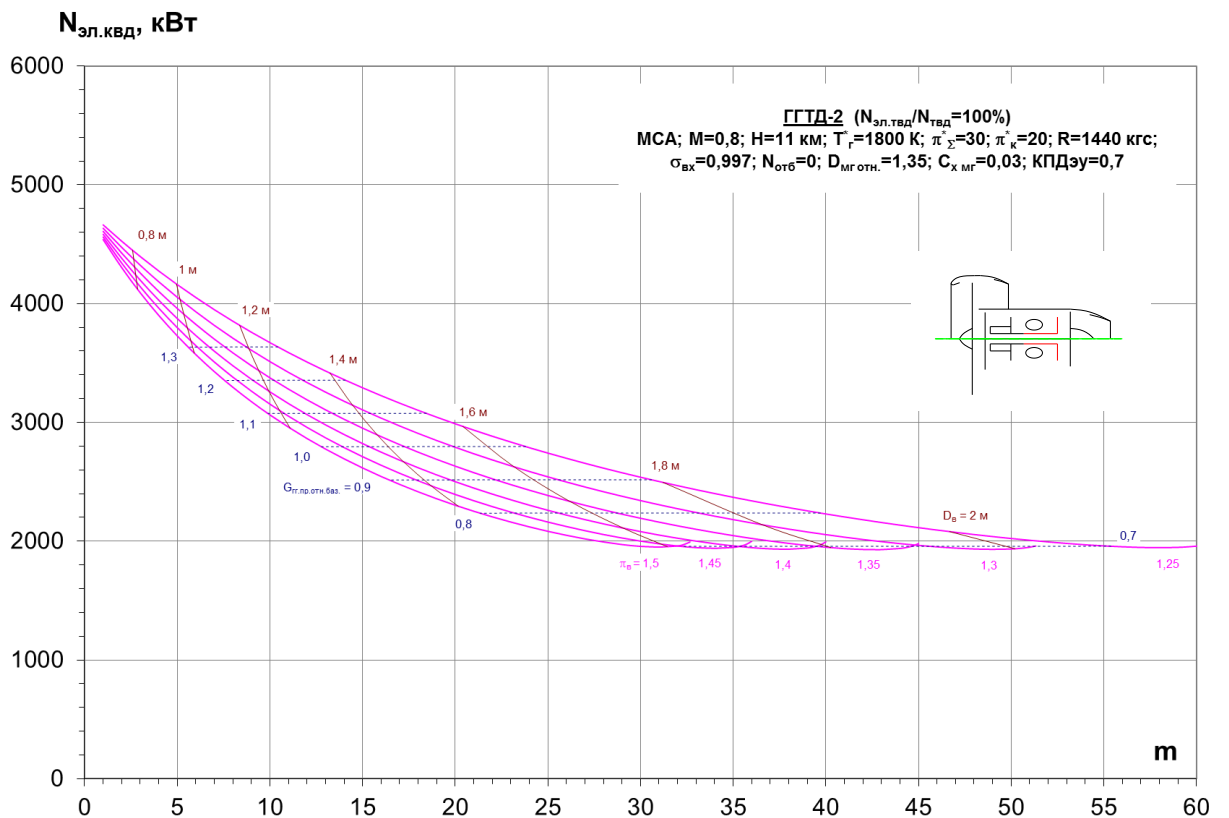


Рисунок 3.3.1 – Зависимость внутреннего (синие кривые) и эквивалентного (розовые кривые) удельного расхода топлива ГТД-1 (а) и ГТД-2 (б) на керосине от параметров цикла и принятых ограничений для $T_{г кр}^* = 1800$ К

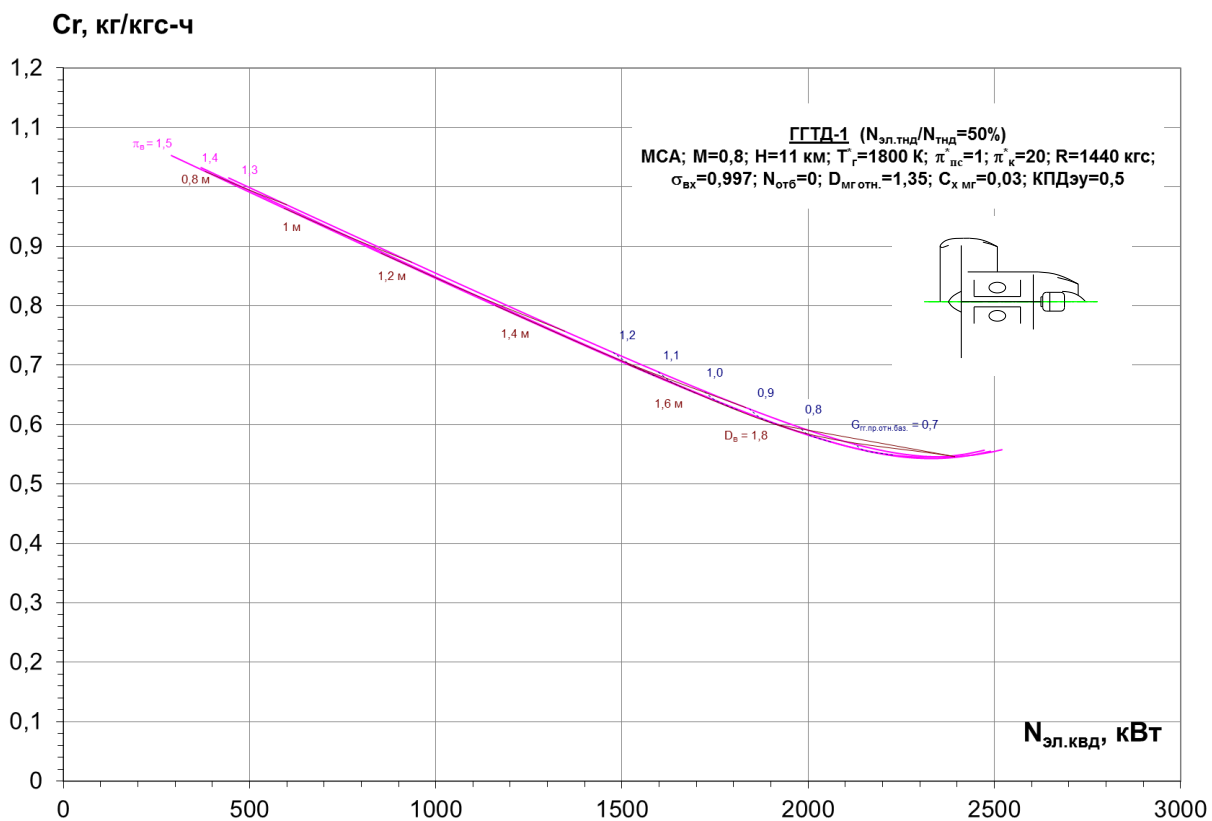


а)

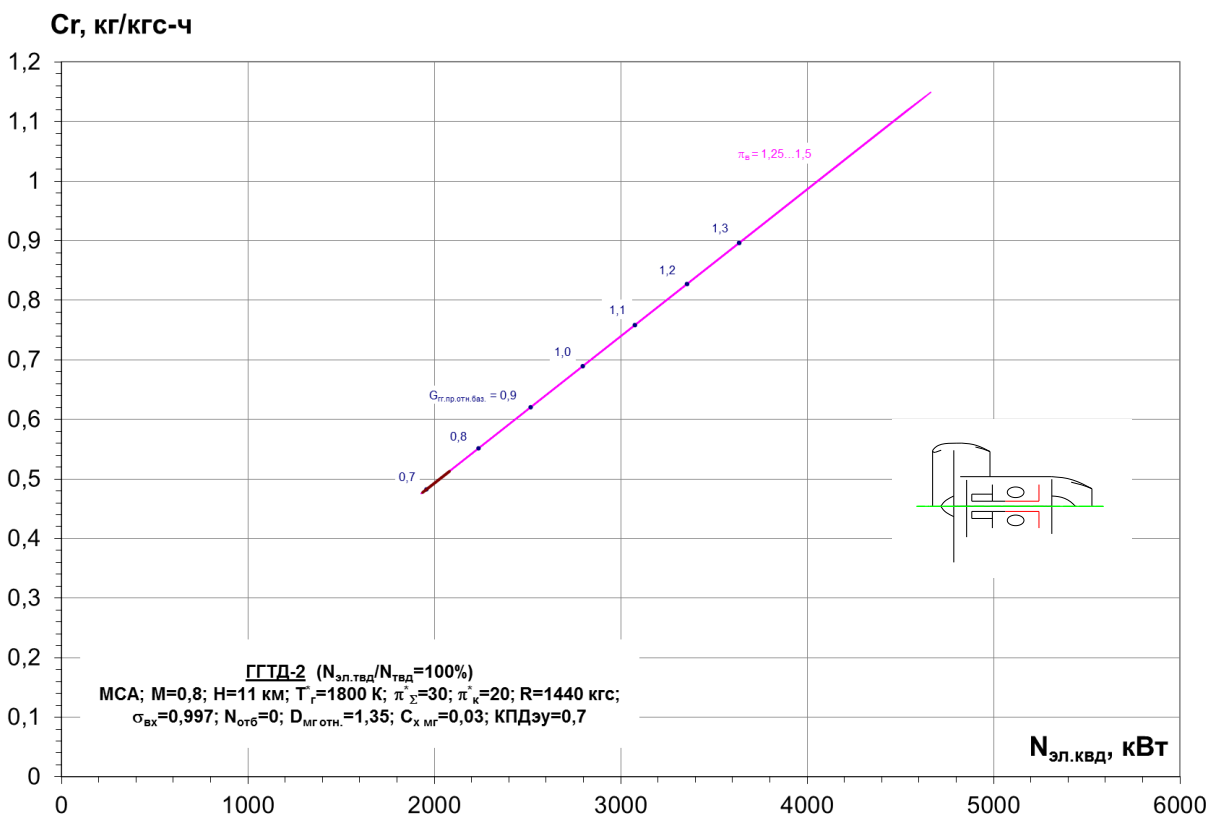


б)

Рисунок 3.3.2 – Зависимость уровня подводимой электрической мощности ГТД-1 (а) и ГТД-2 (б) на керосине от параметров цикла и принятых ограничений для $T_{\text{г кр}}^*=1800$ К



а)



б)

Рисунок 3.3.3 – Зависимость эквивалентного удельного расхода топлива ГГТД-1 (а) и ГГТД-2 (б) на керосине от уровня подводимой электрической мощности, параметров цикла и принятых ограничений для $T_{г\ кр}^* = 1800$ К

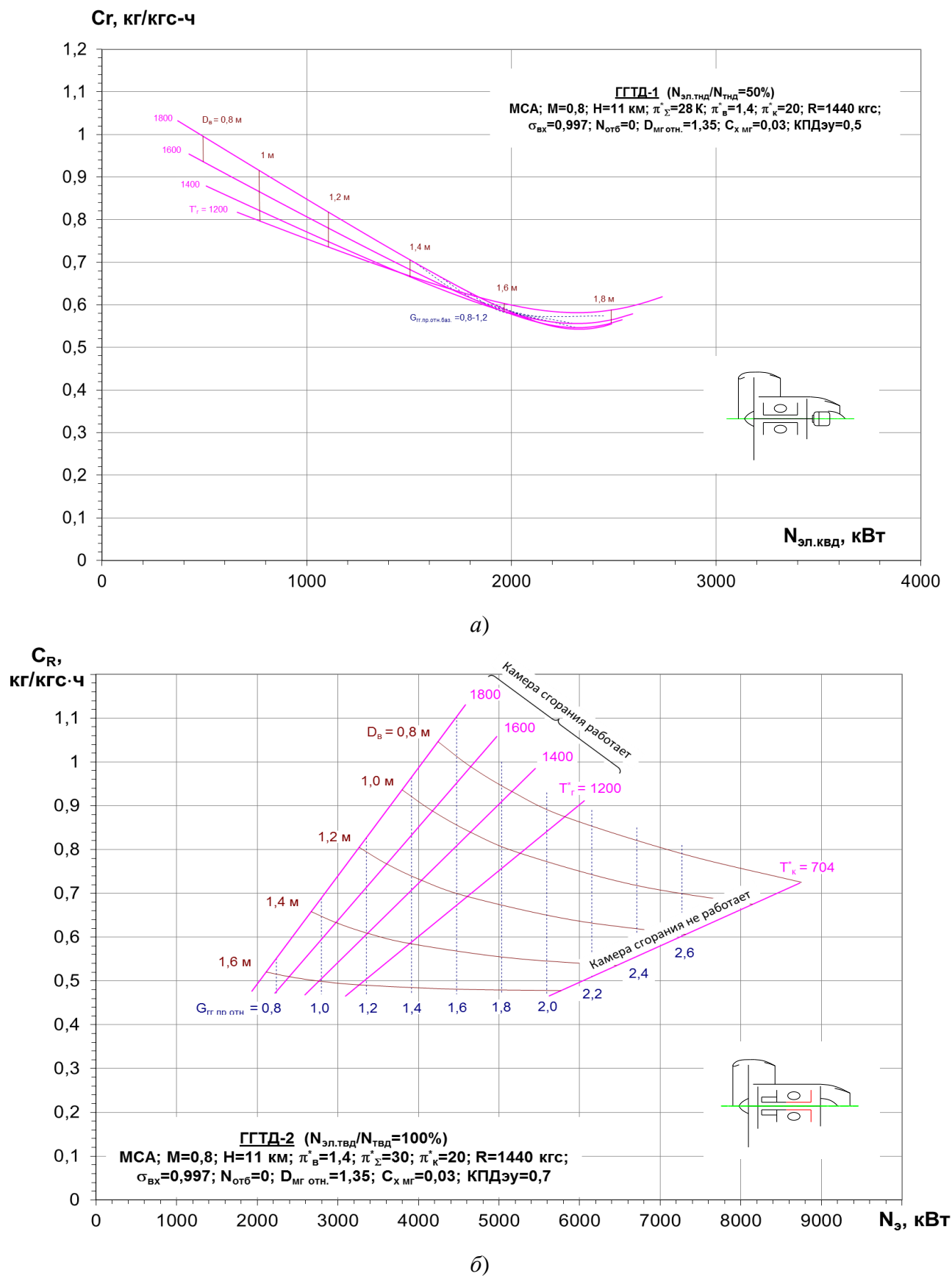
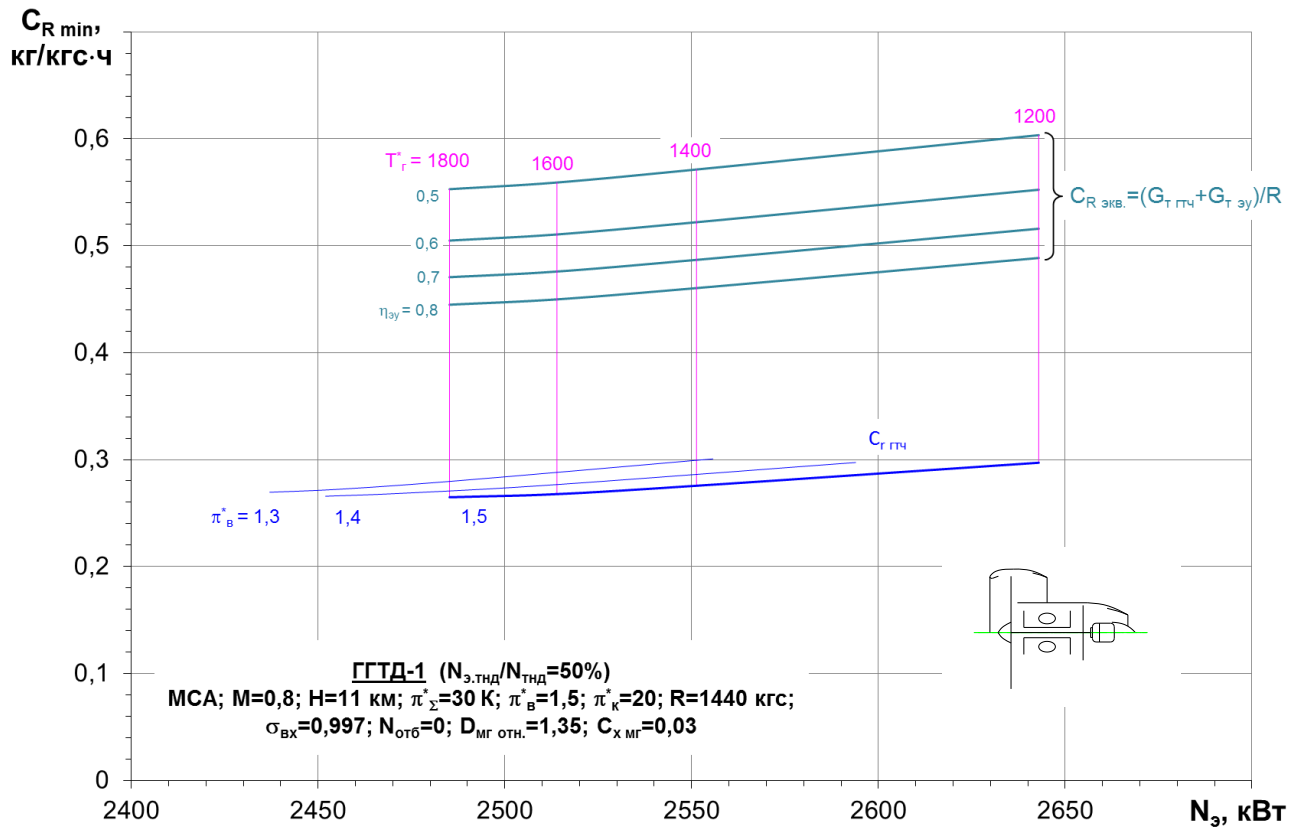
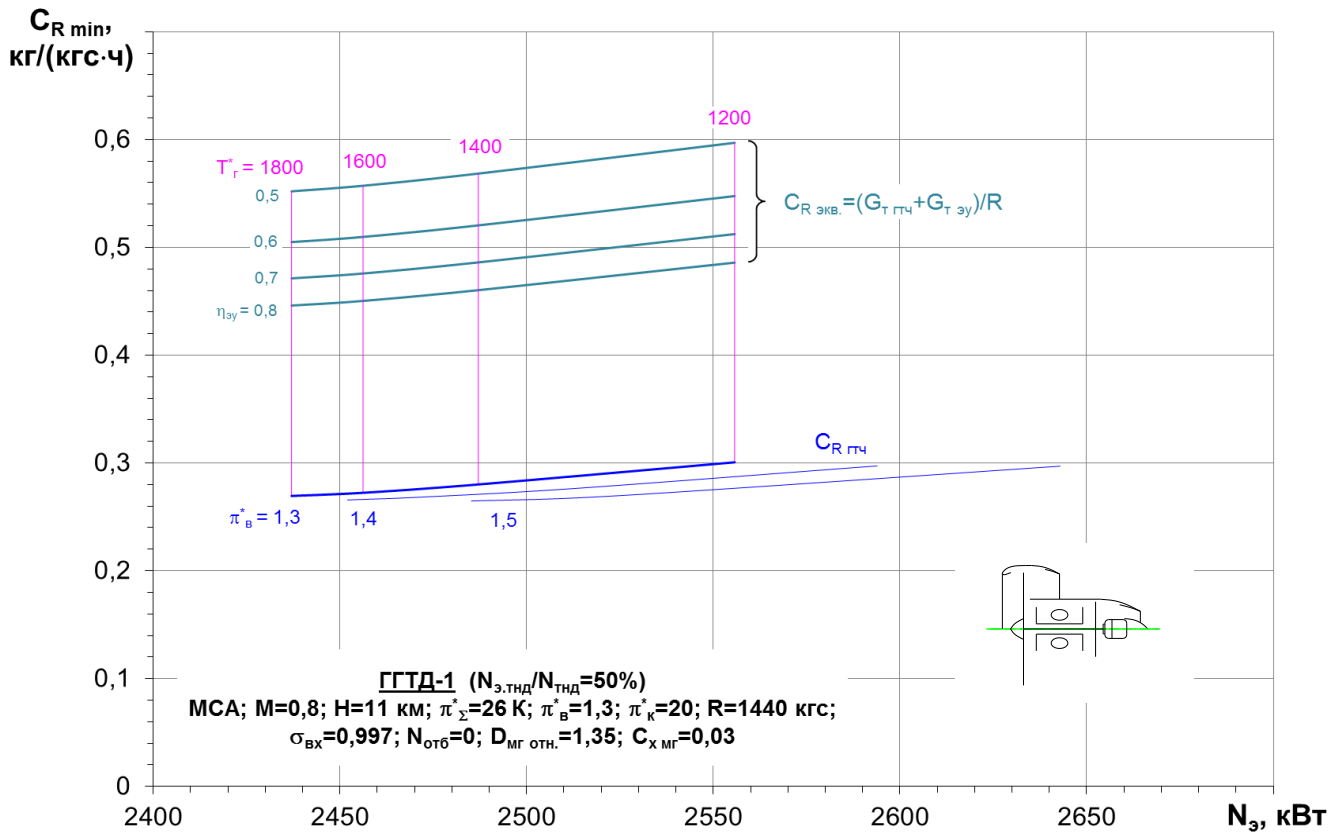


