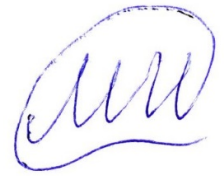


На правах рукописи



МАЛИНОВСКИЙ ИВАН МИХАЙЛОВИЧ

**ИССЛЕДОВАНИЕ И СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ВОЗДУШНЫХ
СИСТЕМ ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ
ДВУХКОНТОРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ
СГОРАНИЯ**

Специальность 2.5.15.

«Тепловые, электроракетные двигатели и
энергоустановки летательных аппаратов»

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва - 2023

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

Научный руководитель: **Нестеренко Валерий Григорьевич**
кандидат технических наук, старший научный сотрудник, доцент кафедры 203 «Конструкция и проектирование двигателей»

Официальные оппоненты: **Щукин Андрей Викторович**, доктор технических наук, профессор, ФГБОУ ВО «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н.Туполева-КАИ» профессор кафедры «Теплотехника и энергетическое машиностроение»
Горелов Юрий Генрихович, кандидат технических наук, Производственный комплекс «Салют» АО «ОДК», заместитель начальника Отдела прочности и теплообмена

Ведущая организация: Публичное акционерное общество «ОДК-Кузнецов»

Защита состоится «26» июня 2023 г. в 11:00 на заседании диссертационного совета 24.2.327.06, созданного на базе федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»:

<https://mai.ru/upload/iblock/35a/py3wv9smlkklmp3o53735v26wo1k7ect/Dissertatsiya-Malinovskogo-I.M..pdf>

Автореферат разослан « ___ » _____ 2023 г.

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



Краев Вячеслав Михайлович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы диссертации

Развитие современных турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой сгорания (ТРДДф) направлено на увеличение основных рабочих параметров газотурбинных двигателей (ГТД), его удельной тяги и экономичности. Для этого при проектировании перспективных ТРДДф повышают температуру газа перед турбиной $T^*_{г}$, что позволяет увеличить степень повышения давления воздуха в компрессоре $\pi^*_{к}$ и удельную тягу двигателя. При этом происходит прирост интенсификации процессов теплообмена в двигателе и увеличение нагрузок на горячие элементы турбины.

К перспективным двигателям предъявляются требования по сокращению времени разгона и увеличению максимальной скорости самолета, сокращению времени переходных процессов и времени выхода на максимальный режим с начала запуска, поскольку ТРДДф применяются на маневренных, многорежимных самолетах.

Быстрое изменение режимов работы газотурбинного двигателя сопровождается скачкообразным изменением температуры газа перед турбиной в диапазоне, превышающем их диапазон на установившихся режимах. Таким образом, на лопатках турбины ТРДДф увеличиваются циклические температурные нагрузки, которые приводят к качественному и количественному росту усталостных деформаций, что способствует снижению ресурса турбины.

Высокая степень окружной неравномерности полей термодинамических параметров на входе в сопловой аппарат турбины высокого давления (ТВД) тоже повышает риск преждевременного разрушения лопаток.

Для эффективного противодействия нагрузкам, действующим на лопатки турбин перспективных ТРДДф, требуется существенно повышать интенсивность охлаждения.

При проектировании воздушных систем учитываются только параметры оценки газодинамической эффективности системы охлаждения: величина отбора охлаждающего воздуха, температура воздуха на входе в полость охлаждения лопатки, величина утечек охлаждающего воздуха в проточную часть, снижение отбора охлаждающего воздуха на крейсерском режиме за счет отсечки охлаждающего воздуха клапанами, коэффициент интенсивности охлаждения рабочих лопаток (РЛ) ТВД. Но практически нигде не рассматривается влияние воздушной системы на осевую силу, действующую на радиально-упорные подшипники роторов высокого давления (РВД) и роторов низкого давления (РНД).

Эта проблема имеет огромное значение с точки зрения ресурса двигателя. Решение этой проблемы требует доводки системы регулировки осевых сил, что приводит либо к снижению термодинамических характеристик двигателя, либо к усложнению конструкции воздушной системы, а также к увеличению стоимости проектирования и эксплуатации ТРДДф. Для сокращения времени проектирования целесообразно разработать методику проектирования

воздушных систем перспективных ТРДДф, которая будет учитывать эффективность системы охлаждения турбины и системы регулирования осевых сил.

Степень разработанности темы

Усовершенствованием методов проектирования воздушных систем занимались многие исследователи: Абрамович Г.Н., Горелов Ю.Г., Диденко Р.А., Дыбан Е.П., Зысина-Моложен Л.М., Канахин Ю.А., Копелев С.З., Локай В.И., Манушин Э.А., Нестеренко В.Г., Пиралишвили Ш.А., Слитенко А.Ф., Скубачевский Г.С., Холщевников К.В., Швец И.Т., Щукин А.В. и др.

Большой вклад в исследование и разработку перспективных воздушных систем вносят учёные университетов - МАИ, КАИ, Самарского университета, РГАТУ и др., работающие совместно со специалистами проектных организаций. Воздушные системы активно проектируются ведущими двигателестроительными компаниями к примеру – в России – ОДК, ЦИАМ, в Великобритании – Rolls-Royce, в Германии – MTU и Daimler-Benz Aerospace, во Франции – объединение Snecma, в США – P&W и GE, а также новые компании Китая, Японии, Индии и т.д.

В предыдущих работах по данной теме не был отмечен комплексный характер проблем, решаемых при проектировании воздушной системы для перспективного ТРДДф, который требует учитывать, как эффективность системы охлаждения турбины ТРДДф, так и эффективность системы регулирования осевых сил, действующих на подшипники РВД и РНД.

Объект исследования - воздушные системы газогенераторов современных турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой сгорания.

Предмет исследования - термодинамическая эффективность полостей воздушных систем турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой сгорания и распределение осевых сил, действующих на радиально-упорные подшипники РВД.

Цель диссертационной работы:

Совершенствование конструктивных схем и улучшение параметров воздушных систем современных турбин ТРДДф, включающее в себя:

- повышение экономичности на крейсерском режиме эксплуатации летательного аппарата (ЛА);
- увеличение удельной тяги на крейсерском режиме эксплуатации ЛА;
- повышение интенсивности охлаждения горячих деталей турбин на нагруженных режимах эксплуатации;
- снижение величины осевой силы, действующей на подшипник РВД.

Задачи исследования:

- провести анализ, исследование и повысить эффективность современной воздушной системы, системы охлаждения турбин ТРДДф и системы регулирования осевых сил;

- верифицировать методику гидравлического расчета воздушной системы, позволяющую определить величины давлений и температур газа, а также методику расчета величины осевых сил;

- разработать новые конструктивные схемы систем охлаждения и регулирования осевых сил для перспективных ТРДДф;

- разработать методику проектирования воздушных систем для перспективных ТРДДф.

Научной новизной обладают следующие результаты:

- разработана новая система подвода охлаждающего воздуха к РЛ ТВД, в которой воздух высокого давления подводится к передней полости охлаждения, а воздух низкого давления - к задней полости охлаждения, подвод осуществляется непосредственно под замки рабочих лопаток, передняя полость РЛ ТВД наддувается непрерывно на всех режимах работы двигателя;

- разработана новая конструктивная схема полостей охлаждения РЛ ТВД, состоящая из передней и задней полостей, которые разделяются дефлекторами на части, прилегающие к входной кромке, корыту, спинке и выходной кромке;

- спроектирована новая система управления охлаждением, отсекающая на режимах минимального охлаждения подачу воздуха в заднюю полость охлаждения соплового аппарата (СА) ТВД, в заднюю полость охлаждения РЛ ТВД, в полости охлаждения СА ТНД и РЛ ТНД;

- разработана методика проектирования воздушных систем, учитывающая как эффективность системы охлаждения турбины, так и системы регулирования осевых сил.

Проведенные исследования позволили спроектировать обладающую научной новизной эффективную воздушную систему газогенератора ТРДДф.

Теоретическая значимость работы заключается в:

- разработке методики проектирования воздушных систем ТРДДф, учитывающей повышение эффективности системы охлаждения и системы регулирования осевых сил, что обеспечит повышение удельной тяги, экономичности, надежности и ресурса ТРДДф.

Практическая значимость работы заключается в:

- исследовании воздушных систем, систем охлаждения турбин и систем регулирования осевых сил современных ТРДДф, определении их достоинств и недостатков;

- разработке новой конструктивной схемы воздушной системы газогенератора для перспективных ТРДДф, ее применение позволит повысить эффективность ТРДДф новых поколений.

Методы исследования

В работе применялись фундаментальные положения газовой динамики, термодинамики, теплообмена, методика термо-газодинамического расчета, метод графов, методика верификации гидравлического расчета воздушной системы изделия по результатам испытаний, метод расчета параметров

охлаждающего воздуха при его подводе к рабочей лопатке турбины высокого давления, методика расчета осевых сил, действующих на радиально-упорные подшипники ТРДДф. В качестве инструментов были использованы программные пакеты «ThermoGTE», «GIDR», «Matcad».

Положения, выносимые на защиту:

1. Новые конструктивные схемы воздушных систем ТРДДф:

- системы подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам турбин высокого давления;
- полостей охлаждения рабочей лопатки турбины высокого давления;
- системы отсечки подвода охлаждающего воздуха клапанными аппаратами отключения на экономичных режимах работы двигателя.

2. Методика проектирования воздушных систем ТРДДф, учитывающая повышение эффективности системы охлаждения и системы регулирования осевых сил, что обеспечит повышение удельной тяги, экономичности, надежности и ресурса ТРДДф.

