

## СВЕДЕНИЯ О РЕЗУЛЬТАТАХ ПУБЛИЧНОЙ ЗАЩИТЫ

**Диссертационный совет:** 24.2.327.06

**Соискатель:** Малиновский Иван Михайлович

**Тема диссертации:** Исследование и совершенствование воздушных систем газогенераторов турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой сгорания

**Специальность:** 2.5.15. — «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»

### **Решение диссертационного совета по результатам защиты диссертации.**

На заседании 26 июня 2023 года диссертационный совет пришел к выводу о том, что диссертация представляет собой научно-квалификационную работу, соответствующую критериям, приведенным в "Положении о присуждении ученых степеней", утвержденном постановлением Правительства Российской Федерации от 24 сентября 2013 года № 842, и принял решение присудить Малиновскому Ивану Михайловичу ученую степень кандидата технических наук.

**Присутствовали:** председатель диссертационного совета Равикович Ю.А., ученый секретарь диссертационного совета Краев В.М., члены диссертационного совета: Агульник А.Б., Абашев В.М., Кочетков Ю.М., Лесневский Л.Н., Молчанов А.М., Мякочин А.С., Надирадзе А.Б., Назаренко И.П., Никитин П.В., Попов Г.А., Силуянова М.В., Тимушев С.Ф., Хартов С.А.

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

Краев В.М.

Начальник отдела УДС МАИ



ЗАКЛЮЧЕНИЕ ДИССЕРТАЦИОННОГО СОВЕТА 24.2.327.06,  
СОЗДАННОГО НА БАЗЕ ФЕДЕРАЛЬНОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО  
БЮДЖЕТНОГО ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО УЧРЕЖДЕНИЯ ВЫСШЕГО  
ОБРАЗОВАНИЯ «МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»  
МИНИСТЕРСТВА НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ  
ФЕДЕРАЦИИ, ПО ДИССЕРТАЦИИ НА СОИСКАНИЕ УЧЁНОЙ СТЕПЕНИ  
КАНДИДАТА НАУК

аттестационное дело № \_\_\_\_\_

решение диссертационного совета от 26.06.2023 г. № 44

О присуждении Малиновскому Ивану Михайловичу, гражданину Российской Федерации, ученой степени кандидата технических наук.

Диссертация «Исследование и совершенствование воздушных систем газогенераторов турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой сгорания» по специальности 2.5.15. – «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» принята к защите 10.04.2023 г., (протокол заседания № 40) диссертационным советом 24.2.327.06, созданным на базе федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»; 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4; приказ Министерства науки и высшего образования РФ о создании диссертационного совета – №669/нк от 24.06.2022 г.

Соискатель Малиновский Иван Михайлович, 18.05.1995 года рождения, с 2017 года работает инженером-конструктором в Опытно-конструкторском бюро имени А. Люльки – филиале публичного акционерного общества «Объединенная двигателестроительная корпорация – Уфимское моторостроительное производственное объединение».

В 2017 году окончил бакалавриат федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования

«Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по специальности 24.04.05 – «Двигатели летательных аппаратов». В 2019 году окончил магистратуру федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по специальности 24.04.05 – «Двигатели летательных аппаратов». С 2019 года по настоящее время проходит обучение в аспирантуре федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по направлению 24.06.01 – «Авиационная и ракетно-космическая техника».

В период подготовки диссертации соискатель работал инженером-конструктором в Опытно-конструкторском бюро имени А. Люльки – филиале публичного акционерного общества «Объединенная двигателестроительная корпорация – Уфимское моторостроительное производственное объединение».

Диссертация выполнена на кафедре 203 «Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» Министерства науки и высшего образования Российской Федерации.

Научный руководитель - кандидат технических наук Нестеренко Валерий Григорьевич, доцент кафедры 203 «Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов», федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Официальные оппоненты:

Щукин Андрей Викторович, доктор технических наук, профессор кафедры «Теплотехники и энергетического машиностроения» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего

образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ»;

Горелов Юрий Генрихович, кандидат технических наук, заместитель начальника отдела прочности и тепломасообмена производственного комплекса «Салют» акционерного общества «Объединенная двигателестроительная корпорация»

дали положительные отзывы на диссертацию.