Рисунок 3.3.4 – Зависимость эквивалентного удельного расхода топлива ГТД-1 (а) и ГТД-2 (б) на керосине от подводимой электрической мощности, параметров цикла и принятых ограничений для $\pi_{\text{в}}^*=1,4$

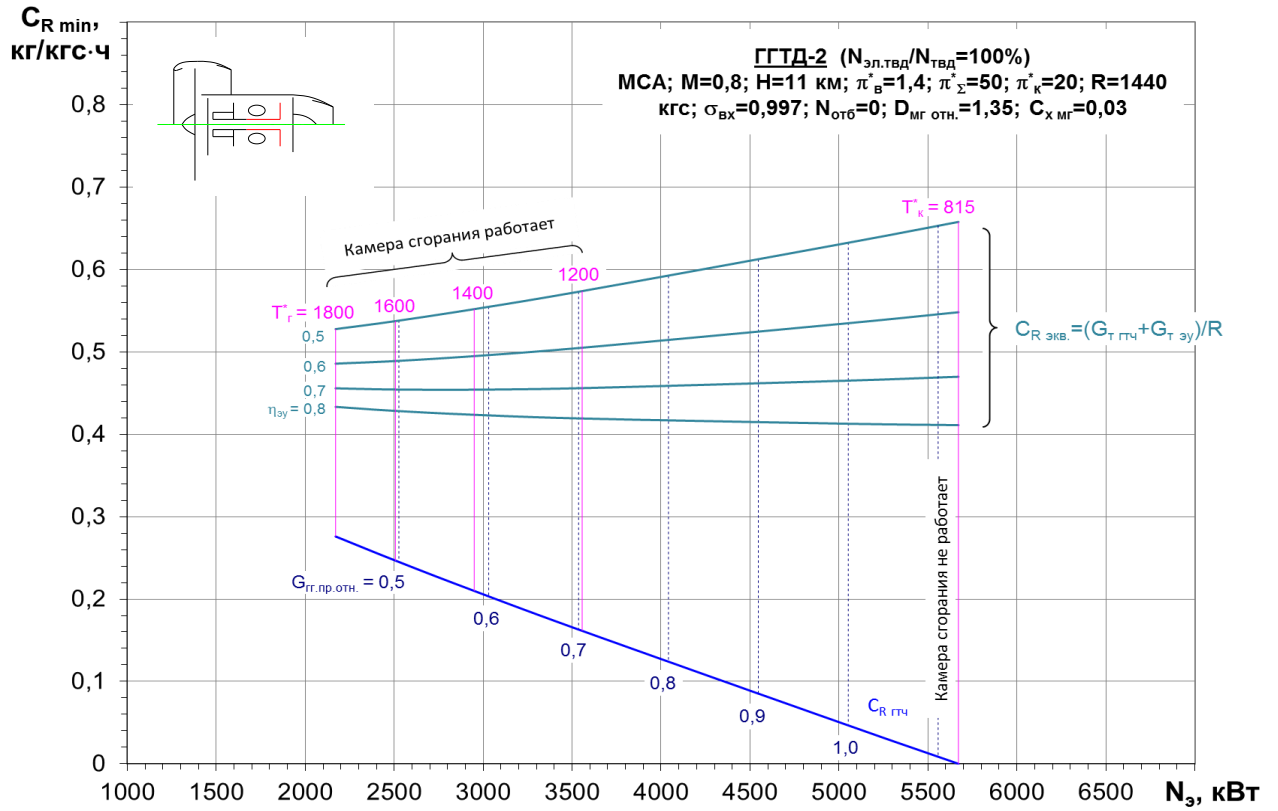


а)

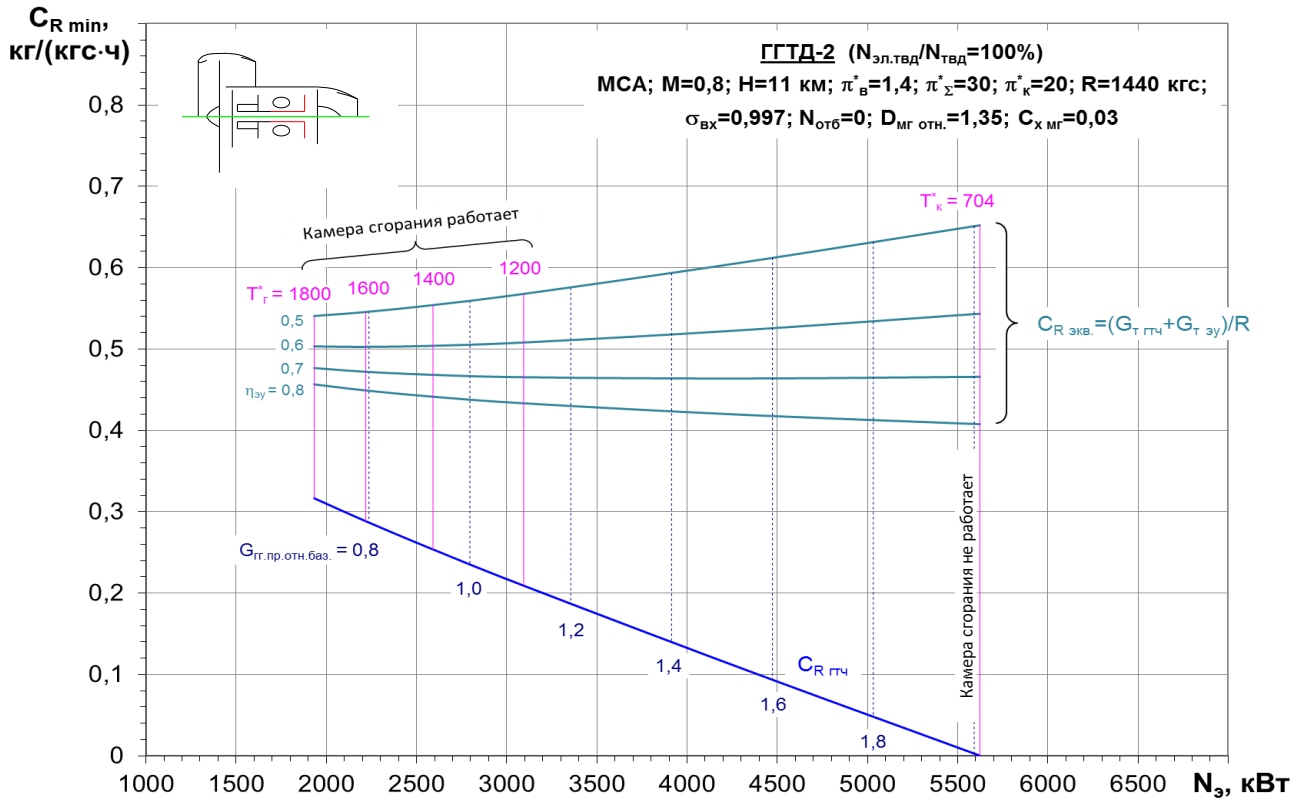


б)

Рисунок 3.3.5 – Зависимость внутреннего и эквивалентного удельного расхода топлива ГТД-1 с $\pi_{в}^*=1,5$ (а) и $\pi_{в}^*=1,3$ (б) от подводимой электрической мощности, параметров цикла, принятых ограничений и КПД ЭУ



а)



б)

Рисунок 3.3.6 – Зависимость внутреннего и эквивалентного удельного расхода топлива ГТД-2 с $\pi_{к\Sigma}^* = 50$ (а) и $\pi_{к\Sigma}^* = 30$ (б) от подводимой электрической мощности, параметров цикла, принятых ограничений и КПД ЭУ ($\pi_b^* = 1,4$)

Анализ исследования области проектных параметров ГТТД с использованием в качестве топлива керосина (см. рисунки 3.3.1–3.3.6) показал следующее:

- наилучшие варианты ГТТД соответствуют сочетанию параметров $\{T_{гкр}^*, \pi_{к min}^*, \pi_{к\Sigma}^*\}$, обеспечивающих широкое регулирование степени двухконтурности вплоть до уровня турбовинтовентиляторных двигателей (ТВВД) ($m > 45$) (см. рисунки 3.3.1 и 3.3.2);

- рациональные варианты ГТТД, близкие к оптимальным, находятся на границе области, ограниченной условием минимального приведенного расхода воздуха на выходе из газогенератора $G_{вгг пр} \approx 1$ кг/с. В этом случае удельный расход топлива ($\sigma_{вх} = 0,997$; $C_{х мг} = 0$; без отборов), рассчитанный по часовому расходу топлива в камере сгорания ГТТД-1 и ГТТД-2, т.е. через ГТЧ, составляет $C_{R кр ГТЧ} = 0,276$ и $0,263$ кг/(кгс·ч) с $m \approx 28$ и 25 соответственно, при уровне параметров газотурбинного цикла $T_{г}^* = 1400$ К; $\pi_{в}^* = 1,4$; $\pi_{квд}^* = 20$, $\pi_{к\Sigma}^* = 28$. Значение подведенной электрической мощности к КНД и КВД находится на уровне $N_3 \approx 2500 - 2600$ кВт (см. рисунки 3.3.1, 3.3.5 и 3.3.6);

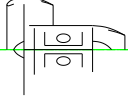
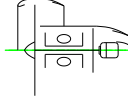
- для схемы ГТТД-1 на графике зависимости эффективного (эквивалентного) удельного расхода топлива ($\sigma_{вх} = 0,997$; $C_{х мг} = 0,03$; без отборов) от подведенной электрической мощности к валу НД (см. рисунок 3.3.4, а) в области $G_{вгг пр} < 1$ кг/с имеется четкий минимум ($C_{R кр эфф} \approx 0,543$ кг/(кгс·ч); $N_3 \approx 2340$ кВт), слабо зависящий от $T_{г}^* = 1800 - 1400$ К и не зависящий от $\pi_{в}^* = 1,3 - 1,5$. Кривые $C_{R кр ГТЧ} = f(N_3)$ и $C_{R кр эфф} = f(N_3)$ (см. рисунок 3.3.5) имеют одинаковый наклон и характер протекания. Работа ЭУ на отличном от керосина топливе, благодаря более эффективному преобразованию химической энергии топлива в электрическую (т.е. более высокому $\eta_{ЭУ}$), может позволить ощутимо снизить эффективный расход, по сравнению с ЭУ, работающей на штатном керосиновом топливе (см. рисунок 3.3.5);

- для схемы ГТТД-2, как видно на аналогичном графике $C_{R кр ГТЧ} = f(N_3)$ (см. рисунок 3.3.4, б), при подведении электрической мощности к валу ВД, в области $G_{вгг пр} < 1$ кг/с также имеется ярко выраженный минимум по удельному расходу топлива ($C_{R кр эфф} = 0,543$ кг/(кгс·ч); $N_3 \approx 2340$ кВт), соответствующий $T_{г max}^*$, зависящий от $\pi_{к\Sigma}^*$ и не зависящий от $\pi_{в}^* = 1,25 - 1,5$ (см. рисунок 3.3.6). Кривые $C_{R кр ГТЧ} = f(N_3)$ и $C_{R кр эфф} = f(N_3)$ имеют различный наклон и характер протекания. Работа ЭУ на газовом топливе также может позволить снизить эффективный расход по сравнению с ЭУ на керосине (см. рисунок 3.3.6);

- для ГТТД-2 рассмотрен вариант переразмеривания компрессора с целью обеспечения полностью электрического крейсерского полета с выключенной основной КС двигателя. В этом случае потребуется значительно большая мощность ЭУ и ЭМ $N_3 \approx 5630$ кВт, и экономический эффект будет проявляться лишь при КПД ЭУ $\eta_{ЭУ} > 65\%$ (см. рисунок 3.3.6). Только применение водорода позволит обеспечить высокий уровень КПД ЭУ.

По результатам параметрического исследования с учетом принятых ограничений были выбраны наилучшие варианты ГТД для дальнейшей оценки их эффективности в составе СУ БСМС. В таблицах 3.3.1 и 3.3.2 представлены основные проектные параметры этих двигателей.

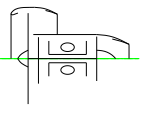
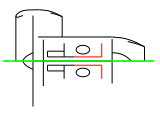
Таблица 3.3.1 – Проектные параметры ГТД-1 с различными топливами в крейсерских условиях полета ($M=0,8$; $H=11$ км, без отборов)

Параметр	Значение				
СХЕМА ГТД					
Вариант ГТД	ТРДД-К (базовый)	ГТД-1-К	ГТД-1-ПБ	ГТД-1-М	ГТД-1-В
ТОПЛИВО	керосин	керосин	пропан-бутан	метан	водород
$N_{\Sigma \text{ ТВД}} / N_{\Sigma \text{ ТВД}}, \%$	-	50 / 0	50 / 0	50 / 0	50 / 0
m	13	28,235	28,126	27,932	28,326
$\pi_{\text{квд}}^*$	18,8	20	20	20	20
$\pi_{\text{пс}}^*$	2,15	1	1	1	1
$\pi_{\text{в2}}^*$	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4
$T_{\text{г}}^*, \text{К}$	1592	1400	1400	1400	1400
$\sigma_{\text{вх}}$	1	0,997	0,997	0,997	0,997
$G_{\text{в}}, \text{кг/с}$	150,4	185,53	185,58	185,7	177,11
$G_{\text{квд пр}}, \text{кг/с}$	0,9307	1,051	1,055	1,063	1
$D_{\text{в}}, \text{м}$	1,61	1,8074	1,8076	1,8082	1,7659
$N_{\text{ТВД}}, \text{кВт}$	5438	2711,6	2722,6	2752,3	2580,8
$N_{\Sigma \text{ ТВД}}, \text{кВт}$	-	2592,4	2612	2568,4	2393,9
$N_{\text{ТВД } \Sigma}, \text{кВт}$	5048	5184,7	5223,9	5136,7	4787,8
$R, \text{кгс}$	1440	1440	1440	1440	1440
$C_{R \text{ ГТЧ}}, \text{кг}/(\text{кгс} \cdot \text{ч})$	0,490	0,276	0,262	0,237	0,0992
$\Delta C_{R \text{ отн}}$	-	-	0,95	0,86	0,36

Замена штатного топлива на пропан-бутан, метан или водород при сохранении параметров цикла ГТД позволит снизить удельный расход топлива $C_{R \text{ кр ГТЧ}}$ практически пропорционально калорийности (удельной теплоте сгорания H_u) топлива, а также улучшить и эффективный удельный расход $C_{R \text{ кр эфф}}$ (см. таблицы 3.3.1–3.3.2). Характер зависимостей останется аналогичным тем, что приведены выше на рисунках 3.3.1–3.3.6.

Поскольку в проведенном исследовании рассмотренные схемы ГТД-1 и ГТД-2 оказались близки по экономичности и массовым характеристикам, то для дальнейшей комплексной оценки эффективности рассматриваемых СУ по самолётным критериям, пример которой представлен в следующей главе, была отобрана наиболее простая в реализации схема ГТД-1.

Таблица 3.3.2 – Проектные параметры ГТД-2 с различными топливами в крейсерских условиях полета ($M=0,8$; $H=11$ км, без отборов)

Параметр	Значение				
СХЕМА ГТД					
Вариант ГТД	ТРДД-К (базовый)	ГТТД-2-К	ГТТД-2-ПБ	ГТТД-2-М	ГТТД-2-В
ТОПЛИВО	керосин	керосин	пропан-бутан	метан	водород
$N_{э \text{ ТВД}} / N_{э \text{ ТВД}}, \%$	-	0 / 100	0 / 100	0 / 100	0 / 100
m	13	25,173	25,315	25,585	23,864
$\pi_{\text{квд}}^*$	18,8	20	20	20	20
$\pi_{\text{пс}}^*$	2,15	1	1	1	1
$\pi_{\text{в2}}^*$	1,4	1,4	1,4	1,4	1,4
$T_{\text{Г}}^*$, К	1592	1400	1400	1400	1400
$\sigma_{\text{вх}}$	1	0,997	0,997	0,997	0,997
$G_{\text{в}}, \text{ кг/с}$	150,4	158,07	158,93	160,56	150,17
$G_{\text{квд пр}}, \text{ кг/с}$	0,9307	1	1	1	1
$D_{\text{в}}, \text{ м}$	1,61	1,6682	1,6727	1,6813	1,626
$N_{\text{ТВД}}, \text{ кВт}$	5438	2580,8	2580,8	2580,8	2580,8
$N_{э \text{ ТВД}}, \text{ кВт}$	-	2580,8	2580,8	2580,8	2580,8
$N_{\text{ТВД } \Sigma}, \text{ кВт}$	5048	4273,1	4296,2	4340,2	4059,4
$R, \text{ кгс}$	1440	1440	1440	1440	1440
$C_{R \text{ ГТД}}, \text{ кг/(кгс}\cdot\text{ч)}$	0,490	0,263	0,249	0,223	0,094
$\Delta C_{R \text{ отн}}$	-	-	0,945	0,847	0,355

4 ПРИМЕР МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОГО ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА С МАРШЕВЫМ ГИБРИДНЫМ ГТД ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ КЕРОСИНА И АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ГАЗОВЫХ ТОПЛИВ

4.1 Формирование исходных данных

Оценка эффективности СУ с ГТТД-1 проводилась применительно к двухдвигательному БСМС 2035 г. класса МС-21-300 с количеством пассажиров 180 и дальностью полета $L=5000$ км. С учетом полученных в ЦИАМ на этапе предварительных исследований эффективности ГТТД результатов, рациональным размещением альтернативных типов топлив – газового и криогенного, является фюзеляж БСМС. На рисунке 4.1.1 представлены схемы размещения ТБ для хранения газового топлива [56].

