


**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ  
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»**

*На правах рукописи*



**Малиновский Иван Михайлович**

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

Специальность 2.5.15.

«Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных  
аппаратов»

**ДИССЕРТАЦИЯ**

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель:  
кандидат технических наук,  
с. н. с., доцент кафедры 203  
Нестеренко Валерий Григорьевич

Москва - 2023

## ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение.....	4
1 Анализ состава и структуры воздушных систем современных и перспективных ТРДДф .....	10
Выводы к главе 1.....	25
2 Экспериментальное исследование опытного образца двигателя АЛ-41Ф-1С .....	25
2.1 Методика проведения экспериментального исследования опытного образца двигателя АЛ-41Ф-1С .....	25
2.2 Методика обработки экспериментальных данных .....	35
Выводы к главе 2.....	38
3 Анализ и расчетная оценка эффективности воздушных систем современных ТРДДф .....	38
3.1 Методика гидравлического расчета воздушной системы ТРДДф .....	38
3.2 Анализ конструкции воздушной системы с применением конструктивных решений воздушной системы российского ТРДДф .....	56
3.3 Анализ конструкции воздушной системы с применением конструктивных решений воздушной системы иностранного ТРДДф .....	62
3.4 Разработка методики проектирования воздушных систем ТРДДф .....	70
3.5 Разработка рекомендаций по модернизации конструкции системы охлаждения .....	73
3.6 Сравнительный анализ эффективности конструктивных решений в отечественных и иностранных воздушных системах ТРДДф .....	84
Выводы к главе 3.....	105

4 Расчетная оценка критичной величины осевой силы, действующей на радиально-упорный подшипник ротора высокого давления ТРДДф .....	106
4.1 Определение цели и задач по распределению осевой силы, действующей на радиально-упорные подшипники роторов .....	106
4.2 Методика расчетной оценки критичной величины осевой силы, действующей на радиально-упорные подшипники роторов ТРДДф .....	113
4.3 Расчетная оценка величины осевой силы, действующей на радиально-упорный подшипник ротора высокого давления ТРДДф .....	117
4.4 Разработка рекомендаций по снижению осевой силы, действующей на радиально-упорный подшипник ротора высокого давления ТРДДф .....	122
Выводы к главе 4.....	125
Заключение.....	126
Список сокращений и условных обозначений.....	130
Список литературы.....	132

## Введение

### Актуальность темы диссертации

Развитие современных ТРДДф направлено на увеличение основных рабочих параметров 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 [1].

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 [2], 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 [3].

Кроме резкой смены режимов эксплуатации двигателя, способствующих скорейшему разрушению лопаток турбины от циклических тепловых нагрузок, существует высокая степень окружной неоднородности полей температуры и давления у входа в сопловой аппарат турбины высокого давления (СА ТВД).

Причиной окружной неравномерности полей температур и давлений на входе в ТВД являются форсунки камеры сгорания и сопловые лопатки. Перед форсунками обогащенная горючая смесь образует ядра пламени, они кратны количеству форсунок и числу лопаток сопловых аппаратов перед рабочими лопатками и за ними. Негативное влияние неоднородности полей температур на

рабочую лопатку возрастает из-за ее вращения, что приводит к постоянному чередованию воздействия на лопатку областей с различными величинами температур, в которые она попадает при вращении, и к циклической смене величины тепловой нагрузки, что повышает риск преждевременного разрушения лопатки.

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 РЛ ТВД. Но практически нигде не рассматривается влияние воздушной системы на осевую силу, действующую на радиально-упорные подшипники РВД и 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 диссертации**

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 ГТД, который требует одновременно учитывать, как эффективность системы охлаждения турбины ГТД (лопаток, дисков, корпусов), 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 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 конструктивной схемы 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 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 эффективность 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 полученных результатов обеспечивается:**

1. применением фундаментальных положений газовой динамики, термодинамики, теплообмена;
2. 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. Леонова 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) (Торонто, 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 страниц текста, 46 рисунков и 13 таблиц. Список литературы включает 106 наименований.

# 1 АНАЛИЗ СОСТАВА И СТРУКТУРЫ ВОЗДУШНЫХ СИСТЕМ СОВРЕМЕННЫХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТРДДФ

В данном разделе 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.

Все эти двигатели [1] отличаются величиной температуры газа перед турбиной, системой охлаждения. Общим является их назначение.

## Система охлаждения турбины ТРДДф НК – 25

С 1976 начал выпускаться двухконтурный турбовентиляторный трехкаскадный двигатель ТРДДф НК – 25 [1], тяга двигателя на форсаже 25000 кгс, максимальная температура газа перед турбиной  $T_g = 1600$  К. Схема системы подвода охлаждающего воздуха турбин этого двигателя показана на рисунке 1.1.

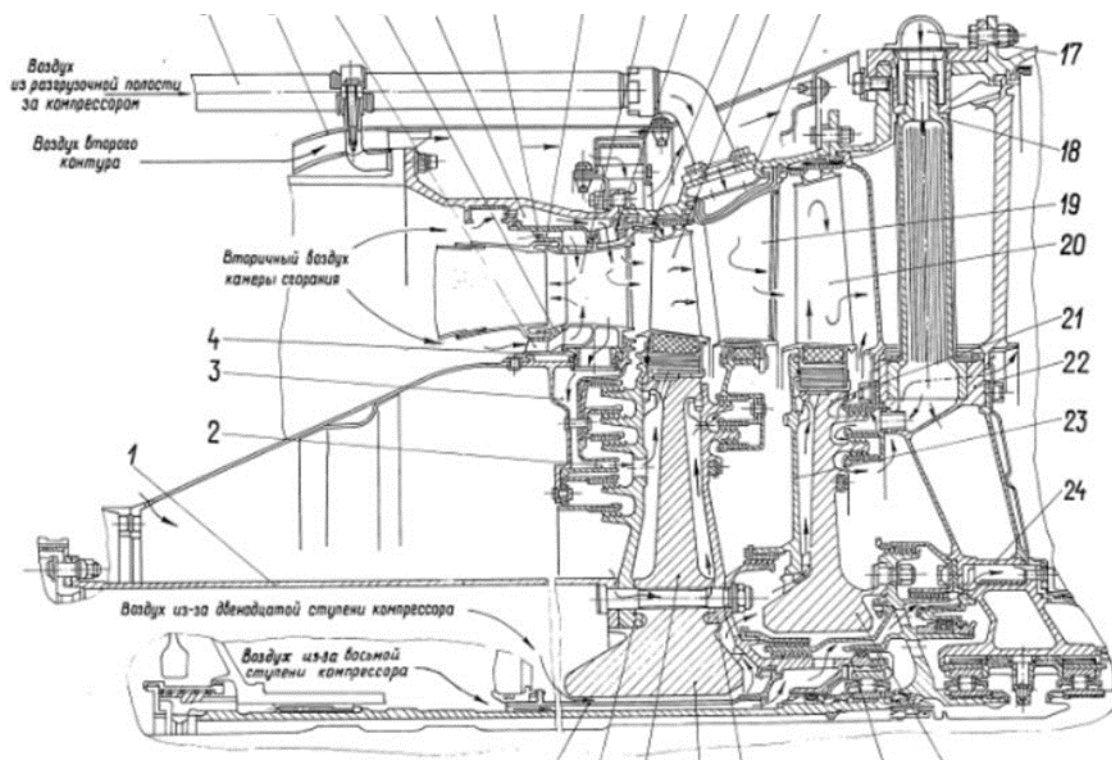


Рисунок 1.1- Конструктивная схема НК 25

Рабочие и сопловые лопатки турбины впервые спроектированы с применением вихревого охлаждения. Конструкция системы подвода включает в себя аппарат закрутки, покрывной диск.

Воздух отбирается из вторичной зоны камеры сгорания, по транзитному каналу в сопловом аппарате турбины высокого давления поступает под покрывной диск, где подводится к полости охлаждения рабочей лопатки.

Принципиальная особенность этой конструкции – наличие двух покрывных дисков, это обеспечивает высокую интенсивность охлаждения диска турбины. Тем не менее наличие канала охлаждения под замком лопатки уменьшает прочностные свойства диска.

В более поздних конструкциях охлаждающий воздух подводится непосредственно к нижнему торцу лопаток турбины высокого давления.

Необходимо отметить наличие эффективной системы радиальных лабиринтных уплотнений, препятствующих утечке охлаждающего воздуха через осевые зазоры из полостей воздушной системы в проточную часть турбины.

### **Система охлаждения турбины ТРДДф Ал – 31Ф**

Проектирование ТРДДф Ал – 31Ф [1] было закончено в 1984 году, тяга двигателя на форсаже 12500 кгс, максимальная температура газа перед турбиной  $T_T = 1670$  К. Схема системы подвода охлаждающего воздуха турбин этого двигателя показана на рисунке 1.2, где так же указаны расходы охлаждающего воздуха в процентах от расхода через компрессор высокого давления этого двигателя.

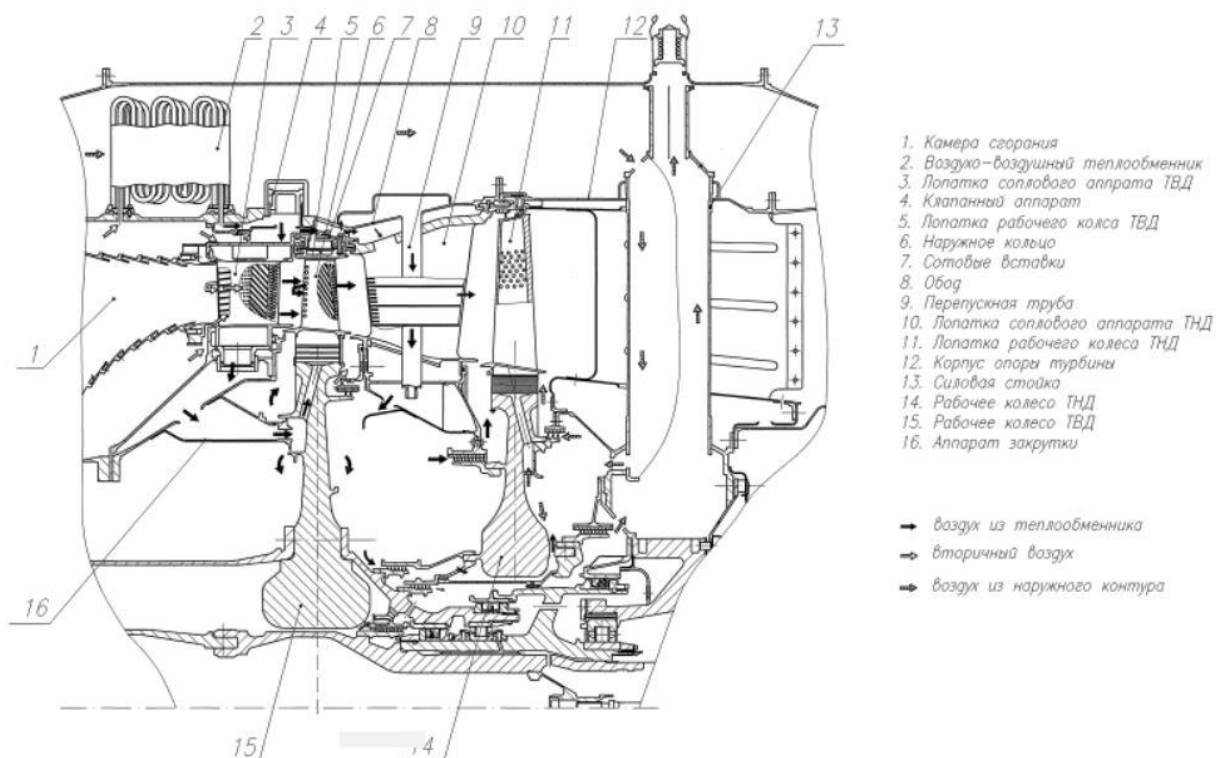


Рисунок 1.2- Конструктивная схема АЛ – 31Ф

Характерным элементом конструкции является наличие покрывного диска на диске турбины высокого давления, охлаждающий воздух в количестве 3,7% подводится через аппарат закрутки установленный непосредственно у вала турбины высокого давления, воздух подводится к полости охлаждения лопатки по диффузорному каналу к отверстиям его подвода к нижнему торцу лопаток.

При движении под покрывным диском охлаждающий воздух подогревается от диска, кроме того за счет разности окружных скоростей в нижней и верхней частях покрывного диска, поэтому его охлаждающая способность снижается.

Принципиально положительным моментом является использование теплообменника с целью предварительного охлаждения отбираемого за компрессором из вторичной зоны воздуха, установленном на наружном корпусе турбины.

Кроме того, имеется клапанный аппарат отключения подвода охлаждающего воздуха, который позволяет снизить расход топлива на крейсерском режиме полета летательного аппарата.

## Система охлаждения турбины ТРДДф Ал-41Ф-1С

Проектирование ТРДДф Ал-41Ф-1С [1,3,4] было закончено в 2007 году, тяга двигателя на форсаже 14500 кгс, максимальная температура газа перед турбиной  $T_T = 1750$  К. Схема системы подвода охлаждающего воздуха турбин этого двигателя показана на рисунке 1.3.

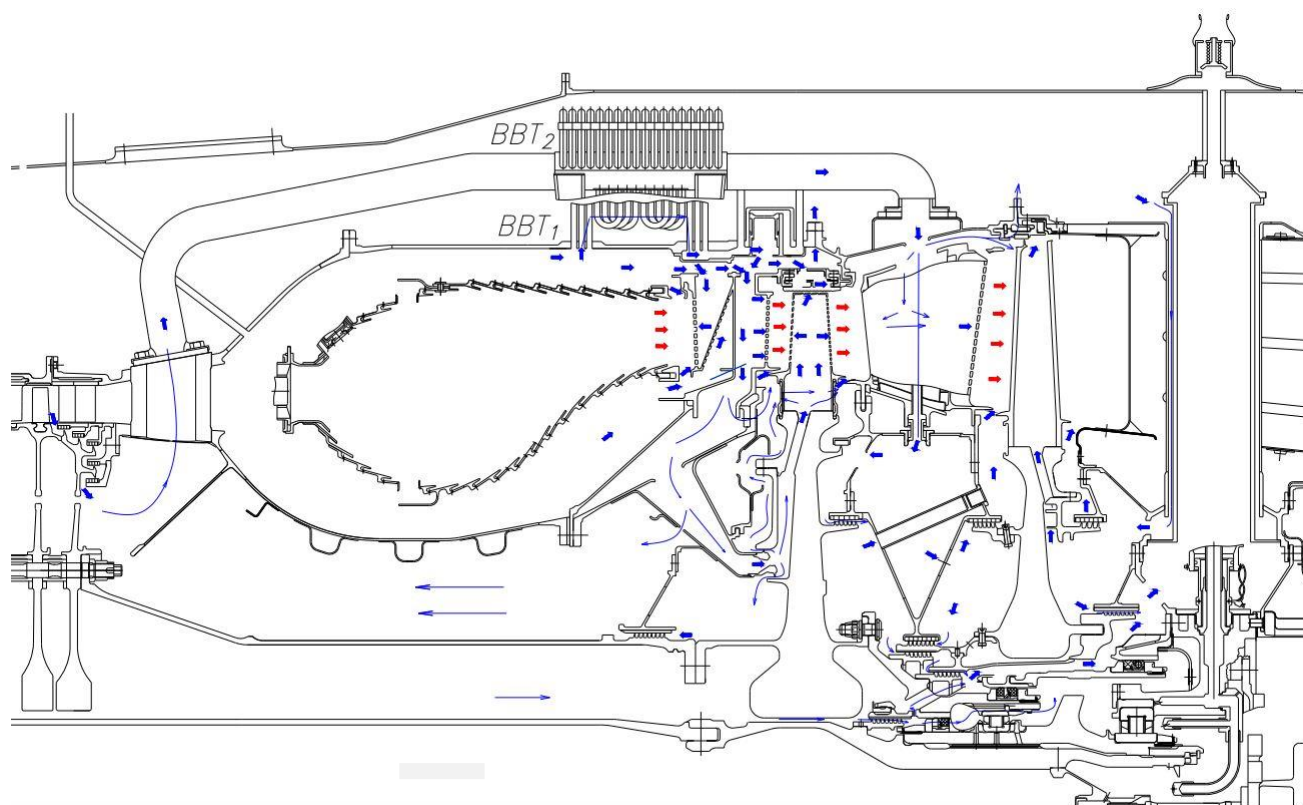


Рисунок 1.3- Конструктивная схема Ал-41Ф-1С

Конструкция воздушной системы двигателя Ал-41Ф-1С характеризуется отбором охлаждающего воздуха из вторичной зоны камеры сгорания в переднюю полость лопатки соплового аппарата ТВД, и последующим его выдувом из входной кромки, корыта и спинки [5,6]. Таким образом удастся снизить гидравлические потери от подвода воздуха к полостям охлаждения и создать высокое давление на выходе из перфорации во входной кромке, корыте и спинке лопатки соплового аппарата для предотвращения втекания в полости охлаждения

газа из проточной части и формированию защитной пленки по всей площади поверхности сопловой лопатки [7].

Из вторичной зоны камеры сгорания в воздухо-воздушный теплообменник (ВВТ1) отбирается воздух на охлаждение задней полости лопатки СА, в транзитный канал, откуда подводится к диску и рабочей лопатке ТВД. Давление этого воздуха немного меньше, а температура существенно ниже, чем у воздуха из вторичной зоны. Теплообменники ВВТ1 снижают температуру воздуха, охлаждающего заднюю полость СА ТВД и рабочую лопатку ТВД [8].

К диску ТВД и ее рабочей лопатке охлаждающий воздух подается через аппарат закрутки, уменьшающий относительную температуру охлаждающего воздуха у входа в полость рабочей лопатки [9].

Из аппарата закрутки воздух под покрывным диском поднимается к отверстию подвода в полость охлаждения рабочей лопатки, откуда затем выдувается через перфорацию на входную кромку, на спинку, корыто и выходную кромку, формируя на наружной поверхности слой защитной пленки [10]. Так же воздухом из аппарата закрутки наддувается осевой зазор и думисная полость.

### **Система охлаждения турбины ТРДДф РД–33**

Проектирование ТРДДф РД – 33 [1] было закончено в 2012 году, тяга двигателя на форсаже 9200 кгс, максимальная температура газа перед турбиной  $T_T = 1740$  К. Схема системы подвода охлаждающего воздуха турбин этого двигателя показана на рисунке 1.4.

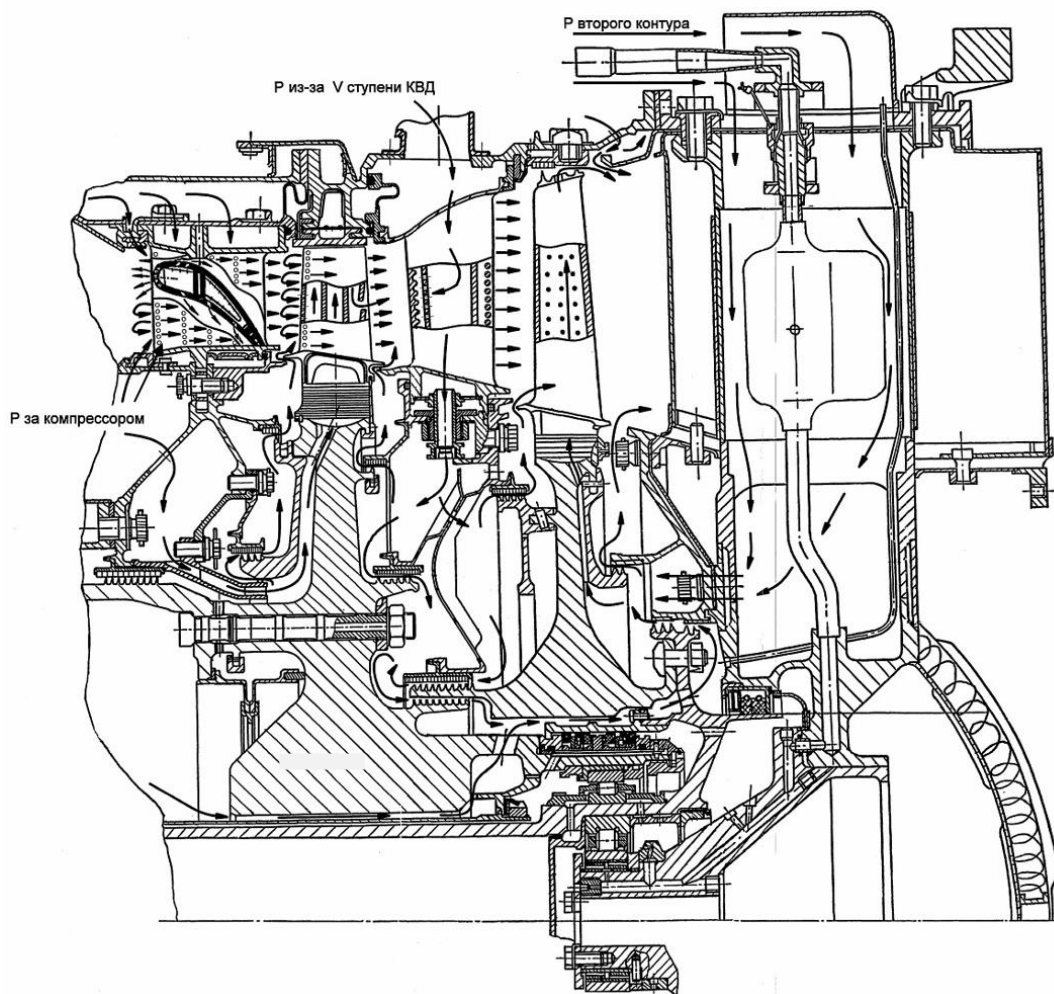


Рисунок 1.4- Конструктивная схема РД-33

Аналогично предыдущим схемам, в системе подвода охлаждающего воздуха имеется закручивающая решетка, установленная над валом турбины. Охлаждающий воздух отбирается из вторичной зоны камеры сгорания, под покрывным диском поднимается к отверстиям подвода, откуда попадает в полость охлаждения рабочей лопатки турбины высокого давления.

Имеется система прямоточных лабиринтных уплотнений, назначение которых предотвратить утечки охлаждающего воздуха из полостей воздушной системы в проточную часть через осевой зазор между рабочей лопаткой и сопловым аппаратом турбины высокого давления.

Рабочая лопатка этого двигателя имеет пленочное охлаждение. Отсутствует отсечка охлаждающего воздуха на крейсерском режиме полета, что, очевидно, является недостатком этой системы.



## Система охлаждения турбины ТРДДф Р – 79В – 300

Проектирование Р – 79В – 300 [5] было закончено в 1984 году, выпущен малой серией, тяга двигателя на форсаже 15500 кгс, максимальная температура газа перед турбиной  $T_g = 1620$  К. Модификация этого двигателя обладала тягой 18500 кгс с системой управления вектором тяги в вертикальной плоскости. Конструктивная схема системы подвода охлаждающего воздуха к охлаждаемым лопаткам двухступенчатой турбины этого двигателя показана на рисунке 1.5.

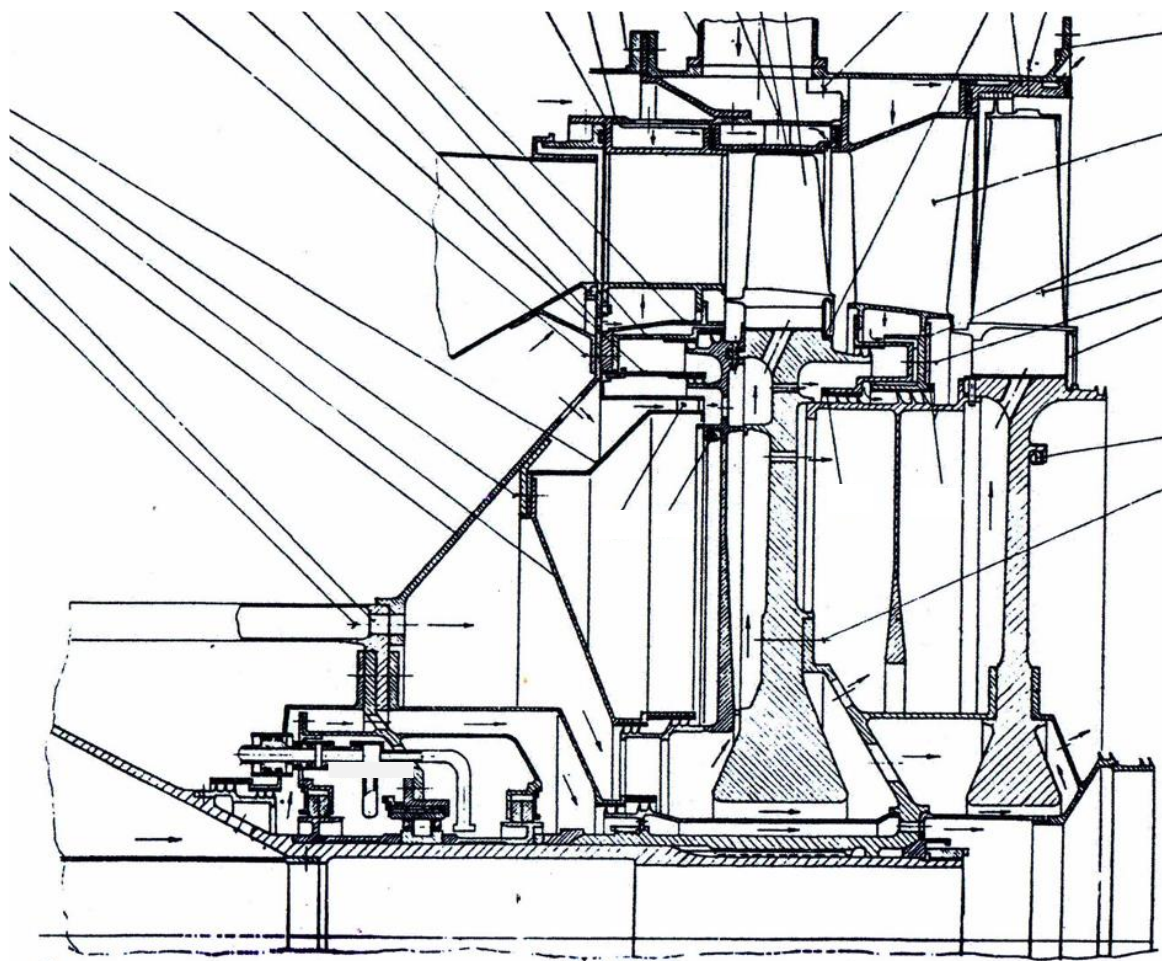


Рисунок 1.5- Конструктивная схема Р – 79В – 300

Первая ступень этой турбины имеет два тракта подвода охлаждающего воздуха: первый тракт расположен непосредственно у периферии диска, в диске выполнен сквозной канал, через который этот воздух поступает к торцу охлаждаемой лопатки, таким образом окружная скорость в месте подвода

минимально отличается от окружной скорости входа в полость охлаждения лопатки, что позволяет избежать дополнительного подогрева этого воздуха.

Второй тракт служит для подвода охлаждающего воздуха к второй ступени ТВД. Для этого в диске первой ступени ТВД выполнен специальный канал, через который охладитель поступает сначала в междисковую полость, а далее к нижнему торцу лопатки второй ступени ТВД.

Отбор охлаждающего воздуха осуществляется от промежуточной ступени КВД.

Принципиальным недостатком этих схем является ослабление прочности дисков турбин из-за наличия сквозных отверстий.

### **Система охлаждения турбины ТРДДф EJ–200**

Проектирование ТРДДф EJ–200 [2] было закончено в 1991 году, тяга двигателя на форсаже 9180 кгс, эта величина близка к тяговой характеристике ТРДДф РД–33 МК. Максимальная температура газа перед турбиной значительна и равна  $T_g = 1840$  К. Ее величина характеризует современный уровень проектирования двигателей 4 и 4+ поколений. Схема системы подвода охлаждающего воздуха к охлаждаемым лопаткам этого двигателя показана на рисунке 1.6.

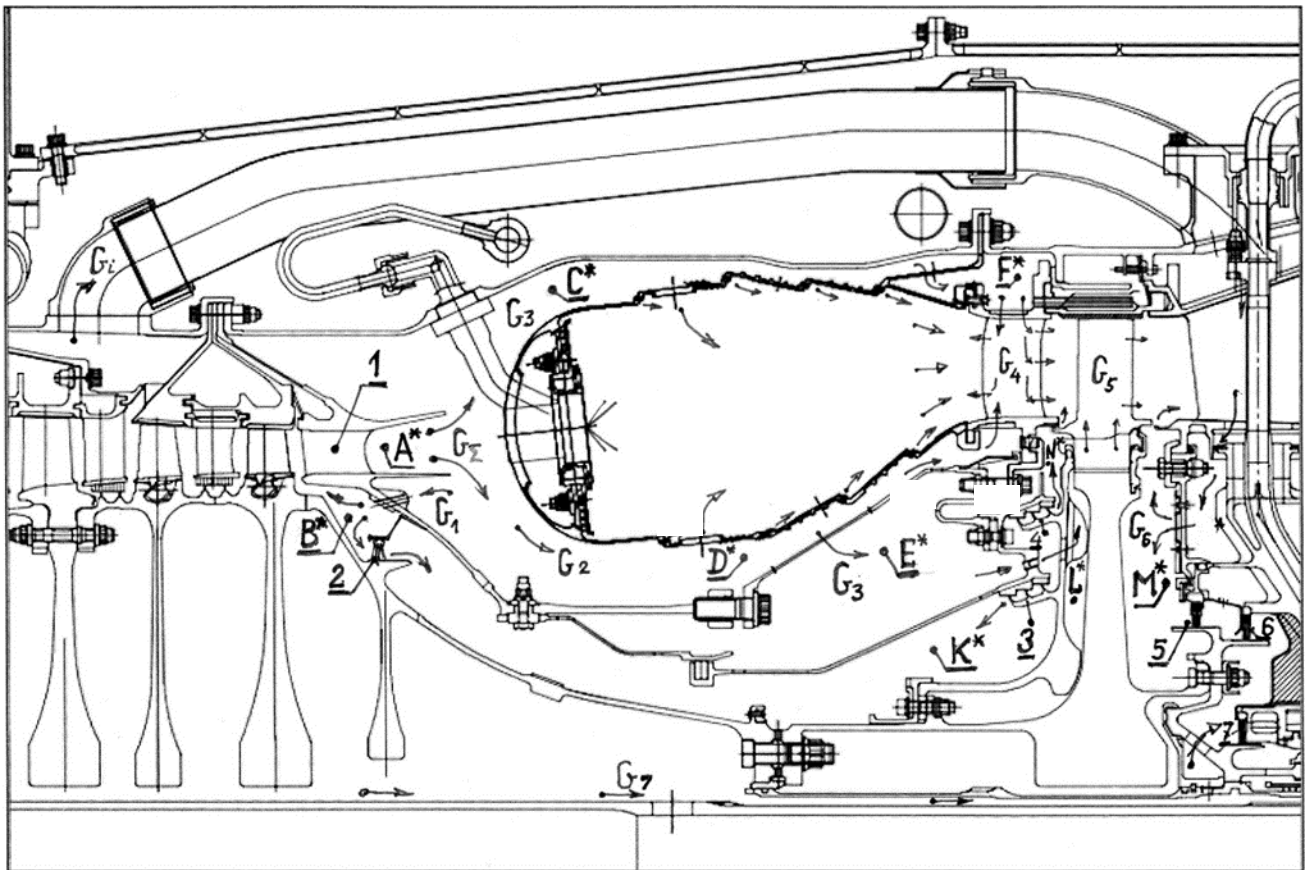


Рисунок 1.6- Конструктивная схема EJ–200

Для охлаждения соплового аппарата и рабочей лопатки ТВД этого двигателя используется воздух из вторичной зоны камеры сгорания. В полости соплового аппарата через верхние и нижние отверстия подается воздух, полости охлаждения сообщены с проточной частью отверстиями в лопатке, при выдуве через которые воздух образует на поверхности пера лопатки защитную пленку [11,12,13,14,15,16,17].

Рабочая лопатка турбины высокого давления охлаждается воздухом, который подводится через отверстия во внутренней части корпуса камеры сгорания и далее через аппарат закрутки [17,18], аппараты закрутки в свою очередь направляют воздух в сторону вращения диска и обеспечивают окружную скорость охлаждающего воздуха, примерно равную окружной скорости отверстий подвода к полостям охлаждения рабочих лопаток для снижения его относительной температуры [19,20,21,22,23].

Аппарат закрутки позволяет значительно снизить температуру охлаждающего воздуха. Под покрывным диском установлен лопаточный аппарат, что способствует повышению давления охлаждающего воздуха. Использование покрывного диска и отверстий подвода повышает температуру охлаждающего воздуха за счет разности окружной скорости потока охладителя и скоростей вращения диска в точке входа под покрывной диск, в точке входа в отверстия подвода и в полость охлаждения [24].

К полостям охлаждения воздух подается под покрывным диском и по отверстиям подвода, через отверстия в пера рабочей лопатки осуществляется, выдув охлаждающего воздуха в проточную часть, что образует защитную пленку по всей площади поверхности пера лопатки.

### **Система охлаждения турбины ТРДДф М–88**

Проектирование ТРДДф М–88 [2] было закончено в 1990 году. Выпущено 4 модификации с тягой двигателя на форсаже 8200 – 9500 кгс, эта величина близка к тяговой характеристике ТРДДф РД–33 МК. Максимальная температура газа перед турбиной значительна и равна  $T_g = 1850 - 2000$  К. М88 – 4 последняя модификация этого двигателя относится к пятому поколению ТРДДф. Схема системы подвода охлаждающего воздуха к охлаждаемым лопаткам этого двигателя показана на рисунке 1.7.

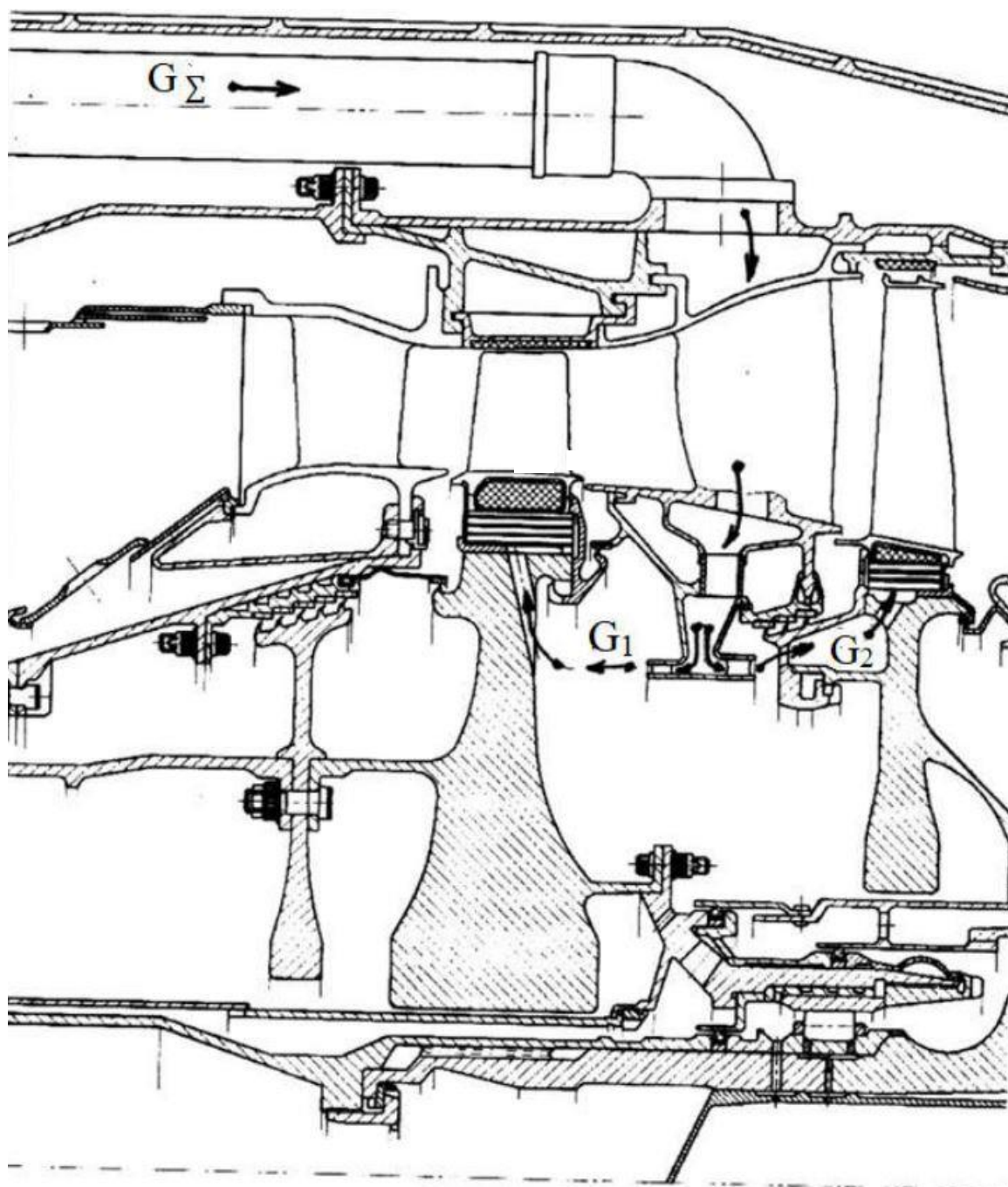


Рисунок 1.7- Конструктивная схема М-88

Система подвода охлаждающего воздуха к турбинам ТВД и ТНД принципиально отличается от систем, рассмотренных ранее. В междисковой полости через сопловой аппарат ТНД подводится охлаждающий воздух, который далее распределяется в двух противоположных направлениях - к нижним торцам рабочих лопаток ТВД и ТНД. Однако недостатком такой схемы подвода является

то, что охлаждающий воздух с высоким давлением подводится также и к рабочей лопатке ТНД.