Ведущая организация – публичное акционерное общество «ОДК-Кузнецов», г. Москва, в своем положительном отзыве, подписанном Андреем Юрьевичем Тисаревым, кандидатом технических наук, начальником отдела «Теплофизики и газовой динамики» ОКБ службы генерального конструктора ПАО «ОДК-Кузнецов» и утвержденном генеральным конструктором публичного акционерного общества «ОДК-Кузнецов» Павлом Владимировичем Чупиным, кандидатом технических наук, указала, что диссертация Малиновского И.М. представляет собой научно-квалификационную работу, которая посвящена актуальной научной проблеме, имеющей практическое и теоретическое значение. Рассматриваемая диссертационная работа соответствует требованиям п.п. 9-14 «Положения о присуждении учёных степеней», предъявляемым к диссертациям на соискание учёной степени кандидата наук, а её автор Малиновский Иван Михайлович заслуживает присуждения учёной степени кандидата технических наук по специальности 2.5.15. «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов».

Соискатель имеет 7 опубликованных работ, все по теме диссертации, из них в рецензируемых научных изданиях опубликовано 5 работ. Из 7 публикаций: 2 - статьи в научных журналах из списка ВАК, 3 – статьи в журналах, входящих в систему цитирования Scopus, 2 - тезисы докладов и материалы конференций. Все работы написаны в соавторстве.

Данные публикации посвящены гидравлическим расчетам воздушных систем, расчету осевых сил и совершенствованию воздушных систем газогенераторов турбореактивных двухконтурных двигателей с камерой

сгорания (ТРДДф).

Авторский вклад соискателя заключается в:

1. Проведении сравнительного анализа воздушных систем современных отечественных и иностранных ТРДДф, с целью выявления достоинств и недостатков, а также расчетной оценке газодинамических параметров и величин осевых сил, действующих на радиально-упорные подшипники роторов высокого давления (РВД) и роторов низкого давления (РНД);

2. Разработке новых конструктивных схем воздушных систем:

- системы подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам турбин высокого давления;

- полостей охлаждения рабочей лопатки турбины высокого давления;

- отсечки подвода охлаждающего воздуха клапанными аппаратами отключения на режимах максимальной экономичности работы двигателя;

3. Разработке методики проектирования воздушных систем ТРДДф, учитывающей одновременное повышение эффективности системы охлаждения и системы регулирования осевых сил.

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

В диссертации отсутствуют недостоверные сведения об опубликованных соискателем ученой степени работах.

Наиболее значимые работы соискателя:

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

2. Malinovskiy I., Nesterenko V., Starodumov A., Epikhin V., Yusipov B., Belov K. Development of GTE turbine air-cooling system to increase its operating parameters/ I. Malinovskiy, V. Nesterenko, A. Starodumov, V. Epikhin,

B. Yusipov, K. Belov// Aerospace Systems, Springer. – 2021. – N 4. – p. 239-246.

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

4. Малиновский И. М., Нестеренко В. Г., Стародумов А. В., Юсипов Б. Х., Иванов И. Г. Анализ и конструктивные методы оптимизации распределения осевых сил в турбореактивном двигателе с целью увеличения ресурса подшипника ротора высокого давления/ И.М. Малиновский, В.Г. Нестеренко, А.В. Стародумов, Б. Х. Юсипов, И. Г. Иванов// Вестник МАИ, издательство ФГБОУВО МАИ (НИУ). – 2022. – Т. 29. – N 1. – Авиационная и ракетно-космическая техника. – с. 81-94.

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

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

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

На диссертацию и автореферат поступили следующие отзывы (все

отзывы положительные).

**Отзыв на диссертацию официального оппонента Щукина А.В.,** доктора технических наук, профессора кафедры «Теплотехники и энергетического машиностроения», содержит замечания:

1. Из материалов диссертации не понятно, имеются ли в разработанной соискателем методике проектирования воздушных систем соответствующие числа подобия и симплексы, позволяющие обеспечить этой методике универсальность применения.

2. В диссертации не рассматривается схема аппарата закрутки с парциальным подводом охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам, позволяющая путем генерации пульсаций дополнительно повысить эффективность воздушного охлаждения рабочих лопаток турбины.

3. В диссертации для обозначения температуры часть информации представлена в градусах Цельсия (например, в таблице 1 на стр. 26; в табл. 5 на стр. 90; в информации на стр. 33, 88; на рис. 3.22, стр. 96). В то же время в формулах на стр.45,54, на графике рис.3.27 (стр.102) и др. использованы Кельвины. В связи с этим важно иметь ввиду, что в ряде случаев, например, при расчете температурного фактора, представляющего собой отношение температуры торможения охлаждающего воздуха к температуре торможения газа, получаются разные численные значения в зависимости от того в какой системе единиц он определен. Отметим, что в научных публикациях и учебниках, посвященных рабочим процессам в газотурбинных двигателях и установках, используются Кельвины.

4. Цель работы можно было сформулировать более лаконично перемещением излишне конкретных вопросов в раздел «Задач исследования».