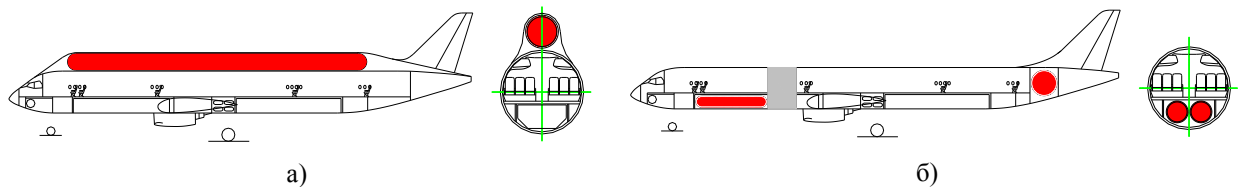


Рисунок 4.1.1. – Схемы расположения криогенных топливных баков для хранения жидкого водорода (а), метана и пропан-бутана (б) [56]

Расчетное давление в ТБ принято $P_{изб}=1,5$ атм [106]. Размеры и конструкция фюзеляжа базового БСМС на керосиновом топливе аналогичны БСМС типа МС-21-300 [93]. Принято, что за один полет утечки газового топлива могут составить 2 % [106–107]. Определенная по данным зарубежных и отечественных самолетов С-5А, L-1011, Ту-155 дополнительная масса оборудования криогенной топливной системы оценивалась величиной 6 % по отношению к массе топлива.

Для всех газовых топлив длина ТБ, расположенных над фюзеляжем, равна $L_{бак}=30$ м. Потребный объем для размещения жидкого (криогенного) газового топлива обеспечивается за счет изменения диаметра этих ТБ.

Диаметр сферического бака, который ограничен внутренним объемом фюзеляжа и технологическим зазором, составляет не более 2,8 м. Цилиндрические баки под полом ограничены размером отсека для перевозки багажа, их диаметр составляет 1,2 м. Длина этих баков и диаметр сферического бака выбирались из условия хранения необходимого запаса топлива для полета на расчетную дальность. Толщина теплоизоляции (ТПИ) из пенополиуретана ППУ-3С принималась равной 50 мм для метана, для пропан-бутана и водорода она изменялась пропорционально температуре кипения топлива. Например, для водорода толщина ТПИ составила 80 мм, что по данным работы [107] укладывается в диапазон

минимальных толщин 75–100 мм ТПИ из пенополиуретана для баков жидководородного топлива дозвуковых самолетов.

Принятые в расчетах исходные данные по самолету 2035 г.:

- крейсерские условия полета: $H=11$ км, $M=0,78$ (скорость $V_{н.кр}=828,6$ км/ч);
- удельная нагрузка на крыло $G_{взл}/S_{кр}=500$ кг/м²;
- аэродинамическое качество базового самолета в начале крейсерского полета $K_{н.кр}=22$;
- дальность при использовании аэронавигационного запаса топлива $L_{азт}=700$ км;
- масса оборудования $M_{об}=9000$ кг;
- относительная масса планера $M_{пл.отн}=0,26$.

Удельные массы (см. раздел 2.1.2):

- газотурбинной части гибридного двигателя – $\gamma_{ГТЧ}=0,167$ кг/кВт;
- энергоустановки – $\gamma_{ЭУ}=0,5$ кг/кВ;
- электромотора – $\gamma_{ЭМ}=0,1$ кг/кВт.

КПД ЭМ и бортовой энергоустановки на ТОТЭ при различных используемых топливах (см. раздел 2.1.2):

- $\eta_{ЭМ}=0,98$;
- для керосина $\eta_{ЭУ кер}=0,5$;
- для пропан-бутана $\eta_{ЭУ пб}=0,59$;
- для метана $\eta_{ЭУ мет}=0,62$;
- для водорода $\eta_{ЭУ вод}=0,7$.

В расчетах произведен учет дополнительных затрат топлива в ЭУ на самолетные нужды в течение всего полета, которые оценивалось расходом топлива при вырабатываемой дополнительно электрической мощности суммарно 400 кВт. Связанное с этим дополнительное изменение массы ЭУ также учитывалось в массовом балансе ЛА. Отборы воздуха и мощности на самолетные нужды из газоздушного тракта ГГТД не производились.

Оценки ЛТХ, расчет ВСХ и ДрХ ГГТД и ТРДД для всех рассматриваемых типов топлив проводились по методикам и программам, описание которых приведено в главе 2.

При оценке эффективности ГГТД использованы полученные Каленским С.М. (ЦИАМ) высотно-скоростные и дроссельные характеристики СУ во всей полетной области БСМС [108], которые определялись с использованием доработанной при участии автора ММ. С учетом полученных результатов более углубленной проработки узлов газотурбинной части для перспективных ТРДД 2030 гг., в расчет ГГТД был внесен ряд уточнений. К основным из них относятся [108]:

- применение системы адаптивного охлаждения для ГГТД на углеводородных топливах;

- выбор КПД вентилятора $\eta_{\text{пол.в}}^* = 0,93$, что соответствует $\eta_{\text{ад.в}}^* = 0,927$ (по прогнозным данным на первом этапе в главе 3 составлял $\eta_{\text{ад.в}}^* = 0,93$) и КПД ТВД $\eta_{\text{ад.твд}}^* = 0,895$ (по прогнозным данным в главе 3 составлял $\eta_{\text{ад.твд}}^* = 0,905$);

Соответствующая сводная таблица скорректированных значений КПД основных узлов перспективного ГГТД представлена в таблице 4.1.1. Значения выбранных коэффициентов полного давления в узлах ГГТД представлены в таблице 4.1.2.

Таблица 4.1.1 – КПД элементов ГГТД [108]

Параметр	$\eta_{\text{ад.в}}^*$	$\eta_{\text{ад.квд}}^*$	$\eta_{\text{ад.твд}}^*$	$\eta_{\text{ад.тнд}}^*$	$\eta_{\text{ред}}$	$\eta_{\text{мех.твд}}$
Значение	0,927	0,86	0,895	0,93	0,99	0,99

Таблица 4.1.2 – Значения коэффициентов полного давления в узлах ГГТД [108]

Параметр	$\sigma_{\text{кс}}$	$\sigma_{\text{тд}}$	$\sigma_{\text{пер.кан.}}$	$\sigma_{\text{п}}$
Значение	0,95	0,99	0,99	0,99

Принято, что весь охлаждающий воздух отбирается из-за КВД. При этом величина отборов воздуха на охлаждение турбин ВД и НД ($\Delta G_{\text{охл}}$) является переменной в зависимости от температуры газа в горле соплового аппарата (СА) ТВД $T_{\text{г}}^*$ по функции, близкой к линейной: с ростом от $\Delta G_{\text{охл}} = 12\%$ при $T_{\text{г}}^* = 1500$ К до $\Delta G_{\text{охл}} = 18\%$ при $T_{\text{г}}^* = 1900$ К [108].

Относительное распределение охлаждающего воздуха по тракту за горлом СА ТВД задано постоянным соотношением в долях от $G_{\text{охл.отн}}$ (см. таблицу 4.1.3).

Таблица 4.1.3 – Значения расходов охлаждающего воздуха от «горла» в долях $G_{\text{охл.отн}}$ [108]

Охлаждение ТВД		Охлаждение ТНД	
0,35 – СА (задняя кромка)	0,5 – РК	0,1 – СА	0,05 – РК

Исходя из полетного цикла БСМС с ГГТД, предварительно выбрано три основных расчетных режима для формирования облика двигателей [108].

1. Крейсерский режим (расчётный):

- ГГТД-1-К $H=11$ км, $M=0,78$, МСА, $R=1200$ кгс;
- ГГТД-1-ПБ $H=11$ км, $M=0,78$, МСА, $R=1400$ кгс;
- ГГТД-1-М $H=11$ км, $M=0,78$, МСА, $R=1300$ кгс;
- ГГТД-1-В $H=11$ км, $M=0,78$, МСА, $R=1300$ кгс.

2. Режим набора высоты:

- ГГТД-1-К $H=11$ км, $M=0,78$, МСА, $R=1320$ кгс;
- ГГТД-1-ПБ $H=11$ км, $M=0,78$, МСА, $R=1540$ кгс;

- ГГТД-1-М $H=11$ км, $M=0,78$, МСА, $R=1430$ кгс;

- ГГТД-1-В $H=11$ км, $M=0,78$, МСА, $R=1430$ кгс.

3. Взлётный режим:

- ГГТД-1-К $H=0$, $M=0$, МСА, $t_h=+30^\circ\text{C}$, $R=8000$ кгс;

- ГГТД-1-ПБ $H=0$, $M=0$, МСА, $t_h=+30^\circ\text{C}$, $R=8750$ кгс;

- ГГТД-1-М $H=0$, $M=0$, МСА, $t_h=+30^\circ\text{C}$, $R=8387$ кгс;

- ГГТД-1-В $H=0$, $M=0$, МСА, $t_h=+30^\circ\text{C}$, $R=8387$ кгс.

Отбор мощности от турбины не производится. Значения потерь полного давления во входном устройстве на крейсерском режиме приняты $\sigma_{\text{вх}}=0,997$.

С учетом скорректированных КПД основных узлов, размерности газогенератора и применения адаптивной системы охлаждения, для крейсерских условий рациональные параметры ГГТД-1 с различными видами топлив представлены в таблице 4.1.4.

Таблица 4.1.4 – Расчетные параметры двигателей схемы ГГТД-1 (крейсерский режим: $M=0,78$; $H=11$ км; МСА; $\sigma_{\text{вх}}=0,997$) [108]

Параметры ГГТД и их значения											
$N_{\text{э отн}}$	m	$\pi_{\text{к}}^*$	$\pi_{\text{в}}^*$	$T_{\text{г}}^*$	$G_{\text{в}}$	$D_{\text{в}}$	$N_{\text{твд}}$	$N_{\text{э тнд}}$	$N_{\text{тнд}\Sigma}$	$C_R^{(2)}$	$\Sigma M^{(1)}$
%	-	-	-	К	кг/с	м	кВт	кВт	кВт	кг/(кгс·ч)	кг
ГГТД-1-К											
50	20	20	1,372	1265	136,6	1,562	2773	1717	3436	0,2847	1540
ГГТД-1-ПБ											
50	20	20	1,418	1300	146,8	1,621	3014	2052	4104	0,2587	1720
ГГТД-1-М											
50	20	20	1,392	1290	140,2	1,583	2860	1850	3700	0,2439	1570
ГГТД-1-В											
50	20	20	1,391	1277	139,5	1,579	2846	1839	3678	0,1044	1565
Примечание:											
1. Масса (ΣM) не включает массу внешней для этой схемы энергетической установки (ЭУ);											
2. Удельный расход топлива (C_R) не включает затраты на выработку электрической энергии в ЭУ											

Требования, накладываемые взлетным режимом, служат в качестве ограничений для параметров, выбираемых на расчетном режиме при «завязке» ГГТД:

- максимальная температура газа $T_{\text{г max}}^*$ в горле ТВД – не более 1900°K в соответствии с прогнозными данными и с учетом запаса по температуре для перспективных материалов в конструкции турбины;

- максимальная температура воздуха за компрессором – $T_{\text{к max}}^*$ не более 1000°K (для выполнения требований по эмиссии ВВ) в соответствии с прогнозными данными.

При определении взлетной тяги считалось, что уровень дополнительной подводимой мощности от ЭМ сохраняется постоянным, как в крейсерском полете, и он составляет 15–20 % от максимальной взлетной мощности.

Представленные в [108] высотно-скоростные и дроссельные характеристики СУ определялись с учетом дополнительных отборов электрической мощности от ЭУ на самолетные нужды и систему кондиционирования. Для ТРДД аналогичные отборы мощности осуществлялись традиционно из тракта двигателя (от КВД).

Для обеспечения самолетом заданных тактико-технических характеристик при использовании рассматриваемых видов топлив и схем СУ, характеристики представленных в таблице 4.1.4 ГТТД и базового ТРДД не пересчитывались, а масштабировались в небольшом диапазоне изменения тяг с соблюдением следующих принятых условий:

- при уточнении значения потребной крейсерской тяги СУ сохранялось значение эквивалентного удельного расхода топлива ГТТД и ТРДД на расчетном крейсерском режиме полета;

- значение взлетной тяговооруженности БСМС определялось принятым отношением крейсерской и взлетной тяг и уточненным значением взлетной массы самолета;

- значение потребного взлетного режима работы двигателей ограничивалось требованиями по длине ВПП ($L_{впп} \leq 2300$ м), минимальным градиентом набора высоты на $H=10,7$ м ($tg\theta \geq 2,4$ %), минимальным уровнем шума;

- сохранялась относительная скорость падения тяги взлетной скоростной характеристики СУ на всех режимах [108];

- значение потребной мощности ЭМ изменялось пропорционально изменению потребной тяги в крейсерском полете;

- учитывалось изменение диаметра двигателей и его влияние на аэродинамику самолета.

Оценка потребных длин ВПП для взлета и посадки проводилась для сухой бетонированной полосы без использования реверса тяги при торможении. Принятые расчетные условия: МСА, $\Delta t_0 = +15$ К ($P_0 = 760$ мм. рт. ст.), без учета концевой полосы безопасности ($L_{кпб} = 0$ м). Коэффициент трения на разбеге принимался $f_{разб} = 0,03$, на пробеге $f_{проб} = 0,40$ для БСМС. При определении потребных длин ВПП учитывалась длина выруливания $L_{выр} = 50$ м и запаса до кромки ВПП после полной остановки $L_{зап} = 25$ м. Значение коэффициента подъемной силы при отрыве $C_{y\text{отр}} = 1,95$, на посадке $C_{y\text{пос}} = 2,03$. Для оценки длины ВПП использовались аэродинамические характеристики самолета МС-21-300, улучшенные на 20 %. Значение потребной длины ВПП для самолета рассматриваемого класса составляет не более 2300 м.

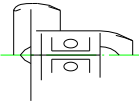
Самолет начинает разбег по ВПП на взлетном режиме работы двигателя с тягой, которая на 10 % меньше тяги при отказе двигателя. По достижении критической скорости $V_{кр}$ происходит плавное уменьшение тяги отказавшего критического двигателя до нулевого значения, а режим работы работающего двигателя увеличивается по тяге на 10 %.

4.2 Определение рациональных параметров одноплольного магистрального самолета с гибридным ГТД при использовании различных типов топлив

4.2.1 Оценка летно-технических характеристик

В таблицах 4.2.1–4.2.2 приведены результаты оценки ЛТХ БСМС 2035 г. с ТРДД и ГТТД-1 при использовании различных типов топлив.

Таблица 4.2.1 – Результаты оценки ЛТХ БСМС с ТРДД при использовании различных типов топлив [56]

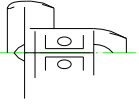
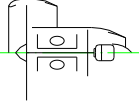
Параметр	Раз-ть	Значение			
СХЕМА ГТД					
Обозначение		ТРДД-К (базовый)	ТРДД-ПБ	ТРДД-М	ТРДД-В
$M_{взл}$	кг	53242	55676	54828	52708
$R_{взл}$	кгс	7534	7878	7758	7458
$M_{сн}$	кг	26905	29480	29324	31248
$M_{дв}$	кг	1258	1355	1334	1283
$M_{су}$	кг	4062	4327	4261	4096
$M_{т\Sigma}$	кг	8337	8195	7504	3459
$\Delta C_{т.отн}^*$	%	-	-50,8	-77,5	314,9
$K_{н.кр}$	-	22,00	22,09	21,96	19,99
$V_{н.кр}$	км/ч	828,6	828,6	828,6	828,6
$R_{н.кр}$	кгс	1174	1223	1211	1279
$C_{R \text{ эфф. н.кр}}$	кг/(кгс·ч)	0,508	0,477	0,438	0,184
$q_{техн}$	г/(пасс·км)	8,13	8,0	7,31	3,37
$\Delta q_{техн.отн}^*$	%	-	-1,7	-10,0	-58,5
$L_{впп}$	м	2290			
Примечание:					
1. Отборы за КВД $N_{отб.\Sigma}=400$ кВт;					
2. * – вычисляется по отношению к ТРДД-К					

По сравнению с топливной эффективностью ТРДД на керосине (8,13 г/(пасс·км)) эффективность БСМС с ТРДД и ГТТД-1 на водороде будет лучше на ~59 % (3,37 и 3,35 г/(пасс·км) соответственно). При использовании метана для ГТТД-1 проигрыш в топливной эффективности составит ~4 % (7,60 г/(пасс·км)) по отношению к БСМС с ТРДД (7,31 г/(пасс·км)). Применение пропан-бутана и керосина ухудшит эффективность БСМС с ГТТД-1 на ~6 % и 23 % (8,6 и 10 г/(пасс·км)) по отношению к БСМС с ТРДД (8,0 и 8,13 г/(пасс·км)) при использовании аналогичных типов топлив соответственно.

На основании проведенных исследований сформированы требования к потребным тягам ГТТД-1 двухдвигательного БСМС:

- для керосина и газовых топлив $R_{взл}=8,0-9,0$ тс;
- соотношение крейсерской и взлетной тяг $R_{кр}/R_{взл}=0,15-0,16$.

Таблица 4.2.2 – Результаты оценки ЛТХ БСМС с ГТТД-1 при использовании различных типов топлив [56]

Параметр	Раз-ть	Значение				
СХЕМА ГТД						
Обозначение		ТРДД-К (базовый)	ГТТД-1-К	ГТТД-1-ПБ	ГТТД-1-М	ГТТД-1-В
$M_{взл}$	кг	53242	60838	59834	58531	55964
$R_{взл}$	кгс	7534	8940	8025	8161	8555
$M_{сн}$	кг	26905	32588	33153	32738	34531
$M_{дв}$	кг	1258	3056	2585	2513	2507
$M_{сy}$	кг	4062	7828	6908	6726	6639
$M_{т\Sigma}$	кг	8337	10250	8681	7793	3433
$\Delta C_{т.отн}^*$	%	-	22,9	-47,9	-76,6	311,7
$K_{н.кр}$	-	22,00	22,00	22,61	22,44	20,48
$V_{н.кр}$	км/ч	828,6	828,6	828,6	828,6	828,6
$R_{н.кр}$	кгс	1174	1341	1284	1265	1326
C_R эфф н.кр	кг/(кгс·ч)	0,508	0,550	0,480	0,435	0,176
$q_{техн}$	г/(пасс·км)	8,13	10,0	8,46	7,60	3,35
$\Delta q_{техн.отн}^*$	%	-	23,0	4,1	-6,5	-58,8
$L_{впп}$	м	2290	2254	2273	2269	2256

Пр и м е ч а н и е :

1. Отборы от ЭУ на ТОТЭ $N_{отб,\Sigma}=400$ кВт для ГТТД;
2. * – вычисляется по отношению к ТРДД-К

С точки зрения практического применения с обеспечением эффективной эксплуатации и минимальных технических рисков, наиболее перспективным типом топлива является метан (СПГ), однако принятый уровень параметров БСМС с ГТТД-1 и ЭУ на ТОТЭ не сможет обеспечить ЛТХ лучше, чем самолет с ТРДД при использовании метана в качестве основного топлива.