### **Система охлаждения турбины проекта перспективного ТРДДф**

Перспективный ТРДДф проектировался в связи с необходимостью увеличения тяги силовой установки самолета МИГ 35. Тяга двигателя на форсаже 10000 кгс и она обеспечивает повышенные требования к тяговооруженности самолета МИГ 35. Максимальная температура газа перед турбиной равна  $T_T = 1740$  К, аналогично двигателю РД-33. Схема системы подвода охлаждающего воздуха к охлаждаемым лопаткам этого двигателя показана на рисунке 1.8.

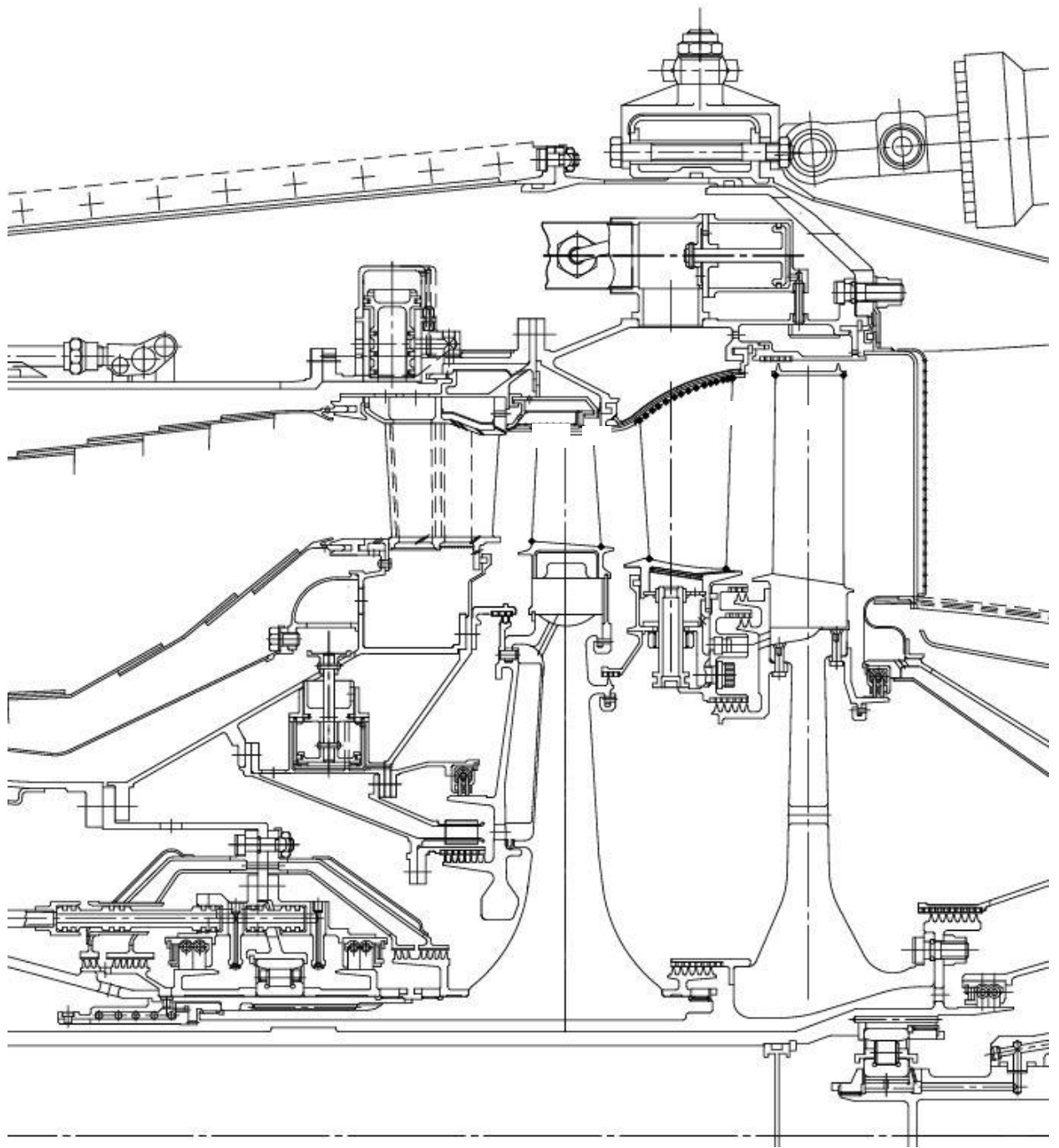


Рисунок 1.8- Конструктивная схема проекта перспективного ТРДДф

Охлаждающий воздух отбирается за диффузором КВД и направляется под жаровой трубой к клапанному аппарату отключения. Затем, через аппарат закрутки, он поступает в полость между покрывным диском и диском ТВД. На покрывном диске установлен лопаточный аппарат, повышающий давление этого воздуха [25,26,27,28,29], аналогично ТРДДф EJ 200. Далее охлаждающий воздух



поступает в канал, выполненный в ободу диска, и направляется к нижнему торцу и полости охлаждения лопаток.

Недостатком рассматриваемой системы охлаждения является то, что этот клапан не может быть использован для отсечки охлаждающего воздуха рабочей лопатки турбины с пленочным охлаждением.

### **Система охлаждения турбины проекта перспективного ТРДДф**

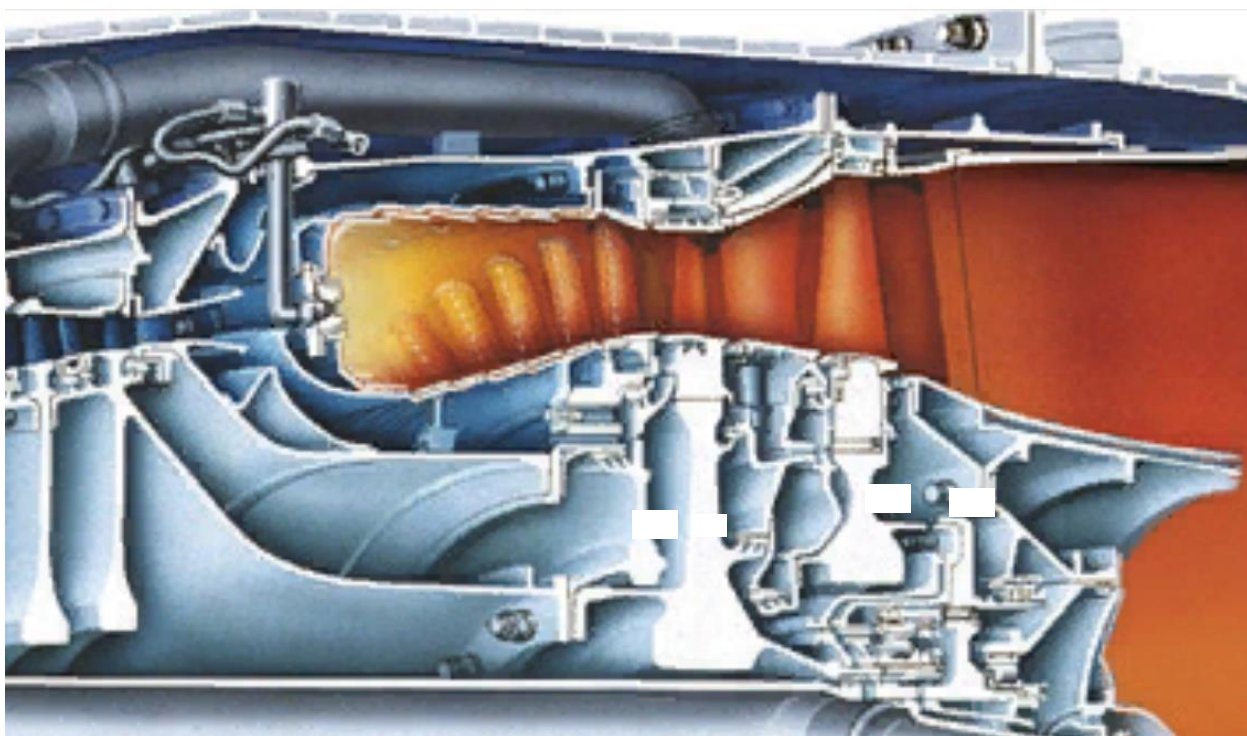


Рисунок 1.9- Конструктивная схема F-119PW-100

Проектирование ТРДДф F-119PW-100 [2] было закончено в 2001 году. Тяга двигателя на форсаже 14000 кгс, эта величина близка к тяговой характеристике ТРДДф АЛ-41 Ф. Максимальная температура газа перед турбиной значительна и равна  $T_g = 1920$  К. F-119PW-100 – относится к поколению ТРДДф 4+. Схема системы подвода охлаждающего воздуха к охлаждаемым лопаткам этого двигателя показана на рисунке 1.9.

Охлаждающий воздух отбирается за диффузором КВД и направляется под жаровой трубой в аппарат закрутки, далее через отверстия подвода он попадает



под нижний торец рабочих лопаток ТВД, покрывной диск и основной диск разнесены в осевом направлении так, что обеспечивается необходимый газодинамический поворот этого воздуха к входу в полости охлаждения лопаток [30,31,32], аппарат закрутки расположен в верхней части диска ТВД. На покрывном диске над и под аппаратом закрутки установлены ступенчатые лабиринтные уплотнения, препятствующие утечкам охлаждающего воздуха. Желательно было бы поднять аппарат закрутки на радиус, на котором находится нижний торец охлаждаемых рабочих лопаток турбины высокого давления.

Выводы к главе 1.

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

1. Местоположение подвода охлаждающего воздуха к охлаждаемым рабочим лопаткам турбины должно находиться на таком диаметре, на котором находится нижний торец замка этой лопатки. В этом случае охлаждающий воздух теряет минимальную величину давления и не подогревается от контакта с поверхностью диска турбины и под действием центробежной подкачки.
2. Для повышения давления охлаждающего воздуха в полостях охлаждения лопаток рабочего колеса турбины, с целью предотвращения втеканию горячего газа из проточной части в полости охлаждения лопатки, можно использовать лопаточный аппарат, установленный под покрывным диском.

## **2 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОПЫТНОГО ОБРАЗЦА ДВИГАТЕЛЯ АЛ-41Ф-1С**

### **2.1 МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ОПЫТНОГО ОБРАЗЦА ДВИГАТЕЛЯ АЛ-41Ф-1С**

В связи с тем, что достоверность расчета воздушной системы напрямую зависит от объема и качества получаемых экспериментальных данных [33,34],

настоящая методика регламентирует минимально необходимый объем препарирования изделия, а также порядок обработки экспериментальных данных.

Анализ работоспособности и эффективности охлаждаемой турбины проведен при испытаниях экспериментального авиационного ГТД, АЛ-41Ф-1С.

Основными целями исследования являлись:

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

Для измерения давления и температуры среды в проточной части и полостях турбины установлены приемники давления и температуры, которые представлены в таблице 1.

Таблица 1 - Описание расположения замеров и диапазоны измерения, фиксируемых величин

Ном ер за ме ра	Место расположения замера	Диапазон измерения фиксируемой величины		Отклонение результатов расчета от экспериментальных данных	
		Р, кгс/см <sup>2</sup>	Т, °С	ΔР, кгс/см <sup>2</sup>	ΔТ, °С
Р*1, Т*1	Полное давление и температура в проточной части за КНД в промежуточном корпусе	0...45	0...720	0,1	2
Р*3,	Полное давление и	0...45	0...720	1	10

T*3	температура в проточной части за КВД в промежуточном корпусе				
P*5	Полное давление на выходе из ОКС	0...45		0,4	
P*6, T*6	Полное давление и температура на входной кромке СА ТВД (периферия)	0...45	0...1800	0,7	30
P*7	Полное давление на выходе из СА ТВД (периферия)	0...30		0,2	
P*8, T*8	Полное давление и температура на входной кромке СА ТВД (корень)	0...45	0...1800	0,6	26
P*9	Полное давление на выходе из СА ТВД (корень)	0...30		0,5	
P10	Статическое давление на входе в СА ТНД (периферия)	0...30		0,08	
P11	Статическое давление на выходе из СА ТНД (периферия)	0...20		0,2	
P*12	Полное давление на входе в СА ТНД (периферия)	0...30		0,3	

P13	Статическое давление на выходе из РЛ ТНД (периферия)	0...8		0,05	
P*14 , T*14	Полное давление и температура на выходе из РЛ ТНД (периферия)	0...8	0...1250	0,09	15
P15	Перед выходом из КСК	0...8		0,02	
P16	Давление за КПН	0...8		0,06	
P17, T*17	Давление и температура в точке отбора от 7 ступени КВД	0...35	0...700	0,4	8
P*18 , T*18	Полное давление и температура в НК перед ВВТ		0...720	0,1	5
P*19 , T*19	Полное давление и температура в НК за ВВТ		0...720	0,05	10
P20	Давление перед выходом из КСТ	0...8		0,03	
P*21 , T*21	Полное давление и температура на выходе из НК	0...9	0...450	0,02	8
P22, T*22	Давление и температура в ПМП полости задней опоры КНД	0...9	0...450	0,04	3
P23, T*23	Давление и температура в масляном картере промкорпуса	0...9	0...450	0,01	4

P24, T*24	Давление и температура в осевом зазоре перед первым рабочим колесом КВД	0...9	0...400	0,07	2
P25, T*25	Давление и температура в полости наддува передней опоры КВД	0...9	0...450	0,1	12
P26, T*26	Давление и температура в осевом зазоре за 9 ступенью КВД	0...40	0...700	1	25
P27, T*27	Давление и температура за первым ярусом думисного лабиринта	0...35	0...800	0,6	30
P28, T*28	Давление и температура в думисной полости КВД	0...35	0...800	0,2	15
P29, T*29	Давление и температура во вторичной зоне камеры сгорания у входа в ВВТ1	0...40	0...800	1,5	20
P30, T*30	Давление и температура у входа в полости охлаждения и транзитный канал у верхнего торца СА ТВД	0...35	0...800	0,6	8
P31, T*31	Давление и температура у входа в полости охлаждения и транзитный канал у нижнего торца СА ТВД	0...40	0...800	0,9	5

P32, T*32	Давление и температура в полости над аппаратом закрутки	0...30	0...1500	0,1	16
P33, T*33	Давление и температура в полости перед аппаратом закрутки	0...40	0...1000	0,2	12
P34, T*34	Давление и температура в осевом зазоре за СА ТВД	0...40	0...1500	0,5	50
P35, T*35	Давление и температура на выходе из аппарата закрутки	0...30	0...1000	0,3	10
P36, T*36	Давление и температура в полости под аппаратом закрутки	0...30	0...1000	0,4	22
P37, T*37	Давление и температура в полости над надроторными вставками	0...35	0...800	0,2	9
P38, T*38	Давление и температура в коллекторе над СА ТНД	0...14	0...600	0,5	5
P39, T*39	Давление и температура на входе в междисковую полость под транзитным каналом СА ТНД	0...14	0...720	0,15	30
P40, T*40	Давление и температура в осевом зазоре за РЛ ТВД	0...15	0...1100	0,3	55
P41, T*41	Давление и температура в осевом зазоре за СА ТНД	0...8	0...800	0,12	25
P42	Давление в средней части полости за диском ТВД	0...15		0,04	

P43	Давление в средней части полости перед диском ТНД	0...15		0,06	
P44, T*44	Давление и температура в межлабиринтной полости опоры ТВД	0...6	0...600	0,09	40
P45, T*45	Давление и температура в ПМП опоры ТВД	0...6	0...600	0,1	10
P46, T*46	Давление и температура в осевом зазоре за РЛ ТНД	0...9	0...450	0,18	32
P47, T*47	Давление и температура в полости за диском ТНД	0...15	0...450	0,03	4
P48, T*48	Давление и температура в ПМП опоры ТНД	0...6	0...600	0,08	16
P49, T*49	Давление и температура в масляной полости опоры ТНД	0...6	0...600	0,02	3

Схема препарировки экспериментального двигателя приёмниками давления и температуры представлена на рисунке 2.1.

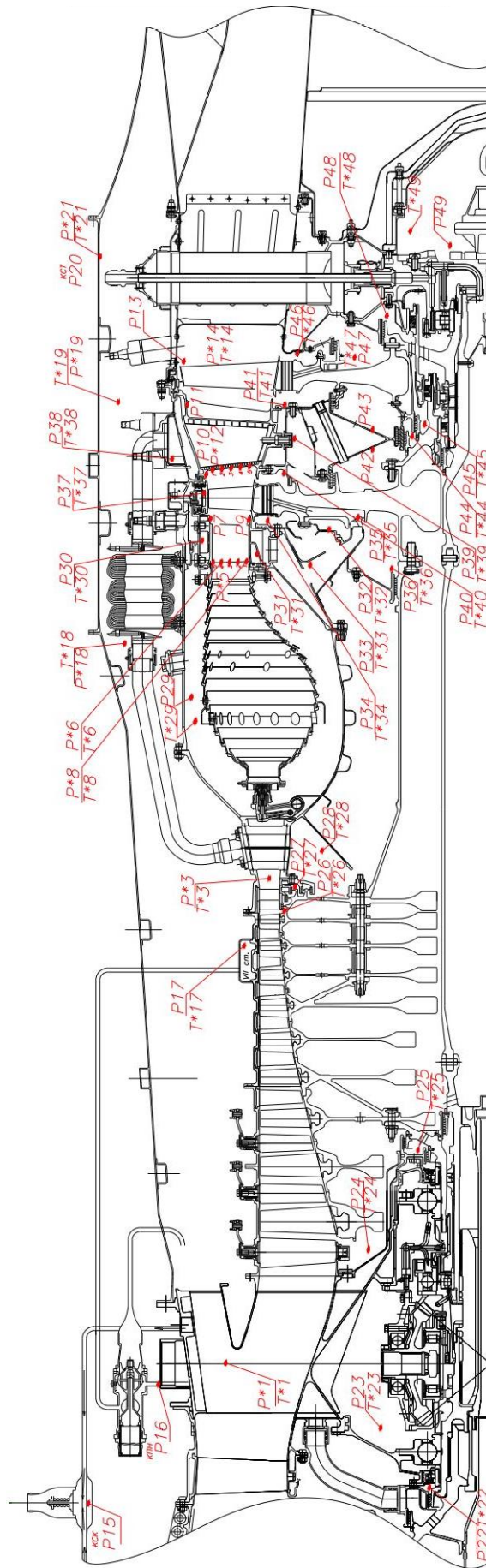


Рисунок 2.1 - Схема препарировки экспериментального АЛ-41Ф-1С



Общий объем препарации полостей турбины: всего в полостях охлаждения и вентиляции ТВД было установлено 8 приёмников статического давления, четырехточечная гребенка полного давления и температуры, 8 хромель–алюмелевых газовых термопар [33]. Для исследования полей на выходе из ОКС несколько лопаток СА ТВД препарированы замерахми полного давления и температуры по входной кромке (с платинородиевыми термопарами).

Кроме вышеперечисленных замеров для определения параметров работы ТВД и в целом измерялись следующие величины:

- время с момента запуска газогенератора и работы на каждом из режимов, с;
- температура воздуха на входе в газогенератор,  $t_{вх}$ , °С;
- частота вращения ротора турбокомпрессора,  $n_{тк}$ , об/мин;
- температура воздуха за компрессором,  $T^*_{к}$ , °С;
- полное давление воздуха за компрессором,  $P^*_{к}$ , кгс/см<sup>2</sup>;
- температура воздуха за турбиной,  $T^*_{т}$ , °С;
- полное давление воздуха за турбиной,  $P^*_{т}$ , кгс/см<sup>2</sup>;
- температура воздуха на входе в ВВТ1, °С;
- давление воздуха на входе в ВВТ1, кгс/см<sup>2</sup>;
- температура воздуха на выходе из ВВТ1, °С;
- давление воздуха на выходе из ВВТ1, кгс/см<sup>2</sup>;
- температура воздуха в НК перед ВВТ1, ВВТ2, °С;
- полное давление воздуха в НК перед ВВТ1, ВВТ2, кгс/см<sup>2</sup>;
- температура воздуха в НК за ВВТ1, ВВТ2, °С;
- полное давление воздуха в НК за ВВТ1, ВВТ2, кгс/см<sup>2</sup>.

По результатам обработки экспериментальных данных рассчитываемыми являются следующие параметры:

- расход охлаждающего воздуха в воздушной системе;
- температура охлаждающего воздуха на входе в полости охлаждения рабочих лопаток определяется по представленной в работе методике расчета системы подвода охлаждающего воздуха к полости охлаждения рабочей лопатки ТВД, исходя из увязки с результатами эксперимента температуры воздуха в полости на

выходе из каналов аппарата закрутки, где возможно установить термопару и осуществить замер [35,36,37].

Относительную температуру газа у входа в рабочую лопатку получают по результатам увязки газодинамического расчёта ТВД с учетом значений средней по высоте температуры газа на входе в СА ТВД и на выходе из РЛ ТНД.

При разгоне с режима холостого хода на режим максимальных оборотов РВД фиксировались 3 контрольные точки на различных оборотах вала в двигателе. Нарботка во всех контрольных точках не менее 2 минут в каждой. На номинальном и максимальном режимах время наработки 1 минута. На испытаниях фиксировались экспериментальные данные [33], приведенные в таблицах 1, 2.

Таблица 2 - Замеры, проводимые при испытаниях полноразмерного двигателя

Порядковый номер	Измеряемый параметр
1	Время с момента запуска экспериментального двигателя и время работы на каждом режиме
2	Время работы стартера
3	Температура на входе в двигатель
4	Полное давление на входе в двигатель
5	Частота вращения ротора
6	Давление топлива на входе в топливную магистраль
7	Давление масла на входе в коммуникации подвода масла
8	Положение НА КНД и НА КВД
9	Положение поворотного реактивного сопла
10	Время приемистости
11	Время сброса
12	Диаметр реактивного сопла

13	Время включения форсажа
14	Время выбега роторов

Испытания выполнялись до выхода на ограничение по температуре газа за турбиной.

Испытания экспериментального двигателя проведены по следующему модельному циклу (таблица 3).

Таблица 3 – Регламент работы экспериментального двигателя

Режим	Частота вращения РВД, % от максимальной частоты	Время работы на данном режиме, мин
Запуск	$0 < n < 64$	1
Малый газ	65	2
Крейсерский	89	2
Максимальный	100	1
Чрезвычайный ( $M_{max}$ у земли)	100	1
Крейсерский	89	2
Малый газ	65	2
Остановка	0	1

## 2.2 МЕТОДИКА ОБРАБОТКИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ

Первичная оценка достоверности замеров (список замеров - таблица 1) выполняется по алгоритму:

- при разборке изделия производится осмотр материальной части на предмет целостности замеров: отсутствия повреждений, деформаций замеров [38,39,40,41].

В случае обнаружения повреждений замера дальнейшая обработка и анализ его показаний производятся с учетом повышенной вероятности ложных показаний;

- отбрасываются замеры с явно нефизичными показаниями.

Примечание: явными критериями нефизичности показаний замера [Error! Reference source not found.,43] являются:

- отрицательные показания;
- отсутствие изменения величины замера при изменении режима работы изделия в течение запуска;
- завышенные показания, не коррелирующие с общим уровнем температур термодинамического цикла.

При отбраковке замеров следует учитывать возможность ошибочного введения в стендовую систему обработки данных некорректных (отличных от типа используемых термопар) номинальных статических характеристик преобразования термопар [44,45]. В случае обнаружения таких случаев следует выполнить пересчет показаний термопар.

В процессе последующей обработки результатов испытаний следует руководствоваться следующими рекомендациями:

- корректность показаний замеров температур и давлений следует определять путем сравнения их значений с параметрами воздуха в точках отбора [46], например, с параметрами за КНД, за КВД, за 7 ступенью КВД и т.п. Показания замеров должны качественно и количественно отслеживать параметры воздуха в точке отбора в рамках физических процессов, происходящих при течении воздуха по полостям [47];

Примечание: под физическими процессами понимаются:

- подогрев воздуха и снижение давления при его прохождении через уплотнения;
- подогрев воздуха при трении о боковые поверхности роторов;
- подогрев воздуха от элементов конструкции;
- снижение давления за счет изменения проходной площади при отключении охлаждения;

- снижение температуры воздуха при его прохождении через воздухо-воздушные теплообменники и трубы воздушных коммуникаций, расположенных в наружном контуре изделия;
- увеличение температуры воздуха в осевых зазорах турбины из-за наличия вихревых течений, приводящих к частичному подмешиванию газа;
- прочие менее выраженные процессы, связанные с утечками и подмешиванием воздуха из других источников, через неплотности в стыках деталей.
- корректность показаний замеров статических давлений следует оценивать с учетом их радиального расположения, т.к. в около дисковых полостях имеющих значительную высоту, как правило, наблюдается существенный рост статического давления при увеличении радиуса [48];
- корректность показаний замеров статических давлений также следует оценивать с учетом возможного их затенения другими элементами конструкции;
- корректность показаний замеров статических и полных давлений следует оценивать с учетом возможной инерционности показаний, которая может возникать из-за большой длины и/или деформации капиллярных трубок [49];
- корректность показаний замеров температур следует оценивать с учетом места расположения замера и топологии течения в воздушных полостях, поскольку в полостях со смешением потоков из различных источников велика вероятность измерения температуры только одного из потоков, а не температуры результирующей смеси.

Примечание: измеряемые температуры являются температурами торможения воздушного потока, отличающимися от истинного значения только на величину коэффициента восстановления, который в подавляющем числе случаев может быть принят равным единице.

При наличии дублирования замеров необходимо найти среднее арифметическое всех его повторений при условии, что зависимость измеряемой величины по времени для каждого из повторений протекает идентично.

Осредненное показание замера считается кондиционными, если различие между средним значением замера и значением каждого из его повторений не превышает 5 %.

В случае если разница превышает 5 % и определить какое из повторений замера является некондиционным не представляется возможным (например, отсутствуют явно нефизичные значения), следует провести повторный анализ показаний замера с учетом гидравлических расчетов.

Выводы к главе 2.

1. Согласно представленной методике была проведена препарировка полноразмерного двигателя, по результатам верификации гидравлического расчета с экспериментальными данными удалось достичь расхождения расчетных параметров с результатами эксперимента в диапазоне 1...6%.
2. Полученная погрешность позволяет сделать вывод о применимости разработанной расчетной модели для исследования газодинамической эффективности воздушной системы ТРДДф и последующей оценки осевых сил, действующих на подшипник РВД.
3. Результаты применения верифицированного гидравлического расчета в исследованиях эффективности воздушных систем отечественных и иностранных ТРДДф и последующей разработке эффективной системы охлаждения турбины изложены в следующих главах.

### **3 АНАЛИЗ И РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ВОЗДУШНЫХ СИСТЕМ СОВРЕМЕННЫХ ТРДДФ**

#### **3.1 МЕТОДИКА ГИДРАВЛИЧЕСКОГО РАСЧЕТА ВОЗДУШНЫХ СИСТЕМ ТРДДФ**

Гидравлический расчет воздушной системы на стационарных режимах при минимальном и полном охлаждении выполняется с использованием следующих граничных условий:

- математической модели, состоящей из геометрических данных изделия;
- результатов эксперимента;
- результатов термодинамических расчетов двигателя;
- газодинамического расчета проточной части КНД, КВД;
- газодинамического расчета проточной части ТВД, ТНД.

Методика представляет собой алгоритм расчета воздушной системы на установившемся режиме с учетом результатов испытаний прогретого двигателя.

Математическая модель воздушной системы состоит из:

- элементарных участков (ветвей, каналов), представляющих собой типовые элементы, задаваемых геометрическими параметрами [50,51]. Концы отдельных элементов и места их соединения между собой на эквивалентной гидравлической схеме представляются в виде узлов. Узлы, в которых происходит перетекание воздуха из одного типового элемента в другой, слияние и разделение потоков воздуха называют внутренними;
- внешних узлов (граничных узлов), т.е. таких узлов, через которые подается воздух/газ в систему или выпускается из нее. Параметры воздуха или газа (полное и статическое давление, полная температура) в зависимости от точки отбора, получены по результатам:
  - испытаний;
  - аэродинамического расчета КНД, КВД;
  - газодинамического расчета ТВД, ТНД;
  - термо-газодинамического расчета.

Примеры схемы математической модели с проставленными узлами и графического интерфейса математической модели представлены на рисунках 3.1, 3.2, 3.3.

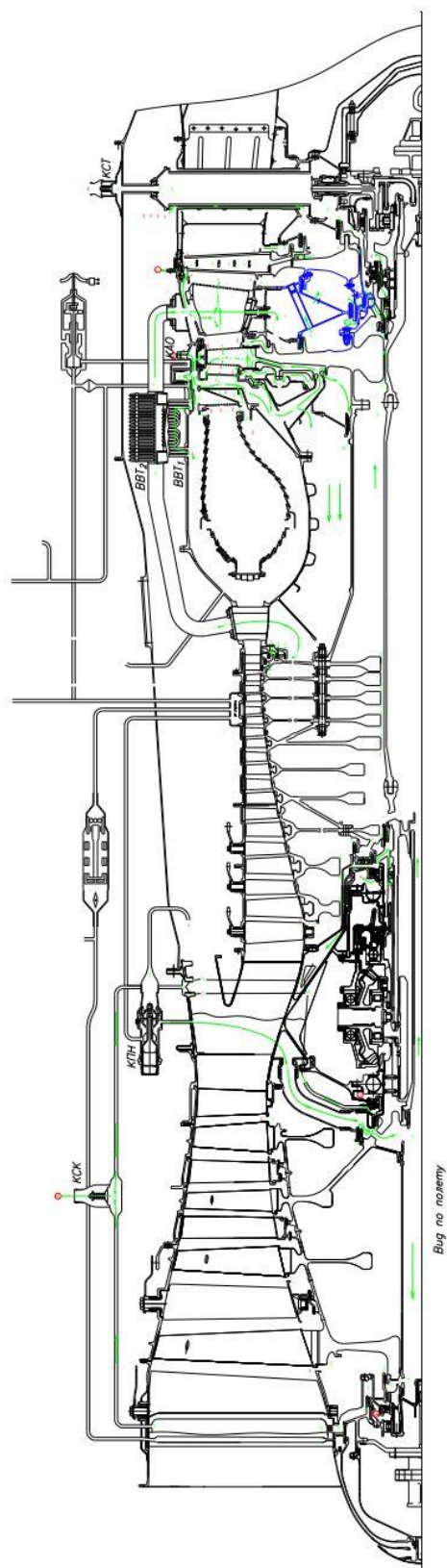


Рисунок 3.1 – Схема математической модели с узлами (красным цветом помечены узлы граничных условий)



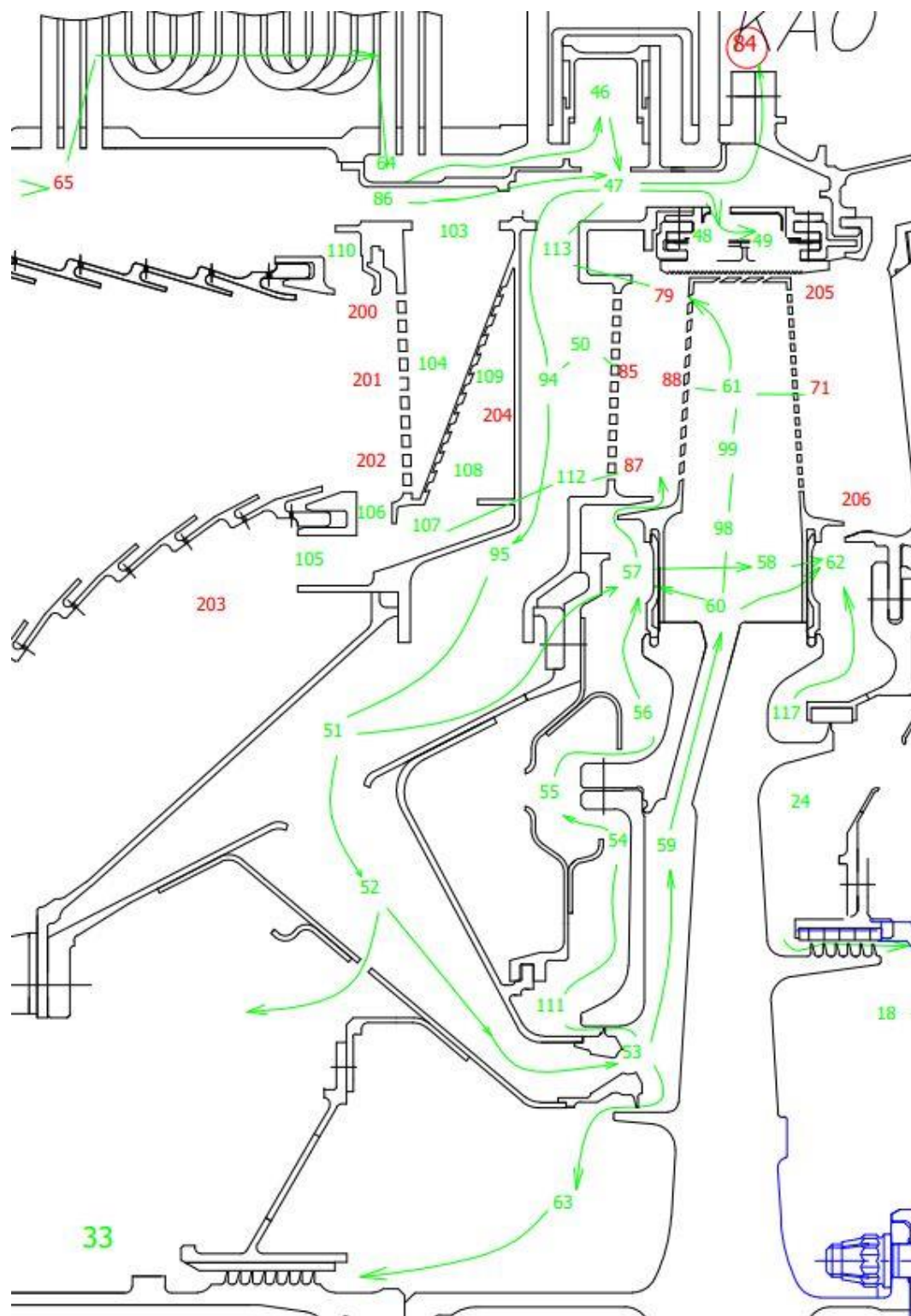


Рисунок 3.2 – Схема математической модели с узлами (красным цветом помечены узлы граничных условий)

1	21832	.0001	.85	.85	999..005	999.	.71	.00050	1.1.	8.	0
2	!=====										
3	! Гидравлический расчет воздушной системы (кусок ТВД) исходный вариант суфлирования ПМП через КСК и										
4	!=====										
5	65	64	1	6.1	4.4	350.	312	0.	1.	415	9
6	64	46	2		25.	4.72.0	128	1.	1.	535	
7	46	47	1		18.0	3.	31	0.	0.	535	
8	47	48	1	3. 90.	2.8	10.5	36	0.	1.	530	
9	48	49	1	3. 90.	.9	1.	999	1.	1.	860	9
10	49	2051	4.690.		.8	4.	725	1.	0.	660	9
11	86	47	3	1.8	782.	0.056.	1			710	9
12	10347	3	1.		30.05.03	2.	18			730	9
13	!86	1133			782.	0.086.	1			613	
14	47	84	3		782.	0.0118.	1			540	
15	!47	1131	90.		0.88	0.4	999			510	
16	1031131	6.		1.5	.88	0.4	999			990	9
17	10379	1	1.		0.6	1.	56			990	9
18	10379	1	1.		0.8	1.	28			990	9
19	11379	1	7. 90.		1.	4.	378			990	9
20	47	94	1		15.4	26.	42	1.	1.	999	
21	94	95	1	90.	15.2	26.	42	1.	1.	999	

Рисунок 3.3 – Графический интерфейс математической модели

Одной из программ для проведения гидравлических расчетов является программный комплекс GIDR, разработанный Слитенко А.Ф. Данная методика в основном опирается на описание расчетов, осуществляемых с помощью этого программного комплекса.

### Постановка граничных условий

Граничными условиями для расчета воздушных систем на установившихся режимах минимального и полного охлаждения являются:

- кондиционные экспериментальные данные (при условии наличия замера, установленного в области граничного узла математической модели);
- термодинамические параметры изделия по результатам испытаний;
- аэродинамические параметры КНД, КВД по результатам испытаний;
- газодинамические параметры ТВД, ТНД по результатам испытаний.

### Расчет теплогидравлических характеристик воздухо-воздушных теплообменников

Для проведения расчета воздушной системы необходимо расчетным либо экспериментальным способом определить перепад температуры охлаждающего воздуха в воздухо-воздушном теплообменнике. При выполнении этой работы перепады температур в ВВТ на различных режимах были рассчитаны в программе, разработанной Воробьевым Д.А. на языке Python 3.7.

Методика расчета, заложенная в программе, базируется на комплексной увязке теплогидравлических моделей ВВТ и проемов с расположенными в них трубами.

При разработке комплексной расчетной модели использована математическая модель ВВТ.

На рисунке 3.4 представлена общая структура программы.