5. Замечания по оформлению диссертации:

- в списке «Сокращений и условных обозначений» (стр.130, 131) содержатся только сокращения, а условные обозначения не приводятся;

- заключение соискателя о том, что решения, полученные в ходе этой работы, подходя для применения в газогенераторах гражданских ГТД, турбореактивных трехконтурных двигателей и стационарных ГТУ(стр.129),

необходимо разместить в разделе «Практическая значимость», что сделает этот раздел, где рассмотрены только ТРДДф, более полноценным.

**Отзыв на диссертацию официального оппонента Горелова Ю.Г.,** кандидата технических наук, содержит замечания:

1. Отсутствует упоминание современных и перспективных двигателей, таких как НК-32, НК-93, ПД-14, ПД-35.

2. Отсутствуют материалы по расчетным и экспериментальным параметрам, результаты сравнительного исследования в виде таблиц (графиков).

3. Рассматривается методика расчета теплогидравлических характеристик воздухо-воздушных теплообменников, однако не приведено результатов расчетов в виде таблиц, рисунков, с абсолютными (относительными) расчетными и замеренными давлениями, температурами в полостях.

4. В диссертации отмечено, что окружная составляющая реальной абсолютной скорости  $C_u$  в полости за АЗ и на входе в безлопаточный диффузор (БД) будет изменяться по закону свободного вихря:  $C_u * r = \text{const}$ . Это требует разъяснения, так как закон постоянства циркуляции работает в случае соблюдения закона неразрывности, а наличие утечек и трения нарушает энергетику вихря. На чем основано равенство давления на выходе из аппарата закрутки и входа в безлопаточный диффузор? Чему равно расстояние сохранения импульса потока от среза критического сечения аппарата закрутки? Чему равна средняя скорость  $C_u$  в сечении между выходом из аппарата закрутки и вращающейся стенкой диска? Нет оценки потерь за аппаратом закрутки с учетом утечек в осевой зазор и в думисную полость. Не просчитано влияние расходной характеристики рабочей лопатки на работу в системе подвода.

5. Отмечено, что «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». Однако в программе, разработанной ОКБ

ОАО «Сатурн» (г. Рыбинск), задача определения гидравлических характеристик при одновременном определении температуры стенки, решается в едином программном комплексе HydraTherm и едином комплексе Transient при итерациях между программой А.Ф. Слитенко и ANSYS Mechanical. Данная программа применяется как в стационарной, так и в нестационарной постановке с 2002-2007 г. на ОАО «Сатурн», ПК «Салют» АО «ОДК» и представляет более точные решения, особенно в нестационарной постановке на переходных режимах. Непонятно из каких соображений в диссертации назначена разница замеренной и расчетной температуры – не более  $\pm 6\%$ .

6. В разделе 3.2 при анализе конструкции воздушной системы модельного ГТД к недостаткам отнесены: 1) Отключение охлаждающего воздуха и втекание горячего газа в отверстия на входной кромке и корытце рабочей лопатки. Однако, так как температура лопатки в этом случае не превышает допустимую температуру, ресурс рабочих лопаток ТВД практически не снижается. Опыт эксплуатации рабочих лопаток ТВД НК-25, НК-32 показывает, что дефекты в виде локальных прогаров, трещин отдельных лопаток отсутствуют до окончания межремонтного ресурса. 2) Использование покрывного диска на диске ТВД приводит к подогреву воздуха от действия центробежных сил, в полости под покрывным диском, однако в этом случае снижается температура диска, а также диск защищается от локального по окружности «втекания» газа в осевой зазор, которое имеет место практически на всех режимах АГТД. Отсутствует указание на то, что аппарат закрутки позволяет снизить температуру охлаждающего воздуха на 80 градусов именно в относительном движении.

7. На самом деле в отличие от схемы приведенной на рис. 3.9 б, в схеме охлаждения EJ 200 отсутствует такое длинное отверстие в диске, как это имеет место в семействе двигателей АЛ, передняя сторона диска в районе замкового соединения защищена сплошным покрывным диском от ступицы диска до замка, а не коротким экраном. Представляется некорректным сравнивать температуру воздуха на входе в полость охлаждения лопатки G3 для двигателя

EJ 200 без теплообменника и российского ГТД с теплообменником, где где снижение температуры составляет ( $\Delta t=100^{\circ}\text{C}$ ) - из-за потерь давления в теплообменнике, веса теплообменника и пр. Непонятно при каких условиях проводится сравнение. Если сравнение проводится при R- constant, то решающую роль играет вес теплообменника, потери в цикле, когда более холодный воздух из теплообменника выбрасывается в газовый тракт турбины, необходимо учитывать удельный вес и ресурс ГТД, газодинамические потери от развитого пленочного охлаждения в рабочих лопатках ТВД EJ 200 и др.