Достоверность научных результатов обеспечивается:

- применением фундаментальных положений газовой динамики, термодинамики, теплообмена;
- верификацией гидравлического расчета воздушной системы по результатам стендового испытания с препарированием двигателя по давлениям и температурам на различных режимах работы отечественного ТРДДф АЛ-41Ф-1С, разработанного в ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО «ОДК-УМПО», проведенного с применением аттестованного метрологического оборудования и датчиков.

Вклад автора в проведенное исследование

При выполнении диссертационной работы автор принимал непосредственное участие в получении следующих результатов:

- осуществлении сравнительного анализа воздушных систем современных отечественных и иностранных ТРДДф, с целью выявления их достоинств и недостатков, а также расчетной оценки газодинамических параметров и величин осевых сил, действующих на радиально-упорные подшипники РВД и РНД;

- разработке новых конструктивных схем воздушных систем:

1. Системы подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам турбин высокого давления;

2. Полостей охлаждения рабочей лопатки турбины высокого давления;

3. Системы отсечки подвода охлаждающего воздуха клапанными аппаратами отключения на режимах максимальной экономичности работы двигателя;

- разработке методики проектирования воздушных систем ТРДДф, учитывающей повышение эффективности системы охлаждения и системы регулирования осевых сил.

- верификации гидравлического расчета по результатам стендового испытания с препарированием двигателя по давлениям и температурам на различных режимах работы.

Апробация результатов исследования

Методика проектирования воздушных систем и конструктивная схема воздушной системы, разработанные в результате проведенных исследований, использованы в ОКБ им. А. Льюки при проектировании перспективных ТРДДф.

Отдельные разделы и результаты диссертационной работы были представлены и обсуждены на конференциях.

1. «Гагаринские чтения – 2019» (Москва: Московский авиационный институт, 2019 год);

2. «International Conference on Aerospace System Science and Engineering 2019, Международная конференция по исследованию и проектированию аэрокосмических систем» (ICASSE 2019) (Торронтто, Канада: Institute For Aerospace Studies, 2019 год);

3. «International Conference on Aerospace System Science and Engineering 2020, Международная конференция по исследованию и проектированию аэрокосмических систем» (ICASSE 2020) (Шанхай, Китай: Shanghai Jiao Tong University, School of Aeronautics and Astronautics, 2020 год);

4. XIX Международная конференция: «Авиация и космонавтика» (Москва: Московский авиационный институт, 2020 год);

5. «3rd Advanced Materials Science World Congress, Всемирный конгресс по исследованию перспективных материалов» (Лондон, Великобритания, 2022 год).

Публикации по теме диссертации

По теме диссертации опубликовано 7 работ, из них 2 в изданиях, входящих в перечень ВАК для публикации материалов диссертации, 3 в изданиях, индексируемых в перечне Scopus.

Структура и объём работы

Работа состоит из введения, четырёх глав, заключения и списка литературы. Она содержит 145 страницы текста, 46 рисунков и 13 таблиц. Список литературы включает 106 наименований.

Краткое содержание работы

Во введении обоснована актуальность темы, сформированы цели и задачи исследования, отмечены научная новизна и практическая значимость полученных результатов.

В первой главе рассматриваются системы подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам турбин высокого давления типовых современных и перспективных ТРДДф отечественного и иностранного производства. Это ТРДДф НК-25, АЛ – 31, АЛ – 41, РД – 33, Р – 79В – 300, EJ 200, М 88, проект перспективного двигателя, F119PW-100.

Анализ существующих схем воздушной системы отечественных и иностранных ГТД позволил сделать следующие выводы о выборе наиболее эффективного способа подвода охлаждающего воздуха к лопаткам турбины:

1. Подвод охлаждающего воздуха к полостям рабочей лопатки должен быть расположен напротив нижнего торца замка лопатки. В этом случае, охлаждающий воздух теряет минимальную величину давления, не подогревается от контакта с поверхностью диска турбины и находится под действием центробежной подкачки.

2. Для повышения давления охлаждающего воздуха в полостях рабочих лопаток и препятствования втеканию горячего газа из проточной части газового тракта в полости охлаждения лопатки можно использовать лопаточный аппарат, установленный между покрывным диском и диском турбины.

Во второй главе представлено описание испытаний экспериментального авиационного ГТД АЛ-41Ф-1С, по которым проведен анализ работоспособности и эффективности его охлаждаемой турбины. После испытаний проведена обработка экспериментальных данных и верификация расчетной модели.

Основными целями экспериментального исследования являлись:

- экспериментальное определение параметров газового потока в проточной части двигателя;
- экспериментальное определение газодинамических параметров в воздушной системе авиационного ГТД;
- определение температурного состояния лопаток и дисков турбины;
- верификация расчетной модели по результатам эксперимента.

Согласно представленной методике была проведена препарировка полноразмерного двигателя. По результатам верификации расчетной модели с экспериментальными данными удалось достичь расхождения расчетных параметров с результатами эксперимента в диапазоне 1...6%. Полученная погрешность позволяет сделать вывод о применимости разработанной расчетной модели для исследования газодинамической эффективности воздушной системы ГТД и последующей оценки осевых сил, действующих на подшипники РВД и РНД.

В третьей главе представлены методика расчетной оценки и расчетный анализ эффективности воздушных систем современных ТРДДф, а также разработанная автором методика проектирования воздушных систем.

Методика расчетной оценки описывает расчет воздушной системы на стационарном режиме по результатам испытаний прогретого изделия.

Гидравлические расчеты воздушных систем проводились в программном комплексе GIDR, разработанном Слитенко А.Ф.

Порядок проведения гидравлического расчета воздушной системы содержит следующие этапы:

- постановка граничных условий;
- расчет перепада температуры охлаждающего воздуха в воздухо-воздушных теплообменниках, в программе, разработанной Воробьевым Д.А.;

- расчет газодинамических параметров аппарата закрутки и подкачивающего устройства (безлопаточного диффузора под покрывным диском) по методике, разработанной Брегманом В.М.;

- гидравлический расчет воздушной системы;

- сопоставление результата расчета воздушной системы на принятом к исследованию режиме с результатом расчета верифицированной математической модели.

Проведен сравнительный анализ эффективности отечественных и иностранных конструктивных решений в воздушной системе. Выбран российский ТРДДф с высокими техническими характеристиками АЛ-41Ф-1С и один из серийных иностранных двигателей Eurojet EJ 200. Поскольку для сравнительного анализа доступно только схематическое изображение конструкции двигателя, то проведение гидравлического расчета воздушной системы ГТД EJ 200 невозможно. Но задача данной работы состоит в сравнительном анализе эффективности конструктивных решений в полостях воздушных систем. Для решения этой задачи достаточно спроектировать воздушную систему на базе российского двигателя с использованием конструктивных решений воздушной системы EJ200 и сравнить влияние различных конструкций подвода охлаждающего воздуха по эффективности двигателя и его ресурсу в рамках одной силовой установки.

Выявленные в ходе анализа достоинства и недостатки существующих конструкций позволили разработать методику проектирования воздушных систем и конструкцию воздушной системы.

Разработанная методика проектирования воздушных систем для перспективных ТРДДф учитывает эффективность системы охлаждения и системы регулирования осевых сил.

Разработанная конструкция воздушной системы и ее особенности представлены на рисунках 1, 2, 3 и описаны ниже.