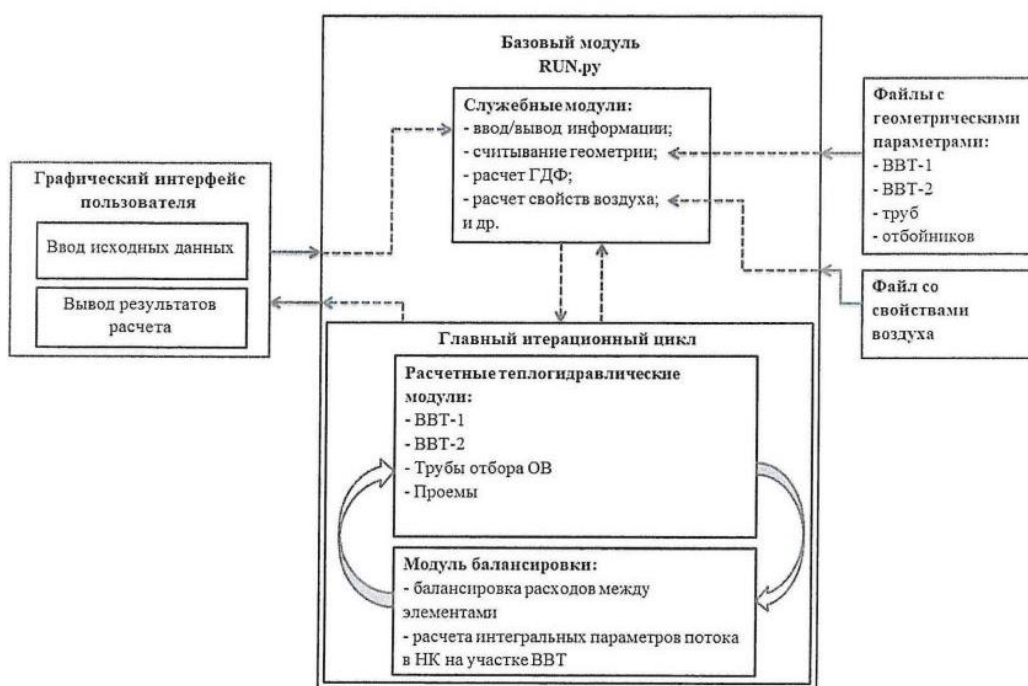


Рисунок 3.4 – Структура расчетной программы

Структура программы построена на главном итерационном цикле, выполняющем перераспределение потоков между элементами на основании равенства статических давлений при смешении потоков на выходе из участка ВВТ.

В рамках главного итерационного цикла независимо исполняются четыре теплогидравлических модуля:

- модуль теплогидравлического расчета ВВТ;
- модуль теплогидравлического расчета труб;
- модуль теплогидравлического расчета проемов.

В первом приближении выполняется расчет из допущения, что воздух НК распределяется пропорционально геометрической площади секторов [52] (в поперечном сечении НК), занимаемых теплообменниками.

Далее последовательно производятся теплогидравлические расчеты элементов по горячим и холодным теплоносителям. На основании полученных гидравлических потерь и принятых расходов по холодному теплоносителю вычисляются значения статических давлений за элементами.

Выполняется балансировка расходов из условия достижения равенства статических давлений при смешении потоков на выходе из участка ВВТ. На каждой итерации главного цикла производится итерационный пересчет теплогидравлических характеристик каждого из элементов.

Итерационные расчеты в рамках главного и вложенных циклов производятся до достижения точности 0,01.

Исходными данными для выполнения расчета являются:

- геометрические параметры ВВТ и НК в месте его установки (заложены в программе);
- геометрические параметры проемов;
- $G_{НК}$  ( $G_{хол}$ ) – расход холодного теплоносителя (воздуха НК) на входе в участок ВВТ;
- $P^*_{НК}$  ( $P^*_{хол}$ ),  $T^*_{НК}$  ( $T^*_{хол}$ ) – давление и температура торможения холодного теплоносителя (воздуха НК) на входе в участок ВВТ;
- $G_{ВВТ}$  ( $G_{гор}$ ) – расход горячего теплоносителя на входе в ВВТ;
- $P^*_{ВВТ}$  ( $P^*_{гор}$ ),  $T^*_{ВВТ}$  ( $T^*_{гор}$ ) – давление и температура торможения горячего теплоносителя на входе в ВВТ;

Результатами расчета являются теплогидравлические характеристики всех элементов участка ВВТ НК, а именно:

- $\Delta T_{гор/хол}$  – перепады температур по горячему и холодному теплоносителям;
- $\sigma_{гор/хол}$  – коэффициенты потерь полного давления по горячему и холодному теплоносителям;
- $\theta_{ВВТ}$  – тепловая эффективность элемента;

- $Q, q$  – тепловой поток и удельный тепловой поток от элемента в НК;
- $T_{ст}$  – средняя температура стенки элемента;
- $T_{гор/хол\ вх/вых}, P_{гор/хол\ вх/вых}$  – полная температура и давление на входе и выходе элементов по горячему и холодному теплоносителям;
- $Re_{гор/хол}$  – число Рейнольдса по горячему и холодному теплоносителям;
- $\alpha_{гор/хол}$  – коэффициент теплоотдачи со стороны горячего и холодного теплоносителей.

Кроме того, по окончании расчета выводятся данные по распределению расходов воздуха НК между элементами участка ВВТ:

- $G_{ввт}$  – расход через секции ВВТ;
- $G_{проемы}$  – расход через проемы между пакетами секций;
- $G_{сумм}$  – суммарный расход через участок ВВТ.

Также выводятся среднемассовые значения полной температуры и давления на выходе из участка ВВТ ( $T^*_{ср}, P^*_{ср}$ ), а также среднемассовое значение перепада температуры ( $dT_{ср}$ ) и коэффициента потерь полного давления ( $\sigma P_{ср}$ ).

### **Корректировка математической модели**

Перед проведением расчетов необходимо скорректировать математическую модель в соответствии с мероприятиями, внедренными в текущей сборке изделия согласно ТЗ на сборку. Основными элементами, требующими корректировки, являются:

- АЗ с определенным по продувке приведенным расходом воздуха  $G_{пр}$ :

$$G_{пр} = \frac{G_{\phi} \cdot \sqrt{T^*}}{p^*} \quad (1)$$

где:

$G_{\phi}$  – расход воздуха через АЗ, кг/с;

$T^*$  – температура торможения на входе в АЗ, К;

$P^*$  – давление торможения на входе в АЗ, кг/см<sup>2</sup>.

- СЛ ТВД и ТНД с определенными по продувке/проливке расходными характеристиками. Расходной характеристикой является зависимость расхода воздуха от перепада давления на лопатке;
- РЛ ТВД и ТНД с определенными по продувке/проливке расходными характеристиками. Расходной характеристикой является зависимость расхода воздуха от перепада давления на лопатке;
- определение величин утечек по корпусу КС, по экспериментальным данным;
- результаты экспериментальных данных по перекладке КПН;
- основные характеристики воздухо-воздушных теплообменников, определенные экспериментальным или расчетным способом;
- зависимость коэффициента сопротивления КСК и КСТ от перепада давления на клапане, полученная по результатам испытаний.

#### **Методика расчета элементов системы подвода охлаждающего воздуха**

После подстановки граничных условий в скорректированную мат. модель проводят расчет, при котором определяется приведенный расход воздуха через аппарат закрутки по формуле (1) и его соответствие с расходом по продувке, а также соответствие расчетных значений давления и температуры по полостям изделия с замеренными (при наличии).

Исходя из опыта доводки изделия разница расчетного приведенного расхода воздуха через аппарат закрутки и определенного по результатам продувки не должна составлять более  $\pm 3\%$ , разница расчетного и замеренного давления в полостях изделия не должна составлять более  $\pm 6\%$ .

В случае превышения необходимо скорректировать коэффициент сопротивления на данном участке мат. модели, величина которого должна соответствовать физике процесса. В случае, когда корректировка коэффициента сопротивления не дает желаемого результата и разница между замеренным и расчетным значением превышает  $\pm 6\%$  одним из вариантов решения является предположение о наличии утечки в область с низким давлением.

Для реализации утечки вводят в мат. модель дополнительный участок с такой геометрией канала, которая обеспечит замеренный уровень давления и температуры.

Следует отметить, что для участков схемы с лабиринтными, щеточными, масляно-контактными уплотнениями регулируемым параметром является величина рабочего радиального зазора [53]. Перед испытаниями рабочий радиальный зазор для лабиринтного уплотнения на стационарном режиме определяют расчетом перемещения крышек и зубьев лабиринтных уплотнений. Для щеточных и масляно-контактных уплотнений величина рабочего радиального зазора определяется с учетом опыта доводки изделия.

В воздушной системе присутствует аппарат закрутки и подкачивающее устройство – безлопаточный диффузор. Методика их расчета, разработанная Бреганом В.М., приведена ниже.

Исходными данными для расчета [53] являются:

- угол выхода потока из аппарата закрутки,  $\alpha_0$ ;
- геометрические параметры ротора ТВД:  $r_0$  и  $r_1$ ;
- коэффициенты потерь:  $\phi_{АЗ}$ ,  $\sigma_{БД}$ ;
- параметры охлаждающего воздуха:  $P^*_{исх}$ ,  $T^*_{исх}$ ,  $P_0$ ;
- частота вращения ротора:  $n_1$ ,  $n_2$

Температура на выходе из аппарата закрутки рассчитывается следующим образом:

Критическая скорость охлаждающего воздуха:

$$a_{кр_0} = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_0^*}; \quad (2)$$

Для определения скорости истечения охлаждающего воздуха из аппарата закрутки в первую очередь определяется  $\lambda_{0(ид)}$  (идеальное значение  $\lambda_0$  при отсутствии потерь скорости охлаждающего воздуха в аппарате закрутки):

$$\pi(\lambda_{0(ид)}) = \frac{P_0}{P^*_{исх}} = \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_{0(ид)}^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}; \quad (3)$$

где  $P_0$  это давление на выходе из аппарата закрутки при первой итерации расчета воздушной системы, отсюда (берется из таблицы газодинамических функций по  $\pi(\lambda_{0(ид)})$ ):

$$\lambda_{0(ид)} = \sqrt{\frac{\kappa+1}{\kappa-1} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{P_0}{P_{исх}^*} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]}; \quad (4)$$

Далее определяется идеальная абсолютная скорость истечения охлаждающего воздуха из аппарата закрутки, также при указанном отсутствии потерь скорости:

$$C_{0(ид)} = a_{кр0} \cdot \lambda_{0(ид)} = \sqrt{\frac{2\kappa RT_0^*}{\kappa-1} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{P_0}{P_{исх}^*} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]}; \quad (5)$$

Необходимо учесть потери скорости охлаждающего воздуха в самом аппарате закрутки путем введения коэффициента потерь скорости  $\varphi_{АЗ}$ . Согласно проективному расчету аппарата закрутки коэффициент  $\varphi_{АЗ} \approx 0,975$ , тогда реальная абсолютная скорость охлаждающего воздуха на выходе из аппарата закрутки равна:

$$C_0 = \varphi_{АЗ} \cdot C_{0(ид)}; \quad (6)$$

Окружную реальную абсолютную скорость воздуха за аппаратом закрутки можно определить по следующей формуле:

$$C_{0u} = C_0 \cdot \cos \alpha_0; \quad (7)$$

В которой  $\alpha$  - угол поворота потока за аппаратом закрутки.

Осевую реальную абсолютную скорость воздуха за аппаратом закрутки можно определить следующим образом:

$$C_{0a} = C_0 \cdot \sin \alpha_0; \quad (8)$$

Угловая скорость ротора:

$$\omega = \frac{\pi \cdot n}{30}; \quad (9)$$

Окружная скорость ротора на выходе из аппарата закрутки равна:

$$u_0 = \omega \cdot r_{АЗ}; \quad (10)$$



$$\lambda_0 = \varphi_{\text{Аз}} \cdot \lambda_{0(\text{ид})}; \quad (11)$$

В таблице газодинамических функций этому соответствует некоторое значение  $\pi(\lambda_0)$ , тогда реальное полное давление охлаждающего воздуха на выходе из аппарата закрутки будет равно:

$$P_0^* = \frac{P_0}{\pi(\lambda_0)}; \quad (12)$$

Теплообмен при течении охлаждающего воздуха в аппарате закрутки пренебрежимо мал, поэтому:

$$T_0^* = T_{\text{исх}}^* \quad (13)$$

Окружная составляющая реальной относительной скорости охлаждающего воздуха на выходе из аппарата закрутки равна:

$$W_{0u} = C_{0u} - u_0; \quad (14)$$

Осевая составляющая реальной относительной скорости охлаждающего воздуха на выходе из аппарата закрутки равна:

$$W_{0a} = C_{0a}; \quad (15)$$

Реальная относительная скорость охлаждающий воздух на выходе из аппарата закрутки равна:

$$W_0 = \sqrt{W_{0u}^2 + W_{0a}^2}; \quad (16)$$

Статическая температура на выходе из аппарата закрутки:

$$T_1 = \tau(\lambda_{\text{аз дейст}}) \cdot T_{\text{вх аз}}^*; \quad (17)$$

Где

$$\lambda_{\text{аз дейст}} = \lambda_{\text{аз ид}} \cdot \varphi_{\text{аз}}; \quad (18)$$

Полная температура в относительном движении на выходе из аппарата закрутки равна:

$$T_{\text{вх аз } w}^* = T_1 + \frac{w_0^2}{2C_p}; \quad (19)$$

Следует отметить важное обстоятельство. Величина коэффициента потерь скорости  $\varphi_{\text{АЗ}}$  оказывает существенное влияние на все стороны рассматриваемого процесса, как на затраты мощности ТВД, так и на параметры охлаждающего воздуха на входе в охлаждающий тракт РЛ ТВД.

Для каждого конкретного аппарата закрутки величина коэффициента  $\varphi_{\text{АЗ}}$  должна быть уточнена по результатам продувки [53].

Под покрывным диском и в отверстиях подвода охлаждающего воздуха происходит нагрев и поджатие охлаждающего воздуха от центробежной подкачки [54], расчет проводится по следующему алгоритму:

Сначала определяются газодинамические параметры охлаждающего воздуха под покрывным диском.

Течение охлаждающего воздуха под покрывным диском, в связи с отсутствием на покрывном диске радиальных ребер, препятствующих окружному вращению охлаждающего воздуха, происходит по закону свободного вихря [55], а энергообмен между ротором и охлаждающим воздухом происходит только за счет трения воздуха о боковые стенки ротора (ввиду отсутствия прочих сил, действующих со стороны ротора на охлаждающий воздух) и конвективного теплообмена. Поэтому полное давление и температура охлаждающего воздуха на выходе из безлопаточного диффузора равны:

$$P_1^* = P_0^*; \quad (20)$$

$$T_1^* = T_0^* = T_{\text{исх}}^*; \quad (21)$$

Окружная составляющая реальной абсолютной скорости охлаждающего воздуха в безлопаточном диффузоре будет изменяться по закону свободного вихря:

$$C_u \cdot r = \text{const}; \quad (22)$$

и на выходе из безлопаточного диффузора будет равна:

$$C_{0u} \cdot r_0 = C_{1u} \cdot r_1; \quad (23)$$

$$C_{1u} = \frac{r_0}{r_1} \cdot C_{0u}; \quad (24)$$

Полная величина реальной абсолютной скорости охлаждающего воздуха на выходе из безлопаточного диффузора (на радиусе  $r_1$ ) определяется по теореме Пифагора:

$$C_1 = C_{1u}; \quad (25)$$

Далее имеем:  $a_{кр1} = a_{кр0}$  (поскольку температура торможения охлаждающего воздуха в безлопаточном диффузоре не меняется). Далее:

$$\lambda_1 = \frac{C_1}{a_{кр1}}; \quad (26)$$

Отсюда с помощью таблицы газодинамических функций найдем  $\pi(\lambda_1)$  и  $\tau(\lambda_1)$ . Получаем статические параметры охлаждающего воздуха на выходе из безлопаточного диффузора:

$$P_1 = P_1^* \cdot \pi(\lambda_1); \quad (27)$$

$$T_1 = T_1^* \cdot \tau(\lambda_1); \quad (28)$$

Окружная скорость ротора на выходе из безлопаточного диффузора равна:

$$u_1 = \omega \cdot r_1; \quad (29)$$

Окружная составляющая относительной скорости охлаждающего воздуха равна:

$$W_{1u} = C_{1u} - u_1; \quad (30)$$

$$W_{1r} = C_{1r}; \quad (31)$$

$$W_1 = \sqrt{W_{1u}^2 + W_{1r}^2}; \quad (32)$$

Полная температура охлаждающего воздуха в относительном движении на входе в отверстия подвода:

$$T_{w_1}^* = T_1 - \frac{W_1^2}{2c_p}; \quad (33)$$

Здесь  $C_p$  – теплоемкость воздуха при данных условиях в  $\frac{\text{Дж}}{\text{кг}\cdot\text{град}}$ .

Подогрев в безлопаточном диффузоре будет равен:

$$\Delta T_{\text{БД}}^* = T_{w_1}^* - T_{\text{ВХ аз } w}^* \quad (34)$$

Этой температуре воздуха соответствует критическая скорость:

$$a_{\text{кр}w_1} = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} R T_{w_1}^*}; \quad (35)$$

далее имеем:

$$\lambda_{w_1} = \frac{W_1}{a_{\text{кр}w_1}}; \quad (36)$$

В таблице газодинамических функций этому  $\lambda_{w_1}$  соответствует  $\pi(\lambda_{w_1})$ .

Далее можно найти полное давление охлаждающего воздуха на входе в отверстия подвода:

$$P_{w_1}^* = \frac{P_1}{\pi(\lambda_{w_1})}; \quad (37)$$

Степень повышения (коэффициент восстановления) давления в безлопаточном диффузоре:

$$\pi_{\text{БД}} = \frac{P_{w_1}^*}{P_0}; \quad (38)$$

Таким образом,  $P_{w_1}^*$  и  $T_{w_1}^*$  будут исходными параметрами на входе в отверстия подвода охлаждающего воздуха.

Течение в отверстиях подвода

Течение охлаждающего воздуха в отверстиях подвода происходит в радиальных каналах, образованных отверстиями в диске, при этом имеет место поджатие охлаждающего воздуха под действием центробежной силы.

Центробежный подогрев охлаждающего воздуха во вращающихся каналах (от  $r_1$  до  $r_2$ ) приводит к повышению температуры охлаждающего воздуха за:

$$T_{w_2}^* = T_{w_1}^* + \frac{u_2^2 - u_1^2}{2C_p}; \quad (39)$$

$$\Delta T_w^* = T_{w_2}^* - T_{w_1}^* = \frac{u_2^2 - u_1^2}{2C_p}; \quad (40)$$

$$\tau(\lambda_2) = \frac{T_1 + \Delta T_w^*}{T_1}; \quad (41)$$

Степень повышения давления в отверстиях подвода:

$$\pi_{\text{отв.подв.}} = \tau(\lambda_2)^{3,5}; \quad (42)$$

Полученная величина  $T_{w_2}^*$  является начальным параметром охлаждающего воздуха на входе в полости охлаждения РЛ ТВД.

Найдя значение степени повышения давления в безлопаточном диффузоре, необходимо обеспечить в мат. модели давление на выходе из безлопаточного диффузора. Для этого в программе GIDR имитируют эффект центробежной подкачки путем задания значения дополнительной частоты вращения ротора на этом участке.

В программе GIDR на каждом участке задается температура стенки конструкции. В случае проектировочного расчета, при отсутствии теплового расчета температура стенки задается таким образом, чтобы по результатам расчета температура воздуха соответствовала температуре источника воздуха. Подогрев воздуха на участках выбирается из опыта доводки предыдущих изделий. Выбор температуры стенки для поверочного расчета и расчета на основе экспериментальных данных основывается на результатах тепловых расчетов элементов конструкции [56]. Подогрев на участках выбирается исходя из данных по замерам температуры на входе и выходе из участка.

Разница замеренной и расчетной температуры должна составлять не более  $\pm 6\%$ .

После корректировки мат. модели проводят последующие итерации расчета до достижения необходимой точности по давлениям, температуре и расходу, описанных выше.

При невозможности достижения необходимой точности или возникновения неопределенности по местам существования утечек после проведения испытаний проводят осмотр и разборку изделия на наличие несоответствия конструкторской документации (отрыв фольги, срез зубьев лабиринтного уплотнения, перекрытие проходных сечений, забивка перфорационных отверстий в лопатках, прогар и

т.д.). С учетом полученных данных проводят корректировку мат. модели воздушной системы [53].

При наличии продувки элементов изделия (например, трубы от 7 ст. КВД, стойки), значения коэффициента расхода до испытаний и наличия замеров  $P^*$ ,  $P$ ,  $T^*$  на этих элементах во время испытаний дополнительно по формуле (43) определяют расход воздуха через них.

$$G = \frac{m \cdot q(\lambda) \cdot \mu \cdot F \cdot p^*}{\sqrt{T^*}}, \quad (43)$$

где

$m=0,396$  для воздуха;

$q(\lambda)$  – приведенная плотность потока;

$\mu$  – коэффициент расхода, определенный по результатам продувки;

$F$  – площадь,  $\text{см}^2$ ;

$p^*$  – давление торможения,  $\text{кг/см}^2$ ;

$T^*$  – температура торможения,  $\text{К}$ .

Данные расходы сопоставляются с результатами увязки воздушной схемы и в случае расхождения более 6% проводят корректировку мат. Модели воздушной системы с помощью изменения коэффициента сопротивления на данном участке.

### **Результаты расчета**

Основными результатами расчета воздушной системы [57,58,59] по результатам испытаний является определение:

- расходов охлаждающего воздуха;
- работоспособности системы наддува опор, перепадов давления на масляно-контактных уплотнениях, расходов воздуха, поступающих в масляные полости;
- давлений в характерных полостях изделия для расчета осевых сил РНД и РВД;
- потерь давления по тракту подвода охлаждающего воздуха к лопаткам турбин;
- работоспособности клапанного аппарата отключения на режимах с отключением охлаждения;
- перепадов на щеточных и лабиринтных уплотнениях;

- возможных мест утечек охлаждающего воздуха и отбора газа из проточной части турбин;
- средней скорости потока;
- числа Рейнольдса;
- коэффициента теплоотдачи.

Перепад давления на масляно-контактных уплотнениях опор компрессора и турбины определяется как разница между давлением в ПМП и МП. По уровню значения перепада определяется ресурс масляно-контактных уплотнений. По опыту доводки ГТД предыдущих поколений этот перепад не должен превышать 2 кг/см<sup>2</sup>.

Пример результатов расчета в программе GIDR представлен на рисунках 3.5, 3.6.

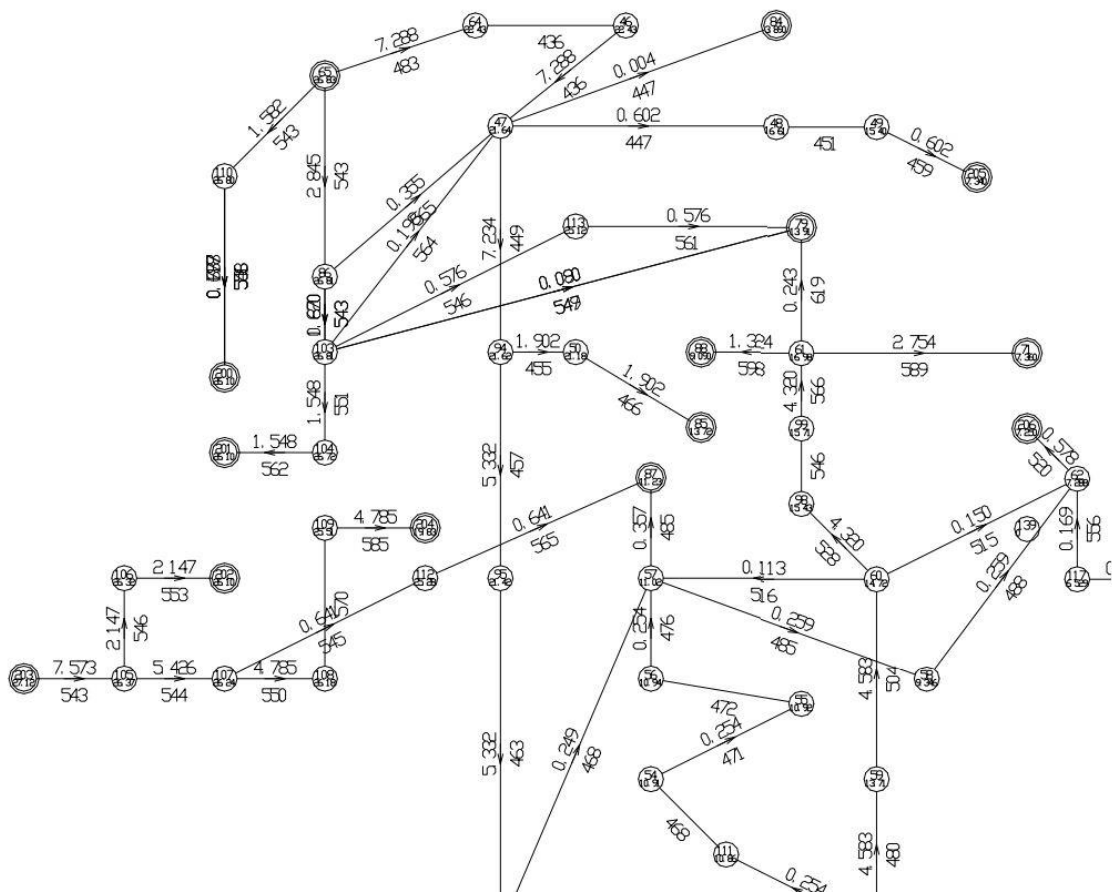


Рисунок 3.5 – Графический интерфейс вывода результатов гидравлического расчета воздушной системы

: 1! :	2 :	3 :	4 :	5 :	6 :	7 :	8 :	9 :	10 :	11 :	12 :
:nomer:	rashod	:na~alxn.:	dawlenie:kone~nyj	dawlenie:srednee	:srednqq:srednqq	:~islo	ko ff.	ko fficient:			
:wetwi:	uzel	uzle	uzel	uzle	dawlenie:temper	skorostx:rejno xdsa:	soprotiwl.:	tep ootda~i:			
: I :	Q :	IN :	PN :	JN :	PN :	PSR :	TV :	W :	RE :	SISU :	A :
:	:	:	2 :	:	2 :	2 :	:	:	:	:	2 :
:	kg/sek :	:	kg/sm :	:	kg/sm :	kg/sm :	grad C:	m/sek :	:	:	wt/m grad :
:+ 1+:	5.957315 :	65 :	26.830 :	64 :	22.428 :	24.629 :	483.0 :	112.8 :	156928. :	6.100 :	3297.2 :
: 2 :	5.957315 :	64 :	22.428 :	46 :	22.428 :	22.428 :	436.3 :	36.7 :	92959. :	.005 :	1457.5 :
: 3 :	5.957315 :	46 :	22.428 :	47 :	21.636 :	22.032 :	436.2 :	71.2 :	403194. :	2.892 :	1924.9 :
: 4 :	.492294 :	47 :	21.636 :	48 :	16.609 :	19.122 :	446.9 :	244.7 :	182587. :	1.816 :	6454.9 :
: 5 :	.492294 :	48 :	16.609 :	49 :	15.395 :	16.002 :	450.9 :	102.6 :	20393. :	3.000 :	4383.1 :
:- 6-:	.492294 :	49 :	15.395 :	205 :	7.340 :	11.367 :	458.6 :	254.5 :	31386. :	4.600 :	5990.5 :
: 7 :	.290091 :	86 :	26.815 :	47 :	21.636 :	24.225 :	565.2 :	239.2 :	6253. :	1.800 :	11930.4 :
: 8 :	.161484 :	103 :	26.808 :	47 :	21.636 :	24.222 :	564.4 :	320.5 :	5035. :	1.000 :	17998.0 :
:- 9-:	.003482 :	47 :	21.636 :	84 :	3.890 :	12.763 :	447.0 :	23.4 :	83. :	***** :	19432.2 :
: 10 :	.470574 :	103 :	26.808 :	113 :	25.116 :	25.962 :	545.6 :	71.5 :	18336. :	6.000 :	4622.5 :
:- 11-:	.073310 :	103 :	26.808 :	79 :	13.910 :	20.359 :	548.6 :	546.9 :	74560. :	1.000 :	17797.5 :

Рисунок 3.6 – Графический интерфейс вывода результатов гидравлического расчета воздушной системы

## 3.2 АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИИ ВОЗДУШНОЙ СИСТЕМЫ С ПРИМЕНЕНИЕМ КОНСТРУКТИВНЫХ РЕШЕНИЙ ВОЗДУШНОЙ СИСТЕМЫ РОССИЙСКОГО ТРДДФ

Для сравнительного анализа эффективности отечественных и иностранных конструктивных решений в воздушной системе выбран российский турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания, АЛ-41Ф-1С, с высокими техническими характеристиками.

Конструктивная схема воздушной системы этого двигателя представлена на рис 3.7 а, б.



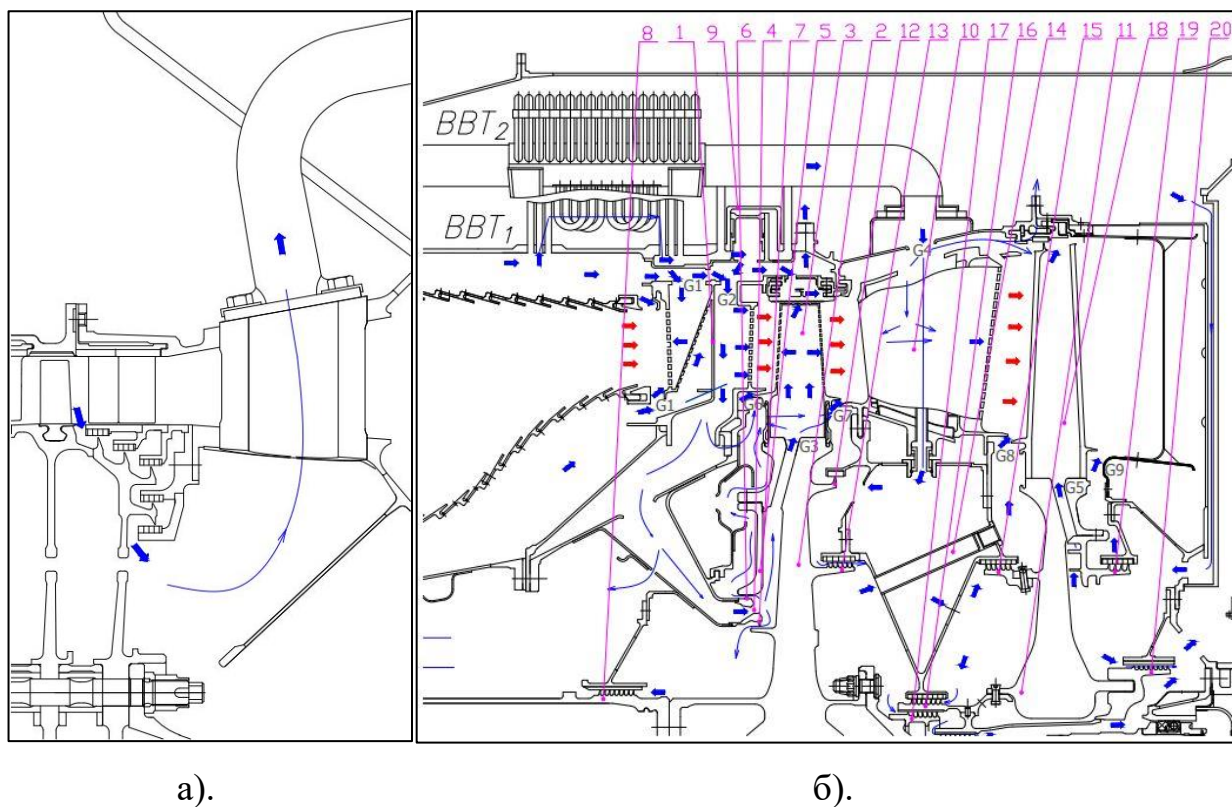


Рисунок 3.7 – а) Схема отбора охлаждающего воздуха для подвода в междисковую полость турбины; б) Схема системы охлаждения АЛ-41Ф-1С.

Воздух подается аппаратом закрутки под покрывной диск затем в полости охлаждения лопатки. Эта система включает в себя два ВВТ, на ВВТ1 подается воздух из вторичной зоны камеры сгорания, а в ВВТ2 утилизируется воздух из думисной полости

Особенностями рассматриваемой конструкции являются отбор воздуха на охлаждение передней полости G1 лопатки соплового аппарата ТВД (рис. 3.7 б, поз. 1) из вторичной зоны камеры сгорания, с выдувом на входную кромку, спинку и корыто. Что способствует снижению гидравлического сопротивления на пути подвода воздуха в охлаждаемую полость и обеспечению достаточного давления у отверстий в пере лопатки СА, предотвращающего попадание горячего газа из проточной части в полости охлаждения, и образующего цельную защитную пленку по всей площади поверхности лопатки.

Из вторичной зоны камеры сгорания в воздухо-воздушный теплообменник ВВТ1 отбирается воздух, который затем распределяется на заднюю полость G2

лопатки СА, транзитный канал, подающий воздух на охлаждение диска (поз. 2) и рабочей лопатки ТВД (поз. 3). Давление этого воздуха немного ниже, а температура существенно меньше, чем во вторичной зоне.

Температура охлаждающего воздуха за теплообменниками ВВТ1 на входе в заднюю полость охлаждения G2 СА ТВД на 140-150 градусов [60] ниже температуры во вторичной зоне камеры сгорания, на входе G3 в полости охлаждения рабочей лопатки ТВД температура охлаждающего воздуха на 100 градусов ниже на максимальном режиме работы двигателя, благодаря использованию теплообменников ВВТ1.

К диску ТВД и его рабочей лопатке охлаждающий воздух подводится с применением аппарата закрутки (поз. 4), который, при максимальных оборотах, уменьшает температуру воздуха на 70-80 градусов. Аппарат закрутки (поз. 4) подводит воздух под покрывной диск (поз. 5), далее охладитель попадает к отверстию подвода и оттуда в полость охлаждения рабочей лопатки, после чего вытекает через отверстия на входной кромке, на спинке, корыте и выходной кромке, образуя на всей площади поверхности защитную пленку.

Осевой зазор G6 и лабиринт (поз. 8), перед думисной полостью, наддуваются воздухом из-за аппарата закрутки (рис. 3.8). Однозубый лабиринт (поз. 6) расположенный между аппаратом закрутки и покрывным диском позволяет снизить отбор охлаждающего воздуха, уменьшить утечки из полости воздушной системы через осевой зазор G6 в проточную часть, а также снижает осевую нагрузку на диск ТВД, однозубый лабиринт (поз. 7) под аппаратом закрутки и восьмизубый лабиринт (поз. 8) на валу так же обеспечивают снижение расхода охлаждающего воздуха.

Клапанный аппарат отключения КАО (поз. 9) расположен за коллектором, в который попадает воздух из ВВТ1. При переходе системы на минимальное охлаждение, поршень клапана открывается и частично перекрывает подачу охлаждающего воздуха (отверстия в поршне пропускают малое количество воздуха) в заднюю полость соплового аппарата ТВД и в рабочую лопатку ТВД.

В трубу с интегрированным теплообменником ВВТ 2 утилизируется воздух из думисной полости (рис. 3.8), который подводится в полости охлаждения G4 соплового аппарата ТНД (поз. 10) и в междисковую полость, охлаждая обратную сторону диска ТВД (поз. 2) и переднюю часть диска ТНД (поз. 11), а также препятствуя втеканию горячего газа из проточной части в полости воздушной системы через осевые зазоры G7 и G8.

С целью минимизации утечек охлаждающего воздуха в осевой зазор G7 и снижения расхода охлаждающего воздуха с задней стороны диска ТВД в верхней его части установлен однозубый лабиринт (поз. 12), под отверстием подвода охлаждающего воздуха к задней части диска ТВД установлен шестизубый лабиринт (поз. 13), для снижения расхода охлаждающего воздуха и уменьшения осевых сил, действующих на диск ТВД.

Под лабиринтом (поз. 13) установлено устройство разгрузки осевых сил (поз. 14) предназначенное для переброски воздуха с меньшим давлением к диску ТНД и локального снижения осевой силы, действующей на диск ТНД спереди, а также для наддува осевого зазора G8 более низким давлением, с целью снижения утечек в осевой зазор из-за уменьшения перепада давлений между воздушной полостью и проточной частью и обеспечения достаточного расхода из полости в осевой зазор для предотвращения втеканию горячего газа из проточной части.

Перед диском ТНД под выходом из устройства разгрузки осевых сил расположено шестизубое лабиринтное уплотнение (поз. 15), позволяющее снизить расход охлаждающего воздуха и уменьшить осевую нагрузку на диск ТНД.

Расположенное под устройством разгрузки осевых сил лабиринтное уплотнение (поз. 16), разделяет потоки воздуха, охлаждающие диск ТНД и диск ТВД, что обеспечивает уменьшение расхода охлаждающего воздуха и осевой нагрузки на диск ТНД, лабиринтное уплотнение (поз. 17) разграничивает потоки охлаждающего воздуха и суфлирования предмасляных полостей.

Теплообменник ВВТ2 позволяет уменьшить температуру воздуха на входе в полость охлаждения лопатки СА ТНД G4 и междисковую полость на 90-100 градусов [61], на максимальных режимах.

Под камерой сгорания сзади за диском последней ступени КВД находится думисная полость. Она обеспечивает регулировку осевых нагрузок на радиально-упорный подшипник РВД.

В полость за диском ТНД через стойку затурбинного устройства (ЗТУ) из НК подводится воздух, охлаждающий рабочую лопатку ТНД (поз. 18) G5, обеспечивающий наддув осевого зазора G9 через лабиринтное уплотнение (поз. 19), которое снижает утечки в осевой зазор, затем этот воздух наддувает опору турбины через лабиринтное уплотнение (поз. 20), уменьшающее расход охлаждающего воздуха.