8. Отсутствуют таблицы по геометрическим характеристикам, давлениям и температурам в исходных данных, результатам гидравлических и тепловых расчетов как для EJ 200, так и для модельного ГТД.

9. К недостаткам системы охлаждения EJ 200 автор относит то, что подвод воздуха осуществляется примерно в центре диска, на существенном расстоянии от входа в полость охлаждения, использование покрывного диска в турбине высокого давления приводит к повышению температуры охлаждающего рабочую лопатку воздуха от центробежной подкачки. Однако при этом повышается давление воздуха на входе в лопатку, в сечениях по высоте лопатки, появляется резерв по затеканию газа через отверстия перфорации.

10. В модернизированной конструкции системы охлаждения непонятно каким образом воздух проходит через трубку в СЛ ТВД. Отсутствует поперечное сечение СЛ ТВД.

11. Аппараты закрутки изображены условно: непонятно лопаточные аппараты закрутки или аппараты закрутки с отверстиями. Отверстия направлены тангенциально? Скорее всего двузубые лабиринты на столь тонких экранах перед и за диском НТВД, перед диском ТНД не пройдут по прочности. Отсутствуют результаты расчета программы гидравлических характеристик А.Ф. Слитенко (в частности направление течения в щеточном уплотнении за КВД (10)), заявление о том, что «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» не подтверждено результатами расчета отсутствуют таблицы, графики).

12. Для модернизированного ТРДДф гидравлическое сопротивление при повороте потока на 90 градусов из полости у нижнего торца лопатки в переднюю и заднюю полости рабочей лопатки существенно увеличится по сравнению с существующим на двигателях АЛ подводом из отверстий в диске ТВД. Схема охлаждения рабочей лопатки ТВД с перегородками изготовленными при литье, а не с дефлекторами, используется на многих рабочих лопатках зарубежных двигателей. Схема подвода воздуха более высокого давления из-за КВД к передней полости рабочей лопатки ТВД и более низкого давления воздуха к задней полости при отборе от промежуточной ступени компрессора не нова и используется на ЕЗ Р&W. От дефлекторной схемы охлаждения на рабочей лопатке ТВД современных ГТД отказались как по технологическим соображениям, так и по уровню эффективности охлаждения, например, на двигателе НК-32 - по технологическим соображениям и из-за большого количества дефектов.

13. Если в выходной полости 14 (рис. 3.13) модернизированной лопатки используется вихревая матрица, то ее гидравлическое сопротивление излишне высокое, а пропускная способность рабочей лопатки - низкая. Выдув воздуха из полости 5 только на корытце может привести к дефектам на спинке в этой полости.

14. Отсутствуют результаты теплового расчета плоских сечений рабочих лопаток в ANSYS Mechanical (даже со шкалой температур в относительном виде). В случае подвода воздуха к нижнему торцу замка расход охлаждающего воздуха через лопатку давления воздуха могут быть избыточными. Отказ от покрывного диска может привести к значительным дефектам по диску ТВД, замковому соединению, например, в случае неверного расчета уровня давлений газа и воздуха в проектировочном расчете и затекания газа в полость за аппаратом закрутки ТВД, а также аварийной ситуации. При этом обрыв диска является гораздо более существенным

дефектом, чем обрыв лопатки. Непонятно каким образом получен коэффициент интенсивности (эффективности) охлаждения РЛ ТВД (таблица 9), не приведена формула расчета эффективности охлаждения. Сопоставляя рисунки 3.1 и 3.12 можно, визуальное, определить, что разница давления в полости перед ЩУ и «думисом» мала. Обоснована ли установка ЩУ в этом месте, так как ЩУ устанавливается в местах с большим перепадом давления?

15. На рис.3.1 1, 3.12 представлена модернизированная схема подвода ОВ к РЛ ТВД, в ней реализована двухсторонняя система подвода к РЛ. Рассматривался ли вариант этой схемы, с односторонним подводом ОВ со стороны СА ТВД? Наличие подвода ОВ со стороны СА ТНД усложняет конструкцию турбины, кроме того подача воздуха из трубки в СА ТНД происходит в три места, распределение воздуха существенно зависит от точности изготовления АЗ и выполнения отверстий.

**Отзыв на диссертацию ведущей организации — ПАО «ОДК-Кузнецов»** содержит замечания:

1. . В диссертационной работе делается акцент на воздушных системах газогенераторов турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой сгорания. В первой главе не выполнен достаточный анализ, по результатам которого можно было бы заключить, что общего и какие отличия различные ТРДДф имеют в параметрах и конструкции, какие решения применяются при выборе пневмосхемы. По результатам данной работы ожидалось увидеть методику, которая позволяла бы на основании выбранных в рамках термогазодинамического проектирования параметров изделия, ресурса, ОТПЦ и специальных требований определить рекомендации по компоновке воздушной системы, как например, целесообразность введения механизмов отключения охлаждающего воздуха на продолжительных, менее нагруженных режимах работы в зависимости от степени двухконтурности. В данной работе таких результатов не представлено.