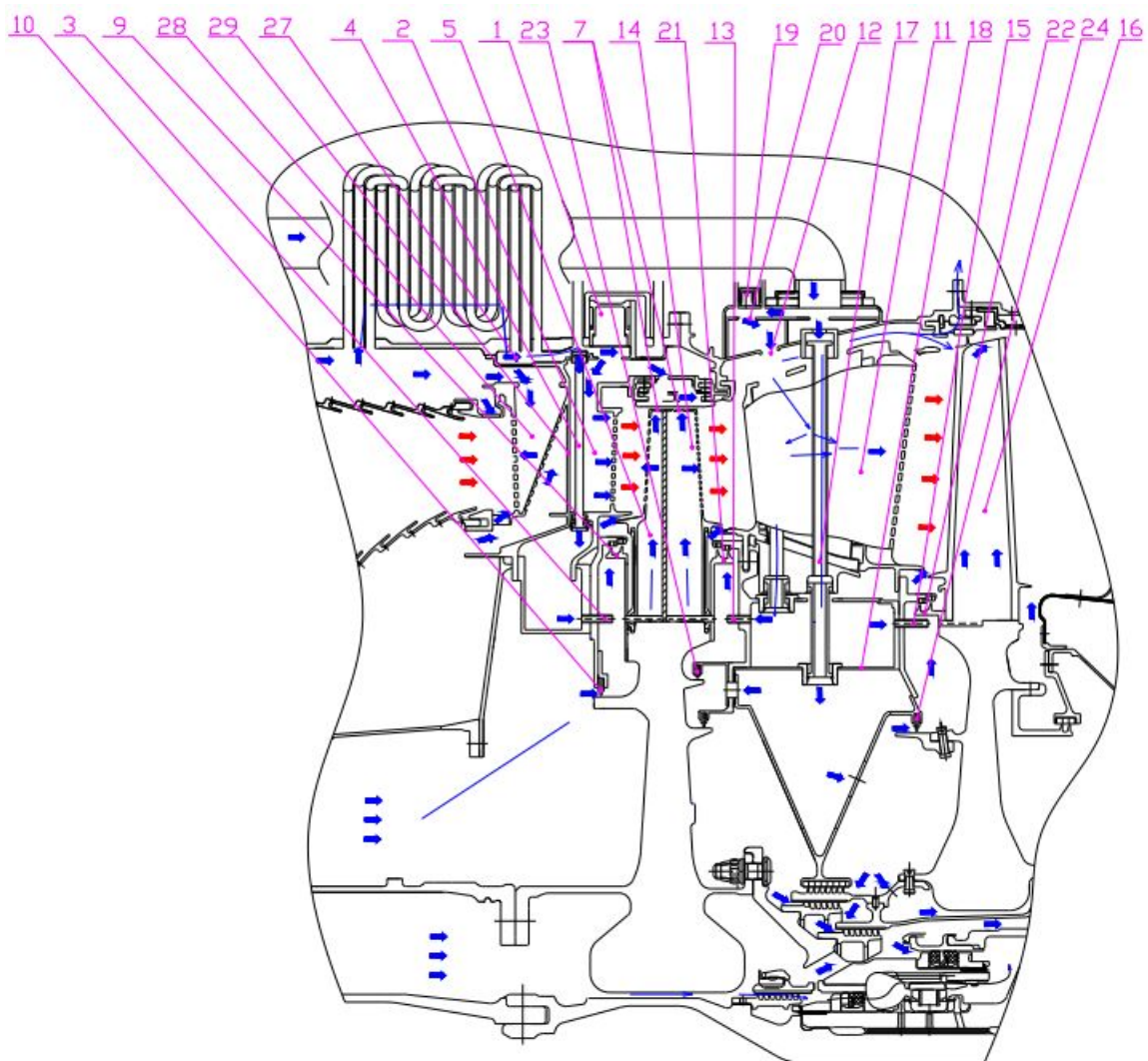


Рисунок 1 – Конструктивная схема воздушной системы разработанной на основании анализа существующих систем для высоконагруженных перспективных ТРДДф. 1. Клапанный аппарат отключения; 2. Задняя полость охлаждения СА ТВД; 3. Аппарат закрутки; 4. Транзитный канал; 5. Передняя полость охлаждения РЛ ТВД; 7. Отверстия в верхнем торце РЛ ТВД; 8. Корыто РЛ ТВД; 9. Лабиринт; 10. Щеточное уплотнение; 11. Полость охлаждения СА ТНД; 12. Транзитный канал; 13. Аппарат закрутки; 14. Задняя полость охлаждения РЛ ТВД; 15. Аппарат закрутки; 16. Полость охлаждения РЛ ТНД; 17. Транзитный канал; 18. Стенка; 19. Клапанный аппарат отключения; 20. Канал; 21. Лабиринт; 22. Лабиринт; 23. Щеточное уплотнение; 24. Щеточное уплотнение; 27. Коллектор; 28. Передняя полость СА ТВД; 29. Перегородка в СА ТВД

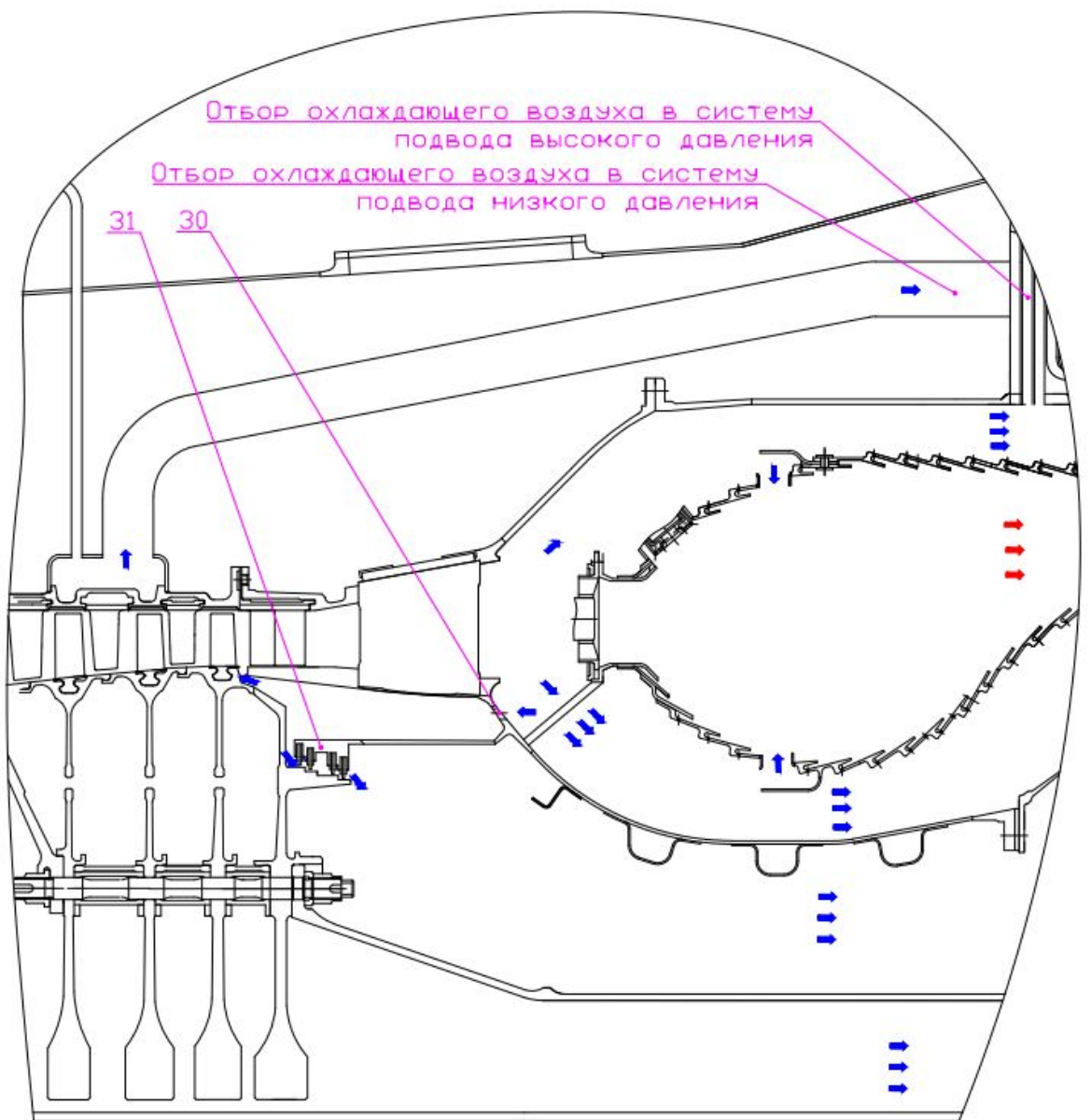


Рисунок 2 – Схема отбора охлаждающего воздуха из вторичной зоны камеры сгорания для подвода к сопловой и рабочей лопатке ТВД и из промежуточной ступени компрессора для подвода в междисковую полость турбины, в заднюю полость рабочей лопатки ТВД и в полость охлаждения рабочей лопатки ТНД. 30. Отверстие отбора воздуха из вторичной зоны камеры сгорания; 31. Щеточное уплотнение

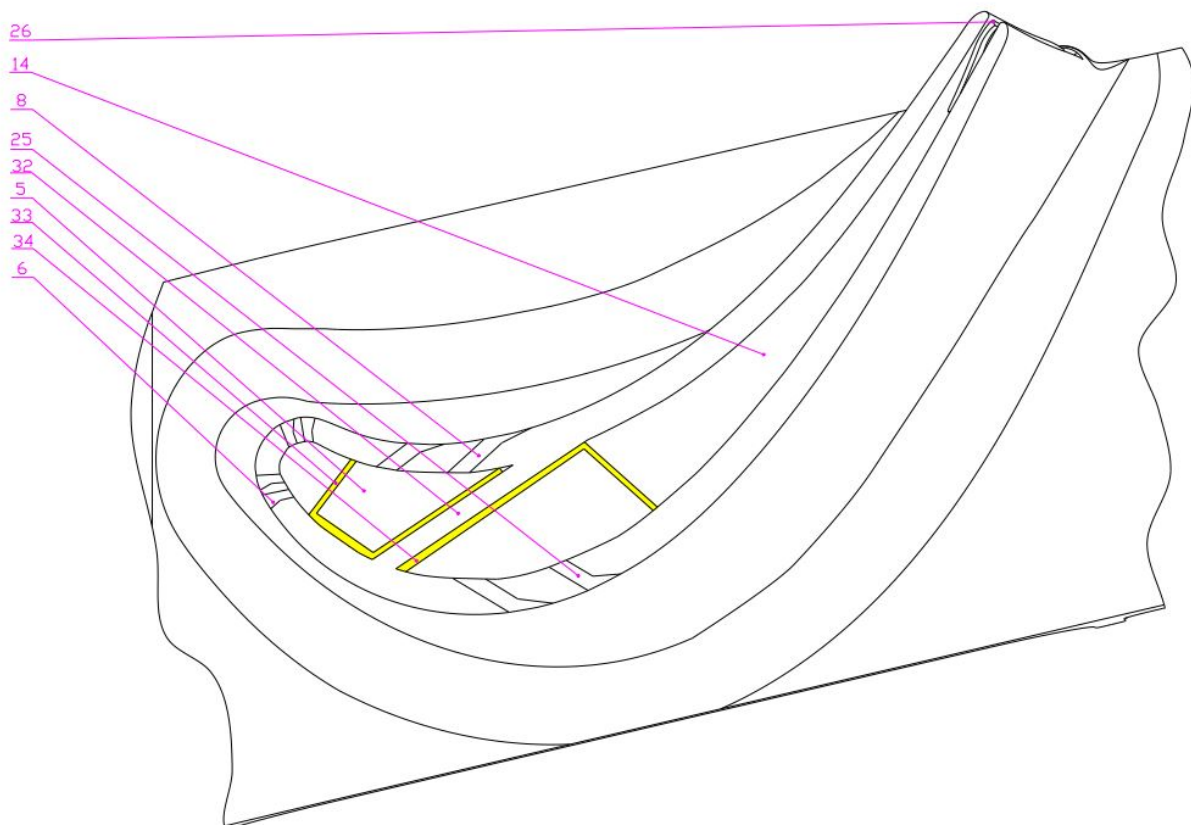


Рисунок 3 – Продольный разрез профиля рабочей лопатки турбины высокого давления. 5. Передняя полость охлаждения РЛ ТВД; 6. Входная кромка РЛ ТВД; 8. Корыто РЛ ТВД; 14. Задняя полость охлаждения РЛ ТВД; 25. Спинка РЛ ТВД; 26. Выходная кромка РЛ ТВД; 32. Перегородка; 33. Дефлектор; 34. Дефлектор