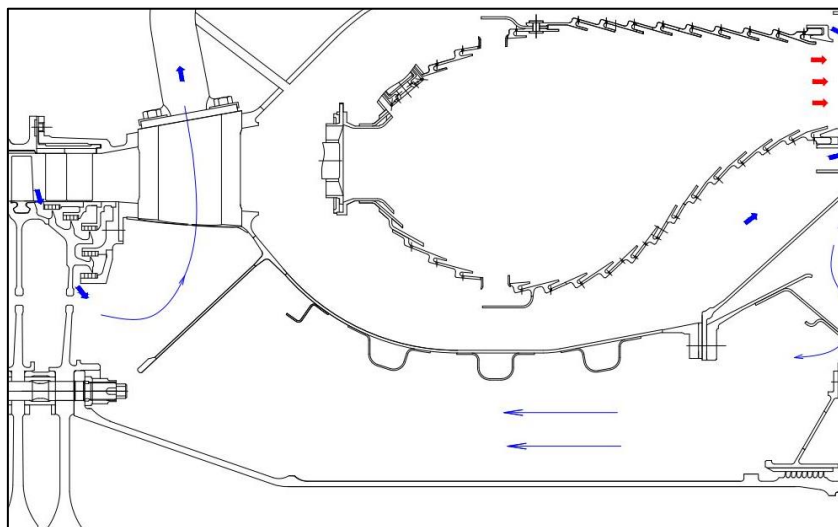


Рисунок 3.8- Думисная полость

К достоинствам этой схемы можно отнести:

- эффективное использование думисного воздуха, достаточного для обеспечения требуемого уровня охлаждения междисковой полости турбины;
- применение теплообменников для снижения температуры охлаждающего воздуха;

- на максимальных режимах первый теплообменник обеспечивает снижение температуры на входе в заднюю полость охлаждения СА ТВД на 140-150 градусов [60], на входе в полости охлаждения рабочей лопатки ТВД примерно на 100 градусов;
- труба с интегрированным теплообменником снижает температуру на входе в лопатку соплового аппарата турбины низкого давления примерно на 90-100 градусов [61];
- покрывной диск препятствует утечкам воздуха через осевой зазор в проточную часть турбины;
- организовано управление расходом охлаждающего воздуха за первым теплообменником в зависимости от режима работы двигателя;
- аппарат закрутки позволяет снизить температуру охлаждающего воздуха примерно на 70-80 градусов, за счет сообщения ему окружной скорости, равной скорости вращения точки на диске расположенной на том же радиусе. Схожесть окружных скоростей воздуха и отверстия подвода на диаметре, где расположены эти отверстия обеспечит минимальные гидравлические потери при входе воздуха в полость охлаждения лопатки и снизит температуру этого воздуха.

Недостатками данной системы являются:

- наличие в проточной части наружного контура большого количества громоздких теплообменников;
- отключение последовательной подачи охлаждающего воздуха на заднюю полость лопатки СА ТВД, диск ТВД и ее лопатку, что приводит к снижению давления охлаждающего воздуха в полостях охлаждения и последующему втеканию горячего газа в отверстия на входной кромке и корыте рабочей лопатки, локальному прогару ее стенки, а также попаданию горячего газа из проточной части в полости воздушной системы через осевой зазор, что снижает ресурс турбины;
- помимо не самого рационального распределения воздуха, такая схема отключения недостаточно экономична, так как отключает охлаждение задней полости рабочих и сопловых лопаток лишь частично, а было бы вполне

допустимо и очень эффективно уменьшить подачу воздуха на охлаждение задних полостей сопловой и рабочей лопаток, учитывая более низкую угрозу втекания горячего газа в полости из-за низкого давления за выходной кромкой лопатки, зоны разрежения за выходной кромкой со стороны спинки лопатки [62] и большой подвод охлаждающего воздуха в заднюю полость лопатки примерно 2,5-3% от расхода через КВД [63].

- очень значимым недостатком является использование покрывного диска в этой схеме подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам ТВД. Подогрев воздуха от действия центробежных сил, в полости под покрывным диском, составляет примерно 30-40 градусов на наиболее нагруженных режимах работы двигателя, что уменьшает снижение температуры с помощью аппарата закрутки практически вдвое.

### **3.3 АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИИ ВОЗДУШНОЙ СИСТЕМЫ С ПРИМЕНЕНИЕМ КОНСТРУКТИВНЫХ РЕШЕНИЙ ВОЗДУШНОЙ СИСТЕМЫ ИНОСТРАННОГО ТРДДФ**

В качестве аналога российской воздушной системы для сравнительного анализа выбран один из серийных иностранных турбореактивных двухконтурных двигателей Eurojet EJ200.

Сравнительный анализ двигателей требует проведения гидравлического расчета отечественного двигателя, который произведен в ходе этой работы, и EJ200. Для проведения гидравлического расчета воздушной системы необходимы граничные условия такие как: термо-газодинамические параметры двигателя и газодинамические параметры в проточной части [50].

В качестве граничных условий из термо-газодинамических параметров используются расходы через КНД и КВД, давления и температуры на входе в двигатель, на выходе из компрессора низкого давления, на выходе из компрессора высокого давления, на выходе из камеры сгорания, на входе и выходе из турбины,

на входе и выходе из наружного контура, частота вращения роторов низкого и высокого давления.

Из газодинамических расчетов проточной части компрессора и турбины используются давления и температуры компрессоров низкого и высокого давления в корневом сечении у входа в осевые зазоры перед рабочими лопатками первой ступени и за рабочими лопатками последней ступени, радиальное распределение давлений и температур на входе и выходе из сопловых и рабочих лопаток турбины.

Так как для сравнительного анализа доступно исключительно схематическое изображение конструкции двигателя, ввиду отсутствия точных геометрических данных по проточной части и полостям двигателя, необходимых для проведения термо-газодинамического расчета двигателя и газодинамического расчета его проточной части, проведение гидравлического расчета ГТД EJ200 невозможно.

Но задача данной работы сравнительный анализ 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 (рис. 3.9 а, б) и сравнить влияние конструкции подвода охлаждающего воздуха на эффективность двигателя и его ресурс в рамках одной силовой установки, а не эффективность ГТД в целом.

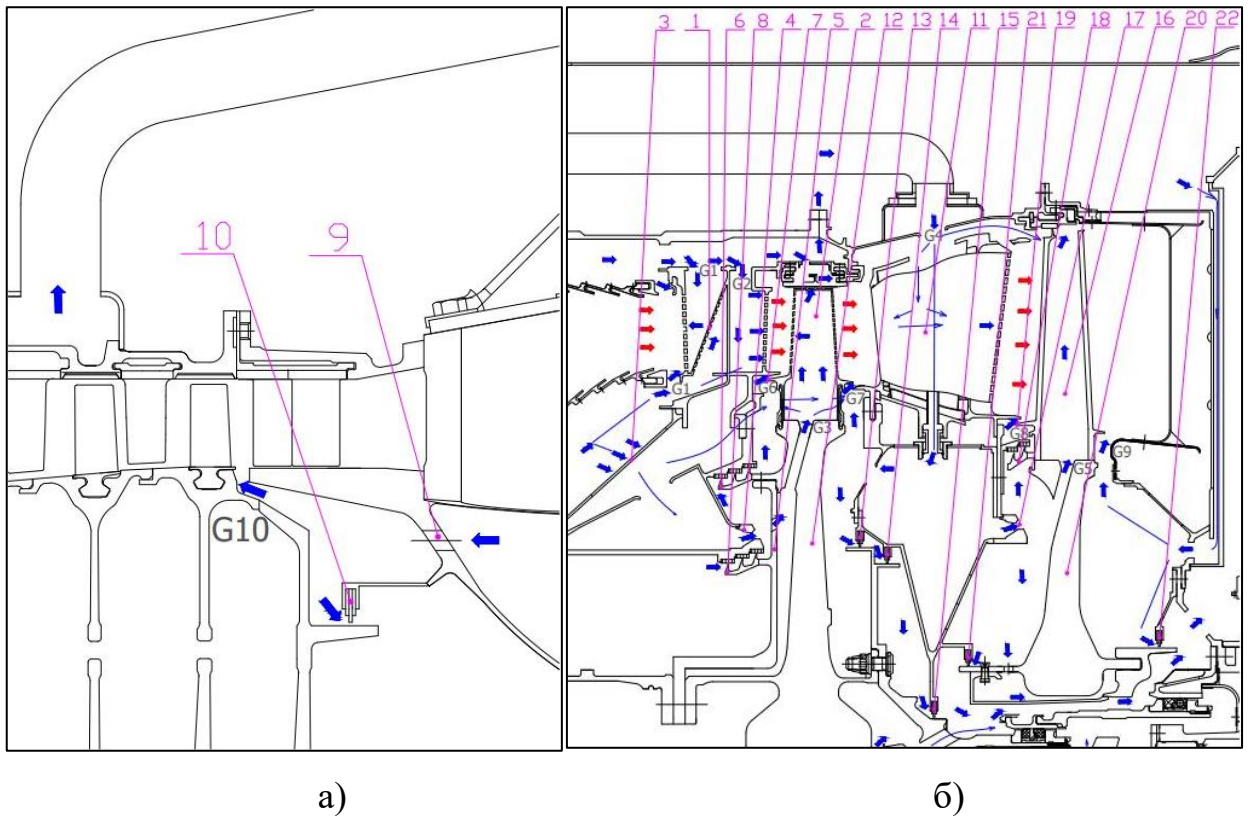


Рисунок 3.9- а) Схема воздушной системы EJ 200. Схема отбора охлаждающего воздуха от промежуточной ступени компрессора для подвода в междисковую полость турбины; б) Схема иностранной воздушной системы. Воздух подается аппаратом закрутки под покрывной диск затем в полости охлаждения лопатки

В данном двигателе воздухом из вторичной зоны камеры сгорания осуществляется охлаждение соплового аппарата (рис. 3.9 б, поз. 1) и рабочей лопатки (поз. 2) ТВД. Через верхние и нижние отверстия подвода воздух подается в полости охлаждения лопатки соплового аппарата G1 и G2, откуда через отверстия во входной кромке, корыте и спинке выдувается на площадь поверхности лопатки и формирует на ней защитную пленку.

На входе в заднюю полость охлаждения сопловой лопатки ТВД G2 температура охлаждающего воздуха выше приблизительно на 130 градусов, чем в воздушной системе АЛ-41Ф-1С. Через отверстия (поз. 3) во внутренней части корпуса камеры сгорания подается воздух к рабочей лопатке ТВД. Из вторичной зоны камеры сгорания через эти отверстия к аппаратам закрутки (поз. 4)



подводится охлаждающий воздух, аппараты закрутки ускоряют воздух в сторону вращения диска и подают его в отверстия на входе под покрывной диск (поз. 5), ускоряют воздух до такой степени, чтобы его окружная скорость была близка к окружной скорости точки входа в отверстия на входе под покрывной диск, что приведет к уменьшению температуры охлаждающего воздуха [62] приблизительно на 80 градусов.

Для повышения давления охлаждающего воздуха канал под покрывным диском выполнен в форме диффузора. Ввиду значительного различия окружных скоростей охлаждающего воздуха у входа под покрывной диск, у входа в отверстия подвода и у входа в полость охлаждения рабочей лопатки, применение покрывного диска и отверстий подвода способствует увеличению температуры охлаждающего воздуха.

На максимальном режиме, под покрывным диском охлаждающий воздух нагревается приблизительно на 30 градусов, а в отверстиях подвода приблизительно на 20 градусов. Воздух подается под покрывной диск, затем в отверстия подвода к полостям охлаждения G3 и далее из полостей через перфорацию в стенках рабочей лопатки воздух вытекает и образует по площади ее поверхности защитную пленку.

У входа в полость охлаждения лопатки G3 температура воздуха приблизительно на 100 градусов больше, чем в системе охлаждения АЛ-41Ф-1С. Охлаждение лопаток конвективно-пленочное.

Ступенчатый трехзубый лабиринт (поз. 6) над аппаратом закрутки позволяет уменьшить утечки в проточную часть через осевой зазор G6 и снизить осевую нагрузку на ТВД, для минимизации утечки воздуха из полости воздушной системы через осевой зазор G6 в проточную часть турбины используется однозубый лабиринт (поз. 7), это обеспечивает двукратное уменьшение утечки в проточную часть через осевой зазор G6 относительно воздушной системы АЛ-41Ф-1С (где через этот зазор в проточную часть выдувается 0,2% [63], в воздушной системе EJ 200 0,1% от расхода через КВД).

Для предотвращения втеканию горячего воздуха из думисной полости и его смешению с воздухом из аппарата закрутки (поз. 4), под аппаратом закрутки расположено ступенчатое трехзубое лабиринтное уплотнение (поз. 8).

Для предотвращения втеканию воздуха из проточной части в полость за диском последней ступени КВД через осевой зазор (рис. 3.9 а, G10) в корпусе камеры сгорания предусмотрено отверстие (рис. 4 а, поз. 9), которое подводит воздух с большим давлением, чем в зазоре G10 и наддувает его. Под отверстием установлено щеточное уплотнение (рис. 3.9 а, поз. 10), позволяющее снизить утечки в полость между валом и камерой сгорания.

Воздух для охлаждения соплового аппарата турбины низкого давления (поз. 11) и наддува междисковой полости подводится от промежуточной ступени компрессора по трубе к коллектору, затем подается в охлаждаемую полость сопловой лопатки G4 и транспортный канал, после чего наддувает междисковую полость.

На входе в полость охлаждения СА ТНД G4 температура воздуха приблизительно на 40 градусов больше, чем в системе охлаждения АЛ-41Ф-1С.

В междисковой полости охлаждающий воздух подводится к дискам турбин высокого и низкого давления, а также к рабочей лопатке ТНД. Через ряд отверстий подается воздух на охлаждение диска турбины высокого давления (поз. 12), затем поднимается вдоль поверхности диска и предотвращает втекание горячего газа в полость за диском из проточной части через осевой зазор G7, а также идет у поверхности диска к валу, через три, установленных на разном радиусе щеточных уплотнения (поз. 13, 14, 15), которые позволяют уменьшить расход охлаждающего воздуха и предотвратить смешение охлаждающего воздуха с потоком суфлирования предмасляных полостей.

Из междисковой полости, в полость охлаждения рабочей лопатки ТНД (поз. 16) через аппарат закрутки (поз. 17) подается охлаждающий воздух. Ступенчатое двузубое лабиринтное уплотнение (поз. 18) и, в осевом зазоре, на замке рабочей лопатки турбины низкого давления, лабиринт (поз. 19), позволяют уменьшить вытекание воздуха через осевой зазор G8 в проточную часть турбины

относительно воздушной системы АЛ-41Ф-1С на 0,25% от расхода воздуха через КВД.

У входа в полость охлаждения рабочей лопатки турбины низкого давления G5 температура охлаждающего воздуха выше, чем в воздушной системе АЛ-41Ф-1С на 260 градусов, из-за подвода воздуха из промежуточной ступени КВД, температура которого выше температуры воздуха в НК.

С левой стороны в нижней части диска ТНД (поз. 20), расположено щеточное уплотнение (поз. 21), уменьшающее расход охлаждающего воздуха и предотвращающее его смешение с потоком суфлирования предмасляных полостей.

Для наддува осевого зазора G9 с правой стороны диска ТНД, под диском подводится воздух из междисковой полости, в правой нижней части диска ТНД для уменьшения расхода воздуха и предотвращения смешения с потоком суфлирования используется щеточное уплотнение (поз. 22).

Преимуществами конструктивных решений данной воздушной системы являются:

- простота и невысокая стоимость конструкции;
- отказ от думисной полости, что снижает действие осевых сил на подшипник ротора высокого давления, препятствование втеканию воздуха из осевого зазора за компрессором осуществляется наддувом воздуха из вторичной зоны камеры сгорания через отверстия в корпусе камеры;
- отказ от использования теплообменника снижает загромождение наружного контура, тем самым повышая удельную тягу двигателя;
- аппарат закрутки находится выше, чем у отечественного аналога, что обеспечивает меньший подогрев охлаждающего воздуха под покрывным диском от действия центробежной подкачки [64,65], чем в отечественной воздушной системе (подогрев под покрывным диском в российской воздушной системе примерно 30-40 градусов на одном из самых высокотемпературных режимов);
- безлопаточный диффузор под покрывным диском позволяет повысить давление охлаждающего воздуха, тем самым гарантированно препятствуя втеканию

горячего газа из проточной части через отверстия в пере лопатки в полости ее охлаждения, а также обеспечивая более эффективное пленочное охлаждение на поверхности рабочей лопатки;

- лабиринтные уплотнения над аппаратом закрутки снижают давление в этой области, чем способствуют уменьшению величины осевой силы, действующей на турбину высокого давления, снижают выброс охлаждающего воздуха в проточную часть, тем самым повышая коэффициент полезного действия турбины и снижая общий расход охлаждающего воздуха;

- ступенчатый лабиринт под аппаратом закрутки способствует снижению расхода охлаждающего воздуха, а также снижению давления в этой области и уменьшению действия осевых сил на турбину высокого давления;

- отбор воздуха на охлаждение междисковой полости и турбины низкого давления от промежуточной ступени компрессора позволяет эффективнее охлаждать сопловую лопатку турбины низкого давления более холодным воздухом;

- отсутствие теплообменника, интегрированного в трубу отбора охлаждающего воздуха, способствует уменьшению загромождения наружного контура и улучшению мощностных характеристик двигателя;

- использование щеточных уплотнений в междисковой полости позволяет оптимально распределить давление в полости и обеспечить низкую величину осевой силы, действующей на турбину, а также позволяет разделить потоки охлаждающего воздуха и поток суфлирования предмасляных полостей;

- использование аппарата закрутки для охлаждения лопатки турбины низкого давления, что позволяет существенно снизить температуру на входе в полость охлаждения лопатки (примерно на 60 градусов на наиболее высокотемпературных режимах);

- использование лабиринтных уплотнений в осевом зазоре над аппаратом закрутки в междисковой полости, позволяет сэкономить расход охлаждающего воздуха, а также снизить выброс воздуха в проточную часть, тем самым увеличив коэффициент полезного действия турбины;

- применение щеточного уплотнения в правой нижней части диска турбины низкого давления так же снижает расход охлаждающего воздуха и препятствует смешению охлаждающего потока с потоком суфлирования предмасляных полостей;
- отказ от системы управления охлаждением турбины избавляет эту конструкцию от недостатка российского аналога, так как постоянный наддув всей системы охлаждения воздухом исключает всевозможные втекания горячего газа из проточной части в осевые зазоры и полости охлаждения лопаток.

К недостаткам данной конструкции относятся:

- отсутствие теплообменника, охлаждающего воздух для турбины высокого давления, так как одной из основных тенденций проектирования перспективных двигателей является повышение температуры перед турбиной, что влечет за собой требование по повышению эффективности охлаждения, обеспечить соответствие этому требованию, совершенствуя лишь материалы элементов горячей части конструкции турбины, без снижения температуры охлаждающего воздуха, крайне сложно;
- подвод воздуха примерно в центре диска, на существенном расстоянии от входа в полость охлаждения и использование покрывного диска в турбине высокого давления приводит к повышению температуры охлаждающего рабочую лопатку воздуха от центробежной подкачки;
- отсутствие адаптивности к различным режимам работы, а именно нецелесообразно высокий расход охлаждающего воздуха на низкотемпературных крейсерских режимах, что негативно сказывается на экономичности двигателя и его удельной тяге, так как в данных условиях эксплуатации для обеспечения требуемого ресурса двигателя достаточно меньшей интенсивности охлаждения либо его отсутствие. Уменьшив отбор охлаждающего воздуха от компрессора и его выбросы в проточную часть турбины, можно увеличить коэффициент полезного действия компрессора и турбины, а при правильном распределении охлаждающего воздуха, даже при его частичном отключении можно

препятствовать втеканию горячих газов в полости охлаждения пример такого решения рассмотрен в моей работе [66].

### **3.4 РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СИСТЕМ ТРДФ**

После проведенного анализа существующих конструкций и методики проектирования воздушных систем стала очевидна необходимость разработки новой методики, для сокращения времени проектирования и повышения эффективности воздушных систем. На всем протяжении истории турбореактивного авиадвигателестроения, от момента его зарождения до настоящего времени, проектирование воздушных систем турбореактивных двигателей производилось следующим образом:

- определение типа летательного аппарата и диапазона условий его эксплуатации, в которых двигатель должен обеспечить безотказную работу, то есть целей, достижение которых будет осуществлять двигатель и, в частности, воздушная система;
- определение перечня задач, которые будет выполнять двигатель и, следовательно, воздушная система для достижения целей ее функционирования;
- формирование требования по времени, в течение которого двигатель должен безотказно осуществлять выполнение всех задач, обеспечивающих эксплуатацию летательного аппарата в самых напряженных условиях, то есть задание ресурса;
- на основании требования к ресурсу двигателя определение максимальной допустимой нагрузки на горячие части двигателя и подшипники валов низкого и высокого давления (при двух вальной схеме двигателя), которые являются одними из наиболее нагруженных деталей двигателя и по сути формируют его ресурс, а также величина нагрузок, которым они подвергаются, в большей степени регулируется именно составляющими воздушной системы, а именно системой охлаждения и системой регулировки осевых сил;

- после уточнения максимальных допустимых нагрузок на горячие части двигателя и его подшипники, определяются источники отбора воздуха в систему, обеспечивающие давление необходимое для предотвращения втеканию горячего газа из проточной части в полости воздушной системы и охлаждаемых лопаток турбины, а также температуру необходимую для обеспечения допустимого теплового состояния деталей турбины, внимание влиянию параметров воздуха в воздушной системе и его распределения на величину осевых сил на данном этапе практически не уделяется;
- определение расходов охлаждающего воздуха необходимого для обеспечения допустимого теплового состояния горячих деталей;
- проектирование конструкции воздушной системы, обеспечивающей допустимое тепловое состояние горячих деталей при сохранении максимально высоких значений термодинамических параметров двигателя (удельной тяги, удельного расхода, эффективного КПД и так далее), на этом этапе внимание влиянию распределения охлаждающего воздуха по полостям воздушной системы на величину осевых сил также практически не уделяется;
- после завершения проектирования воздушной системы, получения удовлетворительных показателей по тепловому состоянию горячих деталей и обеспечения заданных значений термодинамических параметров двигателя, производится оценка величины осевых сил.

Как правило, значение нагрузки от осевых сил не удовлетворяет требованию по обеспечению заданного ресурса и на доводку системы регулирования осевых сил уходит большое количество времени и ресурсов, зачастую приходится вносить принципиальные изменения в конструкцию, что сказывается негативно как на времени проектирования воздушной системы, так и на ее эффективности. Доводка системы регулирования осевых сил потребует компромиссов, то есть снижения термодинамических параметров двигателя, усложнения конструкции воздушной системы, а также увеличения стоимости проектирования и эксплуатации ТРДДф.

Для сокращения времени проектирования разработана методика проектирования воздушных систем перспективных ТРДДф, которая изначально прогнозирует влияние распределения охлаждающего воздуха по полостям системы не только на термодинамические параметры двигателя, но и на осевую силу, что позволяет существенно сократить время на проектирование, повысить газодинамическую эффективность и обеспечить допустимую величину осевой нагрузки во всем диапазоне условий эксплуатации летательного аппарата.

Блок-схема разработанной методики представлена на рисунке 3.10.



Рисунок 3.10 - Разработанная методика проектирования воздушных систем, разработанная на основании результатов проведенного исследования

Перечисленные преимущества достигаются за счет того, что конструкция воздушной системы будет изначально проектироваться с учетом влияния источника отбора воздуха, величины отбора охлаждающего воздуха, температуры воздуха на входе в полость охлаждения лопатки, величины утечек охлаждающего воздуха в проточную часть, снижения отбора охлаждающего воздуха на



крейсерском режиме, за счет отсечки охлаждающего воздуха клапанами, коэффициента интенсивности охлаждения РЛ ТВД, термодинамических параметров двигателя, конструкции системы подвода, распределения воздуха по полостям системы на величину осевой силы и не потребует дальнейших принципиальных изменений конструкции, разработки новых расчетных моделей и ряда других операций, для доводки системы регулировки осевых сил. А также изначально обеспечит высокие термодинамические параметры двигателя и допустимую величину осевых сил, действующих на радиально-упорные подшипники РВД и РНД.

### **3.5 РАЗРАБОТКА РЕКОМЕНДАЦИЙ ПО МОДЕРНИЗАЦИИ КОНСТРУКЦИИ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ**

Выявленные в ходе анализа достоинства и недостатки существующих конструкций позволили разработать новую систему охлаждения, которая учитывает растущие требования к удельной тяге и экономичности перспективных двигателей, к температурным нагрузкам, действующим на их горячие части, а следовательно необходимость повышения интенсивности охлаждения для обеспечения требуемого ресурса.

Разработанная конструкция воздушной системы и ее особенности представлены на рисунках 3.11, 3.12, 3.13 и описаны далее.

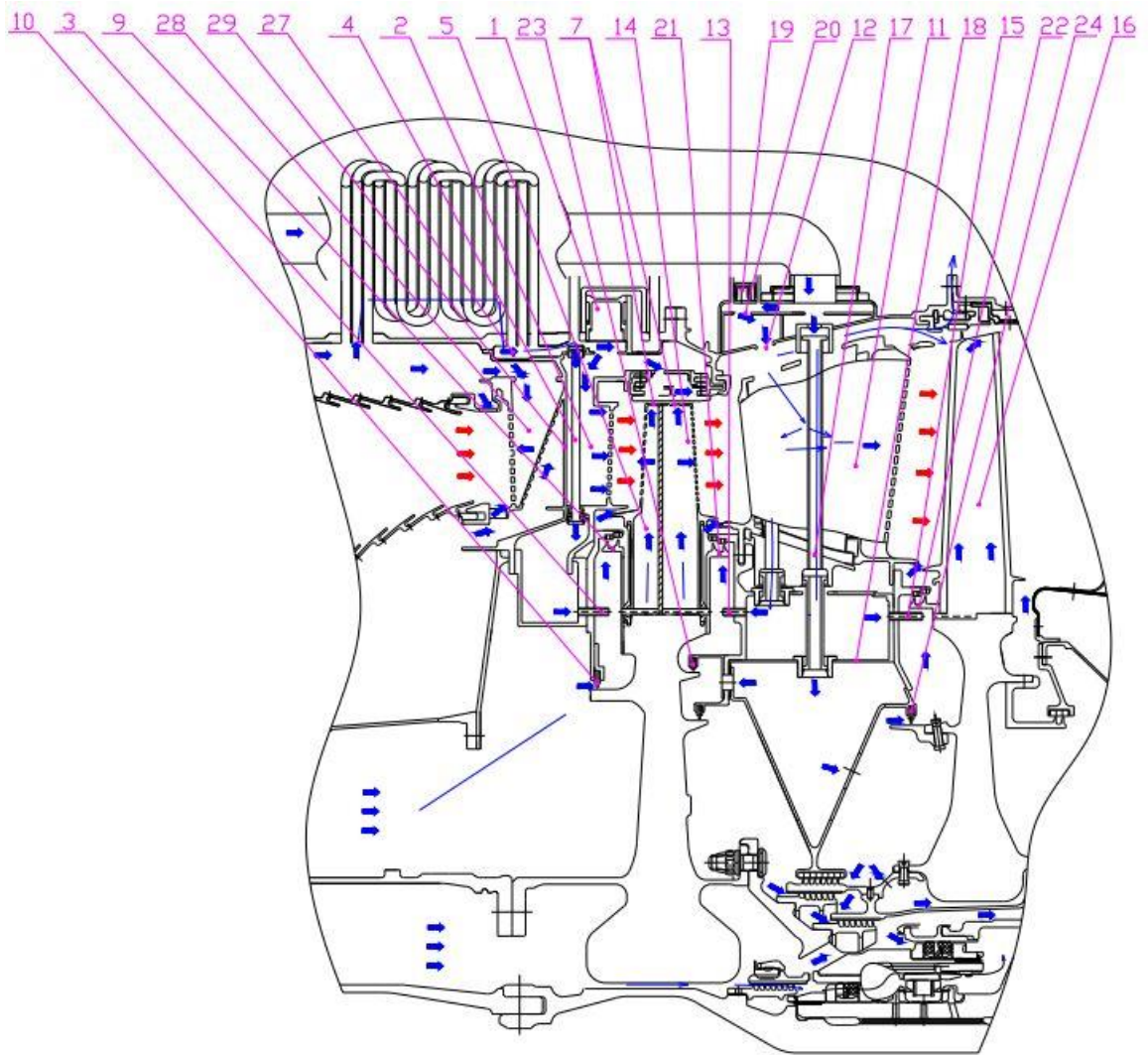


Рисунок 3.11 - Конструктивная схема воздушной системы разработанной на основании анализа существующих систем для высоконагруженных перспективных ТРДДф

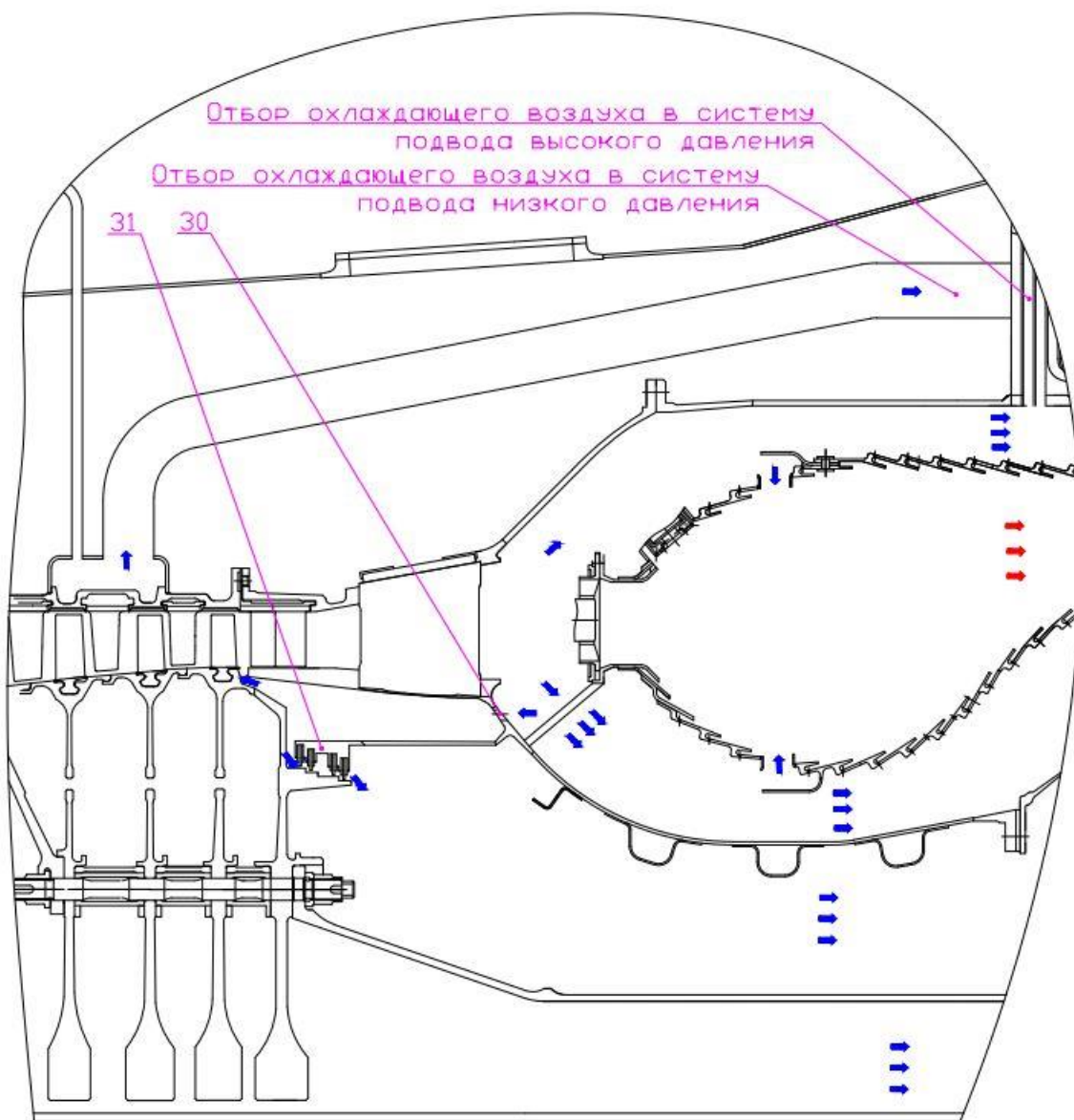


Рисунок 3.12 - Схема отбора охлаждающего воздуха из вторичной зоны камеры сгорания для подвода к сопловой и рабочей лопатке ТВД и из промежуточной ступени компрессора для подвода в междисковую полость турбины, в заднюю полость рабочей лопатки ТВД и в полость охлаждения рабочей лопатки ТНД

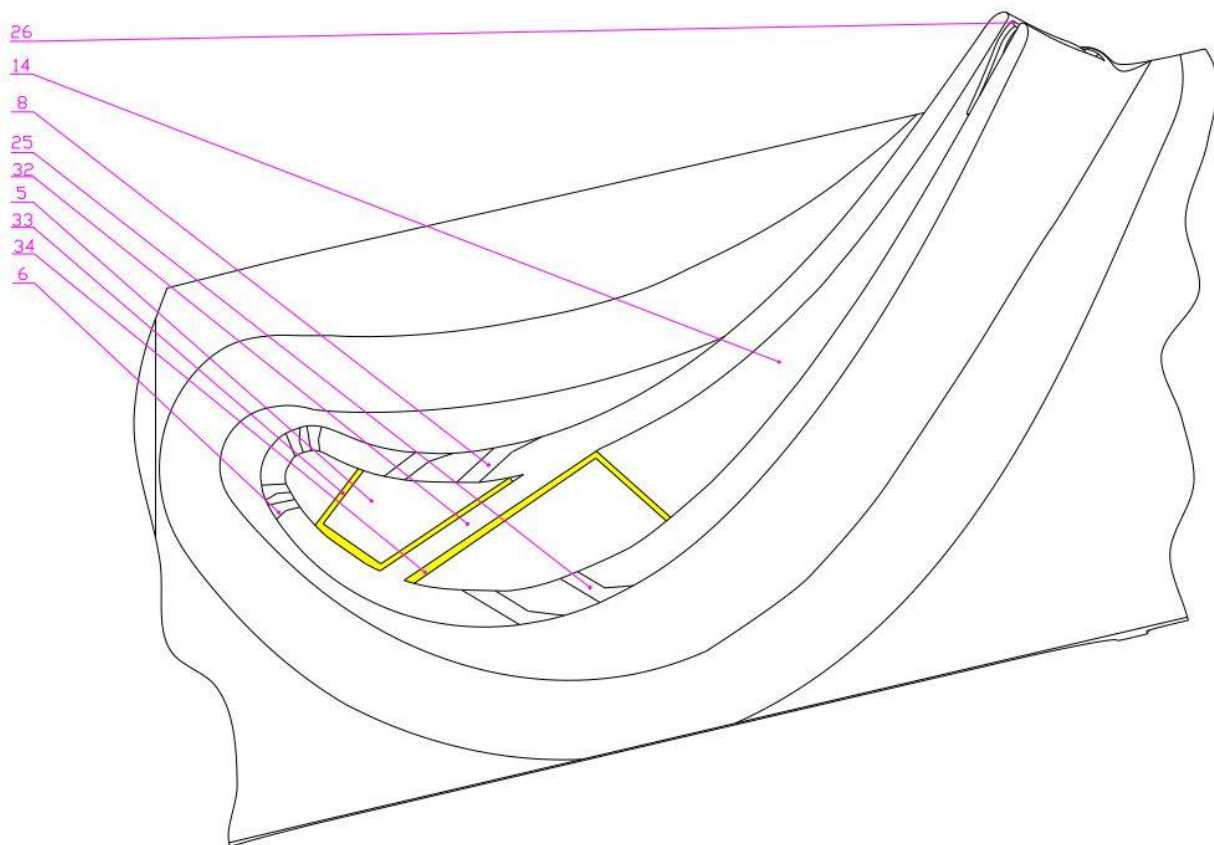


Рисунок 3.13 - Продольный разрез профиля рабочей лопатки турбины  
высокого давления

Охлаждающий воздух поступает в систему подвода воздуха высокого давления из вторичной зоны камеры сгорания и, далее, поступает по теплообменнику в коллектор (рис. 3.10, поз. 27), за коллектором разделяется на заднюю полость охлаждения (2) соплового аппарата турбины высокого давления и транзитный канал (4), сообщенный последовательно с аппаратом закрутки (3) и с передней полостью охлаждения (5) рабочей лопатки турбины высокого давления, откуда через отверстия во входной кромке (6), корыте (8) и верхнем торце лопатки (7) выдувается в проточную часть турбины, образуя защитную пленку на поверхности профиля лопатки. Передняя полость (28) соплового аппарата турбины высокого давления через кольцевые каналы во фронтальном торце полки соплового аппарата охлаждается воздухом из вторичной зоны камеры сгорания. Передняя (28) и задняя полость охлаждения (2) соплового аппарата высокого давления разделены перегородкой (29). Верхняя часть транзитного канала (4)

заделана в верхней стенке соплового аппарата турбины высокого давления, перед клапанным аппаратом отключения (1), установленным над задней полостью охлаждения (2) соплового аппарата, нижняя часть закреплена в стенке нижнего торца соплового аппарата. Над аппаратом закрутки (3), для минимизации утечек из полости воздушной системы в проточную часть турбины через осевой зазор, установлен двузубый ступенчатый лабиринт (9). Под аппаратом закрутки для уменьшения расхода охлаждающего воздуха и снижения осевых сил, действующих на турбину высокого давления, установлено щеточное уплотнение (10).