2. В работе говорится, что при проектировании воздушных систем практически нигде не рассматривается влияние воздушной системы на осевую силу, действующую на РУП. В практике проектирования, особенно турбины

высокого давления, всегда рассматривается влияние воздушных систем на величину осевого усилия, что зачастую влияет на конструктивное исполнение системы охлаждения.

3. В диссертации приведены только отечественные авторы, внесшие вклад в усовершенствование методов проектирования воздушных систем. В списке литературы приведены зарубежные публикации только по вопросам исследования уплотнений, а не пневмосистемы, как единой системы, на которой делается акцент в диссертации. Исходя из этого можно заключить, что обзор литературы проработан в недостаточном объеме.

4. Цель диссертационной работы посвящена совершенствованию конструктивных схем и улучшению параметров воздушных систем современных турбин ТРДДф. В качестве параметров воздушных систем приведены экономичность и удельная тяга на крейсерском режиме. Данные параметры не являются параметрами воздушных систем, а являются параметрами двигателя.

5. В диссертации ставится задача по повышению эффективности современной конструктивной схемы воздушной системы, системы охлаждения турбин ТРДДф и системы регулирования осевых сил. Непонятно, что автор в данном случае вкладывает в эффективность.

6. Выдвигаемые автором в качестве научной новизны результаты требуют дополнительного обоснования новизны:

- система охлаждения с подводом воздуха к рабочей лопатке разного давления и температуры на нужды плёночного и конвективного охлаждения имеет место в практике например, реализована на представленном в первой главе двигателе М-88, а также приведена в литературе;

- новизну конструктивной схемы полостей охлаждения лопатки турбины может подтвердить только патент, который в списке литературы не приведён;

- проектирование воздушных систем в практике выполняется с учётом величин осевых усилий, в связи с чем непонятно, какие аспекты выносимой на защиту методики могут быть выделены в качестве научной новизны.

7. Выводы, представленные в первой главе, неоднозначны. Первый вывод

говорит о необходимости расположения радиуса подвода воздуха соответствующему радиусу расположения нижнего торца замка лопатки.

Данный вывод сформулирован только на одном аспекте, связанном с возможным снижением температуры среды на входе в систему охлаждения рабочей лопатки турбины, но при этом не рассматриваются другие аспекты, как например, необходимость обеспечения приемлемого, с точки зрения ресурсных показателей, температурного поля диска турбины, особенно при высоких температурах воздуха за компрессором. Второй вывод говорит о возможности использования лопаточного аппарата, установленного в радиальном диффузоре под покрывным диском, для предотвращения втекания горячего газа в полости охлаждения рабочей лопатки. Некорректно озвучивать только положительные стороны конструкторских решений, не сообщая о негативных последствиях, связанных с существенными потерями мощности на роторе турбины, затрачиваемыми на закрутку охлаждающего потока.

8. Из результатов измерений параметров среды воздушной системы можно предположить, что расчётная гидравлическая модель пневмосистемы не учитывает подмешивания газа в привтулочные полости осевых зазоров турбины, что приводит к расхождению по температуре до 50°C. Кроме того данные измерений и отклонений следует приводить более подробно поскольку, как правило, при термометрировании полостей в осевых зазорах рекомендуется закладывать не менее трёх точек, а расхождения между ними может составлять значительных величин. Также неясно на каком режиме приводится сравнение давлений и температур по результатам расчёта и измерений с учётом циклограммы испытаний, представленной в таблице 3.

9. Представленная в диссертационной работе методика проектирования воздушных систем ТРДДф принимает в рассмотрение только две системы: систему охлаждения и систему разгрузки радиально-упорного подшипника от осевых сил. В работе не рассмотрены системы наддува уплотнений маслополостей, система управления радиальными зазорами, противообледенительная система двигателя. Все данные системы являются составляющими пневмосистемы двигателя. Система наддува уплотнений

маслополостей может существенно влиять как на систему разгрузки радиально-упорных подшипников, так и на систему охлаждения. Противообледенительная система кока и разделителя потока может корректировать облик системы наддува уплотнений маслополостей и системы разгрузки радиально-упорного подшипника компрессора низкого давления.

10. В третьей главе диссертационной работы выполнены сравнительные термогазодинамические расчёты для изделий с рассматриваемыми в работе компоновками воздушных систем. Предполагаем, что термогазодинамический расчёт выполнен только исходя из изменения расходов охлаждающего воздуха, но при этом не учтено влияние отборов на характеристики турбины, а частичное отключение охлаждающего воздуха на продолжительных режимах не учитывало уменьшение радиального зазора над рабочей лопаткой, вызванного увеличением температуры диска и лопатки рабочего колеса турбины.