Использование данной конструкции воздушной системы позволяет увеличить ресурс лопатки, упростить ее конструкцию, повысить полный КПД двигателя, его удельную тягу и экономичность. Увеличение ресурса лопатки достигается подводом более холодного воздуха, температура которого снижается за счет устранения покрывного диска и отверстий подвода охлаждающего воздуха. В разработанной воздушной системе воздух поступает из аппарата закрутки под замок лопатки к входу в полость охлаждения.

Увеличению ресурса способствует рациональное распределение воздуха в лопатке. Оно обеспечивается разделением внутренней полости перегородкой на переднюю полость с входной кромкой и корытом и на заднюю полость со спинкой и выходной кромкой, а также - соединением передней полости с системой подвода охлаждающего воздуха высокого давления, а задней - с системой подвода охлаждающего воздуха низкого давления. Передняя полость разделена дефлектором на две части: часть у входной кромки и у отверстий в корыте. Задняя полость разделена дефлектором на часть, прилегающую к отверстиям в спинке лопатки, и часть у выходной кромки, это позволяет создать достаточное давление в отверстиях на профиле лопатки и сформировать равномерную защитную пленку по всей поверхности профиля.

За счет избирательного отключения охлаждения, передняя полость, в которой существует риск втекания горячего газа из проточной части, наддувается постоянно, что исключает возможность втекания в полость горячего газа и положительно сказывается на ресурсе лопатки. Кроме этого, увеличению ресурса лопатки способствует применение отверстий в верхнем торце рабочей лопатки, которые обеспечивают эффективное охлаждение лопатки по всей высоте пера. Конструкция упрощена за счет замены нескольких перегородок в полости лопатки на одну и применения дефлекторов.

Расход охлаждающего воздуха на всех режимах работы двигателя снижается за счет эффективного использования уплотнений в области аппаратов закрутки и осевых зазоров. На режимах экономной работы двигателя существенное снижение отбора охлаждающего воздуха достигается частичным отключением охлаждения во всех полостях лопаток, в которых невысокий риск втекания горячего газа из проточной части. Уменьшение отбора охлаждающего воздуха и снижение утечек из полостей воздушной системы в проточную часть турбины повышает КПД компрессора и турбины соответственно, что приведет к повышению экономичности двигателя и его удельной тяги.

Для корректности сравнительного анализа эффективности конструктивных решений в рассмотренных воздушных системах, в качестве основных параметров оценки выбраны суммарный отбор воздуха на охлаждение двигателя, величина утечек в осевые зазоры, температура на входе в полости охлаждения сопловых и рабочих лопаток и снижение расхода охлаждающего воздуха на режимах с невысокими температурами на входе в турбину.

Значения параметров воздушных систем, полученные в результате расчетов, приведены в таблицах и графиках ниже (см. таблицы 1-6 и рисунки 4-10).

Таблица 1 - Суммарный отбор охлаждающего воздуха в воздушную систему

Режим	Единица измерения	АЛ-41Ф-1С	EJ 200	Модернизированная система охлаждения АЛ-41Ф-1С
Полный форсажный боевой	кг/с	18,8	17,6	17,1
Крейсерский с полным охлаждением	кг/с	5,7	5,5	5,2
Крейсерский с минимальным охлаждением	кг/с	4,6	5,5	3,6

$G_{отб}$, кг/с

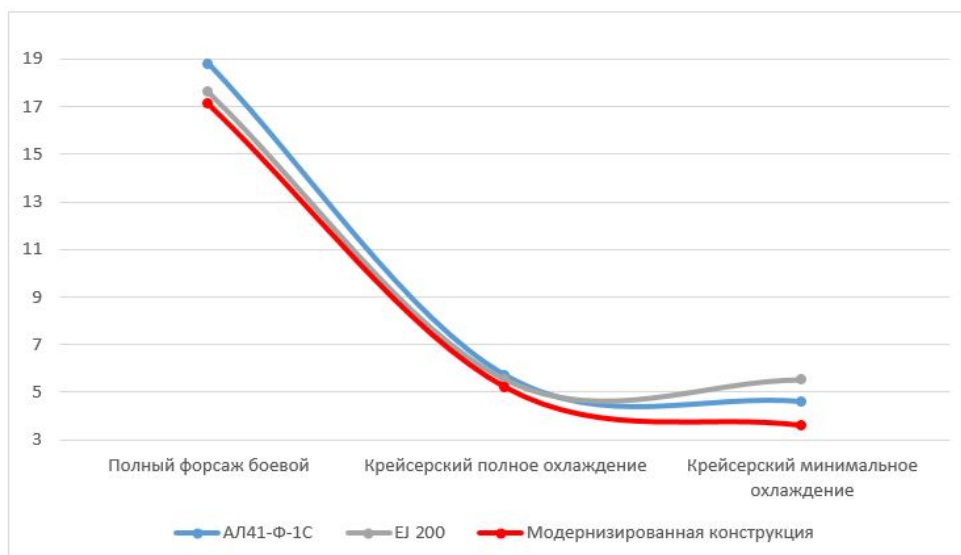


Рисунок 4 - Суммарный отбор охлаждающего воздуха в воздушную систему

Таблица 2 - Температуры охлаждающего воздуха на входе в полости охлаждения лопаток турбин

Точка сравнения температур	Единица измерения	АЛ-41Ф-1С	ЕJ 200	Модернизированная система охлаждения
Передняя полость лопатки СА ТВД	°С	665	665	665
Задняя полость лопатки СА ТВД	°С	545	665	540
Передняя полость РЛ ТВД	°С	545	640	460
Задняя полость РЛ ТВД		545	640	540
Лопатка СА ТНД	°С	600	635	600
РЛ ТНД	°С	360	620	550

$T_{\text{охл}}, ^\circ\text{C}$

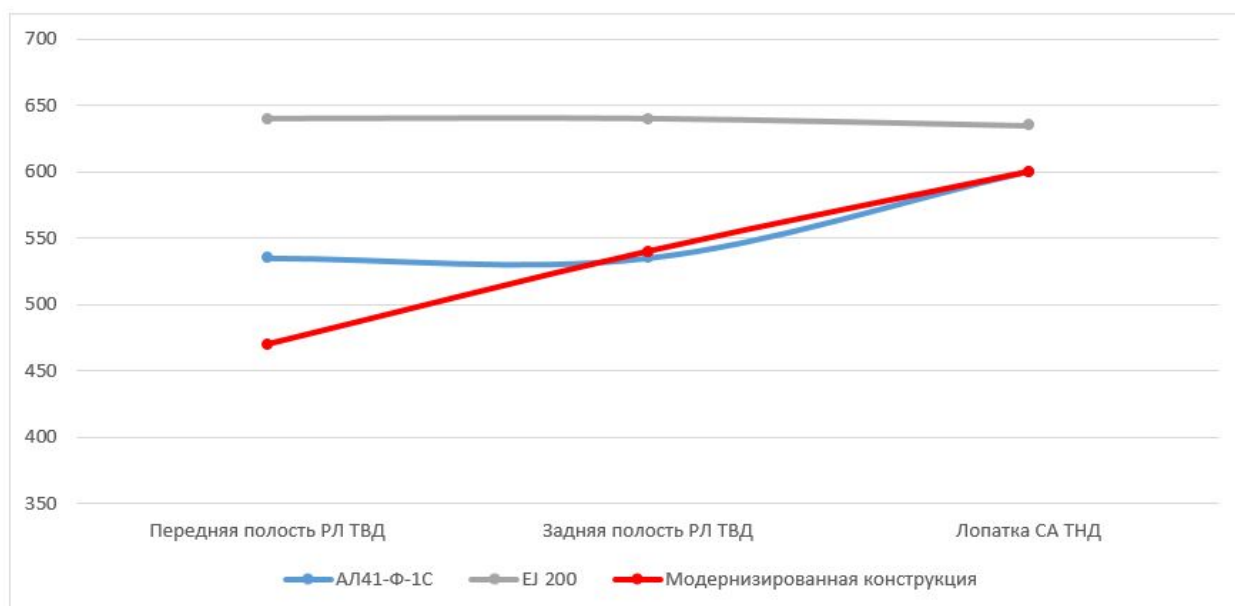


Рисунок 5 - Температуры охлаждающего воздуха на входе в полости охлаждения лопаток турбин