Для повышения экономичности, удельной тяги и ресурса двигателя на крейсерском режиме нужно организовать оптимальное распределение охлаждающего воздуха при его отсечке. В воздушной системе АЛ-41Ф-1С, при отсечке охлаждающего воздуха, давления в полости охлаждения рабочей лопатки недостаточно для препятствования втеканию горячего газа из проточной части через отверстия в пере лопатки, а так же недостаточно давления в полости перед диском турбины высокого давления для препятствования втеканию горячего газа из проточной части через осевой зазор, что приводит к втеканию в полость охлаждения рабочей лопатки через отверстия во входной кромке горячего газа, а также в полость перед диском ТВД через осевой зазор, откуда горячий газ подводится к выходу из аппарата закрутки и под покрывным диском попадает к входу в полость охлаждения лопатки, попадание горячего газа через входную кромку и полость перед диском снижает ресурс лопатки и диска. При этом достаточно большое количество охлаждающего воздуха подводится в полость охлаждения и выдувается через выходную кромку в область наименьшего давления, такое не рациональное затрачивание охлаждающего воздуха снижает экономичность и удельную тягу двигателя.

Для препятствования втеканию газа из проточной части хватило бы втрое меньшего расхода охлаждающего воздуха с большим давлением, достаточным для препятствования втеканию, чем тот расход, который уходит в АЛ-41Ф-1С из задней полости. В заднюю полость и в отверстия на спинке лопатки газу из

проточной части попасть сложнее, так как там давление в проточной части меньше чем у входной кромки и корыта, следовательно, для препятствования втеканию в выходную кромку и спинку лопатки будет достаточно подвести меньший расход охлаждающего воздуха с меньшим давлением.

Из этого следует что для максимально эффективной работы системы охлаждения на крейсерском режиме необходимо разделить внутреннюю полость лопатки на переднюю и заднюю полости охлаждения и соединить их соответственно с источниками высокого и низкого давления. Так как задняя полость рабочей лопатки турбины высокого давления сообщена с системой подвода охлаждающего воздуха низкого давления со стороны междисковой полости, давления воздуха из-за думисного лабиринта, будет недостаточно для наддува, эффективного охлаждения задней полости рабочей лопатки и препятствования втеканию горячего газа из проточной части. Поэтому в междисковую полость охлаждающий воздух отбирается от промежуточной ступени компрессора.

Для обеспечения достаточного давления охлаждающего воздуха в задней полости рабочей лопатки нужно отказаться от использования ВВТ2, который так же будет создавать большие гидравлические потери в системе подвода воздуха низкого давления. Отказ от теплообменника в системе подвода низкого давления не приведет к повышению температуры охлаждающего воздуха на входе в заднюю полость охлаждения рабочей лопатки, так как воздух за промежуточной ступенью компрессора имеет температуру сопоставимую с температурой воздуха из-за последней ступени, подогретого в думисном лабиринте и, затем, охлажденного в ВВТ2.

Таким образом получаем воздух с достаточным для препятствования втеканию горячего газа давлением и температурой достаточной для эффективного охлаждения. Так как отбор воздуха в систему подвода низкого давления осуществляется из промежуточной ступени, чтобы воздух, втекающий из проточной части КВД через осевой зазор в полость за диском последней ступени, не утилизировать в наружный контур, необходимо снизить его расход, для этого

целесообразно использовать динамическое уплотнение в виде ряда отверстий (рис. 3.11, поз. 30), сделанных в корпусе ОКС напротив осевого зазора за последней ступенью КВД. Отверстия в корпусе ОКС обеспечат наддув осевого зазора и воспрепятствуют втеканию в него воздуха из проточной части, так как за диффузором на входе в ОКС давление больше, чем за последней ступенью КВД.

Для снижения величины осевых сил, действующих на КВД и снижения подогрева охлаждающего воздуха в системе подвода высокого давления от втекания более горячего воздуха из вторичной зоны ОКС, необходимо установить непосредственно под осевым зазором и отверстиями в ОКС щеточные уплотнения (рис. 3.11, поз. 31).

По результатам множества итераций гидравлических расчетов и расчетов осевых сил при проектировании новой конструкции воздушной системы, для обеспечения минимальной величины расхода воздуха через уплотнения и осевых сил, действующих на радиально-упорный подшипник РВД необходимо использовать четыре ряда ступенчатых щеточных уплотнений (31).

В системе подвода охлаждающего воздуха низкого давления воздух поступает в коллектор над сопловым аппаратом, где распределяется на два канала, через один канал воздух поступает в полость охлаждения (11) соплового аппарата турбины низкого давления, которая через отверстия в выходной кромке соединена с проточной частью, и в транзитный канал (12), через второй канал воздух поступает в транзитный канал (17). Транзитный канал (12) сообщается через аппарат закрутки (13) с задней полостью (14) лопатки турбины высокого давления, которая через отверстия в спинке (25), выходной кромке (26) и верхнем торце (7) соединена с проточной частью и разделена дефлектором на полость, соединенную с проточной частью через отверстия в спинке, и полость, соединенную с проточной частью через отверстия в выходной кромке, а также через аппарат закрутки (15) с полостью охлаждения (16) рабочей лопатки турбины низкого давления, которая через отверстие в верхнем торце соединена с проточной частью.

Над аппаратом закрутки (13) для минимизации утечек в проточную часть турбины и снижения расхода охлаждающего воздуха установлен двузубый ступенчатый лабиринт (21), под аппаратом закрутки (13) установлено щеточное уплотнение (23) для снижения осевых сил, действующих на турбину высокого давления и для снижения расхода охлаждающего воздуха. Над аппаратом закрутки (15) для минимизации утечек в проточную часть турбины и снижения расхода охлаждающего воздуха установлен двузубый ступенчатый лабиринт (22), под аппаратом закрутки (15) установлено щеточное уплотнение (24) для снижения осевых сил, действующих на турбину низкого давления и для снижения расхода охлаждающего воздуха. Через транзитный канал (17) воздух поступает на наддув междисковой полости и осевых зазоров перед и за сопловым аппаратом турбины низкого давления.

Так как на крейсерском режиме работы двигателя достаточно более низкого коэффициента интенсивности охлаждения лопатки [67], целесообразно снизить подвод охлаждающего воздуха к их полостям. В переднюю полость нужно организовать постоянный подвод охлаждающего воздуха вне зависимости от режима работы двигателя, для предотвращения втеканию горячего газа из проточной части, отверстия в спинке и выходной кромке расположены под большим углом относительно траектории набегающего потока горячего газа и в зоне более низкого давления газа в проточной части, поэтому для предотвращения втеканию через эти отверстия будет достаточно значительно меньшего расхода воздуха с меньшим давлением.

Для того чтобы обеспечить подобные условия в полостях охлаждения рабочей лопатки ее необходимо разделить на полость переднюю, включающую в себя входную кромку и корыто, и заднюю, включающую в себя спинку и выходную кромку. Переднюю полость нужно соединить с источником воздуха более высокого давления, заднюю с источником более низкого давления. В системе подвода охлаждающего воздуха высокого давления организовать отсечку воздуха, идущего на охлаждение задней полости сопловой лопатки ТВД, в системе



подвода низкого давления организовать частичное отключение подвода к задней полости рабочей лопатки ТВД.

Так как у каждой из областей пера лопатки разное давление газа в проточной части, подвод охлаждающего воздуха к каждой части лопатки необходимо изолировать, то есть разделить дефлекторами переднюю и заднюю полости охлаждения, чтобы воздух из передней полости охлаждения не вытекал в проточную часть только в область наименьшего давления через отверстия в корыте, что оставит входную кромку без защитной пленки охлаждающего воздуха, в задней полости дефлектор нужен чтобы весь воздух не вытекал зону наименьшего давления, а образовывал равномерную защитную пленку по всей поверхности пера лопатки. Полость в рабочей лопатке турбины высокого давления разделена следующим образом: по центру внутренней полости лопатки установлена разделительная перегородка (рис. 3.12, поз. 32), образующая переднюю (5) и заднюю полости охлаждения (14) рабочей лопатки. Передняя полость (5) включает в себя входную кромку (6) и корыто (8), передняя полость так же разделена дефлектором (33) на две части, часть у входной кромки и часть у отверстий в корыте, с одной стороны эти полости сообщаются с системой подвода охлаждающего воздуха высокого давления, а через отверстия во входной кромке (6), корыте (8) и верхнем торце (7) лопатки соединены с проточной частью турбины. Задняя полость (14) так же разделена дефлектором (34) на части, часть у отверстий в спинке лопатки (25) и часть у выходной кромки (26), с одной стороны сообщается с системой подвода охлаждающего воздуха низкого давления, с другой стороны через отверстия в спинке (25), выходной кромке (26) и верхнем торце (7) лопатки соединена с проточной частью турбины.

На режимах низких температур газа в проточной части турбины и низкой частоты вращения роторов двухконтурный турбореактивный двигатель с модернизированной воздушной системой работает следующим образом:

Над каналом, из которого воздух поступает в заднюю полость охлаждения (рис. 3.10, поз. 2) соплового аппарата турбины высокого давления установлены клапанные аппараты отключения (1), задняя полость (2) соплового аппарата

турбины высокого давления изолирована стенкой снизу. Вход в транзитный канал (4) находится перед клапанным аппаратом отключения (1), а выход заделан в стенке нижнего торца соплового аппарата и сообщен с аппаратом закрутки (3).

Таким образом потоки охлаждения передней полости (5) рабочей лопатки и задней полости (2) соплового аппарата разделены, что позволяет производить частичное отключение охлаждения исключительно в задней полости (2) соплового аппарата, где достаточно меньшего расхода охлаждающего воздуха для предотвращения втеканию горячего газа из проточной части, передняя же полость (5) рабочей лопатки турбины высокого давления и осевой зазор будут непрерывно обеспечиваться воздухом с достаточным для предотвращения втеканию горячего газа давлением.

Над каналом, сообщенным с полостью охлаждения соплового аппарата турбины низкого давления (11), задней полостью охлаждения (14) рабочей лопатки турбины высокого давления, полостью охлаждения (16) рабочей лопатки турбины низкого давления, так же установлен клапанный аппарат отключения (19) что позволяет отключать охлаждение полости (11) соплового аппарата турбины низкого давления, задней полости (14) рабочей лопатки турбины высокого давления, и полости (16) рабочей лопатки турбины низкого давления, так как в них отсутствует риск втекания горячего газа из проточной части даже при существенно меньшем подводе охлаждающего воздуха, а осевые зазоры будут непрерывно наддуваться воздухом из транзитного канала (17) для предотвращения втеканию горячего газа из проточной части. Разделение потоков осуществляется за счет того, что полость с аппаратами закрутки (13,15) отделена от междисковой полости стенкой (18), транзитный канал (17), сообщенный с междисковой полостью, заделан своим выходом в стенку (18), разделяющую полость с аппаратами закрутки и междисковую полость, над входом в этот транзитный канал не установлен клапанный аппарат отключения, поэтому междисковая полость будет непрерывно наддуваться воздухом на всех режимах работы.

Использование данной конструкции воздушной системы позволяет увеличить ресурс лопатки, упростить ее конструкцию, повысить КПД двигателя, его удельную тягу и экономичность.

Увеличение ресурса лопатки достигается за счет подвода более холодного воздуха, отказа от покрывного диска и отверстий подвода охлаждающего воздуха, который поступает из аппарата закрутки под замок лопатки, непосредственно на вход в полость охлаждения, так же увеличению ресурса способствует оптимальное распределение воздуха в лопатке, которое обеспечивается разделением внутренней полости перегородкой на переднюю полость с входной кромкой и корытом и заднюю полость со спинкой и выходной кромкой, а так же соединением передней полости с системой подвода охлаждающего воздуха высокого давления, а задней с системой подвода охлаждающего воздуха низкого давления, разделением передней полости дефлектором на две части, часть у входной кромки и часть у отверстий в корыте, разделением задней полости дефлектором на часть у отверстий в спинке лопатки и часть у выходной кромки, что 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 горячего газа и положительно сказывается на ресурсе лопатки.

Кроме того, 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 одной и применением вместо множества перегородок дефлекторов.

Расход охлаждающего воздуха на всех режимах работы двигателя снижается за счет эффективного использования уплотнений в области аппаратов закрутки и осевых зазоров, на режимах низких температур в проточной части и низких частот вращения ротора существенное снижение отбора охлаждающего воздуха

достигается избирательным отключением охлаждения во всех полостях лопаток, в которых низок риск втекания горячего газа из проточной части. Уменьшение отбора охлаждающего воздуха и снижение утечек в проточную часть турбины повышает КПД компрессора и турбины соответственно, что приведет к росту экономичности двигателя, его удельной тяги и других термо-газодинамических параметров.

### **3.6 СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОНСТРУКТИВНЫХ РЕШЕНИЙ В ОТЕЧЕСТВЕННЫХ И ИНОСТРАННЫХ ВОЗДУШНЫХ СИСТЕМАХ ТРДДФ**

Для наглядности и корректности сравнительного анализа эффективности конструктивных решений в воздушных системах российского и иностранного двигателя, основными параметрами оценки стоит выбрать суммарный отбор воздуха на охлаждение двигателя, величину утечек в осевые зазоры, температуру на входе в полости охлаждения сопловых и рабочих лопаток, пропорциональное снижение расхода охлаждающего воздуха на режимах с невысокими температурами на входе в турбину. Сравнить расходы стоит на режиме с максимальными значениями давления в полостях, сравнивать температуры на входе в лопатки на режиме с максимальными температурами в двигателе, для исследования способности воздушных систем подстроиться под широкий диапазон условий эксплуатации стоит сравнить режим крейсерский с режимом максимальной скорости [68]. Все эти режимы были просчитаны в ходе проделанной работы, по результатам этих расчетов и будет вестись анализ.

По результатам расчета суммарный отбор воздуха на охлаждение турбины в воздушной системе отечественного двигателя составляет примерно 23% (18,8 кг/с) [63] от расхода воздуха через компрессор высокого давления на максимальном режиме работы, этот отбор включает в себя следующие составляющие:

- 7% [63] из ВЗ КС в теплообменник ВВТ1 на охлаждение задней полости СА ТВД с выдувом из выходной кромки, диска и рабочей лопатки ТВД с выдувами из входной и выходной кромки, с верхнего торца лопатки, на спинку и корыто;
- 12% [63] из ВЗ КС на охлаждение передней полости соплового аппарата ТВД с выдувами из входной кромки, на спинку и корыто, а также созданием защитной пленки на поверхности верхней и нижней полки СА ТВД;
- 2% [63] из думисной полости на охлаждение соплового аппарата турбины низкого давления с выдувом в проточную часть турбины из выходной кромки, правой стороны диска турбины высокого давления и левой стороны диска турбины низкого давления;
- 2% [63] из наружного контура на охлаждение рабочей лопатки и правой стороны диска турбины низкого давления.

Выдувы охлаждающего воздуха в осевые зазоры составляют:

- в зазор между СА ТВД и рабочей лопаткой ТВД – 0,2% [63];
- в зазор между рабочей лопаткой ТВД и СА ТНД – 0,7% [63];
- в зазор между СА ТНД и рабочей лопаткой ТНД – 0,4% [63];
- в зазор за рабочей лопаткой ТНД – 0,15% [63].

Температура охлаждающего воздуха на входе в полости охлаждения лопаток турбины:

- на входе в переднюю полость охлаждения лопатки соплового аппарата ТВД – 665°C, в заднюю полость – 545°C;
- на входе в рабочую лопатку ТВД – 545°C;
- на входе в лопатку соплового аппарата ТНД – 600°C;
- на входе в рабочую лопатку ТНД – 360°C;

В двигателе используется система управления охлаждением турбины, она обеспечивает адаптивность двигателя к различным условиям эксплуатации, позволяет уменьшать отбор охлаждающего воздуха на режимах с низкими температурами и оборотами двигателя, к примеру, отсекает подачу части охлаждающего воздуха на крейсерском режиме.

При переключении на режим минимального охлаждения суммарный отбор воздуха на охлаждение составляет приблизительно 19% (4,6 кг/с) [63], это на 4% меньше чем при полном охлаждении турбины, что приведет к существенному возрастанию коэффициента полезного действия двигателя и положительно скажется на экономичности. Недостатком данной системы управления является распределение охлаждающего воздуха при минимальном охлаждении турбины, при котором горячий газ попадает из проточной части в полость перед диском ТВД через осевой зазор перед рабочей лопаткой ТВД и через перфорацию на входной кромке рабочей лопатки, что приводит к уменьшению ресурса лопатки и диска ТВД.

Суммарный отбор воздуха на охлаждение турбины в иностранной воздушной системе составляет примерно 21,5% (17,6 кг/с) от расхода воздуха через компрессор высокого давления, этот отбор включает в себя следующие составляющие:

- 13% из ВЗ КС на охлаждение СА ТВД с выдувом из входной и выходной кромки, спинки и корыта, а также созданием защитной пленки на поверхности верхней и нижней полки;
- 4% из ВЗ КС на охлаждение диска и рабочей лопатки ТВД с выдувами из входной и выходной кромки, из верхнего торца лопатки;
- 4% из-за промежуточной ступени на охлаждение соплового аппарата турбины низкого давления с выдувом в проточную часть турбины из выходной кромки, рабочей лопатки турбины низкого давления с последующим выдувом из верхнего торца, правой стороны диска турбины высокого давления и левой стороны диска турбины низкого давления;

Выдувы охлаждающего воздуха в осевые зазоры составляют:

- в зазор между СА ТВД и рабочей лопаткой ТВД – 0,1%;
- в зазор между рабочей лопаткой ТВД и СА ТНД – 0,65%;
- в зазор между СА ТНД и рабочей лопаткой ТНД – 0,15%;
- в зазор за рабочей лопаткой ТНД – 0,1%.

Температура охлаждающего воздуха на входе в полости охлаждения лопаток турбины на режиме максимальной частоты вращения ротора высокого давления:

- на входе в лопатку соплового аппарата ТВД – 665°C;
- на входе в рабочую лопатку ТВД – 640°C;
- на входе в лопатку соплового аппарата ТНД – 635°C;
- на входе в рабочую лопатку ТНД - 620°C;

Система управления охлаждением отсутствует, поэтому на крейсерском режиме отбор охлаждающего воздуха в процентах от расхода через КВД пропорционален отбору на режиме максимальной частоты вращения ротора высокого давления и равен 5,5 кг/с.

По результатам расчета суммарный отбор воздуха на охлаждение турбины в модернизированной воздушной системе составляет примерно 21% (17,1 кг/с) от расхода воздуха через компрессор высокого давления на максимальном режиме работы, этот отбор включает в себя следующие составляющие:

- 3,5% из ВЗ КС в теплообменник ВВТ1 на охлаждение задней полости СА ТВД с выдувом из выходной кромки, диска и передней полости рабочей лопатки ТВД с выдувами из входной кромки, корыта и с верхнего торца лопатки;
- 12% из ВЗ КС на охлаждение передней полости соплового аппарата ТВД с выдувами из входной кромки, на спинку и корыто, а также созданием защитной пленки на поверхности верхней и нижней полки СА ТВД;
- 6% из-за промежуточной ступени компрессора на охлаждение соплового аппарата турбины низкого давления с выдувом в проточную часть турбины из выходной кромки, задней полости рабочей лопатки ТВД, с выдувом из выходной кромки, спинки и верхнего торца, рабочей лопатки ТНД, с выдувом из верхнего торца, правой стороны диска турбины высокого давления и левой стороны диска турбины низкого давления;

Выдувы охлаждающего воздуха в осевые зазоры составляют:

- в зазор между СА ТВД и рабочей лопаткой ТВД – 0,2%;
- в зазор между рабочей лопаткой ТВД и СА ТНД – 0,3%;
- в зазор между СА ТНД и рабочей лопаткой ТНД – 0,1%;

- в зазор за рабочей лопаткой ТНД – 0,1%.

Температура воздуха у входа в полости охлаждения лопаток:

- на входе в переднюю полость охлаждения лопатки соплового аппарата ТВД – 665°C, в заднюю полость – 540°C;
- на входе в переднюю полость рабочей лопатки ТВД – 460°C;
- на входе в заднюю полость рабочей лопатки ТВД – 540°C;
- на входе в лопатку соплового аппарата ТНД – 600°C;
- на входе в рабочую лопатку ТНД - 550°C;

В двигателе используется система управления охлаждением турбины [69]. Адаптивность двигателя к различным условиям эксплуатации обеспечивается отсечением подачи части охлаждающего воздуха на крейсерском режиме.

При переключении на минимальное охлаждение суммарный отбор воздуха на охлаждение составляет приблизительно 15% (3,6 кг/с), что на 6% меньше отбора при полном охлаждении турбины, что приведет к существенному повышению коэффициента полезного действия двигателя и положительно скажется на удельной тяге и экономичности [70]. Данная система управления обеспечивает наиболее оптимальное распределение охлаждающего воздуха в полостях лопаток и в полостях воздушной системы, препятствует втеканию в них горячего газа, при минимально возможном расходе охлаждающего воздуха, что благоприятно скажется на ресурсе, удельной тяге и экономичности двигателя.

Для большей наглядности сравнения эффективности конструкций воздушных систем в таблицах 4-6 и на графиках (рисунки 3.14 – 3.16) приведены результаты гидравлического расчета воздушных систем.



Таблица 4 - Суммарный отбор охлаждающего воздуха в воздушную систему

Режим	Единица измерения	АЛ-41Ф-1С	ЕJ 200	Модернизированная система охлаждения АЛ-41Ф-1С
ПФБ	кг/с	18,8	17,6	17,1
Кр. с п. охл.	кг/с	5,7	5,5	5,2
Кр. с м. охл.	кг/с	4,6	5,5	3,6

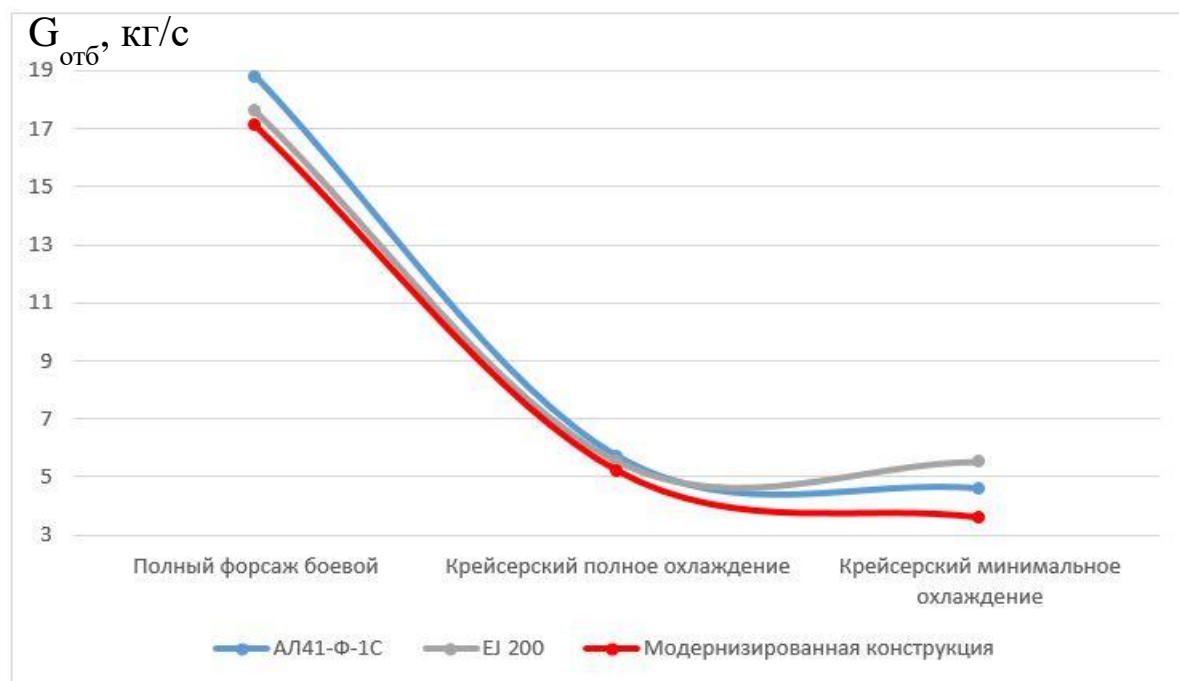


Рисунок 3.14 - Суммарный отбор охлаждающего воздуха в воздушную систему

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

Точка сравнения температур	Обозначение точки на рисунках	Единица измерения	АЛ-41Ф-1С	ЕJ 200	Модернизированная система охлаждения
Передняя полость лопатки СА ТВД	G1	°C	665	665	665
Задняя полость лопатки СА ТВД	G2	°C	545	665	540
Передняя полость РЛ ТВД	G3	°C	545	640	460
Задняя полость РЛ ТВД	G3.1	°C	545	640	540
Лопатка СА ТНД	G4	°C	600	635	600
РЛ ТНД	G5	°C	360	620	550

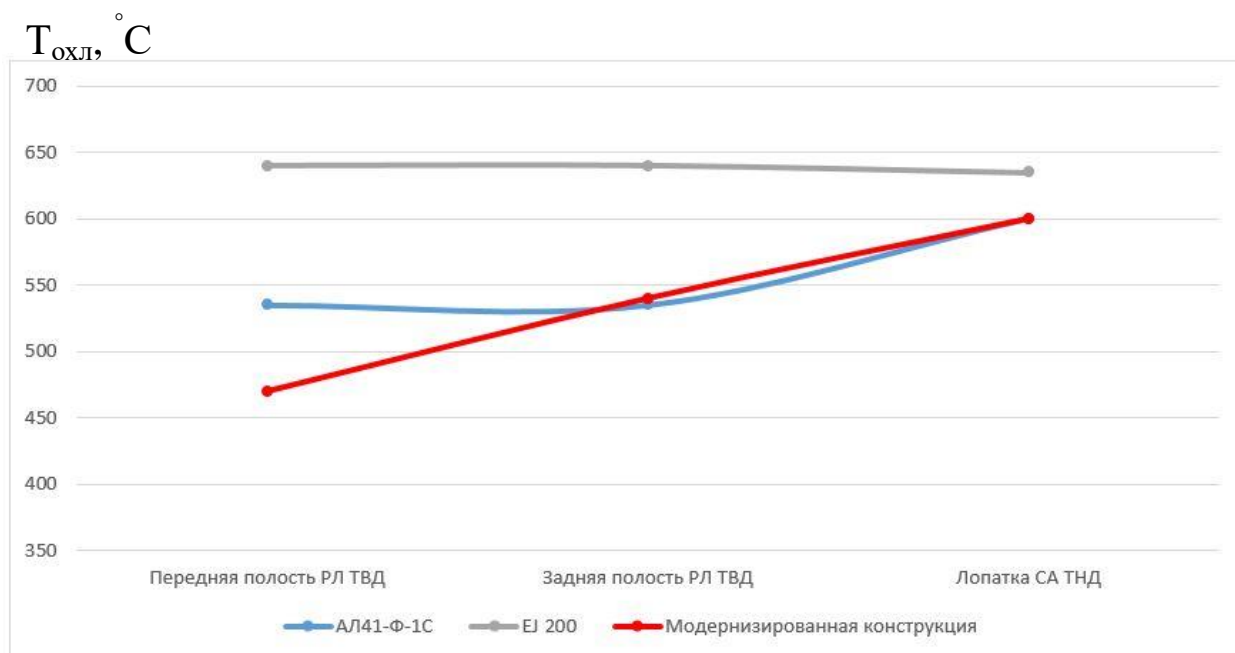


Рисунок 3.15 - Температуры охлаждающего воздуха на входе в полости охлаждения лопаток турбин

Таблица 6 - Утечки охлаждающего воздуха в осевые зазоры турбины

Точка сравнения расходов	Обозначение точки на рисунках	Единица измерения	АЛ-41Ф-1С	ЕJ 200	Модернизированная система охлаждения
зазор между СА ТВД и РЛ ТВД	G6	% от $G_{квд}$ (кг/с)	0,2 (0,16)	0,1 (0,08)	0,1 (0,08)
зазор между РЛ ТВД и СА ТНД	G7	% от $G_{квд}$ (кг/с)	0,7 (0,57)	0,65 (0,53)	0,5 (0,3)
зазор между СА ТНД и РЛ ТНД	G8	% от $G_{квд}$ (кг/с)	0,4 (0,33)	0,15 (0,12)	0,1 (0,08)
зазор за РЛ ТНД	G9	% от $G_{квд}$ (кг/с)	0,15 (0,12)	0,1 (0,08)	0,1 (0,04)

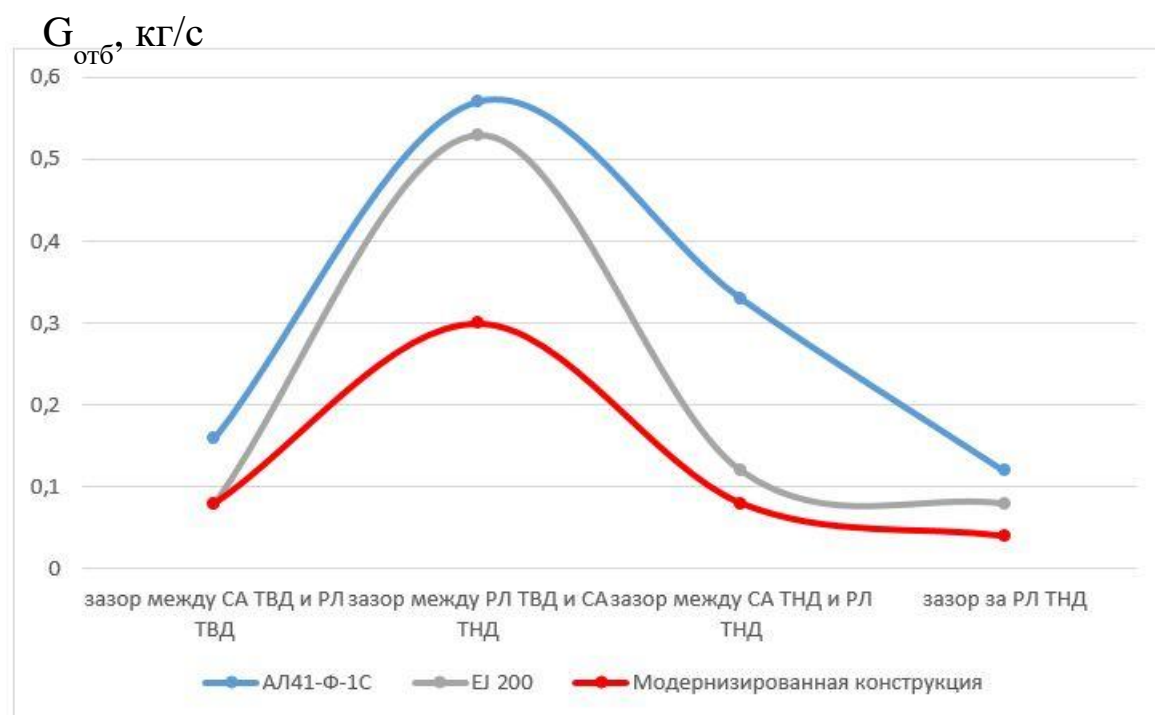


Рисунок 3.16 - Утечки охлаждающего воздуха в осевые зазоры турбины

Эффективность новой воздушной системы так же можно проследить по положительному влиянию применения этой конструкции на термогазодинамические параметры ТРДДф [70]. Эти параметры были рассчитаны по

утвержденной методике термо-газодинамического расчета. Для большей наглядности сравнительного анализа далее представлены таблицы с относительными значениями величин удельной тяги (см. таблицу 7), абсолютными значениями полетного КПД (см. таблицу 8), коэффициента интенсивности охлаждения (см. таблицу 9) рабочей лопатки турбины высокого давления, а также графики (рисунки 3.17-3.20), демонстрирующие влияние изменения параметров воздушной системы на параметры ТРДДф.

Таблица 7 - Удельная тяга современных ТРДДф (в относительных величинах), 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
ЕJ 200	1,0016	17,6	1,005	4,6
Модернизированная система охлаждения	1,0025	17,1	1,01	3,6



Рисунок 3.17 - Удельная тяга современных ТРДДф, отличающихся конструктивными схемами воздушной системы на полном форсажном боевом режиме

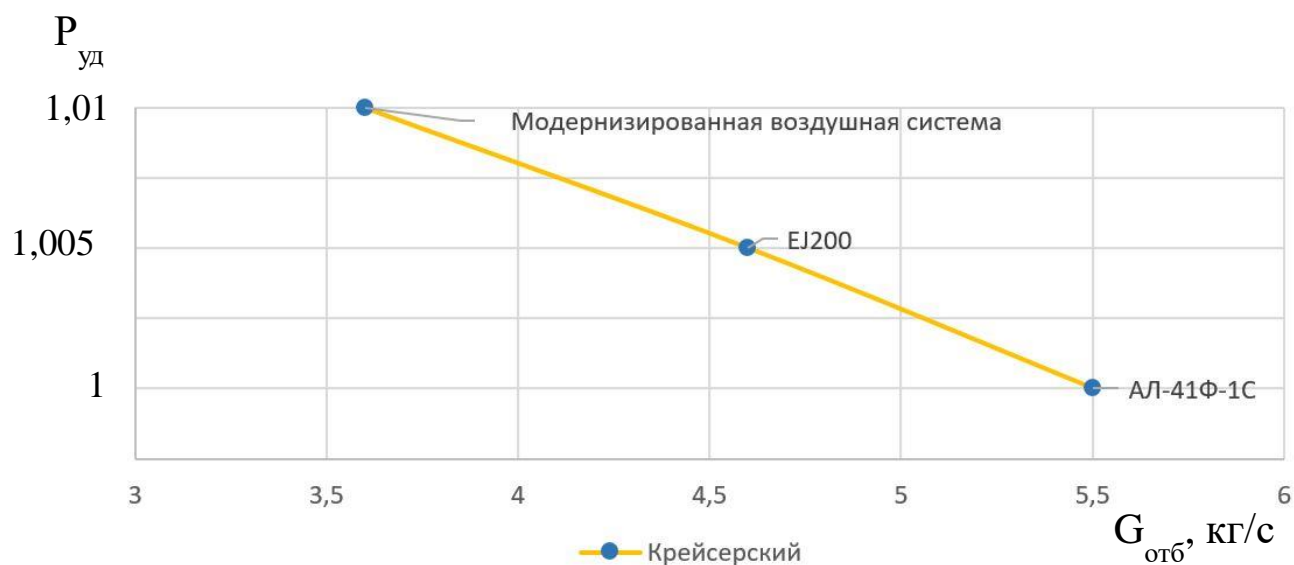


Рисунок 3.18 - Удельная тяга современных ТРДДф, отличающихся конструктивными схемами воздушной системы на крейсерском режиме

Таблица 8 - Полетный КПД ТРДДф на крейсерском режиме

Модель ТРДДф	AL-41F-1C	EJ 200	Модернизированная конструкция
Отбор охлаждающего воздуха	4,6	5,5	3,6
Полетный КПД ТРДДф	0,275	0,26	0,28

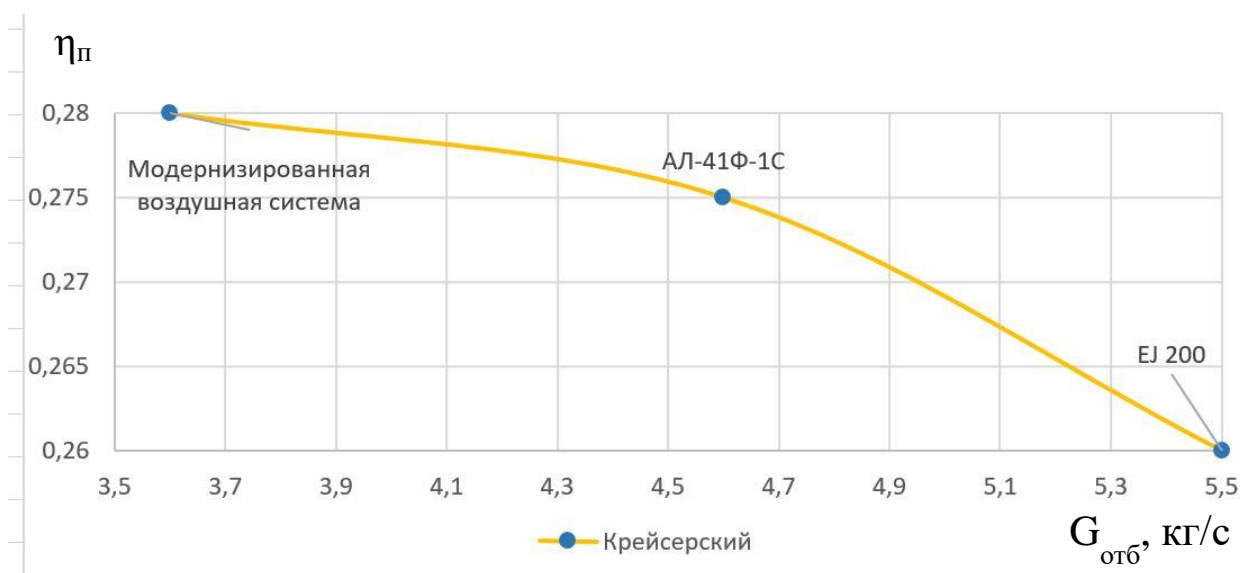


Рисунок 3.19 - Полетный КПД ТРДДф на крейсерском режиме

Таблица 9 - Коэффициент интенсивности охлаждения РЛ ТВД

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

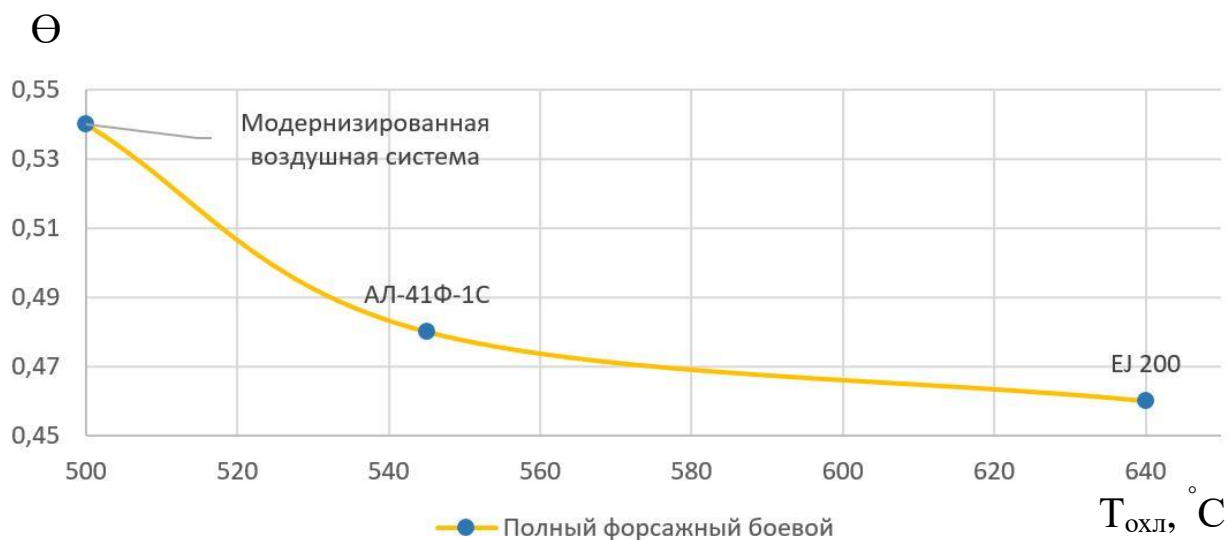


Рисунок 3.20 - Коэффициент интенсивности охлаждения РЛ ТВД

Кроме того, были проведены термо-газодинамические расчеты двигателей с воздушными системами конструкции АЛ-41Ф-1С и с воздушной системой модернизированной конструкции на максимальном боевом и крейсерском режиме. Расчеты проводились в программном комплексе ThermoGTE, разработанном Лещенко И.А. В приведенных ниже графиках (рисунки 3.21-3.25) представлены результаты расчета: удельный расход топлива, полная температура в горле соплового аппарата ТВД, полное давление за КВД, полный КПД двигателя и внутренний КПД цикла.