Далее будет оценена эффективность ГТТД с точки зрения акустических показателей и эмиссии вредных веществ.

4.2.2 Оценка шума на местности

Целью исследования данного раздела является сравнение акустической эффективности БСМС с ГТТД и базовым ТРДД, а также с действующими нормами ИКАО [23]. Для проведения сравнительной оценки только шума СУ шум планера не учитывался. Учет шума планера

целесообразно осуществлять на более поздних этапах проектирования с применением в газозвуковом тракте ГТД ЗПК.

Подход к оценке уровней шума рассматриваемых ГТТД-1 на этапе предварительного проектирования аналогичен подходу к оценке шума базового ТРДД и заключается в расчете шума двух его основных источников – вентилятора и реактивной струи в трех к.т. по методике и программе, описание которых представлено выше в разделе 2.1.4.

Для расчета шума СУ в к.т. были построены траектории взлета, набора высоты и посадки БСМС (см. рисунок 4.2.1) с использованием рассчитанных высотно-скоростных и дроссельных характеристик ТРДД и ГТТД в широком диапазоне изменения высот скоростей, чисел M полета и режимов работы двигателей. Малошумные траектории полета самолета определялись с учетом ограничений, накладываемых нормами лётной годности [22], сертификации воздушных судов по шуму на местности [23], уровня комфорта пассажиров и требований к длине ВПП БСМС в заданных расчетных условиях (см. раздел 4.1).

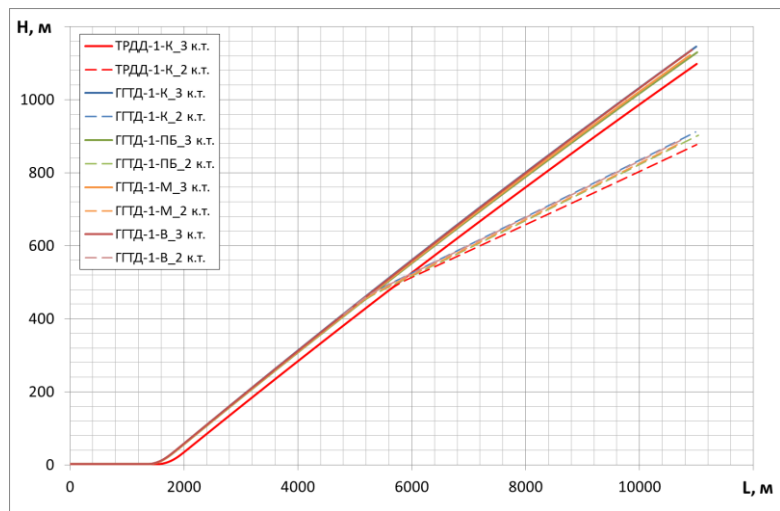
Условием выбора взлётной тяги двигателя $R_{взл}$ в условиях: $t_0 = MCA + 10$ °С, $P_0 = 760$ мм рт.ст. [23] было поддержание взлётно-режима (см. рисунок 4.2.1, в). Сохранение постоянного режима работы двигателя от старта до точки начала дросселирования определялось поддержанием значения температуры газа $T_{г\text{взл}}^* = \text{const}$, соответствующей $R_{взл}$ в заданных расчетных условиях.

Для прогнозирования шума в пролетной к.т. при достижении дальности ~ 5000 м, что соответствует высотам полета 440...470 м, режим работы и тяга двигателей снижаются до наибольшего из значений, обеспечивающих или горизонтальный полет с одним отказавшим двигателем или полет с заданным градиентом набора высоты (не менее 4%) при обоих работающих двигателях [23]. Для поддержания постоянной скорости набора высоты минимальный дроссельный режим постепенно увеличивается (см. рисунок 4.2.1, в).

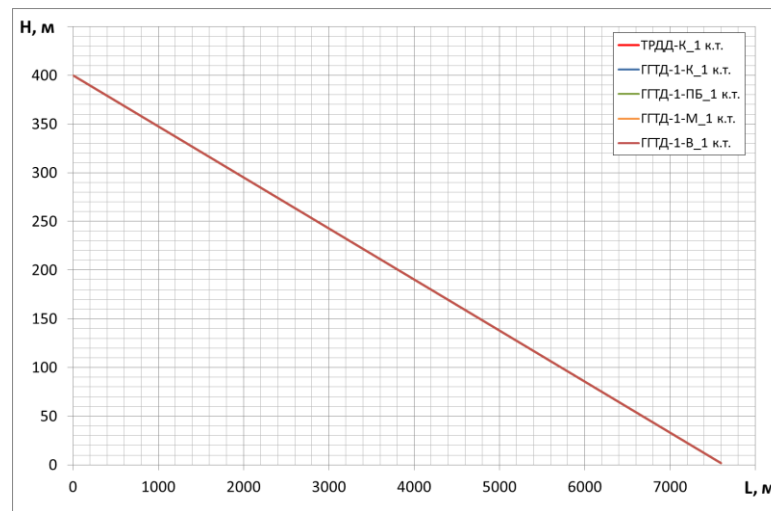
Параметры по траектории при заходе на посадку (см. рисунок 4.2.1) были ограничены принятым среднестатистическим значением массы самолета ($0,975M_{взл}$) и углом наклона траектории $\theta = -3^\circ$ [23].

В таблице 4.2.3 представлены результаты оценки шума в к.т. и суммарного шума самолетов с ГТТД без ЗПК. Видно, что все сравниваемые БСМС с ТРДД и ГТТД-1 имеют близкие значения запасов по шуму 2–5 EPNdB относительно Главы 14 ИКАО.

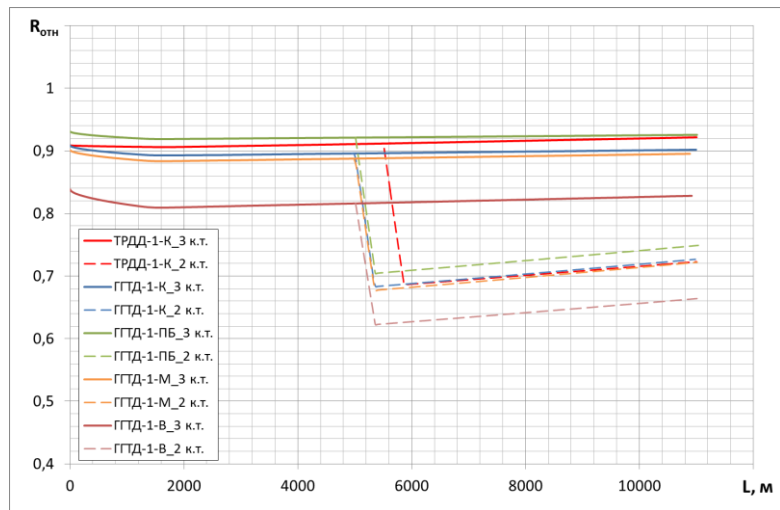
Для БСМС с ГТТД-1 на пропан-бутане запас по шуму оказался самым низким из-за предварительно принятого большего проектного соотношения крейсерской и взлетной тяг, вследствие чего увеличились минимальные требуемые режимы работы двигателя по тяге (см. рисунок 4.2.1, в, г).



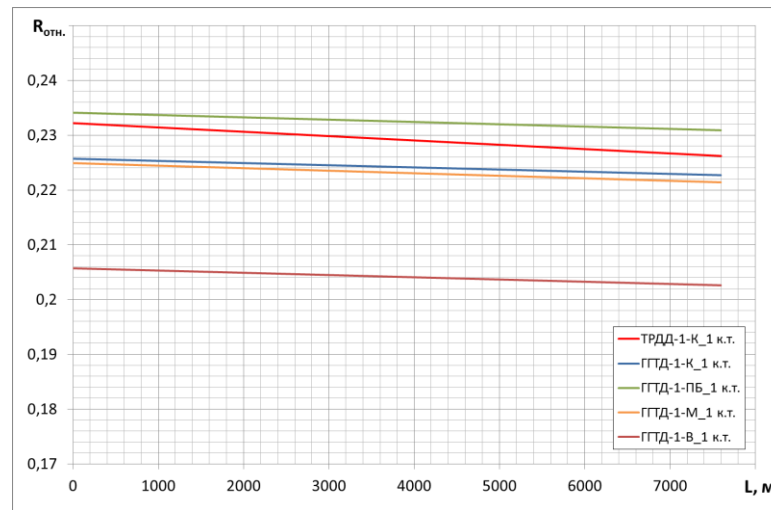
а)



б)



в)



г)

Рисунок 4.2.1 – Траектории для оценки шума в боковой (а, 3 к.т.), пролетной (а, 2 к.т.) и посадочной (б, 1 к.т.) контрольных точках, а также соответствующие изменения режимов тяги двигателей на участках взлета (в, 3 к.т.), набора высоты (в, 2 к.т.) и посадке (г, 1 к.т.)

Таблица 4.2.3 – Расчетные уровни шума БСМС с ГТД-1 без ЗПК, EPNdB

Параметр	Значение параметра									
	ТРДД-К		ГТД-1-К		ГТД-1-ПБ		ГТД-1-М		ГТД-1-В	
Заголовок	Нормы	Расчет	Нормы	Расчет	Нормы	Расчет	Нормы	Расчет	Нормы	Расчет
Масса БСМС, т	53,242		60,838		59,834		58,531		55,964	
Сбоку от ВПП	95,55	89,79	96,04	91,54	95,98	91,05	95,90	89,79	95,73	91,57
Набор высоты	89,58	86,46	90,35	86,05	90,26	86,22	90,13	85,52	89,87	85,35
Посадка	99,41	88,25	99,86	88,45	99,81	90,15	99,73	88,72	99,58	88,29
Сумма	284,55	264,50	286,26	266,04	286,04	267,42	285,76	264,03	285,18	265,21
Глава 14 ИКАО	267,55		269,26		269,04		268,76		268,18	
Запас отн. Гл. 14		3,05		3,22		1,62		4,73		2,97

Стоит отметить, что задача выбора рационального размера двигателя и режимов его работы с точки зрения обеспечения минимального шума самолета на местности является темой отдельного исследования, выходящего за рамки данной диссертационной работы (см. пример на рисунке 2.1.18).

Указанные суммарные запасы (см. таблицу 4.2.3) получены без использования современной системы шумоглушения в тракте ГТД. При установке ЗПК с прогнозируемой эффективностью по сумме трех сертификационных точек ~ 15 EPNdB, запасы по шуму относительно норм Главы 14 ИКАО для рассматриваемых БСМС с ГТД могут составить 17...20 EPNdB, что должно обеспечить эксплуатацию этих самолетов после вступления в действие следующих за Главой 14 перспективных норм по шуму.

Анализ характеристик вентилятора – доминирующего источника шума – показал, что применение в конструкции ГТД-1 технологий вентилятора перспективного ТРДД с окружной скоростью лопаток на периферии $U_b \approx 315$ м/с, вместо $U_b = 360-370$ м/с, позволит дополнительно уменьшить суммарный шум БСМС ГТД-1 без ЗПК на 5–7 EPNdB. Очевидно, что для этого необходимо выполнить «перезавязку» двигателя с новым вентилятором, с последующим уточнением технических и экологических характеристик, однако, проведение подобного исследования выходит за рамки данной диссертационной работы.

Анализ полученных результатов показывает, что в случае применения ЗПК и вентилятора с $U_b \approx 315$ м/с суммарное снижение шума может достигать более 40 EPNdB относительно норм Главы 3 ИКАО, требованиям которой должны были удовлетворять самолеты 2000 гг. поколения *N*. Принимая во внимание то, что в работе было принято умеренное улучшение параметров самолета и двигателя 2035 гг., полученный результат показывает потенциальную возможность в отношении достижения целевых показателей NASA по снижению шума магистральных самолетов поколения *N+3* на 50–60 EPNdB [9] относительно уровня 2000 гг.

4.2.3 Оценка эмиссии вредных веществ

Эмиссия маршевой СУ с ГТТД-1 образуется за счет эмиссии основной КС ГТЧ и ЭУ на базе ТОТЭ. Результаты расчетов показывают, что эмиссия NO_x ЭУ на базе ТОТЭ находится на уровне ниже чувствительности измерительных приборов. В то же время эмиссия CO может быть заметной при недостаточной длине камеры дожигания.

На данном этапе исследования делается допущение, что выбросы NO_x и CO от ЭУ равны нулю (см. раздел 2.1.2). В этом случае значение нормируемого параметра эмиссии D_P/F_{00} для ГТТД-1 равно параметру эмиссии только газотурбинной части. Это приведет к уменьшению оцениваемых в работе индексов эмиссии $EI(NO_x)$ основной КС на каждом из режимов при сохранении значения параметра эмиссии D_P/F_{00} .

Такой подход к оценке уровней выбросов NO_x на данном этапе позволяет провести сравнение уровней эмиссии ГТТД-1 с различным уровнем подведенной мощности.

Данные по тяге, суммарной степени повышения давления в компрессоре, температуре воздуха, расходам топлива и воздуха в основную камеру сгорания брались из результатов термодинамического расчета ГТТД-1 и ТРДД.

Далее представлены результаты проведенных оценок уровней эмиссии NO_x за ВПЦ и эмиссии NO_x , CO_2 , H_2O ГТТД-1 с КС типа ПД-14 (см. раздел 2.1.5) в сравнении с ТРДД и аналогичной КС. В связи с отсутствием экспериментальных данных по работе КС типа ПД-14 на альтернативных топливах, оценка уровней эмиссии NO_x для ТРДД и ГТТД-1 выполнена только при использовании одного типа топлива – керосина. Полученный результат имеет практическое значение и для двухтопливной СУ на базе ГТТД-1, эффективность которой оценивается в главе 4.

Далее для ГТТД-1 с КС типа ПД-14 будет проведена оценка показателя эмиссии NO_x , что представляет интерес еще и в связи с тем, что в настоящее время в мире обсуждается тема принятия стандарта, ограничивающего выбросы NO_x не только за ВПЦ, но и в крейсерском полете.

Оценка эмиссии NO_x основной камеры сгорания ГТТД осуществляется посредством методики, основанной на обобщении экспериментальных данных по камере сгорания ТРДД типа ПД-14, работающей на керосине (см. раздел 2.1.5).

Исходные данные по ГТТД-1-К с различным уровнем подведенной мощности от ЭМ ($N_{э\text{отн}}=50\%$ и 26%) для оценки уровней эмиссии за ВПЦ представлены в таблицах 4.2.4–4.2.5.

В таблицах 4.2.6–4.2.7 представлены значения тяги, расхода топлива и рассчитанные по этим параметрам значения индексов эмиссии за ВПЦ для ГТТД-1-К с различным уровнем подведенной мощности от ЭМ ($N_{э\text{отн}}=50\%$ и 26%).

Таблица 4.2.4 – Термодинамический расчёт ГТТД-1-К с $N_{э\text{отн}}=50\%$ ($N_{э\text{кр}}=1,717$ МВт)

Параметр	Режим			
	Взлет	Набор высоты	Снижение	Малый газ
$R_{\text{отн}}$	$R_{\text{взл}}$	$0,85R_{\text{взл}}$	$0,30R_{\text{взл}}$	$0,07R_{\text{взл}}$
H , км	0	0	0	0
M	0,000	0,000	0,000	0,000
$\sigma_{\text{вх}}$	1,000	1,000	1,000	1,000
R , кгс	8000	6800	2400	560
$T_{\text{вх}}^*$, К	854,64	802,78	537,57	469,52
$\pi_{\text{к}\Sigma}^*$	34,160	28,247	6,428	3,929
$P_{\text{вх}}^*$, кг/см ²	34,942	28,893	6,575	4,019
$G_{\text{вх.к.с.}}$, кг/с	18,24	15,86	5,021	3,197
$G_{\text{т.к.с.}}$, кг/с	0,4618	0,3471	0,0393	0,0249
$\alpha_{\text{к.с.}}$	2,645	3,061	8,561	8,582

Таблица 4.2.5 – Термодинамический расчёт ГТТД-1-К с $N_{э\text{отн}}=26\%$ ($N_{э\text{кр}}=1$ МВт)

Параметр	Режим			
	Взлет	Набор высоты	Снижение	Малый газ
$R_{\text{отн}}$	$R_{\text{взл}}$	$0,85R_{\text{взл}}$	$0,30R_{\text{взл}}$	$0,07R_{\text{взл}}$
H , км	0	0	0	0
M	0,000	0,000	0,000	0,000
$\sigma_{\text{вх}}$	1,000	1,000	1,000	1,000
R , кгс	8000	6800	2400	560
$T_{\text{вх}}^*$, К	778,81	757,25	598,84	410,54
$\pi_{\text{к}\Sigma}^*$	25,526	22,945	9,498	2,479
$P_{\text{вх}}^*$, кг/см ²	26,110	23,471	9,715	2,536
$G_{\text{вх.к.с.}}$, кг/с	17,35	16,04	8,56	2,64
$G_{\text{т.к.с.}}$, кг/с	0,4753	0,4042	0,0943	0,0207
$\alpha_{\text{к.с.}}$	2,444	2,658	6,084	8,522

Таблица 4.2.6 – Данные для расчета параметра эмиссии ГТТД-1-К с $N_{э\text{отн}}=50\%$

Режим	F_{00} , кН	$G_{\text{т.к.с.}}$, кг/мин	t , мин	$EI(NO_x)$, г/кг
Взлет	78,4	27,7	0,7	59,9
Набор высоты	66,7	20,8	2,2	41,9
Снижение	23,5	2,35	4	5,2
Малый газ	5,5	1,49	26	2,9

Таблица 4.2.7– Данные для расчета параметра эмиссии ГТТД-1-К с $N_{э\text{отн}}=26\%$

Режим	F_{00} , кН	$G_{\text{т.к.с.}}$, кг/мин	t , мин	$EI(NO_x)$, г/кг
Взлет	78,4	28,5	0,7	35,3
Набор высоты	66,7	20,8	2,2	30
Снижение	23,5	2,36	4	8,7
Малый газ	5,5	1,49	26	1,7

В таблице 4.2.8 представлены результаты оценки NO_x за ВПЦ и за крейсерский полет ГТТД-1 и ТРДД исходной размерности (не масштабированных по тяге). Индексы эмиссии

ГТТД-1 определены с учетом нулевой эмиссии ЭУ на ТОТЭ, для двух уровней подведенной электрической мощности ($N_{э\text{ отн}}=50\%$ и 26%).