Таблица 3 - Утечки охлаждающего воздуха в осевые зазоры турбины

Точка сравнения расходов	Единица измерения	АЛ-41Ф-1С	ЕJ 200	Модернизированная система охлаждения
зазор между СА ТВД и РЛ ТВД	% от $G_{\text{квд}}$ (кг/с)	0,2 (0,16)	0,1 (0,08)	0,1 (0,08)
зазор между РЛ ТВД и СА ТНД	% от $G_{\text{квд}}$ (кг/с)	0,7 (0,57)	0,65 (0,53)	0,5 (0,3)
зазор между СА ТНД и РЛ ТНД	% от $G_{\text{квд}}$ (кг/с)	0,4 (0,33)	0,15 (0,12)	0,1 (0,08)
зазор за РЛ ТНД	% от $G_{\text{квд}}$ (кг/с)	0,15 (0,12)	0,1 (0,08)	0,1 (0,04)

$G_{отб}$, кг/с

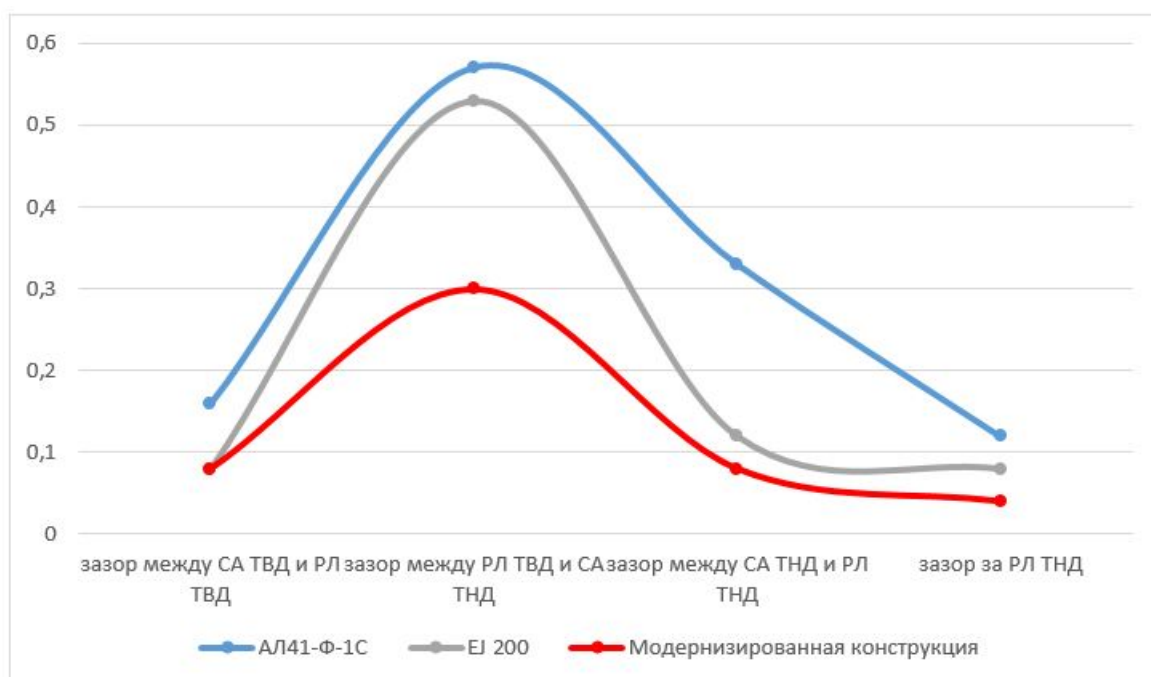


Рисунок 6 - Утечки охлаждающего воздуха в осевые зазоры турбины

Эффективность новой воздушной системы так же можно проследить по ее положительному влиянию на термогазодинамические параметры ТРДДф. Для сравнения термогазодинамических параметров в двигателях с различными конструкциями воздушной системы, был произведен расчет в программном комплексе «ThermoGTE», разработанном Лещенко И. А. Далее представлены таблицы с результатами расчета: относительными значениями величин удельной тяги (см. таблицу 4), удельного расхода, абсолютными значениями полного КПД двигателя, полетного КПД (см. таблицу 5), коэффициента интенсивности охлаждения (см. таблицу 6) рабочей лопатки турбины высокого давления, а также графики (рисунки 7-12), демонстрирующие влияние изменения параметров воздушной системы на параметры ТРДДф.

Таблица 4 - Удельная тяга современных ТРДДф, отличающихся конструктивными схемами воздушной системы

Модель ТРДДф	Полный форсажный боевой		Крейсерский	
	Удельная тяга	Величина отбора охлаждающего воздуха, кг/с	Удельная тяга	Величина отбора охлаждающего воздуха, кг/с
АЛ-41Ф-1С	1	18,8	1	5,5
EJ 200	1,0016	17,6	1,005	4,6
Модернизированная система охлаждения	1,0025	17,1	1,01	3,6

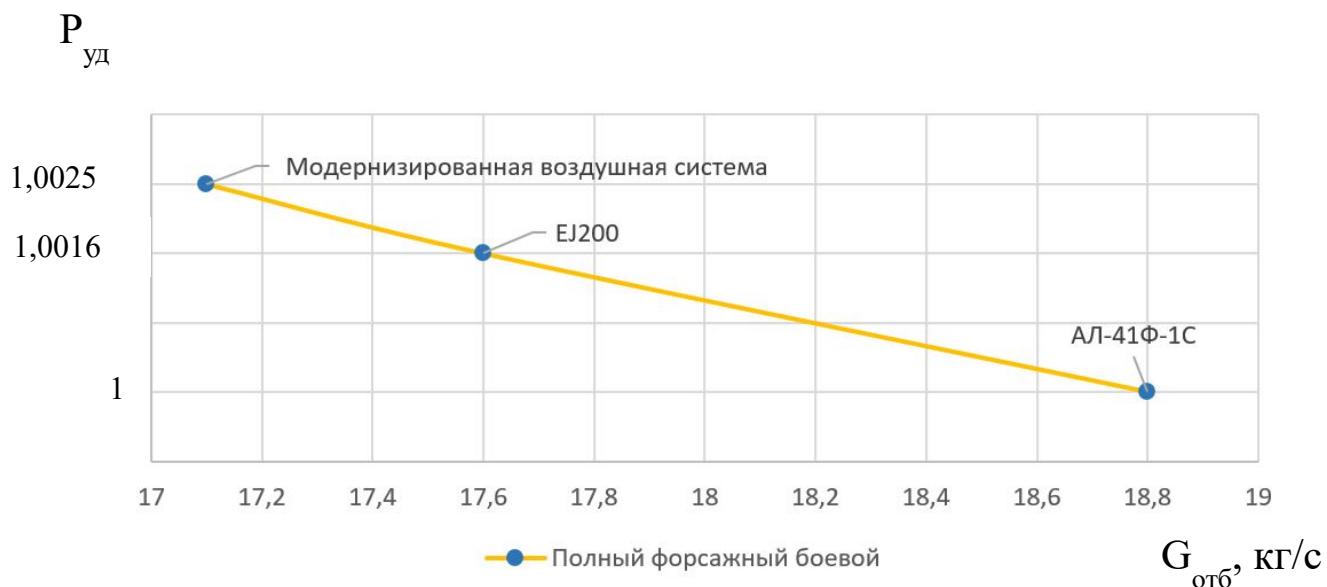


Рисунок 7 - Удельная тяга современных ТРДДф, отличающихся конструктивными схемами воздушной системы на полном форсажном боевом режиме

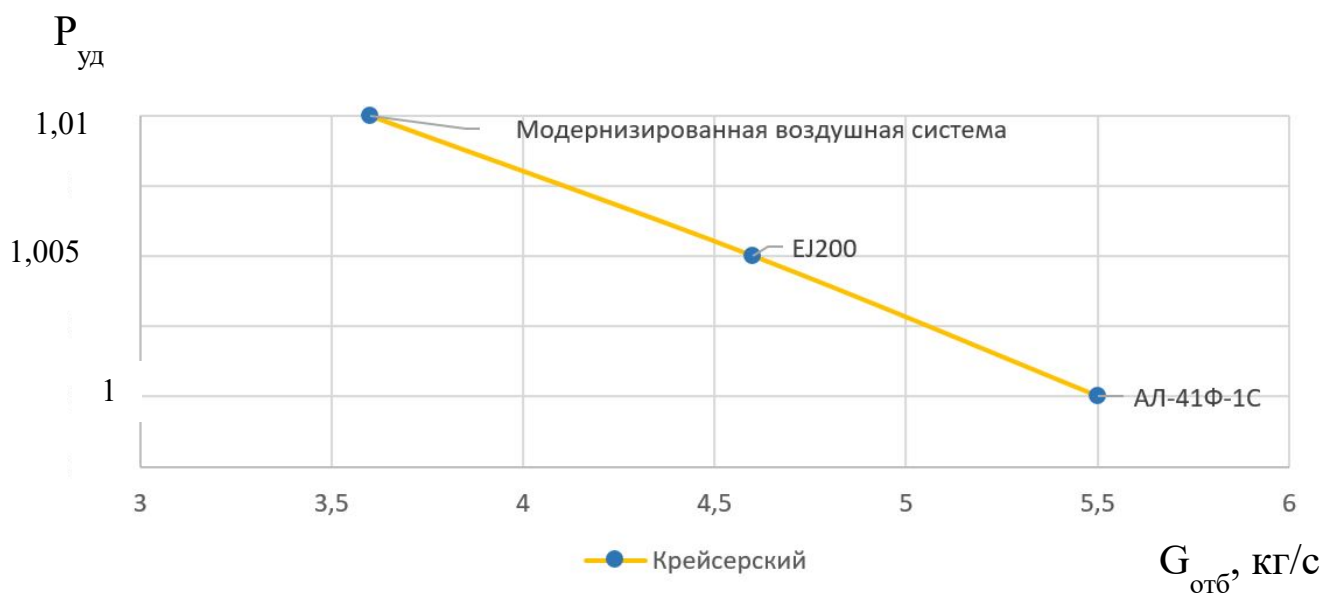


Рисунок 8 - Удельная тяга современных ТРДДф, отличающихся конструктивными схемами воздушной системы на крейсерском режиме