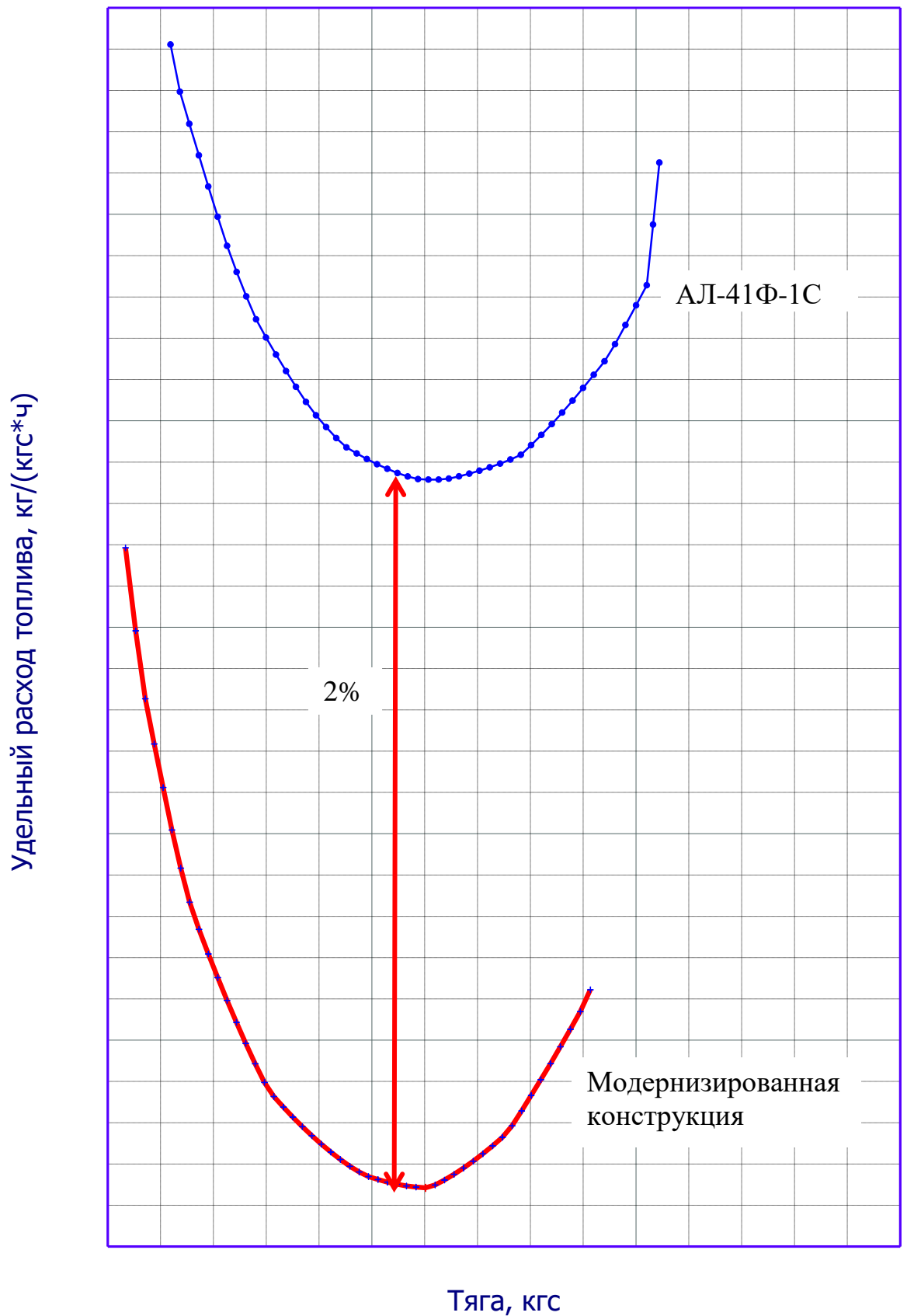


Рисунок 3.21 – Удельный расход топлива на крейсерском режиме

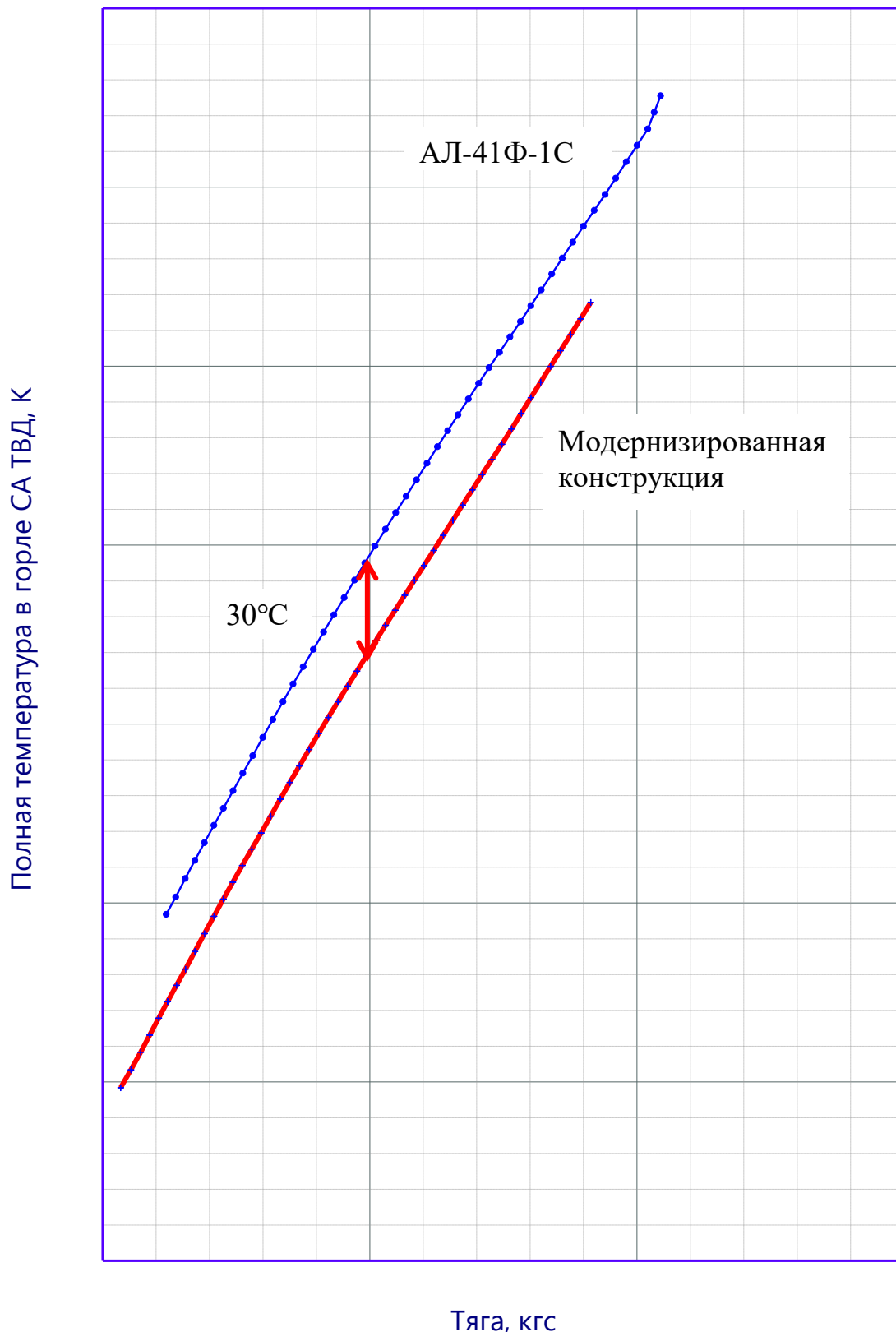


Рисунок 3.22 – Полная температура в горле СА ТВД на крейсерском режиме



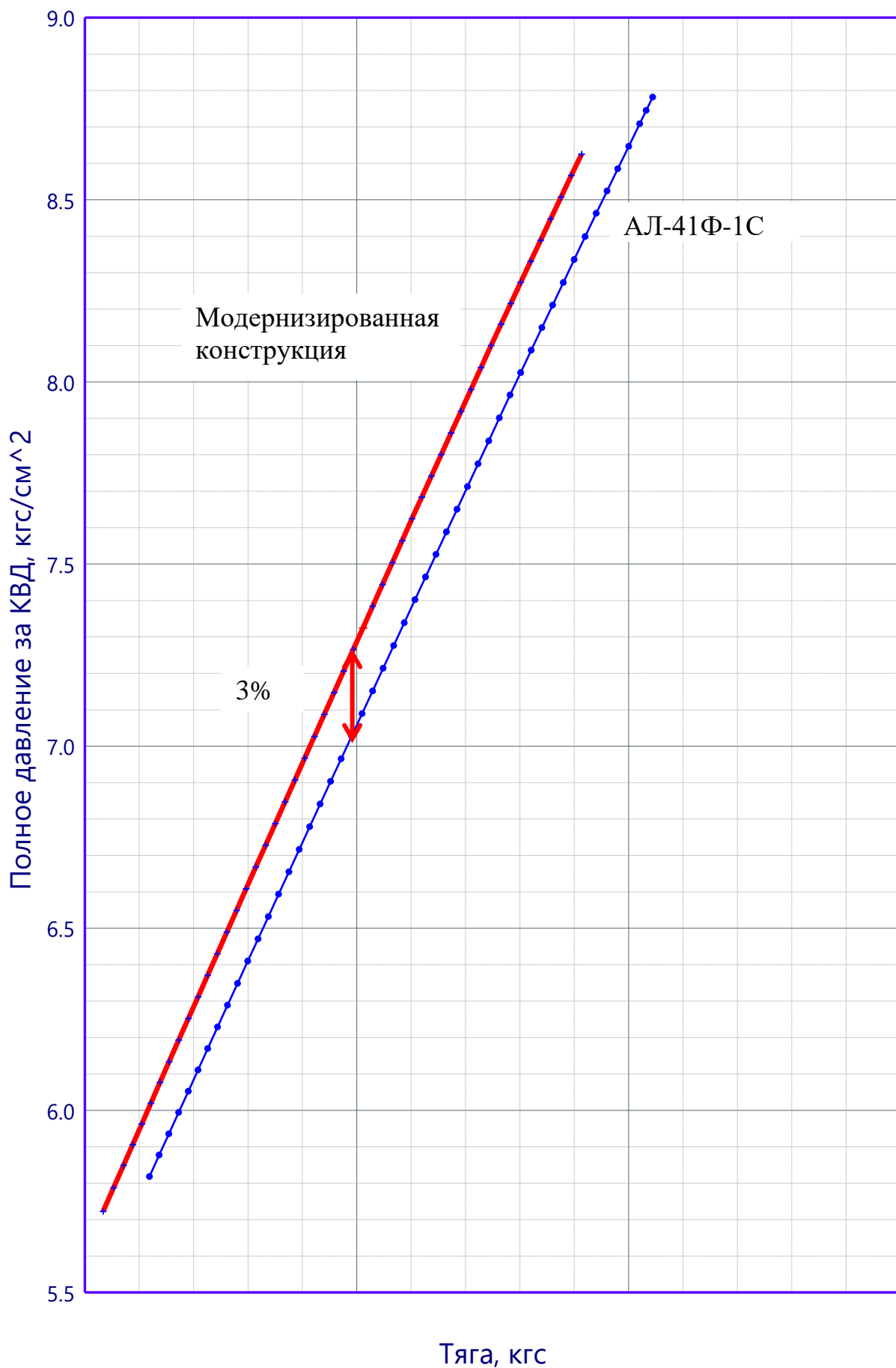


Рисунок 3.23 – Полное давление за КВД на крейсерском режиме

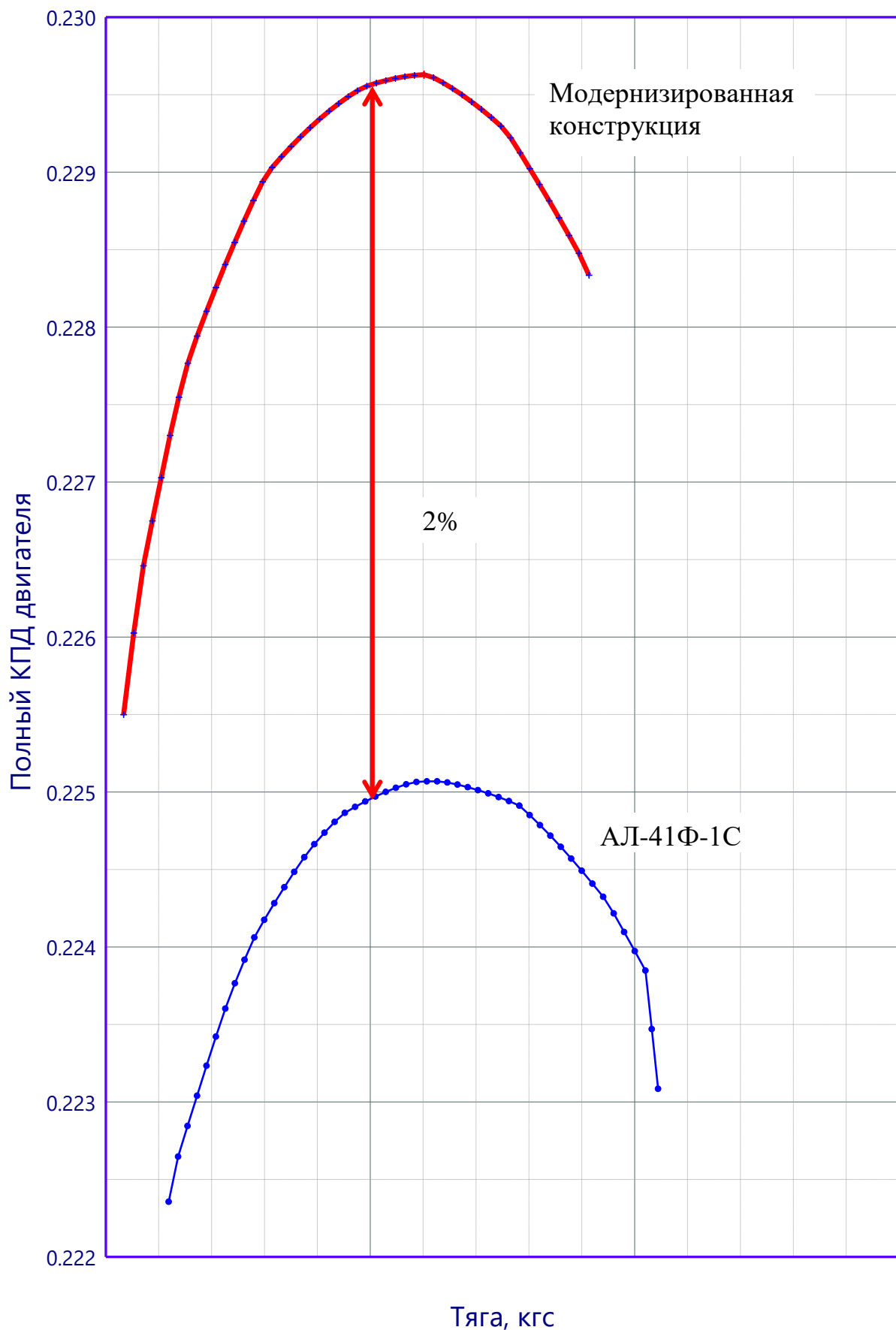


Рисунок 3.24 – Полный КПД двигателя на крейсерском режиме

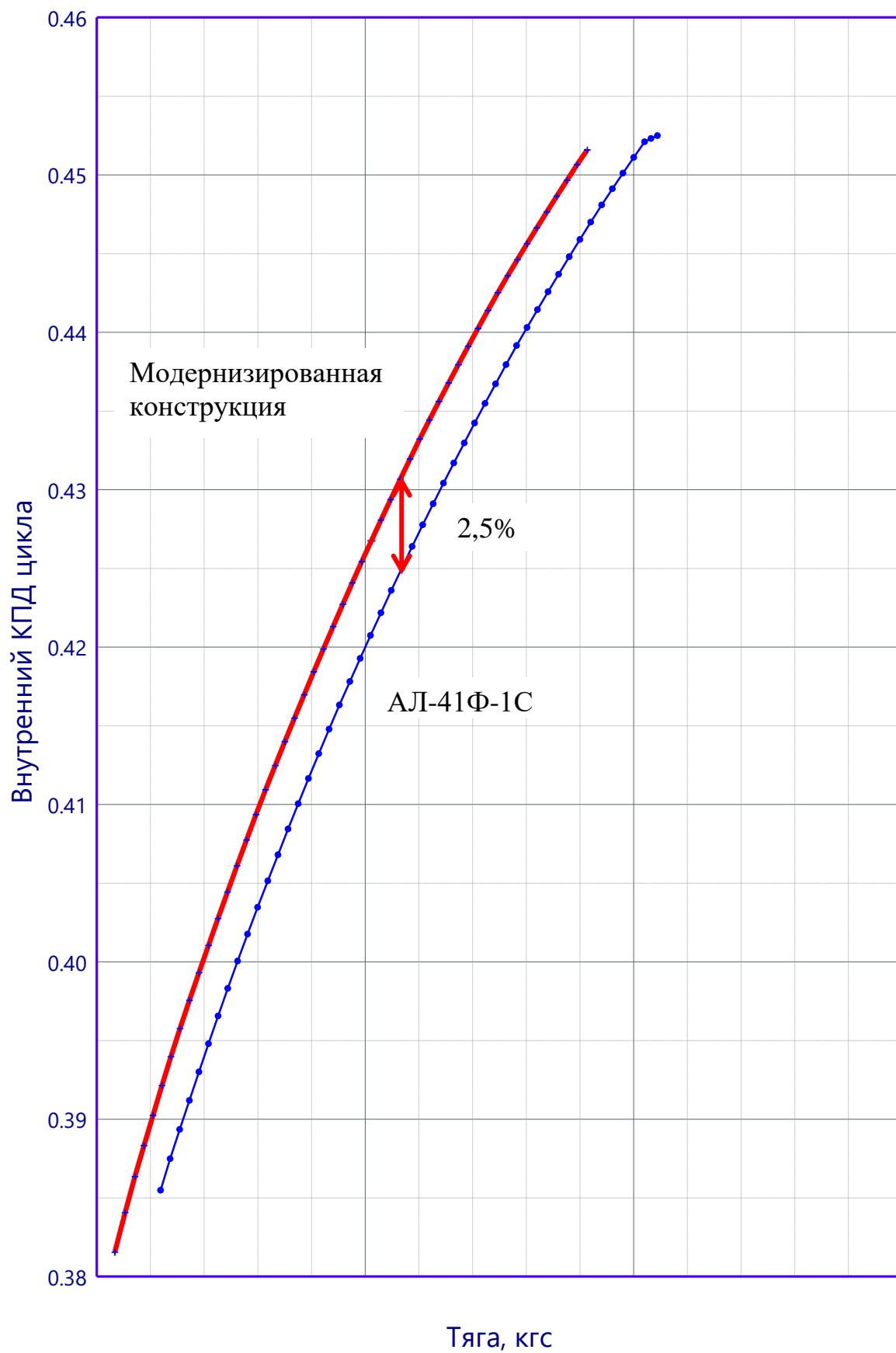


Рисунок 3.25 – Внутренний КПД цикла на крейсерском режиме

Проведен расчет дроссельной характеристики АЛ-41Ф-1С и двигателя с модернизированной воздушной системой в условиях крейсерского полета, по результатам которого отмечается снижение удельного расхода топлива на 2%, при постоянной заданной тяге, снижение температуры газа в горле СА ТВД, при постоянной тяге, составило примерно 30 градусов, 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.

Также, важно отметить, что при благополучных изменениях термодинамических параметров двигателя с модернизированной воздушной системой, на крейсерском режиме работы, на максимальных режимах удалось сохранить неизменными все показатели. Убедиться в этом можно по графикам (рисунки 3.26-3.29) с результатами расчета, приведенным ниже, на которых приведены зависимости параметров от тяги для АЛ-41Ф-1С и для двигателя с модернизированной воздушной системой, на максимальном боевом и крейсерском режимах.

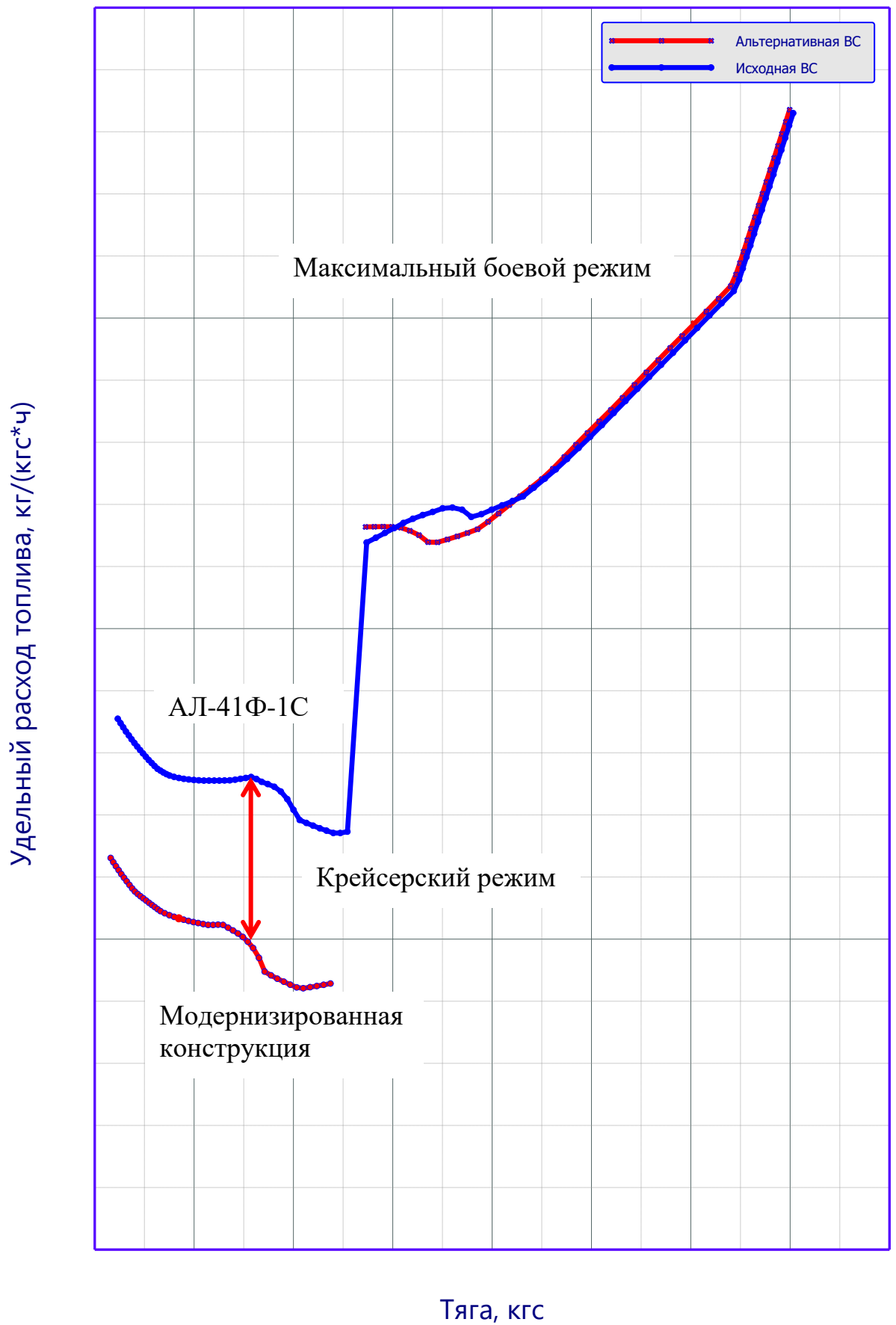


Рисунок 3.26 – Удельный расход топлива на крейсерском и максимальном боевом режимах

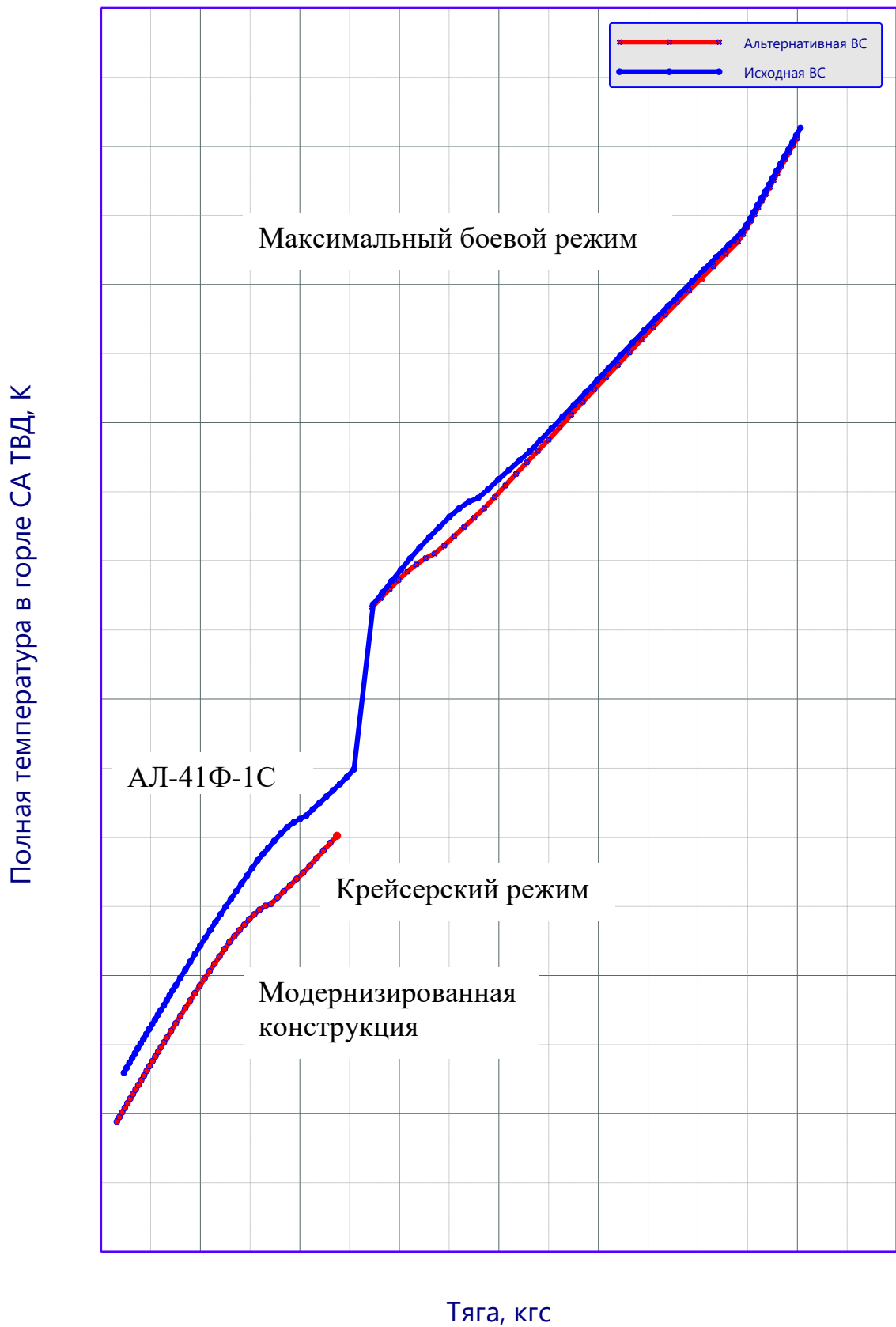


Рисунок 3.27 – Полная температура в горле СА ТВД на крейсерском и полном форсажном режимах

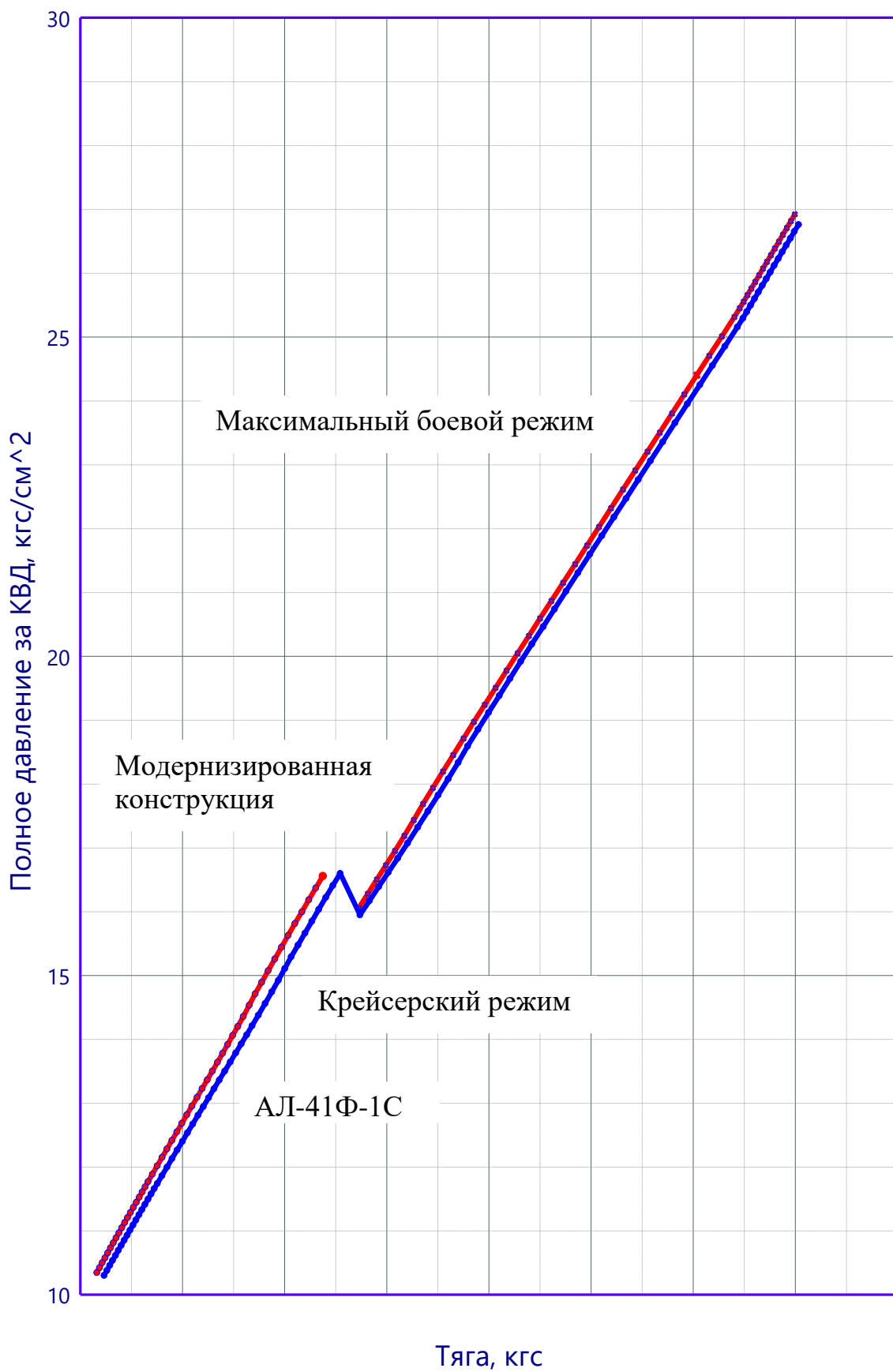


Рисунок 3.28 – Полное давление за КВД на крейсерском и полном форсажном режимах

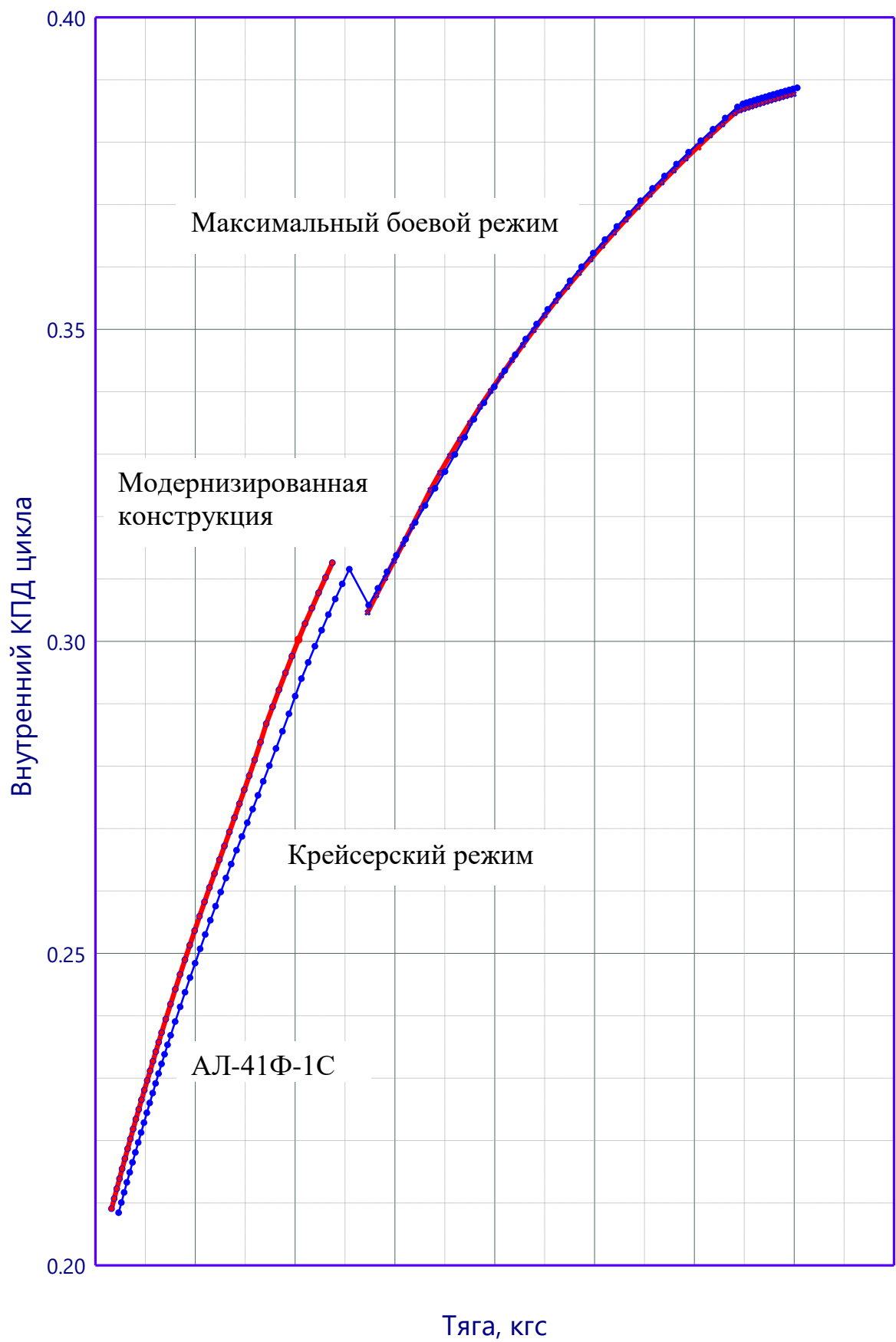


Рисунок 3.29 – Внутренний КПД цикла на крейсерском и полном форсажном режимах



### Выводы к главе 3.

1. Сравнительный анализ эффективности воздушных систем выявил сильные и слабые стороны иностранных и российских конструктивных решений, использование рассмотренных преимуществ позволило принять компромиссные решения и разработать схему с высокой эффективностью и минимальным количеством недостатков, а также в результате анализа существующих систем стала очевидна необходимость разработки новой методики проектирования воздушных систем, позволяющей сократить время проектирования и повысить эффективность воздушных систем.