11. Проведённая в четвертой главе оценка не рассматривает вопрос влияния частичного отключения подачи воздуха на охлаждение турбины на величину осевого усилия, действующего на РУП. В практике снижение давления охлаждающего воздуха может значительно увеличивать осевое усилие в направлении по полёту.

12. Указанные для воздушной системы двигателя EJ200 расходы воздуха на наддув привтулочных полостей осевых зазоров турбины считаем заниженными, поскольку при таких расходах концентрация газа в привтулочных полостях будет существенной, что при высокой температуре охладителя (620-665 °С) приведёт к перегреву дефлекторов и дисков. Также считаем некорректным обеспечение заниженных расходов выдувов в осевые зазоры турбины для модернизированной воздушной системы, поскольку это может привести к дефектам в эксплуатации.

13. Выбор схемы охлаждения, места отбора от компрессора, расхода отбираемого воздуха и схемы его подвода к рабочему колесу, наличие или отсутствие теплообменника определяется в первую очередь выполнением технического задания на проектируемый двигатель в части:

- обеспечения ресурса охлаждаемых элементов;
- обеспечения теплового состояния;
- минимизации расхода охлаждающего воздуха;
- минимизации энергетических затрат на охлаждающий воздух;
- выбора материала для горячих деталей;
- минимизации веса турбины;
- применения проверенной технологии литья, штамповки или мехобработки;
- исключения дефлекторов внутри лопаток, как элементов, несущих добавочную нагрузку на лопатку и замки.

Поэтому выбор схемы охлаждения в первую очередь должен обосновываться достижением приемлемого теплового состояния и ресурса, но не снижением расхода охлаждающего воздуха как самоцель, т.е. выбор системы охлаждения лопаток и схемы подвода воздуха носят сугубо комплексный подход и делать акцент только на снижение расхода воздуха ради экономичности некорректно.

14. Имеются замечания к оформлению и изложению диссертации:

- 1) присутствуют орфографические и пунктуационные ошибки;
- 2) выравнивание текста где-то идёт по ширине, где-то по левому краю;
- 3) в диссертации на странице 4 используется словосочетание прирост интенсификации. Интенсификация предполагает прирост или увеличение;
- 4) во введении на странице 4 озвучиваются требования, предъявляемые к перспективным двигателям: сокращение времени разгона и увеличение максимальной скорости самолёта. Данные требования к двигателям не предъявляются, а предъявляются требования по времени приёмистости и величинам тяги на режимах эксплуатации;
- 5) рисунок 1.2 на странице 12 не соответствует описанию в тексте: аппарат закрутки установлен не у вала, покрывного диска нет, расходы охладителя на рисунке не указаны;
- 6) на странице 36 вместо источника литературы приведена надпись Error! Reference source not found;

7) на странице 45 величина, характеризующая пропускную способность аппарата закрутки, называется приведенным расходом, что неверно.

**Отзыв на автореферат диссертации АО «ОДК-Климов»,** составленный Герасимовым А.Б., к.т.н., доцентом, ведущим конструктором по расчетам, содержит следующие замечания:

1) практически все предлагаемые конструктивные решения были известны ранее, автор лишь собрал их воедино;

2) предлагаемые схемы охлаждения связаны со значительными техническими трудностями, анализ которых автором не проведен. Не проведен и анализ влияний включений и выключений охлаждения на термоциклическую долговечность конструкции;

3) Снижение осевой силы за счет расположения аппарата закрутки на более высоком радиусе представляется недостаточно проработанным решением, поскольку при таком расположении, по нашему мнению, должны увеличиться утечки охлаждающего воздуха в осевом зазоре.

**Отзыв на автореферат диссертации ФГБОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»,** составленный Поповым Г.М., к.т.н., доцентом кафедры теории двигателей летательных аппаратов имени В. П. Лукачёва, старшим научным сотрудником конструкторского бюро двигателестроения, содержит следующие замечания:

1) в работе не приведен расчет теплового состояния рабочей лопатки турбины высокого давления, для которой представлена спроектированная схема охлаждения. На основании результата этого расчета можно было бы сделать полноценные выводы об эффективности разработанной системы охлаждения рабочей лопатки;

2) в рамках решения представленной задачи верификации методики не выполнялись уточняющие трехмерные гидравлические расчеты отдельно выбранных узлов, позволяющие получить более полную картину параметров в рабочих полостях воздушной системы и более точно оценить значимость полученных результатов исследований.