Таблица 4.2.8 – Уровни эмиссии NO_x для ГТТД-1-К и ТРДД с КС типа ПД-14 ($\eta_{эу}=0,5$; $V_{н.кр}=828,6$ км/ч; $L=5000$ км)

Параметры	Раз-ть	Значения параметров двигателей в расчетной точке					
		ТРДД		ГТТД-1-К			
$R_{кр}$	кгс	1187		1200	1300		
$C_{Rкр}$	кг/(кгс·ч)	0,5077		0,2847	0,4085		
m	-	12,5		20	18,5		
$T_{г}^*$	К	1537		1265	1425		
$\pi_{к\Sigma}^*$	-	56,01		27,42	27,36		
$N_{э\text{ отн}}$	%	-		50	26		
$N_{э}$	кВт	-		1717	1000		
Расчетный цикл		ВПЦ	Крейсер	ВПЦ	Крейсер	ВПЦ	Крейсер
Параметры	Раз-ть	Значения параметра эмиссии NO_x					
D_p/F_{00}	г/кН	116,0	12680	41,3	2225	32,5	3182
Запас к нормам	%	-17,9	-	34,0	-	32,3	-
$D_p/F_{00\text{ отн.кр}}$	%	-	база	-	-82,5	-	-74,9

Видно, что с увеличением уровня электрической мощности уровень выбросов снижается как за ВПЦ, так и за весь полет. Наименьшие выбросы обеспечивает схема ГТТД-1 с рациональным соотношением $N_{э\text{ отн}}=50\%$.

Важно отметить, что, несмотря на принятые условия сравнения (исключение эмиссии NO_x ТОТЭ), схема ГТТД-1 сохранит свои значения запасов по выбросам NO_x по отношению к ТРДД на том же уровне в случае применения аккумуляторных батарей в качестве внешней ЭУ вместо ЭУ на ТОТЭ.

Полученные результаты в будущем позволят гибко подойти к вопросу обеспечения необходимых запасов по выбросам NO_x и уменьшить расходы на создание ультрасовременных низкоэмиссионных КС за счет дополнительной степени свободы – это выбор схемы менее напряженного по параметрам цикла гибридного ГТД, как альтернатива ТРДД.

Выбор в пользу ГТТД станет особенно актуальным с введением стандарта на выбросы NO_x в крейсерском полете.

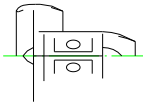
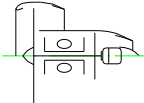
Полученные данные подтверждают прогнозы NASA в отношении возможности снижения уровня эмиссии NO_x за ВПЦ более чем на 75% по отношению к нормам 2008 г. (CAEP/6) в гибридных ГТД, относящихся к поколению $N+3$.

Оценка эмиссии CO_2 БСМС с базовым ТРДД и ГТТД-1 проводилась по методике ИКАО [25], краткое описание которой представлено в разделе 2.1.5. Принятый сертификационный

(оценочный) показатель эмиссии CO_2 , в целом, отражает основную характеристику самолета, а именно топливную эффективность.

Для БСМС с ГТТД-1-К в таблице 4.2.9 представлены основные исходные данные и результаты оценки сертифицируемого показателя эмиссии CO_2 – MV .

Таблица 4.2.9 – Основные исходные данные и результаты сравнительной оценки эмиссии CO_2 для БСМС с ГТТД-1 и различными типами топлив

Параметр	Размерность	Значение							
СХЕМА ГТД									
Обозначение		ТРДД-К (базовый)	ТРДД-ПБ	ТРДД-М	ТРДД-В	ГТТД-1-К	ГТТД-1-ПБ	ГТТД-1-М	ГТТД-1-В
$M_{взл}$	кг	53242	55676	54828	52708	60838	59834	58531	55964
$M_{т\Sigma}$	кг	8337	8195	7504	3459	10250	8681	7793	3433
$K_{н.кр}$	-	22	22,09	21,96	19,99	22	22,61	22,44	20,48
$V_{н.кр}$	км/ч	828,6	828,6	828,6	828,6	828,6	828,6	828,6	828,6
C_R эфф н.кр	кг/(кгс·ч)	0,508	0,477	0,438	0,184	0,55	0,48	0,435	0,176
$1/SAR$	кг/км	1,221	1,154	0,946	0	1,508	1,218	0,981	0
RGF	-	130							
MV	кг/км	0,380	0,359	0,294	0	0,469	0,379	0,305	0
$MV_{норма\ 2020\ г.}$	кг/км	0,727	0,741	0,736	0,724	0,764	0,763	0,756	0,742
$\Delta MV_{отн.}$	%	-47,8	-51,6	-60,0	-100	-38,7	-50,4	-59,7	-100

На рисунке 4.2.2 в соответствии с таблице 4.2.9 в графическом виде представлены результаты оценки показателя эмиссии CO_2 для рассмотренных вариантов самолетов с гибридными двигателями, включая базовый ТРДД.

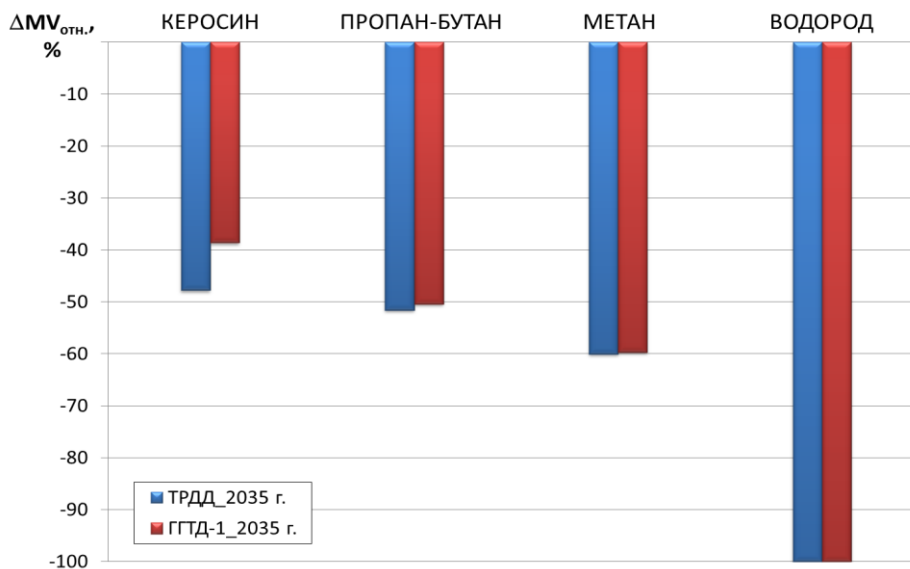


Рисунок 4.2.2 – Изменение показателя эмиссии CO_2 – MV по отношению к принятым нормам ИКАО 2020 г. для БСМС с ГТТД и ТРДД

Видно (см. рисунок 4.2.2), что запасы достаточно велики и составляют 40–60 % для углеродсодержащих топлив (керосин, пропан-бутан, метан) и 100 % для водородного топлива, обеспечивающего нулевую эмиссию CO_2 . С увеличением калорийности топлив и уменьшением доли содержания углерода в углеводородном топливе, значение запасов к нормам возрастает независимо от типа СУ, а выигрыш ТРДД по отношению к ГТТД постепенно уменьшается. При окислении водорода не образуется выбросов CO_2 , однако, нулевая эмиссия MV компенсируется девятикратным увеличением выбросов паров воды по отношению к керосину (см. раздел 2.1.5).

В целом, оценка уровня значений нормируемой ИКАО метрики по эмиссии CO_2 , применительно к перспективным БСМС с ГТТД-1, показала потенциально достаточно большие запасы свыше 40–60 % для углеводородных топлив, по отношению к стандарту ИКАО. Полученный результат согласуется с прогнозами NASA в отношении возможности снижения уровня эмиссии CO_2 не менее чем на 60 % по отношению к самолетам 2000 гг. поколения N . В стандарте [25] этот уровень косвенно характеризует ограничение, вводимое с 2023 года для существующих самолетов (см. рисунок 2.1.22), которое в среднем на ~2 % улучшает полученные запасы MV в рассмотренном диапазоне взлетных масс.

Оценка эмиссии H_2O . Водяной пар (H_2O) является продуктом горения углеводородных топлив и важной составляющей выбросов авиадвигателей.

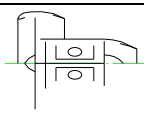
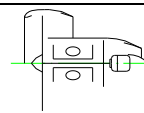
Водяной пар или влажность воздуха тропосферы вносит главный вклад в парниковый эффект земной атмосферы, влияние других газов гораздо менее существенно по причине их малой концентрации. В таблице 4.2.10 приведены данные по вкладу различных парниковых газов в парниковый эффект.

Таблица 4.2.10 – Вклад основных парниковых газов в парниковый эффект Земли [109]

Газ	Формула	Вклад, (%)
Водяной пар	H_2O	36 – 72
Диоксид углерода	CO_2	9 – 26
Метан	CH_4	4 – 9
Озон	O_3	3 – 7

В таблице 4.2.11 представлены основные исходные данные (включая величину расходуемого топлива $M_{T\Sigma}$) и результаты оценки эмиссии водяного пара (включая величину общей массы выбрасываемого водяного пара за полет M_{H_2O} и величину относительной массы эмиссии водяных паров выбрасываемой за полет $\Delta M_{H_2O \text{ отн}}$) для рассмотренных вариантов самолетов и СУ. Оценки эмиссии водяного пара были проведены по методике, описание которой представлено в разделе 2.1.5.

Таблица 4.2.11 – Результаты сравнительной оценки эмиссии водяного пара БСМС с СУ на базе ТРДД и ГТТД-1 за один полет

Параметр	Раз-ть	Значение							
СХЕМА ГТД									
Обозначение		ТРДД-К (базовый)	ТРДД-ПБ	ТРДД-М	ТРДД-В	ГТТД-1-К	ГТТД-1-ПБ	ГТТД-1-М	ГТТД-1-В
$M_{взл}$	кг	53242	55676	54828	52708	60838	59834	58531	55964
M_{Σ}	кг	8337	8195	7504	3459	10250	8681	7793	3433
M_{H_2O}	кг	10521	12415	16884	31131	12936	13152	17534	30897
$\Delta M_{H_2O \text{ отн.}}^*$	%	-	+18,0	+60,5	+195,9	+22,9	+25,0	+66,7	+193,7

Примечание: * – вычисляется по отношению к самолету с ТРДД-К

Как видно из таблицы 4.2.11, масса выбросов водяного пара у рассмотренных самолетов составляет за один полет от 10,5 т до 31,1 т. Наименьшие выбросы обеспечивает БСМС с базовым ТРДД-К.

По данным таблицы 4.2.11 на рисунке 4.2.3 приведены сравнительные результаты оценки относительной массы выбросов водяного пара для рассмотренных вариантов самолетов с ГТТД, базовым ТРДД и БСМС типа МС-21-300 с двигателями типа ПД-14.

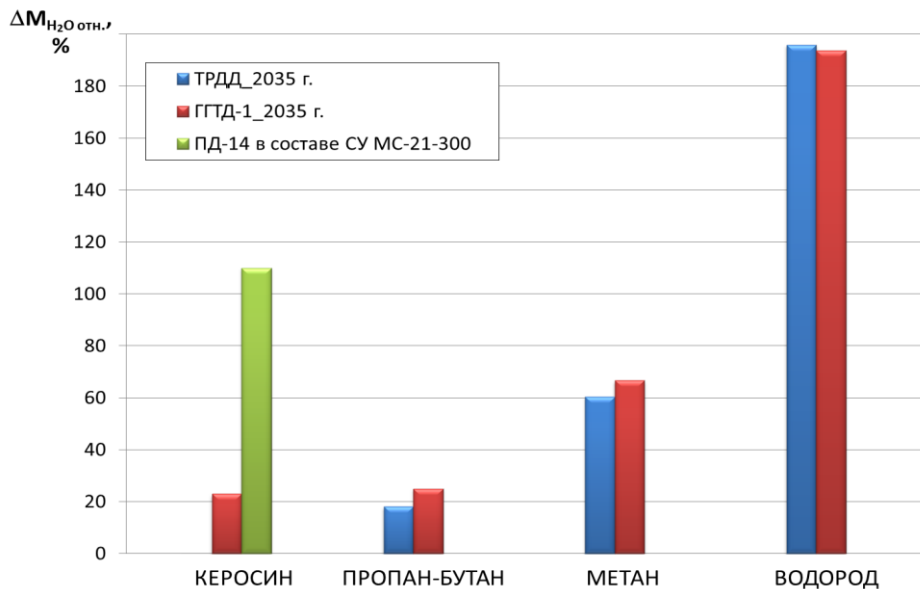


Рисунок 4.2.3 – Выбросы водяного пара для БСМС с различными вариантами двигателей и типами топлив по отношению к базовому ТРДД-К

Видно, что уровень эмиссии водяного пара за один полет перспективных самолетов с ГТТД-1 в 1,2–3 раза выше, чем соответствующий уровень БСМС с базовым ТРДД-К.

Самолеты с ГТТД-1-М и ТРДД-М обеспечивают выбросы паров воды на 60–70 % хуже базового ТРДД. Двигатели с пропан-бутановым топливом хуже базового двигателя всего на

18–25 %. Наихудшие показатели 190–200 % по отношению к ТРДД-К обеспечивают самолеты с двигателями на водородном топливе.

В целом, по результатам предварительных оценок можно сделать вывод о том, что наиболее перспективными с точки зрения минимальных выбросов водяного пара за один полет являются самолеты с традиционными ТРДД на керосине. Газовые углеводородные топлива обеспечивают для ТРДД и ГТТД-1 величину выбросов H_2O лучше современных магистральных самолетов аналогичного класса до ~80 % при использовании пропан-бутана и до ~40 % с метановым топливом. Из-за большого индекса эмиссии экологически чистое водородное топливо ($EI(H_2O)_{\text{вод}}=9000$ г/кг) по объему выбросов воды будет сильно проигрывать менее экологичным – керосину ($EI(H_2O)_{\text{кер}}=1262$ г/кг), пропан-бутану ($EI(H_2O)_{\text{пб}}=1515$ г/кг) и метану ($EI(H_2O)_{\text{мет}}=2250$ г/кг).

Одним из возможных путей уменьшения эмиссии водяного пара ГТТД может стать организация утилизации воды путем конденсации пара на выходе из двигателя или ЭУ. В этом случае полученная вода может быть использована на борту самолета для различных нужд, а также непосредственно в термодинамическом цикле ЭХГ на базе ТЭ, для увеличения КПД использования основного топлива.

4.3 Сравнение по комплексу показателей эффективности одно- и двухтопливных магистральных самолетов с маршевыми гибридными ГТД

В данном разделе рассмотрена концепция двухтопливного самолета, которая поможет определить область возможного эффективного применения ГТТД-1 в составе СУ БСМС 2035 гг.

В таблице 4.3.1 приводятся результаты оценки эффективности БСМС с ГТТД-1-К и ЭУ на базе ТОТЭ, работающей на альтернативных топливах. При оценке применялись описанные ранее подходы для однотопливного самолета (см. раздел 4.2).

Важно отметить, что в данном случае корректно проводить сравнение полученных результатов с БСМС и ТРДД-К.

Анализ полученных результатов таблицы 4.3.1 показывает, что двухтопливность обеспечивает минимальные запасы газового и криогенного топлива на борту ЛА. Расположение относительно небольших запасов водорода в фюзеляже (см. рисунок 4.1.1 б) позволяет сохранить высокое аэродинамическое качество самолета (см. таблицу 4.3.1, вариант с ЭУ-ПБ, ЭУ-М, ЭУ-В2). Однако, при всех положительных сторонах данной концепции ЛА, улучшение топливной эффективности на ~21 % наблюдается лишь при применении водорода в качестве топлива для ЭУ (см. таблицу 4.3.1, вариант с ЭУ-В2).

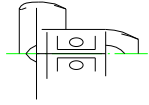
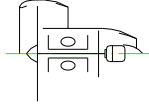
Метан обеспечивает эффективность, аналогичную базовому самолету с ТРДД. Несмотря на это, запас метана составляет ~37 % от общей массы топлива на борту ЛА. В сравнении с керосином принятая стоимость СПГ в 4 раза меньше (см. раздел 2.1.6), поэтому за один полет БСМС с ГТТД-1-К и ЭУ-М стоимость топлива оказывается на ~26 % меньше в сравнении с базовым керосиновым БСМС с ТРДД. Принятое соотношение стоимости экологически чистого жидкого водорода 10:1 (см. раздел 2.1.6) делает его практическое применение малодоступным.

В схеме ГТТД-1 применение изолированной ЭУ позволяет оценить эффективность применения других источников электрической энергии, например, АБ. В таблице 4.3.1 также приведена удельная эквивалентная масса АБ, которая показывает уровень технологического совершенства аккумуляторных систем, позволяющий обеспечить аналогичную топливную эффективность БСМС с ГТТД. Видно, что для метана величина удельной массы АБ должна быть не более ~0,25 кг/(кВт·ч), что в ~20 раз лучше современных аккумуляторных систем.

Дополнительно в таблице 4.3.1 представлены показатели по уровню шума, по выбросам NO_x за ВПЦ и в крейсерском полете, а также по выбросам CO_2 и H_2O за полет.

Полученные главные отличия в показателях эффективности однотопливного и двухтопливного самолетов для наглядности показаны на рисунке 4.3.1. Сравнение этих концепций показало, что наиболее предпочтительными являются самолеты с применением метана (СПГ) в качестве топлива.