2. Использование разработанной конструкции воздушной системы обеспечивает более низкую температуру на входе в полости охлаждения лопаток, чем в прототипной системе, меньший расход охлаждающего воздуха, обеспечивает существенное снижение расхода охлаждающего воздуха при частичном отключении охлаждения, препятствует втеканию горячего газа из проточной части на режимах минимального охлаждения двигателя. Результаты расчетов всех исследованных систем, подтверждают более высокую эффективность разработанной конструкции воздушной системы, так как она сочетает в себе экономичность на режимах минимального охлаждения и обеспечение высокого ресурса лопатки за счет более низкой температуры охлаждающего воздуха с минимальным расходом охлаждающего воздуха на режимах полного охлаждения двигателя. Следовательно, данную конструкцию воздушной системы можно рекомендовать для применения на перспективных ТРДДф.

3. На основании проведенного исследования разработана методика проектирования воздушных систем для перспективных ТРДДф, которая позволяет сократить затраты времени на проектирование воздушных систем для ТРДДф и повысить их эффективность. Увеличение эффективности воздушной системы достигается одновременным повышением эффективности системы охлаждения и системы регулирования осевых сил, что обеспечивает повышение удельной тяги, экономичности, надежности и ресурса ТРДДф.

4. Проведен расчет дроссельной характеристики АЛ-41Ф-1С и двигателя с модернизированной воздушной системой в условиях крейсерского полета, по результатам которого отмечается снижение удельного расхода топлива на 2%, при постоянной заданной тяге, снижение температуры газа в горле СА ТВД, при постоянной тяге, составило примерно 30 градусов, 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.

#### **4 РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА КРИТИЧНОЙ ВЕЛИЧИНЫ ОСЕВОЙ СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩЕЙ НА РАДИАЛЬНО-УПОРНЫЙ ПОДШИПНИК РОТОРА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ ТРДДФ**

##### **4.1 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЦЕЛИ И ЗАДАЧ ПО РАСПРЕДЕЛЕНИЮ ОСЕВОЙ СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩЕЙ НА РАДИАЛЬНО-УПОРНЫЕ ПОДШИПНИКИ РОТОРОВ ТРДДФ**

Современные ТРДДф подвержены воздействию высоких осевых нагрузок на компрессор и турбину, а так же их резким изменениям, из-за огромного диапазона эксплуатационных режимов самолета и необходимости частого и мгновенного перехода с одного режима работы на другой, из-за возросших требований к динамике разгона и остановки, из-за сложных маневров и, в основном, нестационарных режимов эксплуатации летательного аппарата, поэтому необходимо провести анализ распределения осевых сил в полостях воздушной

системы, чтобы обеспечить минимизацию величины осевой силы, действующей на подшипник РВД [71].

Задача снижения воздействия осевых сил на подшипники, в пресловутых режимах эксплуатации, существенно затрудняется необходимостью обеспечения большого ресурса двигателя в условиях эксплуатации с максимальными оборотами (порядка 100 ч).

Удовлетворить предъявленные требования можно нижеперечисленными способами:

- выполнить сравнительный анализ конструктивных решений в двигателе, исключающих высокие скачки осевых сил, преимущественно на нестационарных режимах, применять те конструктивные особенности, которые обеспечивают эффективность как воздушной системы, так и требуемый ресурс охлаждаемых частей турбины и подшипников РВД и РНД;
- осуществить расчет осевых сил [72] по утвержденной методике [73], обеспечивающей достаточную точность расчета во всех условиях эксплуатации, в том числе на неустановившихся режимах;
- рассчитать величину осевой силы, согласно утвержденной методике, исключающей необходимость экспериментального определения величины осевых сил, действующих на двигатель.

Актуальность минимизации осевых сил и необходимость снижения погрешности при расчете осевых нагрузок в двигателе, связана с тем, что величина оборотов ротора высокого давления существенно больше величины оборотов ротора низкого давления (максимальные обороты на ~30% превышают таковые у ротора низкого давления), также ротор высокого давления подвержен воздействию более высоких температур и давлений в проточной части и полостях воздушной системы, более восприимчив к нагрузкам от переменчивых режимов (относительный радиальный зазор между ротором и статором в 3 - 5 раз превышает аналогичный зазор у деталей ротора низкого давления) и существенным воздействиям на осевую силу производственных отклонений по геометрии соплового аппарата и рабочего колеса турбины [73].

Новизна выполненной работы заключается в исследовании существующих конструктивных решений, применяемых для снижения воздействия осевой силы на подшипник ротора высокого давления и выявлении менее сложного в технологическом исполнении, более эффективного для повышения производительности двигателя и снижения осевых сил, действующих на подшипники.

Распределение осевых нагрузок в двигателе изображено на рисунке 4.1. Схема распределения осевых сил [72] содержит все осевые нагрузки, действующие в ТРДДф и направления их действия.

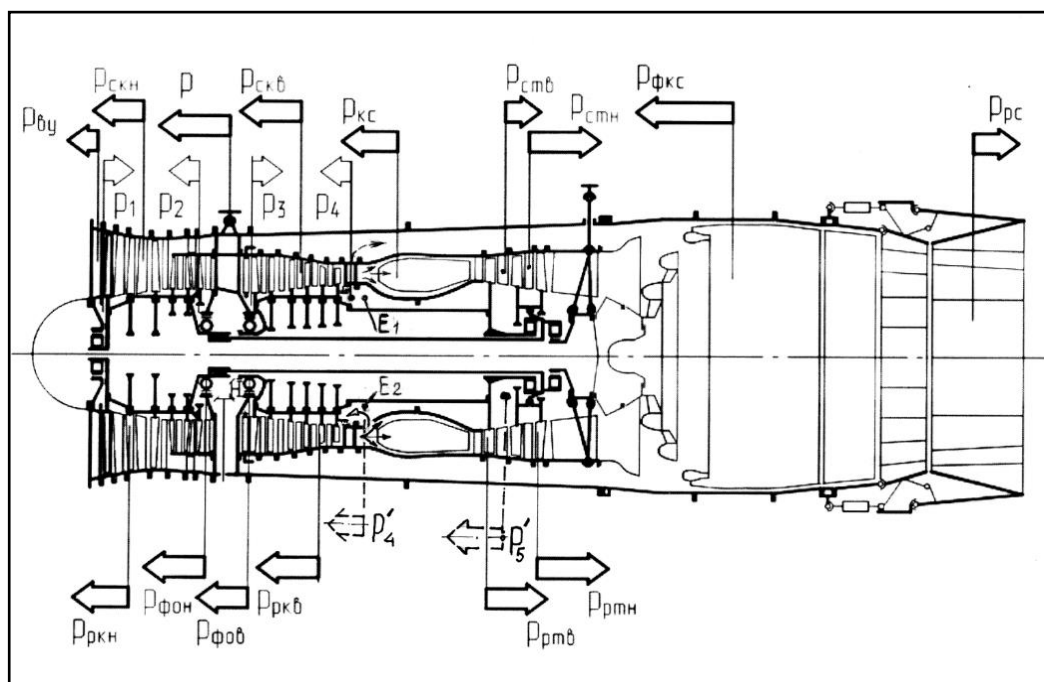


Рисунок 4.1- Схема распределения осевых сил в ТРДДф

Поиск схем наиболее эффективных воздушных систем и конструктивных решений натолкнул на двигатель [74,75] с нижеперечисленными особенностями (рисунок 4.2):

- на диске последней ступени КВД установлено пятиступенчатое лабиринтное уплотнение с обратным зубом (рис.4.4);
- воздух из думисной полости отбирается в трубу с воздухо-воздушным теплообменником (позиция 1 на рисунке 4.2), затем попадает в полость

охлаждения лопатки соплового аппарата турбины низкого давления (ТНД) (позиция 2 на рисунке 4.3) и далее в междисковую полость (3), на охлаждение дисков турбины, наддув опоры турбины и осевых зазоров;

- охлаждающий воздух подводится к полостям охлаждения рабочей лопатки ТВД (1) под покрывным диском (5);

- перед покрывным диском, для повышения давления используется напорное кольцо (6), обеспечивающее снижение воздействия осевой силы на диск ТВД и снижение втекания воздуха в проточную часть турбины через осевой зазор (7);

- регулирование осевых сил в междисковой полости осуществляется системой разгрузки (4).

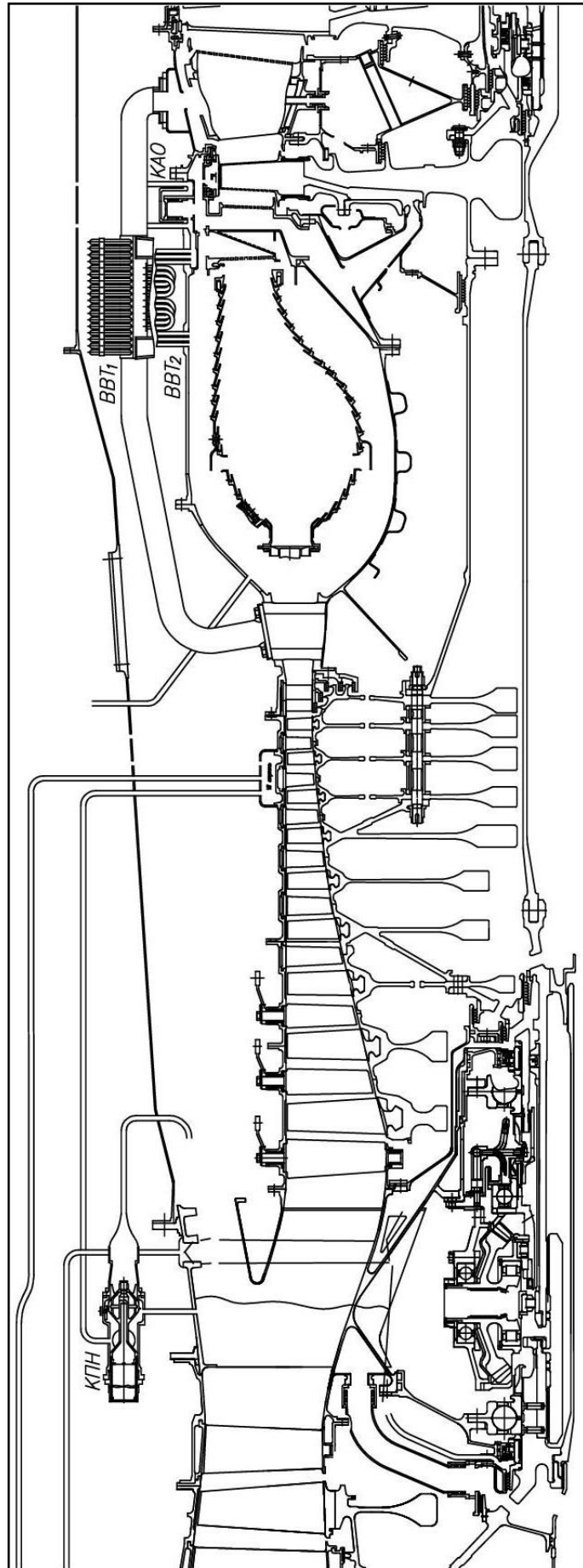


Рисунок 4.2 - Конструктивная схема воздушной системы двигателя АЛ-41Ф-1С

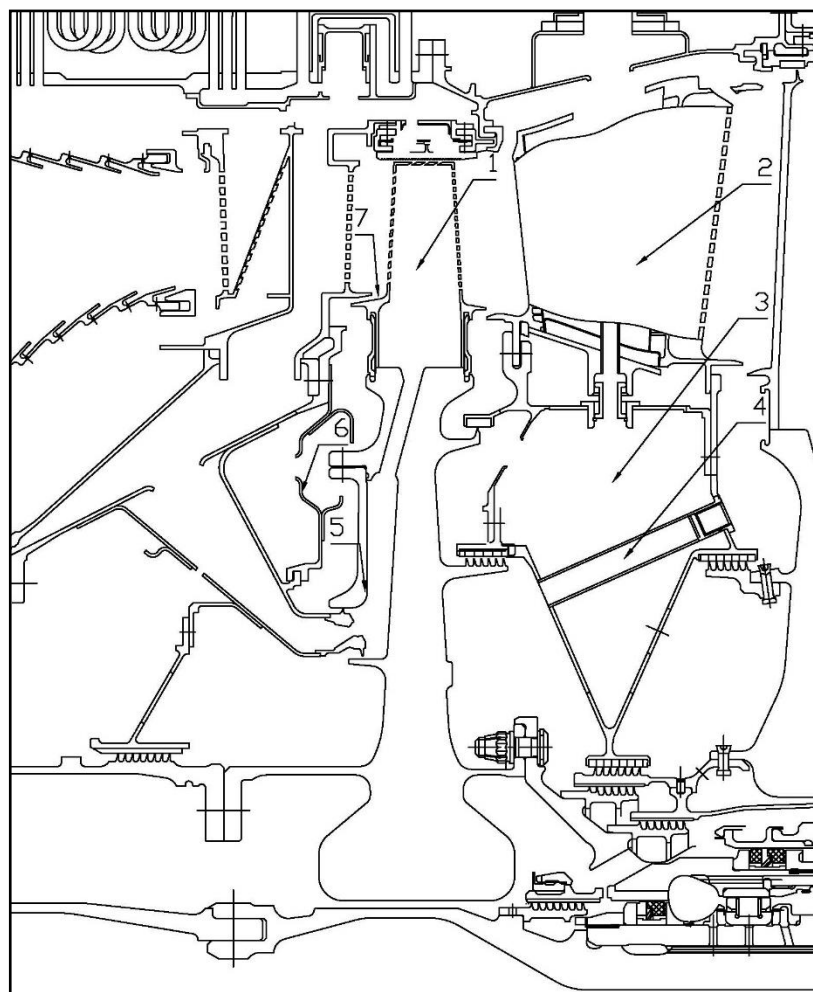


Рисунок 4.3 - Конструктивная схема воздушной системы двигателя АЛ-41Ф-1С

Следует отметить, что на ТРДДф, в которых установлен думисный лабиринт с обратным зубом, существенно возрастает тяга в нестационарных условиях эксплуатации [72]. Во время холодного выхода мощность возрастает примерно в два раза, ускоряется выход на стационарный режим по тяге. Значение обратного зуба в думисном лабиринте велико, так как этот лабиринт работает в сложных условиях, включающих в себя большие окружные скорости, высокий срабатываемый перепад давлений и высокую температуру (см. рис. 4.4).

Думисный лабиринт с обратным зубом способствует снижению расхода воздуха из думисной полости (1,8 - 2.0% [63]).

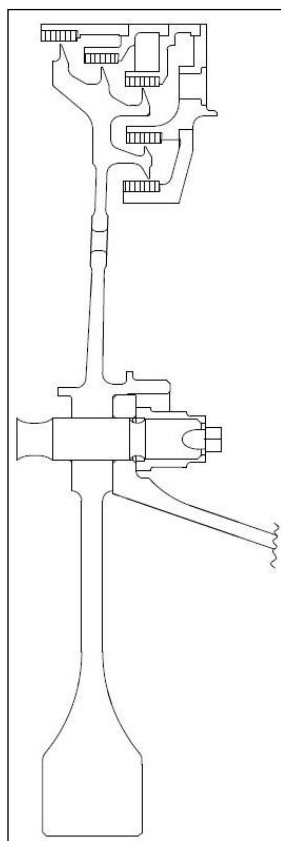


Рисунок 4.4 - Ступенчатый думисный лабиринт с обратным зубом

Одним из последних этапов совершенствования методики расчета осевых сил стал алгоритм, позволяющий рассчитать действие осевых сил на нестационарных режимах, а также на переменных режимах [76,77].

Изначально измерение осевых нагрузок тензометрированием производилось на расчетных режимах, имитирующих основные полетные условия [78,79]. Анализ результатов эксперимента продемонстрировал, отличие реальных осевых сил на этих режимах работы, даже с учетом всех конструктивных мероприятий, реализованных на двигателе, от сил, действующих в установившихся условиях примерно в 1,3 раза применительно к думисному лабиринту с обратным зубом.

По актуальному (расчетно-эмпирическому) методу выполнялся расчет осевой силы, действующей на подшипник ротора низкого давления, несмотря на то, что ресурс подшипника РНД значительно превышает допустимый (1000 ч и более) [73].



## **4.2 МЕТОДИКА РАСЧЕТНОЙ ОЦЕНКИ КРИТИЧНОЙ ВЕЛИЧИНЫ ОСЕВОЙ СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩЕЙ НА РАДИАЛЬНО-УПОРНЫЕ ПОДШИПНИКИ РОТОРОВ ТРДДФ**

В расчете осевых нагрузок, которым подвержены подшипники РВД и РНД, в качестве граничных условий используются термодинамические параметры ТРДДф, газодинамические параметры проточной части компрессора и турбин, а также всех полостей воздушной системы [73]. Расчет осевых нагрузок в проточной части компрессора и турбины, требует проведения газодинамического расчета проточной части [80,81,82,83] откуда в качестве граничных условий применяется распределение давлений по радиусу лопатки, распределение скорости потока по радиусу и расход газа в проточной части ступени, в которой выполняется расчет осевых сил. В качестве исходных данных для расчета проточной части используются термодинамические параметры двигателя [84] и площади на входе и выходе из лопаток компрессора и турбины [85]. В результате газодинамического расчета проточной части определяются статические давления, необходимые для расчета статических сил [86], действующих на лопатку за счет разницы давлений перед лопаткой и за ней. При натекании на лопатку рабочего тела, действующая на нее динамическая составляющая силы учитывается при помощи разности скоростей на входе и выходе, для компрессора, или наоборот, для турбины [87], так же с использованием расхода через ступень, подвергнутую расчету. Для расчета осевых нагрузок в воздушных полостях, нужно произвести гидравлический расчет воздушной системы [88]. Для расчета воздушной системы в качестве исходных данных и граничных условий необходимо применять как параметры термодинамического расчета двигателя, так и результаты газодинамического расчета проточной части. На различных этапах проектирования воздушной системы в процессе гидравлического расчета проводится большое количество итераций увязки ее газодинамических и геометрических параметров [89]. Предварительный этап проектирования - это подгонка геометрии под расходы [90], заданные специалистами по прочности на основании результатов тепловых расчетов горячих деталей турбины [91]. При

достижении заданных расходов производится следующий расчет горячих деталей, с учетом изменения зазоров между деталями воздушной системы от теплового расширения [92], последующие итерации увязки воздушной системы представляют собой корректировку геометрии элементов воздушной системы для получения заданных газодинамических параметров с учетом изменений геометрии под влиянием теплового расширения [93]. Заключительная стадия увязки газодинамического расчета и доводки газодинамической системы, производится сопоставлением расчетных данных и экспериментальных данных, а также подгонка газодинамических параметров воздушной системы к реальным значениям этих параметров в ее полостях. После каждой итерации расчета воздушной системы необходимо осуществлять расчет и регулировку осевых нагрузок.

Величина и направление осевых сил, действующих на подшипники РНД и РВД по большей части, зависят от конструктивных особенностей воздушной системы [94].

Результирующая осевая нагрузка, действующая на компрессор низкого давления, определяется:

$$R_{oc}^{КНД} = \sum_{i=1}^z R_{oci}^{нротоch} + \sum_{i=1}^z R_{oci}' + \sum_{i=1}^z R_{oci}^{скосов} + R_{oc}^{полостей} \quad (44)$$

Осевая нагрузка, действующая на РЛ КНД:

$$R_{oci}^{нротоch} = p_{2i} \cdot F_{2i} - p_{1i} \cdot F_{1i} + \frac{G_{КНД}}{g} (C_{2ai} - C_{1ai}) \quad (45)$$

где  $i$  – номер ступени

$z$  – число ступеней

индексы «1» - значение параметра на входе в рабочую лопатку

«2» - значение параметра на выходе из рабочей лопатки

$F_1$  – площадь проходного сечения на входе в рабочую лопатку,  $см^2$

$F_2$  – площадь проходного сечения на выходе из рабочей лопатки,  $см^2$

$P_1, P_2$  – статические давления входа и выхода из лопатки,  $кгс/см^2$

$G_{КНД}$  – расход воздуха, через КНД,  $кг/с$

C2a–C1a - разности осевой скорости выхода и входа в РЛ КНД, м/с

$$g=9,81 \text{ м/с}^2$$

Осевая сила в «карманах» направляющих аппаратов КНД:

$$R_{oci}^{карманов} = p_{1i} \cdot F'_{1i} - p_{2i-1} \cdot F'_{2i-1} \quad (46)$$

Осевая сила на склонах рабочих лопаток КНД:

$$R_{oci}^{скосов} = \left( \frac{p_{1i} + p_{2i}}{2} \right) \cdot \Delta F_{скосовi} \quad (47)$$

где P1, P2 – статические давления на входе и выходе из колеса, кгс/см<sup>2</sup>.

$$R_{oc}^{полостей} = p_{3п} \cdot F_{3п} + p_4 \cdot F_4 + p_5 \cdot F_5 - p_{1п} \cdot F_{1п} - p_2 \cdot F_2 \quad (48)$$

где P1п, P5п – статические давления в полостях КНД, кгс/см<sup>2</sup>;

F1п, F5п – площади полостей КНД, см<sup>2</sup>.

Положительная величина осевой силы – по направлению полета; отрицательная осевая сила направлена против полета.

Осевая нагрузка, действующая на КВД определяется:

$$R_{oc}^{КВД} = \sum_{i=1}^z R_{oci}^{проточ} + R_{oc}^{полостей} + \sum_{i=1}^z R_{oci}^{скосов} \quad (49)$$

Осевая нагрузка на рабочие лопатки КВД:

$$R_{oci}^{проточ} = p_{2i} \cdot F_{2i} - p_{1i} \cdot F_{1i} + \frac{G_{КВД}}{g} (C_{2ai} - C_{1ai}) \quad (50)$$

где i – номер ступени

z – число ступеней

индексы «1» - значение параметра на входе в рабочую лопатку

«2» - значение параметра на выходе из рабочей лопатки

F1 – площадь проходного сечения на входе в рабочую лопатку, см<sup>2</sup>

F2 – площадь проходного сечения на выходе из рабочей лопатки, см<sup>2</sup>

P1, P2 – статические давления входа и выхода из лопатки, кгс/см<sup>2</sup>

GКВД – расход воздуха, через КВД, кг/с

C2a–C1a - разности осевой скорости выхода и входа в РЛ КВД, м/с

$$g=9,81 \text{ м/с}^2$$

Осевая нагрузка, действующая в полостях КВД определяется:

$$R_{oc}^{полостей} = p_{4п} \cdot F_{4п} + p_{5п} \cdot F_{5п} + p_{6п} \cdot F_{6п} + p_{7п} \cdot F_{7п} - p_{1п} \cdot F_{1п} - p_{2п} \cdot F_{2п} - p_{3п} \cdot F_{3п} \quad (51)$$

где  $p_{1п}, p_{7п}$  – статические давления в полостях КВД, кгс/см<sup>2</sup>

$F_{1п}, F_{7п}$  – площади полостей КВД, см<sup>2</sup>

Площади подбираются следующим образом:

Для расчета осевых сил, действующих на диск РНД, с двух сторон диска проставляются площади поверхностей от верхней части лопатки до центра вала, для диска РВД площади проставляются до наружного диаметра ТКУ [95], для учета всех поверхностей, которые от давления в полостях воздушной системы будут создавать силу, действующую на подшипник РВД. Необходимо подбирать области, подверженные воздействию воздуха одного давления, характерного только этому объему, к примеру, от верхней части лопатки до осевого зазора, далее от осевого зазора, до лабиринта, затем между лабиринтами третья и так далее.

Осевая нагрузка, действующая на скосах рабочих лопаток КВД определяется:

$$R_{osi}^{скосов} = \left( \frac{p_{1i} + p_{2i}}{2} \right) \cdot \Delta F_{скосовi} \quad (52)$$

где  $p_1, p_2$  – статические давления входа и выхода из лопатки, кгс/см<sup>2</sup>

Положительная величина осевой силы – по направлению полета; отрицательная осевая сила направлена против полета.

Результирующая осевая сила, действующая на рабочее колесо ТВД, определяется следующим образом:

Осевая нагрузка, действующая на ТВД определяется:

$$R_{oc}^{ТВД} = K_t \cdot \left( \begin{array}{l} p_1 \cdot F_1 + p_2 \cdot F_2 + p_3 \cdot F_3 + p_4 \cdot F_4 + p_5 \cdot F_5 - p_6 \cdot F_6 - p_7 \cdot F_7 - \\ - p_9 \cdot F_9 - p_{10} \cdot F_{10} - p_{11} \cdot F_{11} \end{array} \right) + \frac{G_{мвд}}{g} \cdot (C_{1a} - C_{2a}) \quad (53)$$

Где  $K_t$  – интегральный коэффициент увеличения площади от подогрева.

В случае ТВД,  $K_t = 1,02$ .

$G_{ТВД}$  – расход воздуха через ТВД, кг/с;

$g = 9,81$  м/с<sup>2</sup>;

$C_{1a}$  – осевая скорость газа на входе в РЛ ТВД, м/с;

$C_{2a}$  – осевая скорость газа на выходе из РЛ ТВД, м/с.

Результирующая осевая сила, действующая на рабочее колесо ТНД, определяется следующим образом:

$$R_{oc}^{ТНД} = K_t \cdot \left( \begin{array}{l} p_1 \cdot F_1 + p_2 \cdot F_2 + p_3 \cdot F_3 + p_4 \cdot F_4 + p_5 \cdot F_5 + p_6 \cdot F_6 - p_7 \cdot F_7 - \\ - p_9 \cdot F_9 - p_{10} \cdot F_{10} - p_{11} \cdot F_{11} \end{array} \right) + \frac{G_{мнд}}{g} \cdot (C_{1a} - C_{2a}) \quad (54)$$

где  $K_t$  – интегральный коэффициент увеличения площади от подогрева.

В случае ТНД  $K_t = 1,015$ .

$G_{тнд}$  – расход воздуха через ТНД, кг/с;

$g = 9,81 \text{ м/с}^2$ ;

$C_{1a}$  – осевая скорость газа на входе в РЛ ТНД, м/с;

$C_{2a}$  – осевая скорость газа на выходе из РЛ ТНД, м/с.

Результирующая осевая сила, действующая на радиально-упорные подшипники РВД и РНД, определяется следующим образом:

$$R_{oc}^{РВД} = R_{oc}^{КВД} - R_{oc}^{ТВД} \quad (55)$$

$$R_{oc}^{РНД} = R_{oc}^{КНД} - R_{oc}^{ТНД} \quad (56)$$

### **4.3 РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА ВЕЛИЧИНЫ ОСЕВОЙ СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩЕЙ НА РАДИАЛЬНО-УПОРНЫЙ ПОДШИПНИК РОТОРА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ ТРДДФ**

Расчет осевых нагрузок в АЛ-41Ф-1С произведен согласно вышеописанной методике [73]. Для определения величины осевых нагрузок и корректного сравнения эффективности системы регулирования осевых сил АЛ-41Ф-1С с системами ЕЛ 200 и новой конструкции воздушной системы, выносимой на защиту, были рассчитаны осевые силы, действующие на двигатель на 4 критических режимах работы. Величины осевых сил, действующих в АЛ-41Ф-1С, изложены в таблице 10.

Таблица 10 - Результаты расчета осевых сил в двигателе АЛ-41Ф-1С

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

Примечание. Положительное направление действия силы по полету.

Расчетные данные демонстрируют, близость величины осевых нагрузок, действующих на подшипник РВД, к предельным допустимым [96,97] для обеспечения заданного ресурса. Модернизация системы регулирования осевых нагрузок двигателя АЛ-41Ф-1С с целью повышения ресурса подшипника должна производиться следующим образом: для снижения результирующей осевой нагрузки  $R_{\text{рвд}}$ , нужно снизить суммарную силу на компрессоре  $R_{\text{квд}\Sigma}$ , так же можно повысить силу на турбине  $R_{\text{твд}\Sigma}$ , для уменьшения результирующей осевой нагрузки на критических режимах. Увеличить силу, действующую на ТВД, как видно из результатов расчета, возможно повышением силы перед диском ТВД, или уменьшением силы за диском ТВД. Снизить результирующую нагрузку на КВД можно уменьшением нагрузки КВД со стороны думисного лабиринта.

В рамках сравнительного анализа эффективности воздушных систем [98] АЛ-41Ф-1С, EJ 200 и модернизированной конструкции воздушной системы был произведен расчет осевых сил, действующих на радиально-упорный подшипник РВД в ТРДДф с конструкцией воздушной системы EJ 200. Результаты расчета приведены в таблице 11.

Таблица 11 - Результаты расчета осевых сил в двигателе с воздушной системой конструкции EJ 200

Режим	(H=0, M=0)	(H=0,3, M=1,3)	(H=13, M=2)	(H=12, M=0,75)
$R_{\text{прот.квд, кгс}}$	-989	-3178	-3194	-320
$R_{\text{квдполостей +, кгс}}$	39009	53427	43739	15214
$R_{\text{квдполостей -, кгс}}$	-3425	-5731	-4699	-1263
$R_{\text{квд}\Sigma, \text{ кгс}}$	34595	44518	35846	13631
$R_{\text{прот.твд, кгс}}$	-7745	-11228	-7693	-1948
$R_{\text{твдполостей +, кгс}}$	17985	25712	15760	5657
$R_{\text{твдполостей -, кгс}}$	-42658	-55311	-39078	-15662
$R_{\text{твд}\Sigma, \text{ кгс}}$	-32418	-40827	-31011	-11953
$R_{\text{рвд, кгс}}$	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. Наибольшая величина осевой силы действует на диск компрессора высокого давления с правой стороны [99], что свидетельствует о необходимости снизить давление с правой стороны на диск последней ступени КВД, куда поступает воздух из вторичной зоны камеры сгорания, который используется в качестве динамического уплотнения для наддува осевого зазора за КВД и через щеточное уплотнение под ним попадает к полости за диском последней ступени КВД и перед диском ТВД. Для снижения силы, действующей на подшипник РВД, целесообразно увеличить количество щеточных уплотнений [100] под динамическим уплотнением за КВД и увеличить радиус расположения ступенчатого лабиринта под аппаратом закрутки.

Для подтверждения эффективности модернизированной воздушной системы, при проектировании которой были учтены и исправлены многие недостатки

существующих воздушных систем, был произведен расчет сил, действующих в ТРДДф с модернизированной конструкцией воздушной системы, результаты представлены в таблице 12.

Таблица 12 - Результаты расчета осевых сил в двигателе с модернизированной конструкцией воздушной системы

Режим	(Н=0, М=0)	(Н=0,3, М=1,3)	(Н=13, М=2)	(Н=12, М=0,75)
$R_{\text{прот.квд}}$ , кгс	0	-3178	-3194	-320
$R_{\text{квдполостей +}}$ , кгс	30281	45436	33986	11391
$R_{\text{квдполостей -}}$ , кгс	-3681	-5512	-4467	-1329
$R_{\text{квд}\Sigma}$ , кгс	25611	36746	26325	9742
$R_{\text{прот.твд}}$ , кгс	-7745	-11228	-7693	-1948
$R_{\text{твдполостей +}}$ , кгс	20909	25712	15760	5657
$R_{\text{твдполостей -}}$ , кгс	-38253	-49720	-32198	-12898
$R_{\text{твд}\Sigma}$ , 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, благодаря снижению давления за диском последней ступени КВД и ее увеличению перед диском ТВД, что достигается установкой под динамическим уплотнением [101] ступенчатого щеточного уплотнения, состоящего из 4 щеток, а так же увеличением радиуса расположения щеточного уплотнения, расположенного под аппаратом закрутки. При проектировании, как и в случае с воздушной системой EJ 200, наиболее высокая сила действовала на диск компрессора высокого давления с правой стороны, что удалось устранить выше перечисленными мероприятиями, так же учитывая возросшее давление в междисковой полости, ввиду необходимости подвода охлаждающего воздуха к полостям рабочих лопаток [102], пришлось снижать



силу, действующую на диск ТВД со стороны междисковой полости, что 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 4.5.

Р<sub>рвд</sub>, кгс

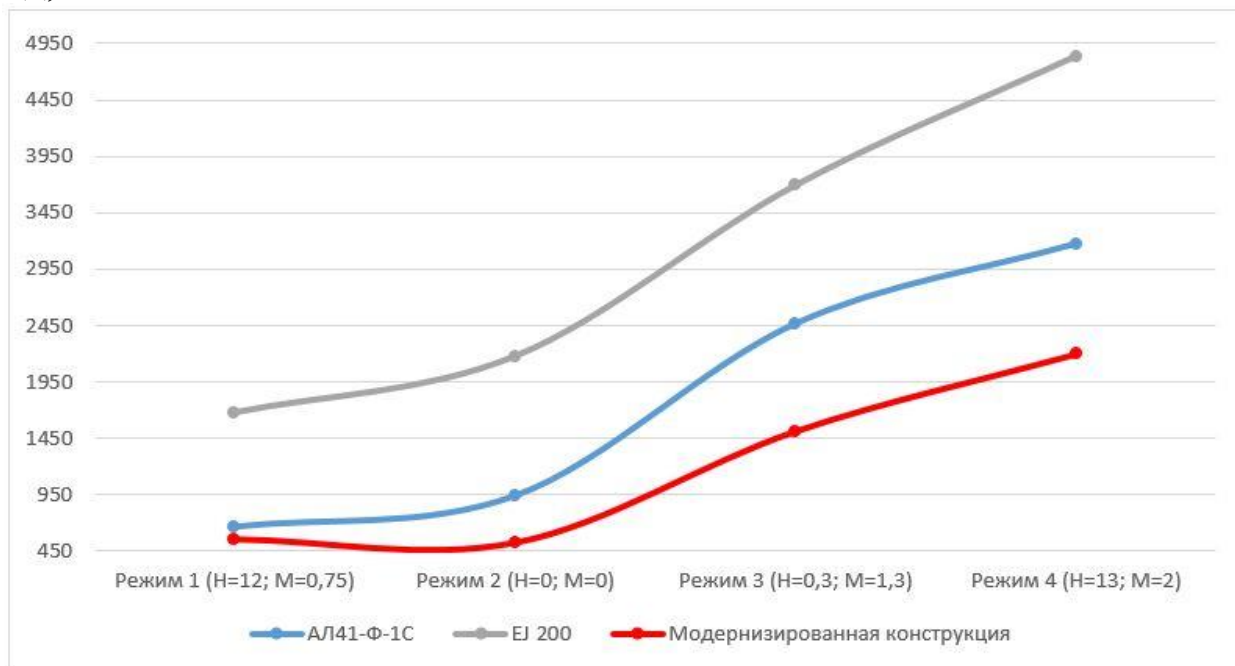


Рисунок 4.5 - Сравнение величин осевых сил, действующих на подшипник РВД, в ТРДДф с различными конструкциями воздушной системы

Далее рассмотрим возможные мероприятия по снижению силы РВД [103] и проанализируем результаты расчета усовершенствованной схемы.

#### **4.4 РАЗРАБОТКА РЕКОМЕНДАЦИЙ ПО СНИЖЕНИЮ ОСЕВОЙ СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩЕЙ НА РАДИАЛЬНО-УПОРНЫЙ ПОДШИПНИК РОТОРА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ ТРДДФ**

На основании результатов расчета осевых сил в двигателе АЛ-41Ф-1С, можно понять, что увеличение ресурса подшипника РВД требует новых конструктивных решений в воздушной системе. Одним из мероприятий его повышения является модернизация опоры КВД [104], это не самое рациональное решение, намного легче изменить осевую силу на КВД модернизацией конструкции думисного лабиринта, как с точки зрения расчета так и с позиции технологического процесса. Перераспределение осевых нагрузок изменением конструкции думисного лабиринта, в результате проектировочных расчетов не дало существенного снижения силы, действующей на подшипник РВД, так как от снижения давления на выходе из лабиринта и уменьшении результирующей нагрузки на подшипник, расход через думисный лабиринт и, как следствие, через теплообменник, из которого воздух подается в полость охлаждения СА ТНД и междисковую полость, был ниже допустимой величины. Что будет способствовать существенному снижению коэффициента интенсивности охлаждения сопловых и рабочих лопаток ТВД, а также ресурса турбины [105], из-за уменьшения подвода охлаждающего воздуха в полости охлаждения. Кроме того, на основании результатов эксперимента можно понять, что существующий думисный лабиринт, наиболее эффективен на переходных режимах [106], так как кратко снижает время изменения тяги.

Поэтому регулировать распределение осевых нагрузок с обеспечением требуемого ресурса следует модернизацией конструкции воздушных полостей ТВД. В передней части ТВД, воздух, проходящий под напорным кольцом к осевому зазору, наиболее существенно влияет на результирующую осевую силу в ТВД. По результатам расчета осевых сил в ТВД с меньшим числом зубьев лабиринта, разделяющего полости под напорным кольцом и за аппаратом закрутки, получилось обеспечить нужное давление в полости под напорным

кольцом, но утечки из этой полости в проточную часть через осевой зазор были значительно выше, что приведет к существенному снижению КПД турбины. Для уменьшения утечек в проточную часть при большем давлении в полости, был установлен лабиринт непосредственно в осевом зазоре между СА и РЛ ТВД, что позволило добиться значительного снижения осевой силы при неизменной величине утечки охлаждающего воздуха из полости перед диском ТВД в проточную часть турбины. С такой же целью были установлены лабиринты в осевых зазорах перед СА ТНД (рисунки 4.6, 4.7, поз. 1) и за СА ТНД (2), это мероприятие незначительно повысило давление в полости за диском ТВД, но позволило уменьшить утечки охлаждающего воздуха из междисковой полости в проточную часть, тем самым, обеспечив прирост КПД турбины.