**Отзыв на автореферат диссертации ПАО «ОДК-Сатурн»,** составленный Диденко Р.А., к.т.н., ведущим специалистом СГЛК, содержит следующие замечания:

1) в разделе 3.5 предложение по снижению величины осевых сил, действующих на КВД и снижению подогрева охлаждающего воздуха в системе подвода высокого давления путем установки щеточных уплотнений является необоснованным, так как эффективность работы щеточных уплотнений в работе не рассматривается.

2) в разделе 4 «Расчетная оценка критичной величины осевой силы» отсутствует определение «критичной осевой силы», не отмечено, меняет ли направление осевое усилие на радиально-упорный подшипник (РУП) при увеличении режима ГТД, не отмечена величина минимально допустимого значения осевого усилия на РУП на максимальном режиме ГТД.

**Отзыв на автореферат диссертации ПАО «ОДК-Сатурн»,** составленный Лебедевым О.В., к.т.н., экспертом службы главного конструктора по морским ГТД и ГГТА, содержит следующие замечания:

1) одним из основных мероприятий указанных во вновь разработанной схеме охлаждения рабочих лопаток ТВД является применение более эффективных «щеточных» уплотнений, которые на сегодняшний день достаточно мало исследованы и возможно не гарантируют свои параметры с течением ресурса ГТД, что со временем может привести к нештатной работе системы охлаждения.

2) в разделе «Заключение» в автореферате и тексте диссертации указаны достигнутые в результате работы улучшения различных параметров ГТД, выраженных в процентах от величин имеющихся у прототипов, в том числе и снижение осевого усилия. Однако не указано достигнутое в связи с этим увеличение ресурса радиально-упорного подшипника ротора высокого давления и, как следствие, двигателя в целом, так как данный подшипник, как правило, является самым нагруженным в ГТД. Данный параметр имело смысл включить в выводы, так как одной из поставленных целей в диссертационной работе является снижение осевых усилий на подшипник и как указано в

разделе актуальности работы, связано это исключительно с увеличением ресурса ГТД.

**Отзыв на автореферат диссертации НИЦ ВВС г. Люберцы ЦНИИ ВВС (Министерства обороны Российской Федерации), составленный Плужниковым В.И., к.т.н., ведущим научным сотрудником 23 НИО 2 НИУ НИЦ (г. Люберцы), содержит следующее замечание:**

1) из автореферата неясно выполнялся ли трехмерный теплогидравлический расчет сообщающихся через зазоры полостей в проточной части и полостей воздушной системы, который позволяет получить более точную картину о величине утечек из воздушной полости в проточную часть.

**Отзыв на автореферат диссертации ФАУ «Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова», составленный Щербаковой Е.В., к.т.н., старшим научным сотрудником, содержит следующие замечания:**

1) В автореферате не приведены конструктивные схемы воздушных систем современных ТРДДФ, анализ и сравнения которых приводились в работе Малиновского И.М.

2) Не представлена ни сама методика проектирования воздушных систем перспективных ТРДДФ, ни алгоритм проведения ее верификации.

**Отзыв на автореферат диссертации ПАО «ОДК-Уфимское моторостроительное производственное объединение», составленный Валеевым М.Р., начальником отдела «Турбин» ОКБ «Мотор» и Болдыревым О.И., к.т.н., главным конструктором ОКБ «Мотор», содержит следующие замечания:**

1) расходы охлаждающего воздуха в воздушной системе представлены в кг/с, что затрудняет восприятие результатов расчета, привычнее и доступнее приводить расходы воздуха в воздушной системе в процентах от расхода через КВД

2) в работе не указано на сколько градусов можно повысить температуру воздуха на входе в турбину за счет изменения температуры воздуха,

охлаждающего рабочую лопатку ТВД.

**Отзыв на автореферат диссертации ФГБОУ ВО «Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева», составленный Вятковым В.В. к.т.н., доцентом кафедры «Авиационные двигатели», содержит следующие замечания:**

1) В заключении автор указывает что он разработал перечень параметров для оценки эффективности воздушных систем перспективных ТРДДФ и приводит список, который является по сути классическим.

2) Автором не проанализированы возможности численного моделирования для определения параметров воздушных систем ТРДДФ.

3) В автореферате нет информации о тепловом состоянии лопаток и дисков ТВД и ТНД после изменения системы подвода воздуха. Следовало показать сравнение теплового состояния турбины с исходной системой охлаждения и с модифицированной. По данным табл. 2 температура охлаждающего воздуха на входе в рабочую лопатку ТНД по сравнению с прототипов возросла с 360 градусов до 550, что несомненно изменит ее тепловое состояние.