Таблица 4.3.1 – Результаты оценки ЛТХ СМС с ГТД-1-К ($N_{\text{отн}}=50\%$) при работе ЭУ на альтернативных топливах [12, 58]

Параметр	Размерность	Значение				
СХЕМА ГТД						
Обозначение		ТРДД-К (базовый)	ГТД-1-К			
			ЭУ-ПБ	ЭУ-М	ЭУ-В бак над фюз.	ЭУ-В2
$M_{\text{взл}}$	кг	53242	59789	59207	62738	59548
$R_{\text{взл}}$	кгс	7534	8366	8314	9052	8366
$M_{\text{сн}}$	кг	26905	32765	32680	37615	34945
$M_{\text{дв}}$	кг	1258	2512	2491	2671	2506
$M_{\text{су}}$	кг	4062	6760	6702	7165	6742
$M_{\text{т.с}}$	кг	8337	9024	8527	7123	6603
$M_{\text{т.газ}}$	кг	0	3581	3115	1262	1170
$K_{\text{н.кр}}$	-	22	22,65	22,58	21,97	22,56
$V_{\text{н.кр}}$	км/ч	828,6	828,6	828,6	828,6	828,6
$R_{\text{н.кр}}$	кгс	1174	1280	1272	1385	1280
C_R эфф н.кр	кг/(кгс·ч)	0,508	0,5023	0,4759	0,3593	0,3598
$q_{\text{техн}}$	г/(пасс·км)	8,13	8,8	8,31	6,94	6,44
$\Delta q_{\text{техн.отн}}^*$	%	-	8,2	2,3	-14,6	-20,8
$\Delta C_{\text{т.отн}}^*$	%	-	-13,2	-25,7	121,7	105,5
$L_{\text{впп}}$	м	2290	2266	2260	2253	2259
Уд. экв. масса АБ*	кг/(кВт·ч)	-	0,273	0,255	0,207	0,182
Запас к нормам Гл. 14 (без ЗПК)	EPNdB	3,05	4,36	4,48	2,16	4,45
$D_p/F_{00 \text{ впп}}$	г/кН	116	41,3			
Запас $D_p/F_{00 \text{ впп}}$ к нормам 2008 г.	%	-16,4	32,1	32,4	30,2	32,3
$D_p/F_{00 \text{ кр}}$	г/кН	12680	2757	2759	2744	2751
Запас $D_p/F_{00 \text{ кр}}^*$	%	-	78,3	78,2	78,4	78,3
MV	кг/км	0,380	0,405	0,372	0,269**	0,249**
Запас MV к нормам 2020 г.	%	47,8	46,9	51,1	64,9	67,3
$M_{\text{H}_2\text{O кр}}$	кг	10521	12294	13839	18755	17384
Запас $M_{\text{H}_2\text{O кр}}^*$	%	-	-16,9	-31,5	-78,3	-65,2
Примечание:						
1. Отборы от КВД $N_{\text{отб.с}}=400$ кВт для ТРДД;						
2. Отборы от ЭУ на ТОГЭ $N_{\text{отб.с}}=400$ кВт для ГТД;						
* – вычисляется по отношению к самолету с ТРДД-К;						
** – эмиссия только газотурбинной части ГТД-1-К						

Из-за высоких параметров в КС ТРДД самолетам с традиционной СУ будет сложнее обеспечить перспективные требования по уровню эмиссии NO_x (за ВПЦ и в крейсерском полете). Применение газового топлива в основной КС ГТД (однотопливные ТРДД и ГТД) в гражданской авиации на сегодняшний день будет иметь повышенные риски реализации из-за отсутствия нормативной и технологической базы, а также вопросов безопасности. По

результатам предварительных оценок (см. таблицу 4.3.1 и рисунок 4.3.1) наиболее сбалансированным по показателям эффективности и ожидаемым рискам после 2035 г. будет двухтопливный БСМС с ГТТД-1-К ($N_{э\text{отн}}=50\%$) с ЭУ на базе ТОТЭ, работающей на метане.

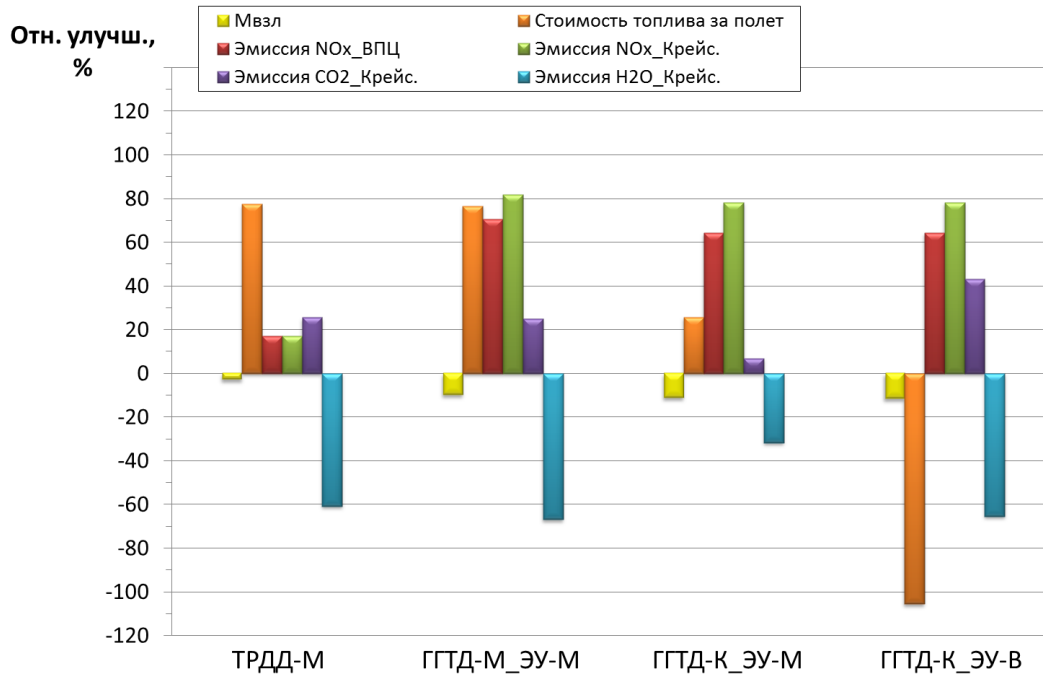


Рисунок 4.3.1 – Сравнение в относительном виде показателей эффективности однотопливного БСМС с СУ на базе ТРДД и ГТТД-1 ($N_{э\text{отн}}=50\%$) при использовании керосина и газовых топлив и их сочетаний. За нулевой уровень приняты показатели базового БСМС с ТРДД-К

Уменьшение подводимой внешней мощности от электромотора до $N_{э\text{отн}}=26\%$ ($N_3=1000$ кВт, см. таблицу 4.2.5) будет ухудшать топливную эффективность и эмиссию ВВ БСМС с ГТТД по сравнению с рассмотренным рациональным вариантом с $N_{э\text{отн}}=50\%$ ($N_3=1717$ кВт).

Замена ЭУ на АБ с удельной емкостью менее $\sim 0,25$ кг/(кВт·ч) и стоимостью заряда батареи на земле, эквивалентной стоимости метана массой ~ 3115 кг (~ 98700 р/23600 кВт·ч $\approx 4,2$ р/(кВт·ч)), позволит не только сохранить экономичность перевозок и уровни эмиссии NO_x , но и дополнительно снизить на $\sim 27\%$ выбросы в атмосферу парниковых газов CO_2 и H_2O .

Показано, что основным преимуществом ГТТД является заметное уменьшение эмиссии ВВ. В США и Европе активно проводят исследования в области создания натуральных демонстраторов гибридных СУ и разрабатываются планы по постепенной замене ГТД на электрические СУ сначала для парка региональных самолетов [17]. Есть опасение, что, с появлением после 2035 гг. на мировом рынке даже малочисленного парка магистральных самолетов с ГТТД и электрическими СУ, страны-производители подобной техники будут

продавливать в ИКАО решения по резкому ужесточению требований к эмиссии ВВ традиционных ГТД. Как было показано (см. таблицу 4.3.1 и рисунок 4.3.1), только увеличение доли электрической мощности в создании тяги СУ с применением альтернативного высококалорийного топлива типа метана (СПГ) или водорода позволит конкурировать на рынке авиационной техники в недалеком будущем. Поскольку на сегодняшний день в отечественной авиационной промышленности имеется отставание в области высокотехнологичных гибридных и электрических систем для воздушного транспорта, то необходимо сосредоточить имеющиеся интеллектуальные, финансовые и политические ресурсы для развития программы по созданию НТЗ и необходимой испытательной базы в этой области на ближайшие десятилетия.

В следующем разделе представлены некоторые соображения по решению ряда частных технических проблем в области гибридных ГТД, с которыми автор столкнулся в ходе проведения исследований и которые в целом дополняют диссертацию.

4.4 Разработка технических рекомендаций на проведение дальнейших работ по созданию магистральных самолетов с маршевыми гибридными ГТД

Влияние типа энергоустановки. Применение в качестве ЭУ аккумуляторной батареи сильно ограничено временем ее эффективного использования на борту ЛА (см. рисунок 4.4.1).

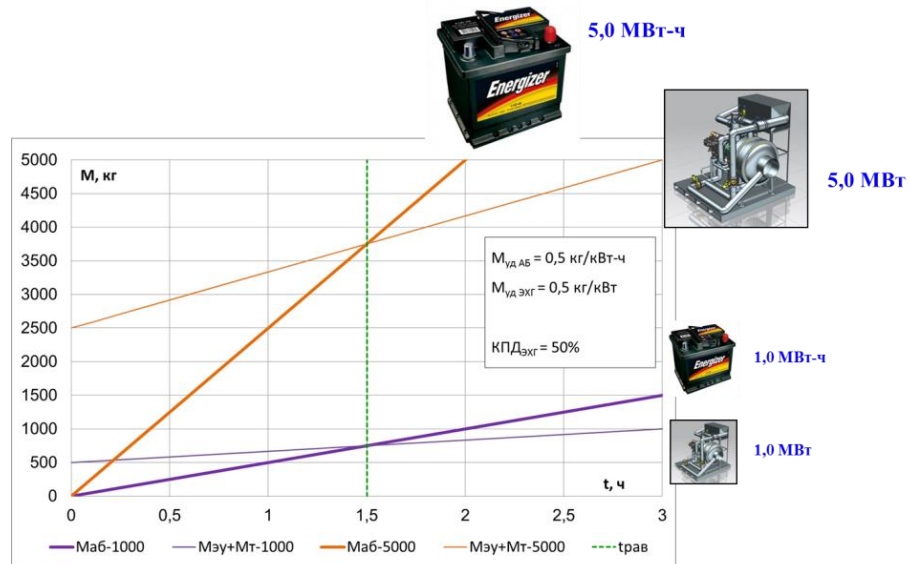


Рисунок 4.4.1 – Влияние времени работы на массовые характеристики ЭУ на ТОГЭ и АБ при одинаковых значениях их удельных параметров [57]

Из рисунка видно, что в случае одинаковых значений удельной массы ЭУ с ТОГЭ и удельной энергии АБ, эффективность АБ наблюдается при небольших временах работы ЭУ, а время эффективного использования этих типов ЭУ не зависит от расчетной потребляемой электрической мощности (см. рисунок 4.4.1) [57]. То есть, при продолжительности этапов взлета и набора высоты около 20–25 минут АБ будут эффективнее переразмеренной ЭУ на ТОГЭ. Для воспроизведения тяги ТРДД в гибридной СУ с увеличением высоты полета мощность ЭМ также необходимо будет снижать, обеспечивая тем самым дополнительное уменьшение массы АБ.

Влияние размерности газогенератора гибридного ГТД. На экономичность маршевой СУ и место предполагаемых отборов воздуха и мощности на самолетные нужды также будет влиять и размерность ГГ. В проводимых ЦИАМ исследованиях в области ГТД рассматривался ГГ перспективного ТРДД с повышенными параметрами цикла в размерности, определяемой уровнем технологий производства последней ступени лопатки осевого компрессора. Размерность газогенератора в данном случае ограничивалась уровнем потребной взлетной тяги и значением максимальной температуры газа, при заданной степени повышения давления в

компрессоре. Значение взлетной тяги складывалось из тяги, создаваемой ГТЧ и ЭМ, вклад которого не превышает 20 % на земле и равен 50 % в крейсерском полете – это наиболее рациональное соотношение мощностей ГТЧ и ЭМ для выбранной размерности ГГ.

Поскольку уровень температуры газа ГГТД в крейсерском полете более чем на 100–150 К меньше по отношению к ТРДД той же тяги (см. таблицу 4.4.1), то газогенератор ГГТД можно считать переразмеренным в крейсерском полете.

С точки зрения эмиссии NO_x это может быть оправдано, но масса и экономичность двигателя с переразмеренным ГГ и пониженной температурой газа в цикле на протяжении всего крейсерского полета скорее всего будет хуже, чем в случае с ГГ оптимальной размерности.

Таблица 4.4.1 – Сравнение параметров в расчетной точке ТРДД и ГГТД различных схем с различным уровнем подведенной мощности к валу вентилятора

Параметры	Размерность	Значения параметров двигателей в расчетной точке		
		ТРДД	ГГТД-1	
$R_{кр}$	кгс	1187	1200	1300
$C_{Rкр}$	кг/(кгс·ч)	0,5077	0,2847	0,4085
m	-	12,5	20	18,5
T_g^*	К	1537	1265	1425
$\pi_{к\Sigma}^*$	-	56,01	27,42	27,36
$N_э$	кВт	-	1717	1000
$N_э/(N_э+N_{тнд})$	%	-	50	26
Примечание: Значения удельных расходов ГГТД-1 даны без учета топлива, расходуемого во внешней ЭУ				

Зарубежные исследователи рассматривают концепцию ГГТД, когда крейсерский полет совершается только с помощью ГГТД оптимальной размерности без подкрутки, а взлет осуществляется с подкруткой вала вентилятора электромотором, питаемым АБ. Такой предельный случай необходимо рассматривать как оптимальный, если это результат параметрической оптимизации. Недостатками такой концепции нужно сразу признать:

- использование дополнительной электрической мощности только на режиме взлета;
- подзарядка АБ в крейсерском полете;
- отсутствие систем, повышающих КПД маршевой СУ на всех участках полета;

Возможно, при определенных исходных данных эта концепция могла бы стать рациональной, но самым главным ее недостатком является отсутствие систем, повышающих эффективный КПД маршевой СУ на продолжительных участках полета.

Для дальнейших исследований в области гибридных ГТД целесообразно рассмотреть схемы с минимальным размером ГГ с ЭУ на базе ТОТЭ и дополнительным форсированием

электромотора на валу вентилятора с помощью ЭУ на базе аккумуляторных батарей, используемых лишь на участке взлета и набора высоты. Однако, данное исследование выходит за рамки данной диссертационной работы.

Влияние отборов воздуха и мощности на самолетные нужды от маршевой силовой установки с гибридным ГТД. Исследования ГТД в составе СУ БСМС, проводимые в ЦИАМ показали, что осуществлять отборы на самолетные нужды не всегда эффективно от электрической ЭУ. Результаты настоящей работы определили, что с уменьшением дополнительной мощности, подводимой к валу вентилятора ГТД, осуществлять отборы от ЭУ на ТОТЭ становится невыгодно. То есть, если на борту имеется маршевая гибридная СУ с частичным газотурбинным приводом движителя, создающим половину или большую часть тяги, то осуществлять отборы предпочтительнее от газотурбинной части СУ. Данный вывод основан на принятых исходных данных по ГТД и ВСУ на ТОТЭ. Этот вывод справедлив и для случая применения АБ в качестве ЭУ.

При проведении расчетных исследований с заданными удельными характеристиками ТОТЭ и АБ необходимо на начальных этапах сравнивать оба варианта отборов и выбирать из них наиболее предпочтительный.

Формирование возможного сценария (дорожной карты) создания двухтопливного магистрального самолета с маршевым ГТД. В случае использования керосина в качестве основного топлива на борту ЛА с ТРДД накоплен довольно большой опыт проектирования и прогнозирования характеристик авиационной техники, а сроки разработки самолетов и СУ традиционных схем сокращены до минимума.

Несмотря на то, что в настоящее время отсутствуют серийные магистральные самолеты с СПГ или водородом, в нашей стране и в Мире уже делались попытки в этом направлении, и было создано несколько экспериментальных летающих прототипов.

В частности, фирма Туполева имеет передовой опыт создания самолетов на криогенном топливе. 15 апреля 1988 г. самолет Ту-155 совершил первый полет на жидком водороде [110].

После проведения летных испытаний и доработок 18 января 1989 г. самолет совершил первый полет на сжиженном природном газе. Выполнена большая летно-исследовательская программа, проведено несколько международных демонстрационных полетов, в том числе в Братиславу (Чехословакия), Ниццу (Франция), Берлин и Ганновер (Германия) [110].

Ту-156 – грузопассажирская модификация среднемагистрального самолета Ту-154М, на котором установлены три двигателя НК-89, и в качестве топлива возможно использование СПГ или традиционного авиакеросина (см. рисунок 4.4.2). Такой подход обусловлен тем, что пока

нет развитой инфраструктуры для сжижения газа и обеспечения заливок самолетов. Планировалось, что самолет Ту-156 сможет переходить на использование только СПГ [110].



Рисунок 4.4.2 – Компоновка салона Ту-156 в пассажирском варианте [110]

В КБ им. А.Н. Туполева разрабатывались также проекты по использованию СПГ на самолетах Ту-204, Ту-334, Ту-330. Внедрение СПГ в качестве топлива на авиационном транспорте дает возможность значительно улучшить экологическую обстановку в районах аэродромов, позволит уменьшить дефицит авиатоплива при истощении запасов нефти, а также снизить эксплуатационные расходы [110].

Работы по созданию «зеленого» самолета в настоящее время ведутся широким фронтом за рубежом. В частности, в работе NASA делается вывод о том, что в 2030 гг. только самолет с гибридным ГТД на СПГ сможет удовлетворить перспективным экологическим нормам. Водородные технологии к тому времени еще будут иметь повышенные технические риски [10].

На основе материалов российских [93, 111] и зарубежных [10, 15, 45] специалистов в данном разделе сформированы дорожные карты создания топливных систем самолета, использующего керосин, АСКТ, СПГ, жидкий водород в различных возможных сочетаниях для ТРДД на период 2025–2030 гг. и ГТТД на период 2030–2040 гг.

В таблице 4.4.2 показаны основные этапы по созданию СУ с ТРДД 2025–2030 гг., работающего как на керосине, так и на альтернативном газовом топливе (АСКТ, СПГ, жидкий водород). НТЗ в части газовой и криогенной авиационной техники может на 1–3 года сократить время разработки отдельных систем двухтопливных ГТД. Видно, что с учетом необходимого финансирования разработка нового ТРДД для СУ двухтопливного самолета до шестого уровня технологической готовности (УГТ-6) может составить около 10 лет.

Разработка топливной системы двухтопливного самолета с ТРДД (см. таблицу 4.4.3) составит не менее 8–10 лет. Отдельного внимания заслуживает разработка ТБ. Поскольку речь идет о переводе на альтернативное топливо большого количества самолетов, то конструкция и технология производства ТБ должны позволять легко и без существенных затрат средств и времени создавать баки различной геометрии под различные виды газового топлива.

Сроки начала разработки маршевых гибридных газотурбинных двигателей (ГГТД) для МС (см. таблицу 4.4.4) прогнозируются после 2035 гг. и будут определяться временем создания электрических систем с приемлемым уровнем удельных характеристик. Цикл разработки ГГТД до УГТ-6 займет не менее 10 лет.

Таблица 4.4.4 – Дорожная карта по созданию СУ с гибридным ГТД двухтопливного самолета, использующего керосин и альтернативное топливо (АСКТ, СПГ, жидкий водород)

УТГ	Задача / технология	2030		2031		2032		2033		2034		2035		2036		2037		2038		2039		2040		2041	
		П1	П2	П1	П2	П1	П2	П1	П2	П1	П2	П1	П2	П1	П2	П1	П2	П1	П2	П1	П2	П1	П2	П1	П2
1-9	Массовая эксплуатация самолета на криотопливе не менее 5-ти лет: - ЛА с высоким уровнем аэродинамического совершенства																								
1-9	Массовое, недорогое производство ЭУ с ТЭ: - компактные ЭУ мощностью более 2000 кВт - ЭУ с удельной массой менее 0,5 кг/кВт																								
1-9	Массовое, недорогое производство ЭМ с криоохлаждением: - компактные ЭМ мощностью более 2000 кВт - ЭМ с удельной массой менее 0,1 кг/кВт																								
1	Разработка требований для использования ЭУ с ТЭ на ЛА																								
1-9	Замена штатного ВГТД мощностью до 500 кВт на ЭУ с ТЭ на ЛА: - опыт эксплуатации ЭУ не менее 3-х лет																								
1	Разработка требований для использования МСУ с ГГТД на ЛА																								
2	Формирование ТЗ на ГГТД: - исследования эффективности ГГТД - перечень критических технологий - ТЗ на двигатель, системы, испытания																								
2-3-4	Проектирование лопаточных машин и отдельных систем двигателя																								
2-3-4	Проектирование двухтопливной системы двигателя																								
2-3-4	Проектирование системы пожаротушения двигателя																								
4-5	Интеграция элементов и систем двигателя: - определение кооперации производства и головного производителя - подготовка производства - организация сборки опытных и предсерийных двигателей																								
5	Испытания двигателя-демонстратора на стенде																								
6	Летные испытания на ЛЛ																								

Важно подчеркнуть, что это время рассчитывается исходя из того, что работы по электрическим системам (ЭМ, ЭУ на ТЭ) уже вышли на уровень массового производства, а двухтопливный самолет с ТРДД находится в серийной эксплуатации. Это, по сути, является НТЗ для создания ЛА с ГГТД. В указанное время разработки входит цикл летных испытаний на летающей лаборатории, который несколько увеличен по отношению к срокам, указанным в таблице 4.4.2.