Таблица 5 - Полетный КПД ТРДДф на крейсерском режиме

Модель ТРДДф	АЛ-41Ф-1С	EJ 200	Модернизированная конструкция
Отбор охлаждающего воздуха, кг/с	4,6	5,5	3,6
Полетный КПД ТРДДф	0,275	0,26	0,28

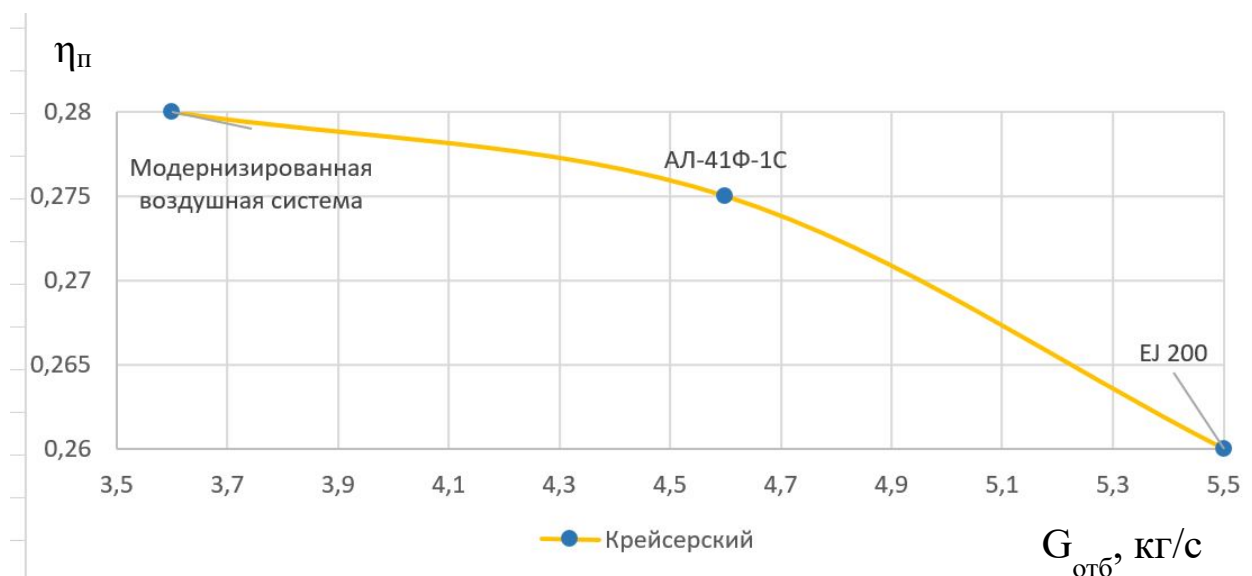


Рисунок 9 - Полетный КПД ТРДДф на крейсерском режиме

Таблица 6 - Коэффициент интенсивности охлаждения РЛ ТВД

Модель ТРДДф	AL-41F-1C	EJ 200	Модернизированная конструкция
Температура охлаждающего воздуха, °C	545	640	500 (460/540)*
Коэффициент интенсивности охлаждения РЛ ТВД	0,48	0,46	0,54

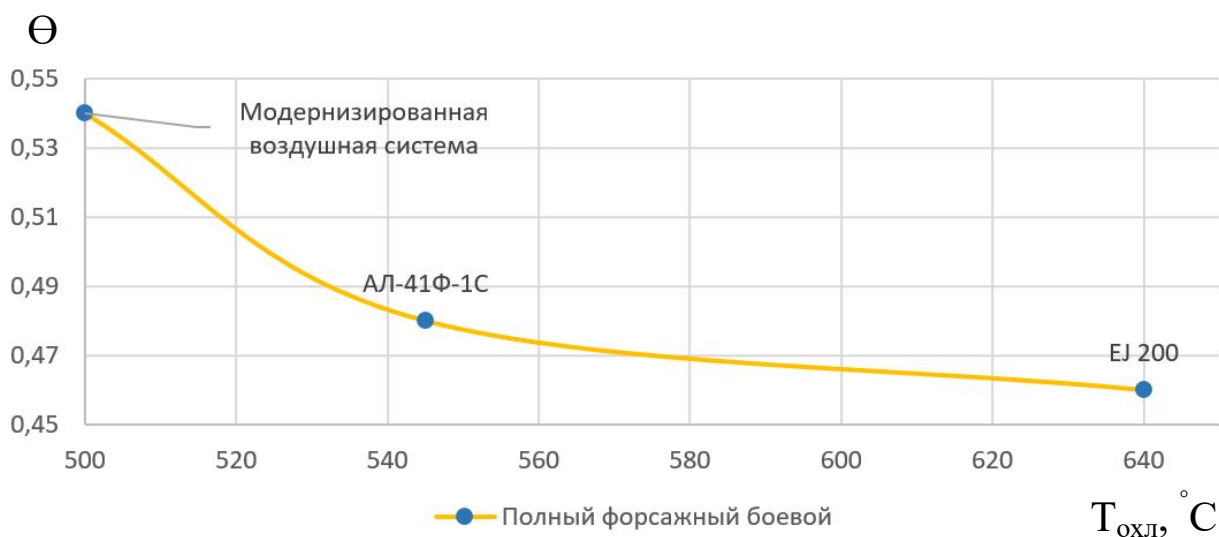


Рисунок 10 - Коэффициент интенсивности охлаждения РЛ ТВД

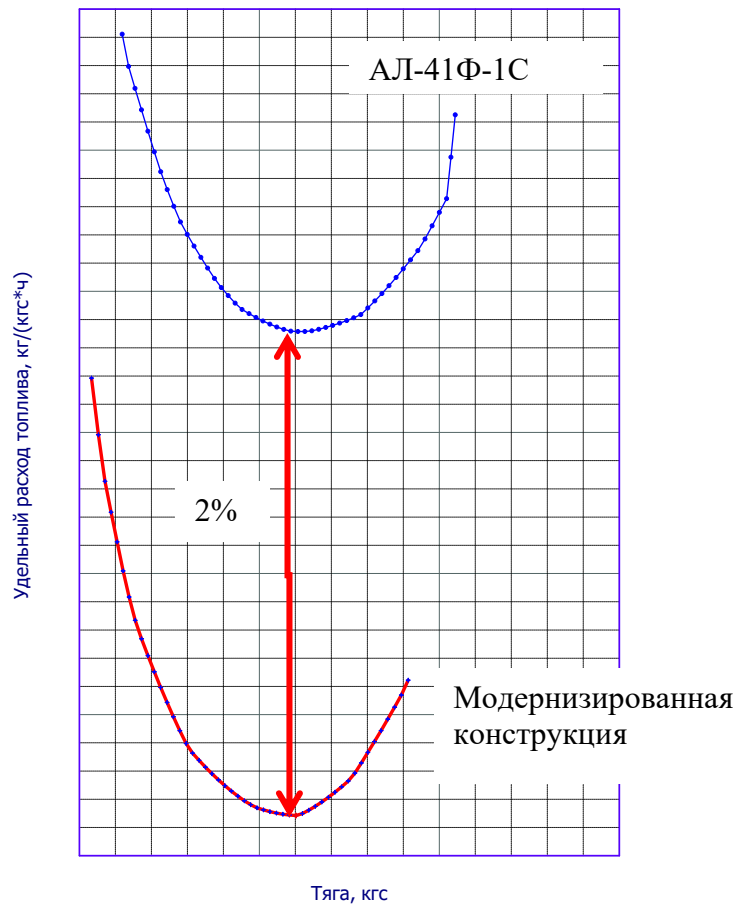


Рисунок 11 - Удельный расход топлива на режиме минимального охлаждения

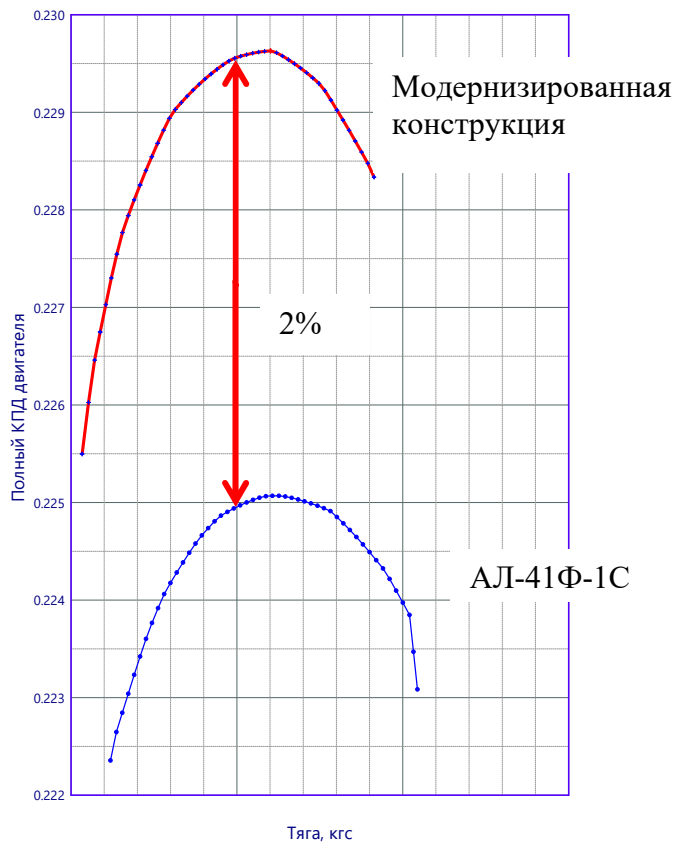


Рисунок 12 – Полный КПД двигателя на режиме минимального охлаждения

Сравнительный анализ эффективности воздушных систем выявил сильные и слабые стороны иностранных и российских конструктивных решений. Использование рассмотренных преимуществ позволило разработать методику проектирования воздушных систем и эффективную конструкцию воздушной системы.