Далее регулировка баланса осевых нагрузок проводилась внесением изменений в конструкцию междисковой полости (рисунки 4.6, 4.7). Чтобы снизить величину осевой силы, действующей на диск ТВД сзади, диаметр отверстия (4) между полостью за транзитным каналом (3) и лабиринтом (5) уменьшен в два раза, что позволило существенно снизить давление с правой стороны диска ТВД. Так как диск не подвержен высоким термическим нагрузкам и имеет достаточный запас прочности, снижение расхода воздуха, охлаждающего диск ТВД с правой стороны, оказалось несущественным для ресурса диска. Это мероприятие обеспечило снижение осевой силы, действующей на подшипник РВД, при сохранении интенсивности охлаждения необходимой для обеспечения требуемого ресурса.

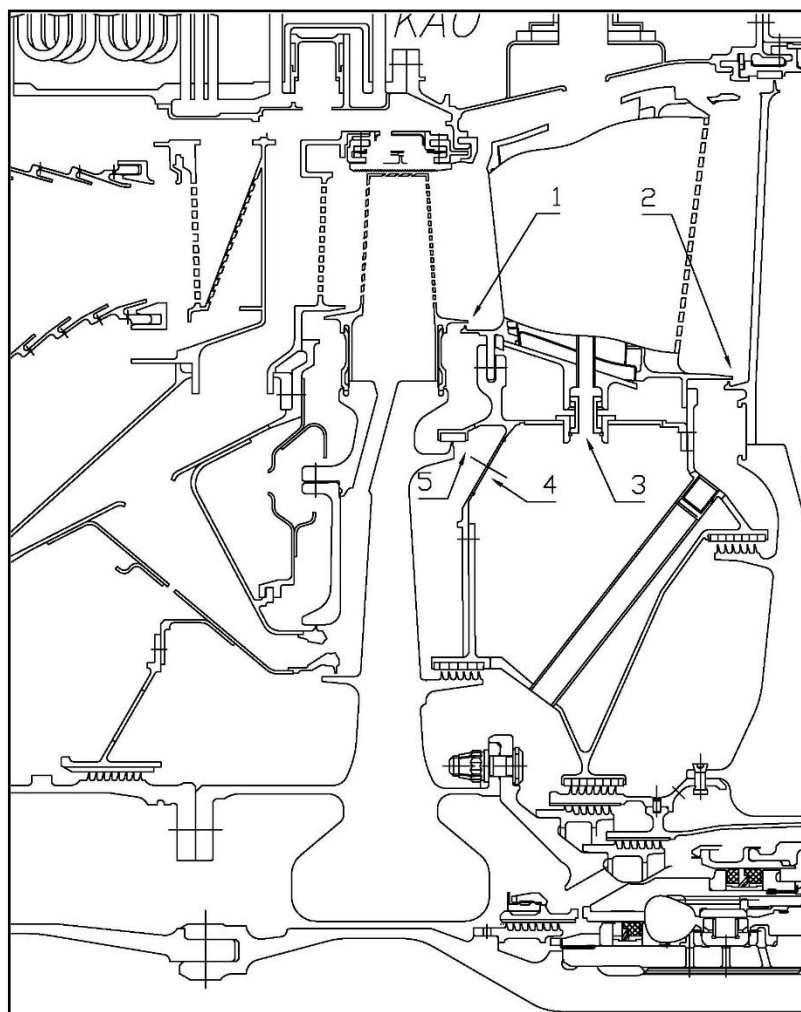


Рисунок 4.6 - Изменение конструкции междисковой полости для регулировки осевых сил РВД

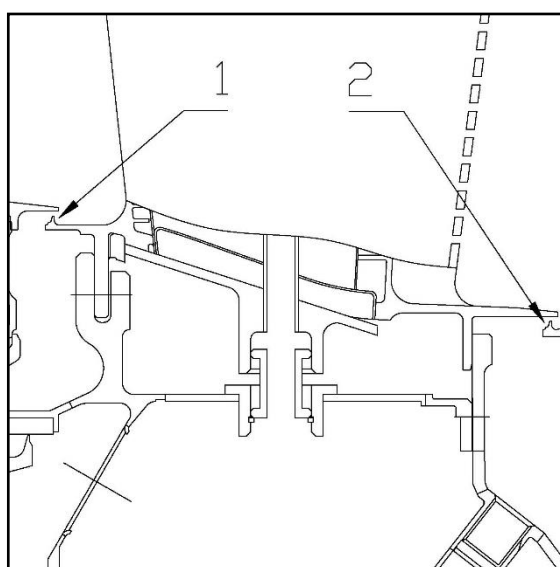


Рисунок 4.7 - Лабиринты в осевых зазорах

Установка лабиринтных уплотнений привела к повышению давления в междисковой полости примерно на одну атмосферу, а это повысило осевую силу, действующую на РВД примерно на 100 кгс на критических режимах, что вполне допустимо, учитывая прирост КПД ТНД на 0,4%. Уменьшение количества зубьев ступенчатого лабиринта над аппаратом закрутки и уменьшение диаметра отверстия в междисковой полости позволило уменьшить результирующую силу на РВД примерно на 1400 кгс, что обеспечит повышение ресурса радиально-упорного подшипника РВД.

Результаты расчета осевых сил в двигателе с модернизированной системой регулирования осевых сил представлены в таблице 13.

Таблица 13 - Результаты расчета осевых сил в двигателе с модернизированной конструкцией воздушной системы

Режим	(Н=0, М=0)	(Н=0,3, М=1,3)	(Н=13, М=2)	(Н=12, М=0,75)
$R_{\text{прот.квд}}$ , кгс	-989	-3178	-3194	-320
$R_{\text{квдполостей +}}$ , кгс	25448	38706	27802	7298
$R_{\text{квдполостей -}}$ , кгс	-3553	-5623	-4575	-1127
$R_{\text{квд}\Sigma}$ , кгс	20907	29905	20033	5851
$R_{\text{прот.твд}}$ , кгс	-7745	-11228	-7693	-1948
$R_{\text{твдполостей +}}$ , кгс	17172	25514	17937	4042
$R_{\text{твдполостей -}}$ , кгс	-28089	-43124	-28462	-7279
$R_{\text{твд}\Sigma}$ , кгс	-20058	-28838	-18218	-5185
$R_{\text{рвд}}$ , кгс	849	1067	1815	667

Примечание. Положительное направление действия силы по полету.

Выводы к главе 4.

Результаты расчета осевых сил, действующих на радиально упорный подшипник РВД в ТРДДф с конструкцией воздушной системы АЛ-41Ф-1С, Е1 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.

При сравнительном анализе результатов расчета двигателя АЛ-41Ф-1С и двигателя с усовершенствованной конструкцией воздушной системы становятся очевидными следующие выводы:

1. Особое внимание при регулировке осевых сил в двигателе должно быть уделено эффективности думисного лабиринта на всех режимах работы (особенно на переходных), так как среди всех элементов воздушной системы двигателя, его недостаточная эффективность может привести к наиболее значительным потерям в КПД компрессора и турбины, следовательно, в экономичности и удельной тяге.
2. По результатам исследования наиболее эффективным способом регулировки осевых сил оказалось оптимальное распределение давлений рабочего тела по полостям перед и за диском ТВД, так как позволило уменьшить силу, действующую на радиально-упорный подшипник РВД примерно на 1400 кгс, что обеспечит повышение его ресурса.

## **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).

## СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

- ЛА – летательный аппарат;
- ГТД – газотурбинный двигатель;
- ТРДДф – турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания;
- РНД – ротор низкого давления;
- РВД – ротор высокого давления;
- КНД – компрессор низкого давления;
- КВД – компрессор высокого давления;
- ТНД – турбина низкого давления;
- ТВД – турбина высокого давления;
- ОКС – основная камера сгорания;
- КС – камера сгорания;
- НК – наружный контур;
- ТЗ – техническое задание;
- ВЗ КС – вторичная зона камеры сгорания;
- ЗТУ – затурбинное устройство;
- ВВТ – воздухо-воздушный теплообменник;
- КСК – клапан суфлирования компрессора;
- КСТ – клапан суфлирования турбины;
- КПН – клапан перепуска наддува;
- КАО – клапанный аппарат отключения;
- НА – направляющий аппарат;
- СА – сопловой аппарат;
- СЛ – сопловая лопатка;
- РЛ – рабочая лопатка;
- АЗ – аппарат закрутки;
- БД – безлопаточный диффузор;
- ПМП – предмасляная полость;

МП – масляная полость;

ТКУ – торцевое контактное уплотнение;

МКУ – масляно-контактное уплотнение;

КПД – коэффициент полезного действия;

ТРТД – турбореактивный трехконтурный двигатель;

ГТУ – стационарные газотурбинные установки.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Зрелов В.А. Отечественные ГТД. Основные параметры и конструктивные схемы (Части 1 и 2): учебное пособие / В.А. Зрелов. - Самара: СГАУ, 2002. - 210 с.
2. Сорокин Л.И. Иностраные авиационные двигатели, 2010: Справочник ЦИАМ – выпуск 15. / Л.И. Сорокин - М.: Изд. ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова", 2010. - 592 с.
3. Котельников В.Р., Хробыстова О.В., Зрелов В.А., Пономарёв В.А. Двигатели боевых самолётов России / В.Р. Котельников, О.В. Хробыстова, В.А. Зрелов, В.А. Пономарёв - Рыбинск: Медиарост, 2020. - 616 с.
4. Пат. RU 2691868 С1 Российская Федерация, МПК F01D 5/18. Ротор турбины высокого давления газотурбинного двигателя (варианты) / Марчуков Е. Ю., Куприк В. В., Андреев В. А., Комаров М. Ю., Кононов Н. А., Крылов Н. В., Селиванов Н. П.; заявитель и патентообладатель ПАО ОДК - УМПО (RU). - № 2018124611; заявл. 05.07.2018; опубл. 18.06.2019, Бюл. № 17.
5. Никитин Ю.М., Нестеренко В.Г., Афанасьев А.А. Раздаточный материал к учебному пособию «Конструкция и проектирование узлов соединений роторов турбин и компрессоров авиационных двигателей» / Ю. М. Никитин, В. Г. Нестеренко, А. А. Афанасьев - М.: Издательство МАИ, 1989.
6. Нестеренко В.Г., Нестеренко В.В., Асадоллахи Гохиех А. Исследование и анализ эффективности систем воздушного охлаждения лопаток турбин высокого давления ГТД / В.Г. Нестеренко, В.В. Нестеренко, А. Асадоллахи Гохиех // Авиационно-космическая техника и технология. - 2014. - № 7. - с. 83–93.
7. Нестеренко В. Г. Аббаварам Р.Р. Improvement of the design and methods of designing tubular air-to-air heat exchangers cooling systems of gas turbines / В. Г. Нестеренко, Р.Р. Аббаварам // ICAS-2016. URL: [https://www.icas.org/ICAS\\_ARCHIVE/ICAS2016/data/papers/2016\\_0433\\_paper.pdf](https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2016/data/papers/2016_0433_paper.pdf)

8. 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](https://doi.org/10.1007/978-981-15-1773-0_5)
9. Диденко Р.А., Пиралишвили Ш.А., Виноградов К.А. Проработка технологии выбора оптимального радиуса расположения аппарата закрутки в системе подвода воздуха к рабочей лопатке турбины / Р.А. Диденко, Ш.А. Пиралишвили, К.А. Виноградов // Тепловые процессы в технике. - 2019. - т. 11. - №11. - с. 514–526.
10. Пиралишвили Ш.А., Пиотух С.М., Поткин А.Н., Крупин В.П. Решение комплексной задачи проектирования системы охлаждения рабочего колеса газовой турбины / Ш.А. Пиралишвили, С.М. Пиотух, А.Н. Поткин, В.П. Крупин // Вестник РГАТУ. - 2013. - №2(25). - с. 51-57.
11. Батулин О. В., Николалдэ П., Ткаченко А. Ю., Волкова А. С., Подгорнова А. С. Идентификация математической модели газотурбинного двигателя с учетом неопределенности исходных данных / О. В. Батулин, П. Николалдэ, А. Ю. Ткаченко, А. С. Волкова, А. С. Подгорнова // Вестник Московского авиационного института. - 2021. - № 3. - с. 374–375.
12. Диденко Р.А., Пиралишвили Ш.А., Шахов В.Г. Влияние отверстий в покрывном диске на характеристики системы подвода воздуха к рабочей лопатке турбины / Р.А. Диденко, Ш.А. Пиралишвили, В.Г. Шахов // Тепловые процессы в технике. - 2020. - т. 12. - №6. - с. 271–281.
13. Диденко Р.А., Пиралишвили Ш.А., Виноградов К.А. Теория и расчет течения в системе подвода воздуха к рабочей лопатке турбины / Р.А. Диденко, Ш.А. Пиралишвили, К.А. Виноградов // Тепловые процессы в технике. - 2020. - т. 12. - №7. - с. 314-324.
14. Кофман В. М. Методология и опыт экспериментально-расчетного определения показателей газодинамической эффективности узлов ГТД по

- параметрам неравномерных воздушных и газовых потоков: монография / В. М. Кофман. - Уфа: УГАТУ, 2013. - 400 с.
15. Кофман В. М. Методология и опыт параметрической идентификации математических моделей газотурбинных двигателей и их узлов по результатам испытаний: монография / В. М. Кофман. - Уфа: УГАТУ, 2014. - 182 с.
  16. Кофман В. М. Методология экспериментально-расчетного определения показателей эффективности основных камер сгорания ГТД по результатам их автономных испытаний на камерном стенде / В. М. Кофман // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. - 2016. - № 46. - с. 7– 40.
  17. Щукин А.В., Ильинков А.В. Пристенная интенсификация теплообмена при сложных граничных условиях: монография / А.В. Щукин, А.В. Ильинков. - Казань: Издательство Казанского государственного технического университета, 2014. - 252 с.
  18. Мамаев Б.И. Газодинамический расчет осевой турбины / Б.И. Мамаев; под редакцией Б.М. Аронова. - Куйбышев: Издательство КуАИ, 1969. - 103 с.
  19. Tyacke J., Jefferson-Loveday R., Tucker P. On LES methods applied to seal geometries / J. Tyacke, R. Jefferson-Loveday, P. Tucker // ASME Turbo Expo. Copenhagen, Denmark. - 2012. URL: <http://dx.doi.org/10.1007/s10494-013-9480-x>.
  20. Zhang H., Zheng Q., Yue G., Deng Qingfeng. Unsteady numerical analysis of a whole ring of finger seal with grooves on finger pads / H. Zhang, Q. Zheng, G. Yue, Qingfeng Deng // ASME Turbo Expo. San Antonio, TX, USA. - 2013. DOI: 10.1115/GT2013-94514
  21. Shouqing Huang, Suo Shuang-fu, Li Yongjian, Wang Yuming. Theoretical and experimental investigation on tip forces and temperature distributions of the brush seal coupled aerodynamic force / Huang Shouqing, Shuang-fu Suo, Yongjian Li, Yuming Wang // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. - 2014. - vol. 136, 052502. - 12 p. DOI:10.1115/1.4026074
  22. Temis J., Selivanov A., Dzeva I. Fluid-structural analysis of a non-contacting finger seal / J. Temis, A. Selivanov, I. Dzeva // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Science. St. Petersburg, Russia. - 2014.

URL:[http://www.icas.org/ICAS\\_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014\\_0779\\_paper.pdf](http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0779_paper.pdf)

23. Pugachev A. O. [et al.] Structural dynamics optimization of rotor systems for a small-size turboprop engine / A. O. Pugachev [et al.] // *Journal of Propulsion and Power*. - 2015. - vol. 31. - no. 4. - p. 1083–1093. DOI: 10.2514/1.B35399
24. Pugachev A. O. [et al.] Segmentation effects on brush seal leakage and rotordynamic coefficients / A. O. Pugachev [et al.] // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. - 2016. - vol. 138. - no. 3, 032501. - 9 p. DOI: 10.1115/1.4031386
25. Schwarz H., Friedrichs J. Preliminary investigations for a pressure balanced back plate at low inclined brush seals / H. Schwarz, J. Friedrichs // *ASME Turbo Expo*. Montreal, Canada. - 2015. DOI: 10.1115/GT2015-42580
26. Schwarz H., Friedrichs J., Flegler J. Axial inclination of the bristle pack, a new design parameter of brush seals for improved operational behavior in steam turbines / H. Schwarz, J. Friedrichs, J. Flegler // *ASME Turbo Expo*. Dusseldorf, Germany. - 2014. DOI: 10.1115/GT2014-26330
27. Ahmadi M., Khosravi F.A. CFD simulation of non-Newtonian two-phase fluid flow through a channel with a cavity / M. Ahmadi, F.A. Khosravi // *Thermal Sci.* - 24(2B). - 2020. - p. 1045-1054.
28. Ahmadi M., Mirjalily S.A.A., Oloomi S.A.A. RANS  $K-\omega$  simulation of 2d turbulent natural convection in an enclosure with heating sources / M. Ahmadi, S.A.A. Mirjalily, S.A.A. Oloomi // *IIUM Engin. J.* - 20(1). - 2019. - p. 229-244.
29. Du C., Li L., Wu X., Feng Z. Effect of jet nozzle geometry on flow and heat transfer performance of vortex cooling for gas turbine blade leading edge / C. Du, L. Li, X. Wu, Z. Feng. // *Appl. Thermal Eng.* - 48(7). - 2015. DOI:10.1016/j.applthermaleng.2015.09.087
30. Horlock J., Watson D., Jones T. Limitations on gas turbine performance imposed by large turbine cooling flows / J. Horlock, D. Watson and T. Jones. // *J. Eng. Gas Turb. Power*. - 123(3). - *Energy Procedia* 75. – 2015. - p. 3220–3229.

31. Методика Е9-41-116ПМ-2004 Методика определения основных параметров ГТД-10РМ и регулировки ограничителей номинального и максимального режимов при стендовых испытаниях. - ОАО «НПО «Сатурн», 2004. - 32 с.
32. ГОСТ 8.207–76 Прямые измерения с многократными наблюдениями. Методы обработки результатов наблюдений. Основные положения. – М.: Гос. комитет СССР по стандартам, 1976. - 9 с.
33. Ванютин С. А., Сиянович А. С., Ельтищев Е. М., Киселев А. Л., Вакушин С. А. Программа 117.01ПМ6.3-1 Программа приемо-сдаточных испытаний - ОКБ им. А. Льюльки филиал ПАО «ОДК-УМПО», 2020. - 63 с.
34. Воробьев Д. А., Сарычев В. В., Щипаков В. А., Куприк В. В., Кирюхин В. В. Технические условия 117С.2400.02 ТУ Технические условия на препарирование деталей и сборочных единиц для определения температурного состояния изделия в обеспечение ГСИ (Приложение к программе 117С.01ПМ45) - ОКБ им. А. Льюльки филиал ПАО «ОДК-УМПО», 2017. - 24 с.
35. Преображенский В.П. Теплотехнические измерения и приборы / В.П. Преображенский. - М.: Энергия, 1978. - 704 с.
36. Данцыг А. Я. Метод осреднения параметров газового потока по сечению канала / А. Я. Данцыг, В. П. Лабендик, Н. М. Петров // Теплоэнергетика. - 1982. - № 11. - С. 39-43.
37. Данцыг А. Я. Метод осреднения неравномерных потоков для определения потерь полного давления в воздушно-реактивных двигателях / А. Я. Данцыг, В. П. Лабендик, О. Б. Минеев // Известия вузов. Авиационная техника. - 1987. - № 3. - С. 82-84.
38. Дружинин Л. Н. Метод и подпрограмма расчета термодинамических параметров воздуха и продуктов сгорания углеводородных топлив / Л. Н. Дружинин, Л. И. Швец, Н. С. Малинина // Руководящий техн. Материал авиационной техники. РТМ 1677–83. Двигатели авиационные и газотурбинные. - 1983. - 68 с.



39. Дружинин Л. Н. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей / Л. Н. Дружинин, Л. И. Швец, А. И. Ланшин // Труды ЦИАМ. - 1979. - № 832. - 45 с.
40. Елисеев, Ю. С. Технология эксплуатации, диагностики и ремонта газотурбинных двигателей / Ю. С. Елисеев, В. В. Крымов, К. А. Малиновский, В. Г. Попов. - М.: Высшая школа, 2002. - 355 с.
41. Епифанов С. В. Анализ современных подходов к идентификации математических моделей ГТД / С. В. Епифанов // Двигатели и энергоустановки. Сб. науч. трудов. - Харьков: ХАИ, 2001. - Вып. 23. - С. 169-174.
42. Горелов Ю.Г., Тюльков К.В., Ананьев В.В., Бывальцев П.М. Верификация 1D, 2D и 3D расчетов пленочного охлаждения входных кромок сопловых лопаток / Ю.Г. Горелов, К.В. Тюльков, В.В. Ананьев, П.М. Бывальцев // Труды Седьмой Российской национальной конференции по теплообмену. (22-26 октября 2018г.). - Москва: Издательский дом МЭИ, 2018. - Т. 1. - 335с.
43. Жернаков С. В. Идентификация характеристик ГТД на основе технологии нейронных сетей / С. В. Жернаков // Полет. - 2006. - № 10. - С. 9-15.
44. Августинovich В.Г. Нестационарные явления в турбомашинах / В.Г. Августинovich, А.А. Иноземцев, Ю.Н. Шмотин, А.М. Сипатов, Румянцев Д.Б., под ред. В.Г. Августинovichа. – Екатеринбург. – 1999. – 280 с.
45. Зайдель А. Н. Ошибки измерений физических величин / А. Н. Зайдель. – М.: Наука, 1974. – 108 с.
46. Ануров Ю.М. Эффективные методы интенсификации теплообмена в системах охлаждения лопаточных аппаратов высокотемпературных газовых турбин: диссертация доктора технических наук: 05.04.12 / Ануров Юрий Михайлович. – СПб, 2005. - 368 с.
47. Изаак В. Я. Исследование параметров потока в выходном сечении сужающихся реактивных сопел одноконтурных и двухконтурных двигателей / В. Я. Изаак, Е. М. Таран, В. А. Шульгин // Труды ЦИАМ. Некоторые вопросы

- расчета и экспериментального исследования высотно-скоростных характеристик ГТД. - 1973. - № 602. - Вып. 2. - С.121-139.
48. Ильичев Я. Т. Термодинамический расчет воздушно-реактивных двигателей / Я. Т. Ильичев // Труды ЦИАМ. - 1975. - № 677. - 126 с.
49. Коллюбакин Р. А. Влияние нестационарности и неравномерности температуры торможения на расход потока сжимаемого газа / Р. А. Коллюбакин, В. Н. Серманов // Двигатели летательных аппаратов. Труды 8 научных чтений по космонавтике. Москва. – 24-27 января 1984. - С. 93-99.
50. Чурмакова В. В., Кутикова А. Ю., Стародумов А. В., Тепляков В. С., Зиновьев А. С. Методика 30.01-2400.16ПМ Расчет воздушной системы по результатам испытаний - ОКБ им. А. Льюльки филиал ПАО «ОДК-УМПО», 2023. - 22 с.
51. Некрасова Е. С., Проскурин А. А., Карелин Д. В., Шмотин Ю. Н. Техническая справка. 117С.1451.26ТС Проектная схема воздушных систем газогенератора - ОКБ им. А. Льюльки филиал ПАО «ОДК-УМПО», 2007. - 12 с.
52. Воробьев Д. А., Иванченко С. Ю., Стародумов А. В., Тепляков В. С., Зиновьев А. С. Технический отчет 30.01-2430.14ТО Комплексный расчет участка ВВТ наружного контура изделия - ОКБ им. А. Льюльки филиал ПАО «ОДК-УМПО», 2021. - 24 с.
53. Брегман В. М., Стародумова И. М., Мамаев Б. И., Рябов Е. К., Стародумов А. В., Тепляков В. С., Вовк М. Ю., Зиновьев А. С. Методика 30.01-2400.09ПМ Расчет параметров охлаждающего воздуха и затрат мощности в системе подвода воздуха к РЛ ТВД - ОКБ им. А. Льюльки филиал ПАО «ОДК-УМПО», 2023. - 40 с.
54. Кофман В. М. Система алгоритмов и программ осреднения параметров неравномерных газовых потоков для обработки результатов испытаний ГТД и его узлов / В. М. Кофман, Р. А. Тагирова // Труды ЦИАМ. Сб. тез. докл. 5-ой отраслевой конф. «Автоматизированное проектирование авиационных двигателей». - 1987. - № 1228. - С. 281-282.

55. Пиралишвили Ш.А. Вихревой эффект. Эксперимент, теория, технические решения / Ш.А. Пиралишвили, В.М. Поляев, М.Н. Сергеев. Под редакцией А.И. Леонтьева. - М.: УНПЦ "Энергомаш", 2000. - 412 с.
56. 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.
57. 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.
58. Копелев С. З., Слитенко А. Ф. Конструкции и расчет систем охлаждения ГТД / С. З. Копелев, А. Ф. Слитенко // Под редакцией А. Ф. Слитенко. - Харьков: Изд. «Основа» при Харьковском государственном университете, 1994. - 240 с.
59. Кофман В. М. Метод параметрической идентификации математических моделей газотурбинных двигателей / В. М. Кофман // Труды X Всерос. науч.-техн. конф. «Аэрокосмическая техника и высокие технологии – 2007». - 25-26 июня 2007г. - Пермь: Перм. политех. ун-т, 2007. - С. 147-148.
60. Касьянова В. Г., Булычев Н. Н., Карелин Д. В., Шмотин Ю. Н., Кирюхин В. В. Техническая справка 117.1451.28ТС Расчетная оценка характеристик ВВТ ТВД - ОКБ им. А. Люльки филиал ПАО «ОДК-УМПО», 2007. - 15 с.
61. Касьянова В. Г., Булычев Н. Н., Карелин Д. В., Шмотин Ю. Н., Кирюхин В. В. Техническая справка 117.1451.29ТС Расчетная оценка характеристик ВВТ ТНД - ОКБ им. А. Люльки филиал ПАО «ОДК-УМПО», 2007. - 13 с.

62. Мальков В.А. Контактный теплообмен в газотурбинных двигателях и энергоустановках / В.А. Мальков, О.Н. Фаворский, В.Н. Леонтьев; под ред. О.Н. Фаворского. - М.: Машиностроение, 1978. – 144 с.
63. Некрасова Е. С., Сарычев В. В., Зыкунов Ю. И., Поляков К. С., Кирюхин В. В. Схема воздушных систем 117С.31.00.000ПЗ.3 Изделие 117С схема воздушных систем (КЛ-04) - ОКБ им. А. Люльки филиал ПАО «ОДК-УМПО», 2011. - 1 с.
64. Нагога Г.П. Ресурсное проектирование рабочей лопатки высокотемпературной турбины с минимальными затратами на охлаждение / Г.П. Нагога, В.И. Цейтлин, В.П. Балтер // Промышленная теплотехника. -1990. - Т.12 - №2 - С. 55-62.
65. Методика М82-83/014-2005 Типовая методика испытаний систем охлаждения основных узлов и деталей ГТД. - ОАО «НПО «Сатурн», 2005. - 30 с.
66. 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. - №4. - p. 239-246.
67. Нагога Г.П. Эффективные способы охлаждения лопаток высокотемпературных газовых турбин / Г.П. Нагога. - М.: Изд. МАИ, 1996. - 100 с.
68. Пиотух С.М. Экспериментальное исследование эффективности охлаждения выходной кромки сопловой лопатки / С.М. Пиотух // Казань: КАИ, Межвузовский сборник. Высокотемпературные охлаждаемые газовые турбины двигателей летательных аппаратов. - 1982. - С. 17-21.
69. Новиков А.С. Основные направления развития авиационных газотурбинных двигателей / А.С. Новиков, Н.А. Буров - Ярославль: Ярославский политехнический институт. - 1987. - 80 с.
70. Мамаев Б.И. Методы газодинамического проектирования и совершенствование элементов проточной части турбин авиационных высокотемпературных двигателей: диссертация доктора технических наук: 05.07.05 / Мамаев Борис Иванович. – Самара, 1995. - 299 с.

71. Стародумова И. М., Сарычев В. В., Булычев Н. Н., Проскурин А. А., Зыкунов Ю. И., Кирюхин В. В. Техническая справка 117С.1451.50ТС Разработка конструктивных мероприятий по регулированию осевых нагрузок, действующих на роторы низкого и высокого давлений - ОКБ им. А. Люльки филиал ПАО «ОДК-УМПО», 2010. - 31 с.
72. Зрелов В.А., Новиков Д.К., Патт Е.А. Формирование конструктивных схем ГТД и расчет осевых сил в турбокомпрессоре / В.А. Зрелов, Д.К. Новиков, Е.А. Патт: учебное пособие. - Самара: Издательство Самарского государственного аэрокосмического университета, 2006. -33 с.
73. Кутикова А. Ю., Стародумова И. М., Стародумов А. В., Тепляков В. С., Зиновьев А. С., Марчуков Е. Ю. Методика 30.01-2400.11ПМ Расчет осевых нагрузок, действующих на радиально-упорные шарикоподшипники РВД и РНД - ОКБ им. А. Люльки филиал ПАО «ОДК-УМПО», 2022. – 28 с.
74. Нерубаский В. В. Турбореактивные двухконтурные двигатели для боевой авиации: справ. пособие / В.В. Нерубаский. - Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». - 2011. - ч. 4. - 284 с.
75. Стародумова И. М., Сарычев В. В., Проскурин А. А., Карелин Д. В., Кирюхин В. В. Техническая справка 117С.1451.49ТС Анализ результатов испытаний двигателя 117С-02(4сб.) по измерению осевых нагрузок, действующих на роторы низкого и высокого давлений - ОКБ им. А. Люльки филиал ПАО «ОДК-УМПО», 2009. - 30 с.
76. Кофман В. М. Система алгоритмов и программ для осреднения параметров неравномерных газовых потоков при обработке результатов испытаний ГТД и его узлов / В. М. Кофман, Р. А. Тагилова // Науч. техн. сб. «Вопросы авиационной науки и техники». Серия «Авиационное двигателестроение». - М.: ЦИАМ, 1992. - Вып. 4. - С. 13-17.
77. Пиралишвили Ш.А. Развитие методов интенсификации теплообмена в охлаждаемых лопатках газовых турбин закруткой потока / Ш.А. Пиралишвили, С.В. Веретенников, С. М. Хасанов // Труды 5 Российской

- национальной конференции по теплообмену. - М.: Изд-во МЭИ. - 2010. - Т.6. - С. 121-125.
78. Пиралишвили Ш.А. Интенсификация теплообмена в сопловой лопатке высокотемпературной турбины / Ш.А. Пиралишвили, С.В. Веретенников, С. М. Хасанов // Тезисы докладов XVIII Школы-семинара молодых ученых и специалистов под руководством академика РАН А.И. Леонтьева «Проблемы газодинамики и тепломассообмена в новых энергетических технологиях». - М.: Изд-во МЭИ. - 2011. - С. 81-82.
79. Пиралишвили Ш.А. Повышение эффективности охлаждения в сопловой лопатке с циклонно-вихревой системой охлаждения / Ш.А. Пиралишвили, С.В. Веретенников, С. М. Хасанов // Материалы докладов международной научно-практической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». - Самара: СГАУ. - 2011. - С.317-319.
80. Malinovskiy I., Nesterenko V., Ivanov I. Research and optimization of axial gas vfkbyjforces 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.
81. Пиралишвили Ш.А. Решение комплексной задачи проектирования системы охлаждения рабочего колеса газовой турбины / Ш.А. Пиралишвили, С.М. Пиотух, А.Н. Поткин, В.П. Крупин // Вестник РГАТУ. - 2013. - №2(25). - С. 51-57.
82. Поткин А.Н. Применение методики оптимизации эффективности охлаждения при 3D-моделировании теплового состояния перфорированной дефлекторной лопатки соплового аппарата турбины /А.Н. Поткин, С.Е. Белова, М.Н. Орешкина // Сборка в машиностроении, приборостроении. - 2007. - №11. - С. 48-49.

83. Копелев С.З., Тихонов Н.Д. Расчет турбин авиационных двигателей (Газодинамический расчет. Профилирование лопаток) / А.Н. С.З. Копелев, Н.Д. Тихонов - М.: Машиностроение. - 1974. - 268 с.
84. 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.
85. Кожухов Ю. В., Яблоков А. М., Янин И. С., Данилишин А. М., Аксенов А. А., Карташов С. В., Фатеева Е. С. Расчет авиационных газотурбинных двигателей / Ю. В. Кожухов, А. М. Яблоков, И. С. Янин, А. М. Данилишин, А. А. Аксенов, С. В. Карташов, Е. С. Фатеева // - Санкт-Петербург: ПОЛИТЕХ ПРЕСС, 2020. - 168 с.
86. Полежаев Ю.В. Тепловая защита / Ю.В. Полежаев, Ф.Б. Юревич. - М.: Энергия, 1976. - 392 с.
87. Полежаев Ю.В. Газодинамические испытания тепловой защиты. Справочник / Ю.В. Полежаев, А.А. Шишков. – М.: Промедэк, 1992. - 248 с.
88. Почуев В.П. Исследование локального теплообмена на поверхности решеток турбинных лопаток / В.П. Почуев, В.Ф. Щербаков // Теплоэнергетика. - 1978. - № 10. - С. 37-41.
89. Гумеров Х. С. Типовые блоки и процедуры расчета параметров газового потока с использованием термодинамических функций. / Х. С. Гумеров, Ю. Н. Фомин, А. Я. Магадеев, Р. Ш. Магадеева, И. А. Немкова, Л. В. Пешкина // Методические материалы УМКБ «Союз». - Уфа, 1973. - 36 с.
90. Репухов В.М. Тепловая защита стенки вдувом газа / В.М. Репухов. - Киев: Наукова думка. - 1997. - 252 с.
91. Руководство оператора «Программа расчёта характеристик охлаждаемой турбины». - Рыбинск: ОАО «Рыбинские моторы», 1991. - 20 с.
92. Себиси Т. Конвективный теплообмен. Физические основы и вычислительные методы / Т.Себиси, П.Бредшоу. - М.: Мир, 1987. - 592 с.

93. Сиразетдинов Т.К. Оптимизация процессов в авиационной технике / Т.К. Сиразетдинов // Казань, Межвузовский сборник. - 1978. - Выпуск 2 - 88с.
94. Сиразетдинов Т.К. Оптимизация процессов в авиационной технике / Т.К. Сиразетдинов // Казань, Межвузовский сборник. - 1981. - 136 с.
95. Скворцов Г.С. Иностраные авиационные двигатели / Г.С. Скворцов. - ЦИАМ, 1984. - 320 с.
96. Скубачевский Г.С. Авиационные ГТД / Г.С. Скубачевский. - М: Машиностроение, 1984. - 528 с.
97. Тематический сборник статей о применении газотурбинных двигателей марки «НК» в электроэнергетике. «Газотурбинная энергетика под маркой «НК»». – Самара, РИК «Демидовские капиталы», 2005 г. - 120 с.
98. Горелов Ю.Г., Ананьев В.В., Золотухина Д.А. 3D-исследования теплообмена и гидродинамики трактовых полок сопловых блоков турбины с различными схемами охлаждения / Ю.Г. Горелов, В.В. Ананьев, Д.А. Золотухина // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. - 2022. - Т. 21. - №2. - С. 16 – 27.
99. Халатов А.А. Теплообмен и гидродинамика в полях центробежных массовых сил / А.А. Халатов, В.В. Романов, И.И. Борисов, Ю.Я. Дашевский, С.Д. Северин. - Киев: Институт технической теплофизики НАН Украины, 2010. - 317 с.
100. Холщевников К.В. Теория и расчёт авиационных лопаточных машин / К.В. Холщевников. - М: Машиностроение, 1970. - 612 с.
101. Хронин Д.В. Конструкция и проектирование авиационных ГТД /Д.В. Хронин. - М: Машиностроение, 1989. - 368 с.
102. Горелов Ю.Г. 3D-исследование эффективности охлаждения трактовых полок соплового блока турбины высокого давления с «меридиональным поджатием» и веерными отверстиями / Ю.Г. Горелов // Изв. вузов. Авиационная техника. - 2019. - №3. - стр. 115 – 121.
103. Никитин И.С., Магдин А.Г., Припадчев А.Д., Горбунов А.А. Повышение мощности турбореактивного двигателя с помощью охлаждения воздуха на



- входном устройстве / И.С. Никитин, А.Г. Магдин, А.Д. Припадчев, А.А. Горбунов // Вестник Московского авиационного института. - 2021. - № 3. - с. 130-138.
104. 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.
105. Didenko R.A., Karelin D.V., Ievlev D.G., Shmotin Y.N., Nagoga G.P. Pre-swirl cooling air delivery system performance study / R.A. Didenko, D.V. Karelin, D.G. Ievlev, Y.N. Shmotin, G.P. Nagoga // Proceedings of ASME Turbo Expo. - 2012. - GT68342-2012. - p.1-12.
106. Поткин А.Н., Белова С.Е., Карпов Ф.В., Орешкина М.Н., Фадеев В.А. Опыт применения наукоемких расчетных технологий для создания высокотемпературной турбины ГТД / А.Н. Поткин, С.Е. Белова, Ф.В. Карпов, М.Н. Орешкина, В.А. Фадеев // Вестник РГАТА им. Соловьева. - 2009. - №1(15). - с.87-93.