Приведенные в таблицах 4.4.2–4.4.4 дорожные карты являются общим нулевым приближением в представлении периодов разработки двигателей и систем двухтопливного самолета. Очевидно, что приведенные временные периоды должны быть скорректированы, применительно к конкретным проектам ЛА.

С учетом опыта создания самолета Ту-156 (самолет на СПГ) на базе Ту-155 (самолет на жидком водороде) существенной разницы при создании самолетов на любом из рассматриваемых типов газового топлива не прогнозируется.

Разработка технических рекомендаций на проведение дальнейших работ по созданию двухтопливных ЛА с различными вариантами силовых установок. В части рассмотрения гибридных схем двигателей в составе СУ БСМС на газовом топливе автором разработаны рекомендации по повышению топливной эффективности БСМС. В частности, при проведении дальнейших исследований целесообразно оптимизировать потребление электроэнергии с использованием хладоресурса топлива, конструктивных особенностей схем ГГТД, способов размещения топлива на борту ЛА, профиля и условий полета и т.д.

Далее в краткой форме приводятся эти основные рекомендации:

- при газификации жидкого газового криогенного топлива использовать избыточную мощность на газовой турбине турбонасосного агрегата для выработки дополнительной электроэнергии;
- использовать резервы в части интеграции элементов СУ с ТРДД и ГГТД на самолете, в снижении массы самолетных конструкций и улучшении аэродинамических характеристик;
- оптимизировать варианты размещения ТБ с АТ в фюзеляже самолета;
- использовать высокооборотные схемы ЭМ в ГГТД;
- оптимизировать параметры ГТЧ ГГТД с возможным рациональным ослаблением различных ограничений.

В рамках дальнейших работ по созданию двухтопливных систем ЛА с различными вариантами СУ целесообразно выполнить следующий перечень работ.

1. Провести исследования в обеспечение создания демонстраторов СУ с ТРДД и ГГТД перспективных двухтопливных самолетов, использующих альтернативные топлива и источники энергии, с учетом описанных выше рекомендаций.

2. Провести сравнительную оценку эффективности различных схем СУ в составе двухтопливных самолетов различных классов дальностей и пассажироместимостей. Определить области эффективного применения альтернативных топлив для самолетов с учетом комплекса самолетных, экологических, экономических критериев, газо-топливной инфраструктуры и логистики маршрутов, политики Президента.

3. Провести уточнение данных дорожных карт с учетом вновь полученных результатов.
4. Уточнить перечень критических технологий элементов и узлов СУ и самолета.
5. Перейти от НИР к ОКР по отработке критических технологий СУ и ЛА.
6. Осуществить подготовку экспериментальной базы для проведения испытаний объектов исследования и демонстратора СУ и ЛА в целом.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе представлены разработанные автором методика и программы, которые позволили впервые наиболее комплексно подойти к исследованию эффективности применения нового типа маршевой силовой установки на базе гибридного ГТД (ГТТД) для магистральных самолетов. Работа носит, в основном, теоретический характер из-за отсутствия на сегодняшний день отработанных технических решений, обеспечивающих приемлемые удельные характеристики электрических компонентов гибридных двигателей и СУ. Разработка гибридных движущих систем в авиации является промежуточным этапом на пути создания полностью электрических пассажирских лайнеров с мощностью СУ от 10 МВт к 2050–2100 гг. Предлагаемая методика предназначена для исследования малоизученной, на сегодняшний день, области гибридных ГТД. Работоспособность методики и комплекса ММ демонстрируется на примере оценки эффективности перспективного ближне-среднего магистрального самолета, гибридная СУ которого относится к классу электрической мощности 2–5 МВт. Рассмотренный в данной работе прогнозируемый уровень параметров технического совершенства СУ и ЛА соответствует периоду 2030–2035 гг. С учетом ряда принятых допущений, не снижающих значимость полученных результатов и уровень работы в целом, проведенные в качестве примеров исследования подтверждают потенциальную возможность создания эффективных пассажирских лайнеров с гибридным ГТД в перспективе после 2040–2045 гг.

В диссертационной работе получены следующие основные результаты.

1. Разработана методика многодисциплинарной оценки эффективности маршевых гибридных газотурбинных двигателей магистрального самолета, которая на этапе концептуального проектирования ЛА позволяет:

- оценивать эффективность маршевых гибридных СУ на базе ГТД;
- прогнозировать характеристики летательных аппаратов и формировать требования к элементам и узлам СУ различных схем и планера самолета, с учетом уровней готовности технологий и динамики ужесточения экологических стандартов.

2. На основе представленной методики разработан новый комплекс ММ многодисциплинарной оценки эффективности применения различных схем и концепций СУ на базе гибридных ГТД, в составе дозвуковых пассажирских самолетов. Комплексная ММ позволяет проводить сравнение эффективности использования различных видов топлив (или комбинации топлив) и программ управления СУ и ЛА по критериям: дальность полета, топливная эффективность, длина ВПП, шум на местности, эмиссия вредных веществ и др. В процессе отработки и апробации создаваемой методики и ММ проведены расчетно-параметрические исследования и получены следующие предварительные научные результаты, которые требуют дальнейшего уточнения.

3. Впервые в отечественной практике комплексно исследована рациональная схема гибридного ГТД для перспективного магистрального самолета с дополнительным подводом мощности к валу вентилятора от электромотора (ЭМ). На основании проведенных параметрических исследований, при использовании различных видов топлив, таких как керосин, пропан-бутан, метан, водород, определены рациональные параметры ГТД.

4. Впервые проведено предварительное сравнение эффективности применения двухтопливной гибридной СУ, в которой для работы ГТД используется керосин, а ЭУ с ТОТЭ работает на пропан-бутане, метане или водороде, и однотопливной СУ аналогичной схемы. Показано, что у двухтопливного самолета масса хранимого на борту в жидком виде газового топлива снижается более чем на 60 % и его можно полностью разместить в фюзеляже.

5. Выполненные примеры оценки экологических характеристик СУ с ГТД количественно уточнили прогнозы иностранных специалистов. В частности, показано, что акустическая эффективность БСМС с ГТД практически не зависит от схемы двигателя и вида топлива, а в части нормируемых выбросов вредных веществ гибридизация СУ может существенно снизить эмиссию соединений NO_x , обеспечив уровень выбросов соединений CO_2 и H_2O лучше новейших современных аналогов.

6. Впервые представлен пример сравнения по показателям эффективности в дальней перспективе (после 2040 гг.) двухтопливного БСМС с ЭУ на базе ТОТЭ, работающей на метане, при рациональном соотношении электрической и газотурбинной мощности $N_{э, отн}=50\%$ ГТД, с ЭУ на базе АБ. Показано, что для эквивалентной замены ЭУ с ТОТЭ на вариант с АБ потребуется создать аккумуляторные батареи с удельной массой менее $\sim 0,25$ кг/(кВт·ч), что в ~ 20 раз лучше современных аккумуляторных систем.

7. С целью проведения широкого ряда исследований по оценке эффективности применения различных схем гибридных ГТД в составе магистральных самолетов, представленную на основе созданной многодисциплинарной методики комплексную ММ целесообразно в дальнейшем использовать в программных комплексах оптимизации.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ**Аббревиатуры**

- АБ – электрическая аккумуляторная батарея
- АСКТ – авиационное сконденсированное топливо (пропан-бутан)
- АЗТ – аэронавигационный запас топлива
- БСМС – ближне-средний магистральный самолет
- ВВ – вредные вещества
- ВД – высокого давления
- ВСХ – высотно-скоростные характеристики
- ВПП – взлетно-посадочная полоса
- ВПХ – взлетно-посадочные характеристики
- ВПЦ – взлетно-посадочный цикл
- ГА – гражданская авиация
- ГГ – газогенератор
- ГГТД – гибридный газотурбинный двигатель
- ГТД – газотурбинный двигатель
- ГТЧ – газотурбинная часть
- ДрХ – дроссельные характеристики
- ЗПК – звукопоглощающие конструкции
- ИКАО – Международная организация гражданской авиации
- КП – комплекс программ
- КПД – коэффициент полезного действия
- КС – камера сгорания
- ЛТХ – летно-технические характеристики
- ММ – математическая модель
- МС – магистральный самолет
- МСА – международная стандартная атмосфера
- НД – низкого давления
- ППЦ – повышенные параметры цикла

- РАУ – расчетные атмосферные условия
- РК – рабочее колесо
- СА – сопловой аппарат
- САУ – система автоматического управления
- СДУД – система дифференциальных уравнений движения
- СПГ – сжиженный природный газ (метан)
- СУ – силовая установка
- ТБ – топливный бак
- ТВВД – турбовинтовентиляторный двигатель
- ТВД – турбина высокого давления
- ТНД – турбина низкого давления
- ТОТЭ – твердооксидные топливные элементы
- ТПИ – теплоизоляция
- ТРДД – турбореактивный двухконтурный двигатель
- ТС – топливная система
- ТТТ – тактико-технические требования
- ТЭ – топливные элементы
- УГТ – уровень готовности технологий
- ЭМ – электромотор
- ЭУ – энергоустановка
- ЭХГ – электрохимический генератор

Обозначения

- $N_э$ – мощность электрическая, кВт
- $N_{отб}$ – мощность отбираемая, кВт
- $G_{отб}$ – расход отбираемого воздуха, кг/ч
- $\gamma_{гтч}$ – удельная масса газотурбинной части, кг/кВт
- $\gamma_{эм}$ – удельная масса электромотора, кг/кВт
- $\gamma_{эу}$ – удельная масса энергоустановки, кг/кВт

- η_{Γ} – полнота сгорания топлива
 $\eta_{\text{ЭУ}}$ – коэффициент полезного действия энергоустановки
 $\eta_{\text{ЭМ}}$ – коэффициент полезного действия электромотора
 $D_{\text{МГ}}$ – диаметр мотогондолы, м
 $C_{x \text{ МГ}}$ – коэффициент аэродинамического сопротивления мотогондолы
 $M_{\text{ВЗЛ}}$ – масса самолета взлетная, кг
 $M_{\text{СН}}$ – масса самолета пустого снаряженного (без топлива, без пассажиров), кг
 $M_{\text{ДВ}}$ – масса двигателя, кг
 $M_{\text{СУ}}$ – масса силовой установки, кг
 M_{T} – масса топлива, кг
 $M_{\text{T.газ}}$ – масса газового топлива, кг
 $V_{\text{кр}}$ – скорость в момент отказа критического двигателя на разбеге, км/ч
 $K_{\text{н.кр}}$ – аэродинамическое качество самолета в начале крейсерского полета
 $V_{\text{н.кр}}$ – скорость в начале крейсерского полета, км/ч
 $R_{\text{н.кр}}$ – потребная тяга в начале крейсерского полета, кгс
 $C_{R \text{ эфф н.кр}}$ – эффективный удельный расход топлива в начале крейсерского полета, кг/(кгс·ч)
 $L_{\text{ВПП}}$ – длина взлетно-посадочной полосы, м
 D_p/F_{00} – уровень эмиссии, г/кН
 MV – оценочный показатель эмиссии CO_2 , кг/км
 $q_{\text{техн}}$ – топливная эффективность (при полной выработке топлива), г/(пасс·км)
 C_{T} – стоимость топлива за полет, руб.

Индексы в обозначениях схем ТРДД, ГГТД, ЭУ

- К – на керосине
 -ПБ – на пропан-бутане
 -М – на метане
 -В – на водороде
 ГГТД-1 – схема с подкруткой турбины вентилятора
 ГГТД-2 – схема с подкруткой турбины компрессора
 ГГТД-3 – схема с подкруткой турбин вентилятора и компрессора

Подстрочные индексы

- баз – базовый
- взл – на взлете в условиях старта
- вод – водород
- кер – керосин
- кр – в крейсерских условиях
- мет – метан
- отн – относительный параметр
- пб – пропан-бутан
- т – топливо
- уд – удельный параметр
- фюз – фюзеляж
- эkv – эквивалентный
- эфф – эффективный
- Σ – суммарное значение

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ФГБУ «Национальный исследовательский центр «Институт имени Н.Е. Жуковского»: [сайт]. URL: <http://www.nrczh.ru> (дата обращения: 06.03.2020).
2. Сыпало К.И. Задачи ФГБУ «Национальный исследовательский центр «Институт имени Н.Е. Жуковского» в области управления созданием опережающего научно-технического задела в авиастроении [Электронный ресурс] // ФГБУ «Национальный исследовательский центр «Институт имени Н.Е. Жуковского». 2016. URL: http://www.aviationunion.ru/Files/Sipalo_3_U_15042016.pdf (дата обращения: 06.03.2020).
3. National Plan for Aeronautics Research and Development and Related Infrastructure. Aeronautics Science and Technology Subcommittee. Committee on Technology. National Science and Technology Council. – USA, 2010. – 56 p.
4. Strategic Research and Innovation Agenda. – ACARE, 2012. – Vol. 1.
5. Strategic Research and Innovation Agenda. – ACARE, 2012. – Vol. 2.
6. ACARE: [сайт]. URL: <https://acare4europe.org> (дата обращения: 11.10.2018).
7. Mongeau L. Noise Technology Goals. Summary of the conclusions of the second CAEP Noise Technology Independent Expert Panel (IEP2) // ICAO Symposium on aviation and climate change, «Destination Green» (Montreal, Canada, 14–16 May 2013). – 2013. – 29 p.
8. Рябов П.А., Кленский С.М. Концепции перспективных гибридных маршевых двигателей летательных аппаратов на газовых и криогенных топливах // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 1. С. 87–99.
9. NASA N+3 Subsonic Ultra Green Aircraft Research. SUGAR Phase 1 Final Review / M. Bradley, C. Droney, B. Roth [et al.] // Boeing Research & Technology (20 April 2010). – 2010. – 297 p.
10. Subsonic Ultra Green Aircraft Research. Phase II: N+4 Advanced Concept Development / M.K. Bradley – NASA/CR-2012-217556, 2012.
11. Сравнительный анализ параметров и характеристик различных схем силовой установки с дополнительным выносным винтовентилятором / Ю.А. Эзрохи, С.М. Каленский, А.С. Полев, А.С. Дрыгин, П.А. Рябов // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана : электронное издание. 2012. № 12. С. 38. URL: <http://technomag.edu.ru/doc/511469.html> (дата обращения: 21.11.2020).
12. Рябов П.А., Селиванов О.Д. Обзор работ ЦИАМ в области гибридных энергетических установок летательных аппаратов. От первых опытных БЛА до магистральных самолетов дальней перспективы // Международный форум Двигателестроения. Научно-технический конгресс по двигателестроению (НТКД–2018) (Москва, 5–6 апреля 2018): сб. тезисов. – М.: Ваш Успех, 2018. – С. 46–47.

13. Пат. 2511829 Российская Федерация, МПК F02K 3/00. Гибридный турбореактивный авиационный двигатель / Эзрохи Ю.А., Каленский С.М., Рябов П.А.; заявитель и патентообладатель ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (RU). – № 2012128704/06; заявл. 10.07.2012; опубл. 10.02.2014, Бюл. № 10: – 5 с.: ил.
14. Палкин В.А. Обзор работ в США и Европе по авиационным двигателям для самолетов гражданской авиации 2020...2040-х годов // Авиационные двигатели. 2019. № 3 (4). С. 63–83.
15. Electric Propulsion [Электронный ресурс]. URL: <https://www.nap.edu/read/23490/chapter/7> (дата обращения: 26.11.2019).
16. Study of Hybrid Electric Propulsion for a Radical Aircraft Concept / G. Barraud, M. Thomas, N. Charr [et al.] // Proc. More Electric Aircraft 2015 (Toulouse, France, 03–05 February 2015). 2015.
17. Rosario R., Madavan N., Jankovsky A. Hybrid-Electric and Distributed Propulsion Technologies for Large Commercial Air Transports: Opportunities and Challenges // Proc. 22nd International Society for Air Breathing Engines, ISABE 2015 (Phoenix, USA, October 25–30, 2015). – 2015.
18. Efficiency assessment of HPS for advanced airliners using different fuels / P. Ryabov, S. Kalenskiy, Y. Khaletskiy, A. Mirzoyan // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2014. Vol. 86. № 6. P. 494–500.
19. Airbus: [сайт]. URL: <https://www.airbus.com> (дата обращения: 10.03.2020).
20. NASA: [сайт]. URL: <https://www1.grc.nasa.gov> (дата обращения: 10.03.2020).
21. Boeing: [сайт]. URL: <https://www.boeing.com> (дата обращения: 10.03.2020).
22. Авиационные правила, Часть 25 (АП-25). Нормы летной годности самолетов транспортной категории. – 5-е изд. – М.: МАК: Изд-во АВИАИЗДАТ, 2015. – 288 с.
23. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Охрана окружающей среды. Том I. Авиационный шум. – 7-е изд. – ИКАО, 2014. – 258 с.
24. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Охрана окружающей среды. Том II. Эмиссия авиационных двигателей. – 3-е изд. – ИКАО, 2013. – 118 с.
25. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Охрана окружающей среды. Том III. Эмиссия CO₂ самолетов. – 1-е изд. – ИКАО, 2017. – 40 с.
26. Свид. 2018619542 Российская Федерация. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ. Программа определения параметров двигателя самолета на взлете («VZLET») / П.А. Рябов; заявитель и правообладатель ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (RU). – № 2018617061; заявл. 06.07.2018; опубл. 08.08.2018, Реестр программ для ЭВМ: – 9 с.
27. Показатели энергетической эффективности электромеханических систем

применительно к задачам создания гибридных силовых установок гражданских воздушных судов: отчет о НИР / И.И. Алексеев, С.Ф. Коняхин [и др.]. – М.: ОАО «АКБ «Якорь», 2011.

28. Исследование технического облика электрогальванических источников энергии авиационного исполнения мощностью 0,1...10 МВт: отчет о НИР / Рук. темы Г.А. Коликова – СПб.: ОАО «НИАИ «Источник», 2011. – 107 с.

29. AEROPAK Fuel Cell Power System. Technical data sheet. – Singapore: Horyson Energy Systems, 2010.

30. Solid Oxide Fuel Cell APU Feasibility Study for a Long Range Commercial Aircraft Using UTC ITAPS Approach. Vol. 1: Aircraft Propulsion and Subsystems Integration Evaluation / Srinivasan H. – NASA/CR-2006-214458/VOL1, 2006.