Использование разработанной конструкции воздушной системы обеспечивает более низкую температуру на входе в полости охлаждения лопаток, меньший расход охлаждающего воздуха, существенное снижение расхода охлаждающего воздуха при частичном отключении охлаждения и препятствует втеканию горячего газа в полости воздушной системы и в полости охлаждения лопаток из проточной части на режимах минимального охлаждения двигателя. Следовательно, данную конструкцию воздушной системы можно рекомендовать для применения на перспективных ТРДДф.

В четвертой главе представлена методика расчетной оценки осевых сил, действующих на подшипники РВД и РНД. На основании этой методики проведены исследования величины осевой силы на 4 режимах эксплуатации, в конструкциях существующих двигателей и в конструкции, предложенной в ходе этой работы. Кроме этого, проведено сравнение различных способов изменения распределения осевых сил в полостях воздушной системы турбины. Результаты расчета осевых сил в АЛ-41Ф-1С представлены в таблице 7.

Таблица 7 - Результаты расчета осевых сил в АЛ-41Ф-1С

Режим	(Н=0, М=0)	(Н=0,3, М=1,3)	(Н=13, М=2)	(Н=12, М=0,75)
Рпрот.квд, кгс	-989	-3178	-3194	-320
$R_{квд}^{полостей +}$, кгс	25418	39983	29026	7296
$R_{квд}^{полостей -}$, кгс	-3552	-5621	-4576	-1126
$R_{квд\Sigma}$, кгс	20878	31184	21256	5850
Рпрот.твд, кгс	-7745	-11228	-7693	-1948
$R_{твд}^{полостей +}$, кгс	16690	24261	16746	4044
$R_{твд}^{полостей -}$, кгс	-28078	-41752	-27130	-7281
$R_{твд\Sigma}$, кгс	-20538	-28719	-18077	-5185
Ррвд, кгс	340	2465	3179	665

Примечание. Положительное направление действия силы по полету.

По результатам расчета видно, что значения осевой силы, действующей на подшипник РВД, двигателя с отечественной воздушной системой, близятся к предельным допустимым для обеспечения требуемого ресурса.

В рамках сравнительного анализа эффективности воздушных систем АЛ-41Ф-1С, EJ 200 и модернизированной конструкции воздушной системы был произведен расчет осевых сил, действующих на радиально-упорные подшипники РВД и РНД в ТРДДф с конструкцией воздушной системы EJ 200. Результаты расчета приведены в таблице 8.

Таблица 8 - Результаты расчета осевых сил в двигателе с воздушной системой конструкции EJ 200

Режим	(Н=0, М=0)	(Н=0,3, М=1,3)	(Н=13, М=2)	(Н=12, М=0,75)
Р _{прот.квд} , кгс	-989	-3178	-3194	-320
Р _{квд} ^{полостей +} , кгс	39009	53427	43739	15214
Р _{квд} ^{полостей -} , кгс	-3425	-5731	-4699	-1263
Р _{квдΣ} , кгс	34595	44518	35846	13631
Р _{прот.твд} , кгс	-7745	-11228	-7693	-1948
Р _{твд} ^{полостей +} , кгс	17985	25712	15760	5657
Р _{твд} ^{полостей -} , кгс	-42658	-55311	-39078	-15662
Р _{твдΣ} , кгс	-32418	-40827	-31011	-11953
Р _{рвд} , кгс	2177	3691	4835	1678

Примечание. Положительное направление действия силы по полету.

По результатам, представленным в таблице, видно, что осевые силы, действующие на радиально-упорный подшипник РВД в ТРДДф с конструкцией воздушной системы EJ 200 на критических режимах, значительно превышают величины сил, действующих на подшипник РВД в ТРДДф АЛ-41Ф-1С.

Для подтверждения эффективности модернизированной воздушной системы, был произведен расчет сил, действующих в ТРДДф с этой системой, результаты расчетов которой представлены в таблице 9.

Таблица 9 - Результаты расчета осевых сил в двигателе с модернизированной конструкцией воздушной систем

Режим	(Н=0, М=0)	(Н=0,3, М=1,3)	(Н=13, М=2)	(Н=12, М=0,75)
Р _{прот.квд} , кгс	-989	-3178	-3194	-320
Р _{квд} ^{полостей +} , кгс	30281	45436	33986	11391
Р _{квд} ^{полостей -} , кгс	-3681	-5512	-4467	-1329
Р _{квдΣ} , кгс	25611	36746	26325	9742

$R_{\text{прот.твд, кгс}}$	-7745	-11228	-7693	-1948
$R_{\text{твд}}^{\text{полостей +, кгс}}$	20909	25712	15760	5657
$R_{\text{твд}}^{\text{полостей -, кгс}}$	-38253	-49720	-32198	-12898
$R_{\text{твд}\Sigma, \text{кгс}}$	-25089	-35236	-24131	-9189
$R_{\text{рвд, кгс}}$	522	1510	2194	553

Примечание. Положительное направление действия силы по полету.

Из результатов расчета видно, что воздушная система модернизированной конструкции обеспечивает минимальную величину осевой силы, действующей на радиально-упорный подшипник РВД. Это происходит благодаря снижению давления за диском последней ступени КВД и за диском ТВД, что достигается установкой под динамическим уплотнением, ступенчатого щеточного уплотнения, состоящего из 4 щеток, а также увеличением радиуса расположения щеточного уплотнения, расположенного под аппаратом закрутки. При проектировании наиболее высокая сила действовала на диск последней ступени компрессора высокого давления с правой стороны, что удалось устранить выше перечисленными мероприятиями. Учитывая возросшее давление в междисковой полости, ввиду необходимости подвода охлаждающего воздуха к полостям рабочих лопаток, пришлось снижать силу, действующую на диск ТВД со стороны междисковой полости. Это было достигнуто установкой щеточных уплотнений максимально близко к аппарату закрутки и отверстию наддува междисковой полости для уменьшения площади, подверженной воздействию высокого давления.

Более наглядное сравнение эффективности систем регулировки осевых сил, подверженных сравнительному анализу, представлено на рисунке 11.

$R_{\text{рвд, кгс}}$

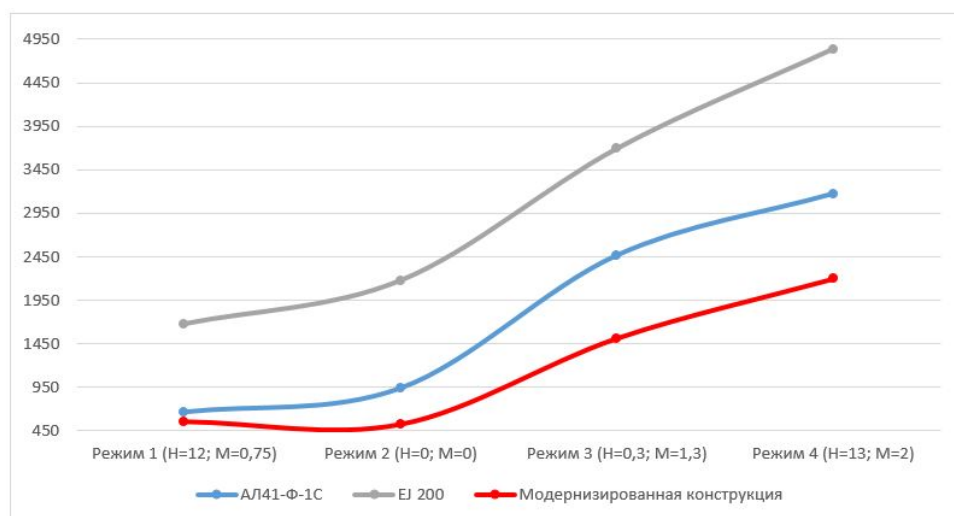


Рисунок 13 - Сравнение величин осевых сил, действующих на подшипник РВД, в ТРДДф с различными конструкциями воздушной системы

Далее на примере существующей отечественной воздушной системы были проанализированы различные способы изменения их распределения и

предложены наиболее выгодные, с точки зрения стоимости этих мероприятий и с точки зрения газодинамической эффективности воздушной системы.