Выбор Щукина А.В., доктора технических наук, профессора кафедры «Теплотехники и энергетического машиностроения» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ» в качестве официального оппонента обосновывается его широкой компетентностью в вопросах расчетного и экспериментального исследования, анализа и совершенствования воздушных систем ТРДДФ, что подтверждается многочисленными публикациями в рецензируемых журналах. Щукин А.В. является автором множества печатных работ, авторских свидетельств и патентов.

Выбор Горелова Ю.Г., кандидата технических наук, заместителя начальника отдела прочности и тепломассообмена Производственного комплекса «Салют» акционерного общества «Объединенная двигателестроительная корпорация» обосновывается его большим опытом в

области расчетных и экспериментальных исследований теплового состояния различных элементов турбины и их прочности, что подтверждается многочисленными публикациями в рецензируемых российских и зарубежных журналах.

Ведущая организация Публичное акционерное общество «Объединенная двигателестроительная корпорация – Кузнецов» выбрана в соответствии с тем, что она является ведущей научно-технической организацией российского авиадвигателестроения, осуществляющая полный цикл исследований, проектирования и производства авиационных двигателей и газотурбинных установок на их основе, а также научно-техническое сопровождение изделий, находящихся в эксплуатации. Ведёт научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по разработке двигателей новых поколений. Специалисты ведущей организации, в том числе составившие отзыв на диссертацию, обладают опытом изучения процессов, протекающих в газотурбинных двигателях (ГТД). Это позволяет им оценить актуальность, научную новизну и практическую ценность результатов диссертации, а также сформировать рекомендации по практическому использованию этих результатов для предприятий отрасли, занимающихся конструированием и производством ГТД.

**Диссертационный совет отмечает, что на основании выполненных соискателем исследований:**

- **разработана** усовершенствованная система подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам (РЛ) турбины высокого давления (ТВД), позволяющая создать эффективную систему охлаждения газогенератора 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** конструктивная схема охлаждения РЛ ТВД, которая заключается в новом подходе, предполагающем разделение на переднюю и

заднюю полость, разделяемые дефлекторами на части, прилегающие к входной кромке, корыту, спинке и выходной кромке;

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

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

**Теоретическая значимость исследования обусловлена тем, что:**

- **разработанная** методика проектирования воздушных систем ТРДДф, учитывающая повышение эффективности системы охлаждения и системы регулирования осевых сил, обеспечивает повышение удельной тяги, экономичности, надежности и ресурса.

**Значение полученных соискателем результатов исследования для практики подтверждается тем, что:**

- **исследованы** воздушные системы, системы охлаждения турбин и системы регулирования осевых сил современных ТРДДф, определены их достоинства и недостатки;

- **разработана** новая конструктивная схема воздушной системы газогенератора для перспективных ТРДДф, применение которой позволит повысить эффективность двигателей новых поколений;

- **результаты** диссертационной работы **используются** в ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО «ОДК-УМПО» при проектировании перспективных изделий, что подтверждается актом № 67/2023.

**Оценка достоверности результатов исследования подтверждается:**

- **применением фундаментальных положений** газовой динамики, термодинамики, теплообмена;

- **верификацией** гидравлического расчета воздушной системы по результатам стендового испытания с препарированием двигателя по давлениям и температурам на различных режимах работы отечественного

ТРДДф АЛ-41Ф-1С, проведенного с применением аттестованного метрологического оборудования и датчиков.

**Личный вклад соискателя состоит в:**

- **осуществлении сравнительного анализа** воздушных систем современных отечественных и иностранных ТРДДф, с целью выявления их достоинств и недостатков;

- **проведении** расчетной оценки газодинамических параметров и величин осевых сил, действующих на радиально-упорные подшипники роторов высокого и низкого давления;

- **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.

В ходе защиты диссертации не было высказано критических замечаний, которые ставили бы под сомнение обоснованность научных положений, выводов и рекомендаций, сформулированных в диссертации, их достоверность и новизну.

На заседании 26 июня 2023 года диссертационный совет принял решение: за решение научной задачи исследования и совершенствования воздушных систем газогенераторов ТРДДф, имеющей значение для развития авиационного двигателестроения, присудить Малиновскому И.М. ученую степень кандидата технических наук.

При проведении тайного голосования диссертационный совет в количестве 15 человек, из них 9 докторов наук по научной специальности рассматриваемой диссертации, участвовавших в заседании, из 19 человек, входящих в состав совета, проголосовали: за - 15, против - нет, недействительных бюллетеней - нет.

Председатель диссертационного совета 24.2.327.06

доктор технических наук

профессор



Равикович Юрий Александрович

Ученый секретарь диссертационного совета 24.2.327.06

доктор технических наук,

доцент

26 июня 2023 г.

Краев Вячеслав Михайлович