31. Аверьков И.С., Байков А.В., Разносчиков В.В. Термодинамика твердооксидного топливного элемента // Альтернативная энергетика и экология. 2012. № 02 (106). С. 11–18.

32. Аверьков И.С., Байков А.В., Яновский Л.С. Анализ теплового баланса батареи твёрдооксидных топливных элементов // Электрохимическая энергетика. 2014. Т. 14, № 2. С. 101–108.

33. Твердооксидные топливные микроэлементы как основа для создания авиационных двигателей нового поколения / Л.С. Яновский, А.В. Байков, И.С. Аверьков [и др.] // Тепловые процессы в технике. 2017. Т. 9, № 1. С. 2–6.

34. Моделирование электрохимических процессов в твердооксидном топливном элементе / И.С. Аверьков, А.В. Байков, Л.С. Яновский, В.М. Волохов // Известия Академии наук. Серия химическая. 2016. № 10. С. 2375-2380.

35. Аверьков И.С., Байков А.В., Яновский Л.С. Температурная устойчивость батареи твердооксидных топливных элементов // Труды Шестой Российской национальной конференции по теплообмену (РНКТ-6) (Москва, 27-31 октября 2014): сб. ст. – М.: Издательский дом МЭИ, 2014. – С. 389-392 (1496 с.).

36. Аверьков И.С., Байков А.В., Яновский Л.С. Преобразование авиационного керосина в синтез-газ путем селективного окисления // Горение и взрыв. 2011. № 4. С. 38–39.

37. HTS machines as enabling technology for all-electric airborne vehicles / P.J. Masson, G.V. Brown, D.S. Soban, C.A. Luango // Supercond. Sci. Technol. 2007. Vol. 20. №. 8. P. 748-756.

38. Besnard J., Blals B., Martinez M. Electrical Rotating machines and Power Electronics for New Aircraft Equipment Systems [Электронный ресурс] // 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2006 (Hamburg, Germany, 3–8 September 2006). ICAS 2006 CD-ROM Proceedings. 2006. (дата обращения: 23.11.2020).

39. Starr G. Enabling Electric Propulsion for Flight // NASA Armstrong Flight Research Center, Special Conference on Disruptive Green Propulsion Technologies: Beyond the

Competitive Horizon (London, United Kingdom, 17–18 November 2014). – 2014.

40. Isikveren A.T. Advanced Propulsion and Power System Integration Strategies for Transport Aircraft // Disruptive Green Propulsion Technologies: Beyond the Competitive Horizon (London, United Kingdom, 17–18 November 2014). – 2014.

41. Belleville M. Simple hybrid propulsion model for hybrid aircraft design space exploration // Proc. More Electric Aircraft 2015 (Toulouse, France, 03–05 February 2015). 2015.

42. Сычѳв В. Лайнер А320 признали непригодным для распределенных двигательных установок [Электронный ресурс] // N+1: интернет-издание. 2019. URL: <https://nplus1.ru/news/2019/01/23/distributed> (дата обращения: 10.03.2020).

43. Сенин С.В. Rolls-Royce представила планы по развитию авиации с электрическими СУ // Обзорение ЦИАМ. – М.: ЦИАМ, 2019. – № 20. – С. 4–8.

44. NASA N+3 MIT Team Final Review // NASA Langley Research Center (23 April 2010). – 2010. – 184 p.

45. Wahls R. N+3 Technologies and Concepts // Green Aviation Summit «Integrated Solutions for Fuel, Noise, and Emission Reduction» (NASA Ames Research Center, 8–9 September 2010). – 2010. – 11 p.

46. Norris G. Hybrid help // Aviation week & Space technology (27 January 2014). 2014. P. 42–43.

47. DisPURSAL Kick-off Meeting // Bauhaus Luftfahrt (Munich, Germany, 28 February 2013). – 2013. – 70 p.

48. Distributed propulsion and ultra-high by-pass rotor study at aircraft level / A.T. Isikveren, A. Seitz, A. Mirzoyan [et al.] // The Aeronautical Journal. 2015. Vol. 119. №. 1221. P. 1327–1376.

49. Исследование концепций силовых установок нетрадиционных схем для перспективных летательных аппаратов / А.В. Луковников, О.Д. Селиванов, А.М. Исянов, П.А. Рябов, А.А. Максимов // Современные проблемы и перспективные направления развития авиационных комплексов и систем военного назначения, форм и способов их боевого применения: сб. материалов докладов научно-практической конференции (Воронеж, 22–23 ноября 2011). – Воронеж: Изд-во ВАИУ, 2011. – Ч.2. – С. 16–17.

50. Разработка концепций гибридных двигателей для перспективных пассажирских самолетов / П.А. Рябов, А.В. Луковников, О.Д. Селиванов, А.А. Максимов, А.А. Мирзоян // Седьмой аэрокосмический конгресс IAC'12 (Москва, 26–31 августа 2012): тезисы докладов. – М.: Хоружевский А.И., 2012. – 485 с.

51. Studies of propulsion system concepts for advanced subsonic airliners [Электронный ресурс] / O. Selivanov, A. Lukovnikov, P. Riabov, A. Maximov // 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2012 (Brisbane, Australia, 23–28 September 2012).

ICAS 2012 CD-ROM Proceedings. 2012. URL: https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/PAPERS/341.PDF (дата обращения: 21.11.2020).

52. Исследование концепций силовых установок перспективных самолетов и вертолетов / А.В. Луковников, А.С. Полев, А.М. Исянов, О.Д. Селиванов, А.А. Максимов, А.А. Мирзоян, П.А. Рябов, В.С. Захарченко // Академические Жуковские чтения: сб. научных статей по материалам Всероссийской научно-практической конференции (Воронеж, 20–21 ноября 2013). – Воронеж: Изд-во ВУНЦ ВВС «Военно-воздушной академии им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2014. – 224 с.

53. Формирование облика маршевой СУ перспективных магистральных самолетов на базе гибридных ГТД, использующих различные топлива / П.А. Рябов, С.М. Каленский, И.С. Аверьков, А.А. Мирзоян, Ю.Д. Халецкий [и др.] // Актуальные проблемы Российской космонавтики. Труды XXXVIII Академических чтений по космонавтике (Москва, 28–31 января 2014). – М.: Комиссия РАН, 2014. – С. 458–459.

54. Ryabov P. Research of efficiency of the mid-flight power plant based on the hybrid engines for advanced airliners [Электронный ресурс] // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014 (St. Petersburg, Russia, 07–12 September 2014). ICAS 2014 CD-ROM Proceedings. 2014. URL: https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0391_paper.pdf (дата обращения: 21.11.2020).

55. The hybrid propulsion systems for the advanced aircraft [Электронный ресурс] / A.V. Lukovnikov, O.D. Selivanov, P.A. Ryabov, Yu.A. Ezrokhi, S.M. Kalensky // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014 (St. Petersburg, Russia, 07–12 September 2014). ICAS 2014 CD-ROM Proceedings. 2014. URL: https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0820_paper.pdf (дата обращения: 21.11.2020).

56. Рябов П.А., Каленский С.М., Эзрохи Ю.А. Формирование облика гибридных маршевых силовых установок для перспективных магистральных самолетов // Авиадвигатели XXI века: сб. тезисов докладов Всероссийской научно-технической конференции (Москва, 24–27 ноября 2015). – М.: ЦИАМ, 2015. – С. 165–166 (1133 с.).

57. Studies of Distributed and Hybrid Propulsion Systems for Advanced Air Vehicles Using Mission and Environmental Criteria / A. Isyanov, A. Mirzoyan, P. Ryabov, Yu. Ezrokhi, S. Kalensky // 14th ONERA–TsAGI Seminar (Onera Châtillon (Salle Contensou), France, 29–30 October 2015). – France: ONERA, 2015. – С. 10–12.

58. Рябов П.А., Селиванов О.Д. Перспективы применения энергетических установок на основе ТОТЭ в авиации // Программа и труды Пятой Всероссийской конференции с международным участием «Топливные элементы и энергоустановки на их основе» (Суздаль, 17–21 июня 2018): сб. тезисов докладов. – Черногловка: ИФТТ РАН, 2018. – 200 с.

59. ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»: [сайт]. URL: <http://www.ciam.ru> (дата обращения: 13.10.2018).
60. Первый полёт летательного аппарата на топливных элементах отечественной разработки [Электронный ресурс] // Пресс-служба ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова». 2014. 3 июля. URL: http://www.ciam.ru/press-center/news/the-first-flight-of-the-aerial-vehicle-fuel-cell-home-development-/?sphrase_id=13383 (дата обращения: 13.10.2018).
61. Электричество в воздухе [Электронный ресурс] // Пресс-служба ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова». 2015. URL: http://www.ciam.ru/press-center/news/the-electricity-in-the-air/?sphrase_id=13383 (дата обращения: 13.10.2018).
62. Итоги работы ЦИАМ на МАКС-2017: презентация перспективных технологий, научный обмен и стратегические соглашения [Электронный ресурс] // Пресс-служба ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова». 2017. URL: http://www.ciam.ru/press-center/news/the-results-of-the-work-of-ciam-at-the-maks-2017-presentation-of-advanced-technologies-scientific-ex/?sphrase_id=18077# (дата обращения: 13.10.2018).
63. Итоги работы ЦИАМ на МАКС-2019: авиатехнологии будущего, стратегические соглашения и заслуженные победы [Электронный ресурс] // Пресс-служба ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова». 2019. URL: <http://www.ciam.ru/press-center/news/the-results-of-the-work-of-ciam-on-the-max-2019-aviatekhnologii-future-strategic-agreements-and-a-we/> (дата обращения: 06.03.2020).
64. Пат. 156584 Российская Федерация, МПК F17C 7/04. Баллон заправки и газификация криогенной жидкости / Гуров В.И., Шестаков К.Н.; заявитель и патентообладатель ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (RU). – № 2014149490; заявл. 09.12.2014; опубл. 16.10.2015; приоритет 09.12.2014.
65. Югов О.К., Селиванов О.Д. Согласование характеристик самолета и двигателя. – М.: Машиностроение, 1975. – 204 с.
66. Югов О.К., Селиванов О.Д. Основы интеграции самолета и двигателя. – М.: Машиностроение, 1989. – 302 с.
67. Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Селиванов О.Д. Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета. – М.: Машиностроение, 1994. – 304 с.
68. Флоров И.Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации: труды ЦИАМ, № 1099. – М.: ЦИАМ им. П.И. Баранова, 1985. – 262 с.
69. Ткаченко А.Ю. Оптимизация управления газотурбинным двигателем по критериям эффективности летательного аппарата: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.07.05. – Самара, 2009. – 20 с.

70. Seitz A. Advanced Methods for Propulsion System Integration in Aircraft Conceptual Design: Diss. ... Dr.-Ing. – Munich, 2012. – 205 с.
71. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
72. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных двигателей. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1990. – 704 с.
73. Нечаев Ю.Н. Законы управления и характеристики авиационных силовых установок. – М.: Машиностроение, 1995. – 395 с.
74. Ловинский С.И. Теория авиационных двигателей: Учебник для техникумов. – М.: Машиностроение, 1982. – 233 с.
75. Машиностроение. Энциклопедия: в 40 т. / Ред. совет: К.В. Фролов (пред.) [и др.] – М.: Машиностроение. Самолеты и вертолеты. Т. IV-21. Авиационные двигатели. Кн. 3 / В.А. Скибин, В.И. Солонин, Ю.М. Темис [и др.]; под ред. В.А. Скибина, Ю.М. Темиса и В.А. Сосунова. – М.: Машиностроение. – 2010. – 720 с.
76. Kurzke J. GasTurb 12. Design and Off-Design Performance of Gas Turbines. – Germany: GasTurb GmbH, 2013. – 45 p.
77. Электрический самолёт: от идеи до реализации / А.В. Лёвин, И.И. Алексеев, С.А. Харитонов, Л.К. Ковалёв. – М.: Машиностроение, 2010. – 288 с.
78. Design and off-design performance of electric system architectures for electric powered aircraft [Электронный ресурс] / P. Vratny, F. Troeltsch, J. Bijewitz [et al.] // 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2018 (09-14 September 2018; Belo Horizonte; Brazil). ICAS 2018 CD-ROM Proceedings. 2018. URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2018/data/papers/ICAS2018_0728_paper.pdf (дата обращения: 23.11.2020).
79. Машиностроение. Энциклопедия: в 40 т. / Ред. совет: К.В. Фролов (пред.) [и др.] – М.: Машиностроение. Самолеты и вертолеты. Т. IV-21. Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов. Кн. 2 / А.М. Матвеевко, А.И. Акимов, М.Г. Акопов [и др.]; под общ. ред. А.М. Матвеевко. – М.: Машиностроение. – 2004. – 752 с.
80. Машиностроение. Энциклопедия: в 40 т. / Ред. совет: К.В. Фролов (пред.) [и др.] – М.: Машиностроение. Самолеты и вертолеты. Т. IV-21. Аэродинамика, динамика полета и прочность. Кн. 1 / Г.С. Бюшгенс, Ю.А. Азаров, Г.А. Амирьянц [и др.]; под общ. ред. Г.С. Бюшгенса. – М.: Машиностроение. – 2002. – 800 с.
81. Остославский И.В. Аэродинамика самолета. – М.: Оборонгиз, 1957. – 562 с.
82. ГОСТ Р 52087–2003. Газы углеводородные сжиженные топливные. Технические условия. – М.: ИПК Издательство стандартов, 2003. – 11 с.

83. ГОСТ 4784–97. Алюминий и сплавы алюминиевые деформируемые. Марки. – М.: Стандартиформ, 2009. – 15 с.
84. ГОСТ 26158–84. Сосуды и аппараты из цветных металлов. Нормы и методы расчета на прочность. Общие требования. – М.: Издательство стандартов, 1984. – 11 с.
85. ГОСТ Р 52857.1–2007. Сосуды и аппараты. Нормы и методы расчета на прочность. Общие требования. – М.: Стандартиформ, 2009. – 27 с.
86. ГОСТ Р 52857.2–2007. Сосуды и аппараты. Нормы и методы расчета на прочность. Расчет цилиндрических и конических обечаек, выпуклых и плоских днищ и крышек. – М.: Стандартиформ, 2009. – 45 с.
87. ГОСТ Р 52857.5–2007. Сосуды и аппараты. Нормы и методы расчета на прочность. Расчет обечаек и днищ от воздействия опорных нагрузок. – М.: Стандартиформ, 2009. – 27 с.
88. Тимошенко С.П., Войновский-Кригер С.М. Пластинки и оболочки. – М.: Наука, 1966. – 636 с.
89. Погорелов В.И. Прочность и устойчивость тонкостенных конструкций: учебное пособие. – 2-е изд., испр. и доп. – СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2005. – 154 с.
90. Биргер И.А., Шорр Б.Ф., Иосилевич Г.Б. Расчет на прочность деталей машин: справочник. – 4-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1993. – 640 с.
91. Загурченко В.А., Журавлев А.М. Теплофизические свойства газообразного и жидкого метана: монография. – М.: Изд-во стандартов, 1969. – 238 с.
92. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. – М.: Наука, 1972. – 721 с.
93. Ближне-средне магистральный самолет МС-21: аванпроект / Гл. констр. В.Ю. Нарышкин – М.: ОАО «ОКБ им. А.С. Яковлева», 2008.
94. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев [и др.]; под ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
95. Николаев Л.Ф. Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов. – М.: Транспорт, 1990. – 392 с.
96. Кубланов М.С. Математическое моделирование задач летной эксплуатации воздушных судов на взлете и посадке: монография. – М.: РИО МГТУ ГА, 2013. – 270 с.
97. Схема расположения контрольных точек при сертификации по шуму на местности [Электронный ресурс]. URL: https://www.researchgate.net/figure/Noise-observer-arrangement-relative-to-takeoff-and-landing-aircraft-trajectories-Noise_fig5_287646424 (дата обращения: 27.05.2020).

98. Расчеты и измерение характеристик шума, создаваемого в дальнем звуковом поле реактивными самолетами / М.Я. Блинчевский, Е.В. Власов, Л.В. Горшкова [и др.]; под ред. Л.И. Соркина. – М.: Машиностроение, 1968. – 100 с.
99. Авиационная акустика / В.И. Ганабов, Е.В. Власов, Б.М. Ефимцов [и др.]; под ред. А.Г. Мунина и В.Е. Квитки. – М.: Машиностроение, 1973. – 448 с.
100. Авиационная акустика: в 2-х ч. Ч.1. Шум на местности дозвуковых пассажирских самолетов и вертолетов / А.Г. Мунин, В.Ф. Самохин, Р.А. Шипов [и др.]. – М.: Машиностроение, 1986. – 248 с.
101. Ryabov P.A. Study of influence of engine control laws on takeoff performances and noise at conceptual design of SSBJ propulsion system [Электронный ресурс] // 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2010 (Nice, France, 19–24 September 2010). ICAS 2010 CD-ROM Proceedings. 2010. URL: https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2010/PAPERS/384.PDF (дата обращения: 21.11.2020).
102. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД: Пер. с англ. – М.: Мир, 1986. – 566 с.
103. Иноземцев А.А., Токарев В.В. Технология «богатое» горение - резкое разбавление - «бедное» горение (RQQL) для авиационного ГТД, работающего на сжиженном природном газе // Вестник СГАУ. 2002. № 2 (2). С. 40–45.
104. Lee Ch., Kathleen M.T., Changlie W. High pressure low NO_x emissions research: Recent progress at NASA Glenn Research Center // Proc. 18th International Society for Air Breathing Engines, ISABE 2007 (CH, Beijing, January 2007). 2007.
105. Sirignano W.A., Lui F. Performance Increase for in Gas Turbine Engine through Combustion inside the Turbine // Journal of Propulsion and Power. 1999. Vol. 15(1). P. 111–118.
106. Внимание: газы. Криогенное топливо для авиации / В.А. Андреев, В.Д. Борисов, В.Т. Климов [и др.]. – М.: Московский рабочий, 2001. – 223 с.
107. Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники / Под ред. В.Г. Дмитриева. – М: ФИЗМАТЛИТ, 2005. – 648 с.
108. Каленский С.М., Морзеева Т.А., Эзрохи Ю.А. Силовые установки схем для нетрадиционных магистральных самолетов: монография / Под ред. Ю.А. Эзрохи; Гос. науч. центр РФ Центр. ин-т авиац. моторостроения им. П.И. Баранова. – М.: ЦИАМ, 2019. – 124 с.
109. Парниковый эффект [Электронный ресурс] // Википедия: свободная энциклопедия. URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Парниковый_эффект (дата обращения: 03.12.2019).
110. ОАО «Туполев»: [сайт]. URL: <http://www.tupolev.ru> (дата обращения: 21.02.2018).
111. Семейство двигателей нового поколения класса тяги 9...18 тонн: техническое предложение по созданию семейства ТРДД ПД-14 для БСМС. Книга 1 / Гл. констр. И.В. Максимов – Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2009. – 66 с.