Результаты расчета осевых сил, действующих на радиально упорный подшипник РВД в ТРДДф с конструкцией воздушной системы АЛ-41Ф-1С, ЕУ 200, с модернизированной конструкцией воздушной системы, наглядно демонстрируют преимущество отказа от думисной полости и думисного лабиринта. Так как повышение давления, действующего на диск последней ступени КВД и на нижнюю часть передней стороны диска ТВД, снижают разницу между силами, действующими на КВД и ТВД, а, следовательно снижают их результирующую силу, действующую на подшипник РВД. Что благополучно скажется на повышении ресурса двигателя и позволит достигнуть цели этой работы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате выполненного исследования разработан перечень параметров для оценки эффективности воздушных систем перспективных ТРДДф, который включает в себя:

- отбор охлаждающего воздуха;
- температуру воздуха на входе в полость охлаждения лопатки;
- утечки охлаждающего воздуха в проточную часть;
- отбор охлаждающего воздуха на крейсерском режиме, с учетом отсечки охлаждающего воздуха клапанами;
- коэффициент интенсивности охлаждения РЛ ТВД;
- осевую силу, действующую на радиально-упорные подшипники РВД и РНД.

Учет перечисленных параметров оценки дает возможность достаточно полно оценить эффективность воздушных систем, облегчает выявление недостатков существующих конструкций, тем самым ускоряет процесс модернизации существующих воздушных систем и проектирования новых.

Проектирование перспективных двигателей с учетом определенных в ходе сравнительного анализа достоинств и недостатков воздушных систем современных ТРДДф позволит разработать мероприятия по повышению удельной тяги, экономичности и ресурса перспективных ТРДДф.

Проведенное исследование позволило достичь следующих результатов:

1. Разработана конструкция системы подвода охлаждающего воздуха, в которой воздух высокого давления подводится к передней полости охлаждения РЛ ТВД, воздух низкого давления к задней полости охлаждения, подвод осуществляется непосредственно под замки рабочих лопаток, передняя полость РЛ ТВД наддувается на всех режимах работы двигателя. Эта конструкция позволяет:

- снизить температуру охлаждающего воздуха на входе в полости охлаждения РЛ ТВД приблизительно на 15% (85°), за счет увеличения радиуса расположения АЗ, отказа от покрывного диска и отверстий подвода, что обеспечит увеличение коэффициента интенсивности охлаждения лопатки

примерно на 18% (с 0,46 у лопатки АЛ-41Ф-1С, до 0,54 у лопатки двигателя с новой конструкцией воздушной системы);

- уменьшить суммарный отбор охлаждающего воздуха примерно на 10% (1,7 кг/с) и снизить величину утечек охлаждающего воздуха из полостей воздушной системы в проточную часть через осевые зазоры на 50% (0,68 кг/с), что приведет к увеличению КПД ТВД на 0,6%, КПД ТНД на 0,4% и увеличению тяги двигателя на максимальном боевом режиме, при неизменной температуре на входе в турбину, примерно на 0,3%;

- препятствовать втеканию горячего газа из проточной части в отверстия на входной кромке РЛ ТВД и через осевой зазор в полость воздушной системы перед диском ТВД, что обеспечит увеличение ресурса двигателя;

- снизить величину осевой силы на наиболее нагруженном режиме работы на 30% (1000 кгс).

Снизить воздействие осевой силы на радиально-упорный подшипник РВД удалось за счет уменьшения силы, действующей на ротор КВД, и увеличения силы, действующей на ротор ТВД. Снижение силы, действующей на ротор КВД, обеспечивается установкой 4 щеточных уплотнений у осевого зазора за последним диском КВД, на максимально высоком радиусе, что позволяет уменьшить площадь поверхности диска КВД, подверженную воздействию высокого давления, и снижает результирующую силу, действующую на ротор КВД. Силу, действующую на ротор ТВД, удалось увеличить за счет применения щеточных уплотнений под аппаратом закрутки, с задней стороны диска ТВД, и ступенчатого лабиринта над ним, что уменьшает площадь подверженную воздействию высокого давления, снижает силу, действующую с задней стороны диска ТВД, и увеличивает результирующую силу, действующую на ротор ТВД.

2. Разработана конструкция полостей охлаждения РЛ ТВД, состоящая из передней и задней полостей, которые разделяются дефлекторами на части, прилегающие к входной кромке, корыту, спинке и выходной кромке;

3. Разработана система отсечки подвода охлаждающего воздуха клапанными аппаратами отключения на режимах экономичной работы двигателя, отсекающая подачу воздуха на заднюю полость охлаждения СА ТВД, заднюю полость РЛ ТВД, полости охлаждения СА ТНД и РЛ ТНД.

Конструкция полостей охлаждения рабочей лопатки и система отсечки подвода охладителя, при их совместном применении в воздушной системе, препятствуют втеканию горячего газа из проточной части через отверстия входной кромки в полость охлаждения РЛ ТВД и в полости воздушной системы через осевой зазор перед рабочей лопаткой ТВД, что обеспечивает увеличение ресурса двигателя, а также позволяет добиться уменьшения суммарного отбора охлаждающего воздуха на режиме минимального охлаждения на 20% (1кг/с) и тем самым повысить КПД ТВД на 1,55%, КПД ТНД на 1,25% и увеличить тягу двигателя примерно на 7 % (100 кгс).

4. Разработана методика проектирования воздушных систем для перспективных ТРДДф, учитывающая эффективность системы охлаждения и системы регулирования осевых сил, которая позволяет сократить отбор

охлаждающего воздуха в систему охлаждения турбины, на всех режимах работы двигателя, снизить температуру воздуха на входе в полости охлаждения лопаток турбины, величины утечек в проточную часть турбины и воздействие осевых сил на радиально-упорный подшипник РВД, что обеспечивает повышение удельной тяги, экономичности, надежности и ресурса ТРДДф.

5. По результатам термо-газодинамического расчета отмечается снижение удельного расхода топлива на 2%, при постоянной заданной тяге, снижение температуры газа в горле СА ТВД, при постоянной тяге, составило примерно 30°, полное давление за КВД увеличилось примерно на 3%, полный КПД двигателя увеличился на 2%, внутренний КПД цикла увеличился на 2,5%.

Сравнительный анализ результатов расчета показал, что, в зависимости от поставленной задачи, использование разработанной воздушной системы позволит при неизменных заданных тяге и запасе топлива значительно повысить дальность полета, при меньшем запасе топлива, необходимом для сохранения прежней дальности полета, можно будет взять большее количество вооружения, при увеличении объема топлива и повышении температуры на входе в турбину, можно будет увеличить тягу.

Решения, полученные в ходе этой работы, подходят для применения в газогенераторах гражданских газотурбинных двигателей (ГТД), турбореактивных трехконтурных двигателей (ТРТД) и стационарных газотурбинных установок (ГТУ).

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в рецензируемых научных изданиях из списка ВАК и приравненных к ним

1. Minchenko A., Nesterenko V., **Malinovsky I.**, Revanth Reddy A. Improving the Cooling Air Supply System for the HPT Blades of High-Temperature GTE/ A. Minchenko, V. Nesterenko, I. Malinovsky, A. Revanth Reddy// Proceedings of the International Conference on Aerospace System Science and Engineering 2019. – p. 55-65. DOI: https://doi.org/10.1007/978-981-15-1773-0_5

2. **Malinovskiy I.**, Nesterenko V., Starodumov A., Epikhin V., Yusipov B., Belov K. Development of GTE turbine air-cooling system to increase its operating parameters/ I. Malinovskiy, V. Nesterenko, A. Starodumov, V. Epikhin, B. Yusipov, K. Belov// Aerospace Systems, Springer. – 2021. – N 4. – p. 239-246.

3. **Malinovskiy I.**, Nesterenko V., Ivanov I. Research and optimization of axial gas forces in turbines of turbojet bypass engines with afterburner combustion chamber/ I. Malinovskiy, V. Nesterenko, I. Ivanov// Journal of Physics: Conference Series, IOP Publishing Ltd. – 2021. – Volume 1925. – 19th International Conference "Aviation and Cosmonautics" (AviaSpace-2020). – 23-27 November 2020.

4. **Малиновский И. М.**, Нестеренко В. Г., Стародумов А. В., Юсипов Б. Х., Иванов И. Г. Анализ и конструктивные методы оптимизации распределения осевых сил в турбореактивном двигателе с целью увеличения ресурса

подшипника ротора высокого давления/ И.М. Малиновский, В.Г. Нестеренко, А.В. Стародумов, Б. Х. Юсипов, И. Г. Иванов// Вестник МАИ, издательство ФГБОУВО МАИ (НИУ). – 2022. – Т. 29. – N 1. – Авиационная и ракетно-космическая техника. – с. 81-94.

5. **Малиновский И.М.**, Нестеренко В.Г., Стародумов А.В., Андреев А.М. Исследование эффективности различных систем охлаждения перспективных газотурбинных двигателей/ И.М. Малиновский, В.Г. Нестеренко, А.В. Стародумов, А.М. Андреев// Инженерный журнал: наука и инновации, издательство ФГБОУВО МГТУ им. Н. Э. Баумана. – 2022. – N 8. DOI: 10.18698/2308-6033-2022-8-2203.

Публикации в других изданиях

6. **Малиновский И.М.**, Нестеренко В.Г., Минченко А.Д. Исследование конструктивных методов совершенствования системы охлаждения и подвода охлаждающего воздуха к рабочей лопатке турбины газогенератора ТРДДф/ И.М. Малиновский, В.Г. Нестеренко, А.Д. Минченко// Международная научная конференция: «Гагаринские чтения – 2019». Сборник тезисов докладов. – М.: МАИ, г. Москва. – 2019. – 1345с.

7. **Малиновский И.М.**, Нестеренко В.Г. Требования к системе закрутки охлаждающего воздуха на входе в рабочие лопатки турбин авиационных ГТД/ И.М. Малиновский, В.Г. Нестеренко// Всероссийская научная конференция: «Вопросы инновационного развития аэрокосмического комплекса России». Сборник тезисов. –М.: МАИ, г. Москва. – 2019.