



ПУБЛИЧНОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО «ОДК-КУЗНЕЦОВ»

ЗАВОДСКОЕ ШОССЕ, Д. 29,  
САМАРА, РОССИЙСКАЯ  
ФЕДЕРАЦИЯ, 443009

Т.: +7 846 312-71-01  
+7 846 955-16-12  
Ф.: +7 846 992-64-65

КПП 631901001  
ОГРН 1026301705374  
ИНН 6319033379

UEC-KUZNETSOV.RU  
INFO@UEC-KUZNETSOV.RU

Председателю Оргкомитета,  
проректору по научной работе  
ФГБОУ ВО "Московский  
Авиационный Институт" (МАИ)

Ю.А. Равиковичу

06.06.2023 № 16525 СГК 1

на №010/1701-3 от 18.04.2023

Отзыв на диссертацию Малиновского И.М.

Уважаемый Юрий Александрович!

Направляем Вам отзыв ведущей организации на диссертационную работу Малиновского Ивана Михайловича, представленную на соискание учёной степени кандидата технических наук.

Приложение: Отзыв на диссертацию Малиновского И.М. – на 10 листах в 2-х экземплярах.

*С уважением,*

Заместитель генерального конструктора -  
начальник ОКБ

И.А. Селиванов

Миронова Ксения Александровна  
8(987)977-43-29

Отдел документационного  
обеспечения МАИ

№ 09 / 06 20 23

УТВЕРЖДАЮ

Генеральный конструктор  
публичного акционерного общества  
«ОДК-Кузнецов»,

кандидат технических наук

  
Чупин П.В.

«02» 06 2023 года

### ОТЗЫВ ВЕДУЩЕЙ ОРГАНИЗАЦИИ

на диссертационную работу Малиновского Ивана Михайловича «Исследование и совершенствование воздушных систем газогенераторов турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой сгорания», представленную на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.15. – Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов (технические науки)

К современному газотурбинному двигателю с форсажной камерой сгорания предъявляются высокие требования по удельному расходу топлива, ресурсу и массе. Это требует повышения температуры газа перед турбиной при одновременном увеличении степени повышения давления в компрессоре. В связи с повышением температуры воздуха за компрессором задача по обеспечению требуемых ресурсных показателей деталей турбины требует увеличения расхода охладителя, что в свою очередь приводит к ухудшению удельных параметров двигателя. Задача по определению конструктивных решений, позволяющих обеспечить выполнение требований по удельному расходу топлива, массе при обеспечении ресурсных показателей является сложной и безусловно **актуальной**. Диссертационная работа Малиновского И.М. посвящена вопросам совершенствования воздушных



систем ТРДДф с целью повышения топливной эффективности, удельной тяги, а также улучшения ресурсных показателей горячей части турбины и увеличения долговечности подшипников.

**В диссертационной работе решены следующие задачи:**

- проведен анализ конструктивных исполнений воздушных систем ТРДДф;
- выполнено расчётное исследование и предложены мероприятия по модернизации пневмосистемы;
- выполнена валидация методики гидравлического расчета воздушной системы.

**Структура диссертационной работы**

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка сокращений и условных обозначений, списка литературы (106 наименований). Общий объем работы составляет 145 страниц, включая 46 рисунков и 13 таблиц.

**Во введении** приведена актуальность темы диссертации, цель диссертационной работы, задачи исследования, а также результаты, выносимые на защиту в качестве научной новизны.

**В первой главе** представлен анализ отечественных и зарубежных ТРДДф, их основных параметров, конструктивных особенностей воздушной системы.

**Во второй главе** диссертационной работы приведены результаты пневмо- и термометрирования проточной части двигателя и его воздушных полостей, приведены рекомендации по сопровождению препарирования изделия и обработки результатов измерений, выполнена валидация математической модели.

**В третьей главе** приведена методика выполнения гидравлического анализа пневмосистемы газотурбинного двигателя. С использованием представленной методики выполнены гидравлические расчёты воздушных

систем на стационарных режимах работы. Методика включает в себя блоки теплогидравлического расчёта воздушно-воздушного теплообменника, а также расчёт параметров среды в магистрали подвода воздуха к охлаждаемой рабочей лопатке турбины высокого давления. В рамках проведённого расчётного исследования выполнен сравнительный анализ воздушной системы для отечественного изделия и серийного двигателя зарубежной разработки. В качестве критериев эффективности воздушной системы были приняты параметры удельного расхода топлива, удельной тяги и ресурс рабочей лопатки.

**В четвёртой главе** приведена методика оценки осевых сил, действующих на радиально-упорный подшипник. Представлены результаты расчётной оценки осевых сил на режимах эксплуатационного цикла, выполнена сравнительная оценка эффективности разгрузки осевых усилий для разных компоновок изделий, а также определены мероприятия по снижению осевого усилия.

**В заключении** представлены основные выводы по диссертационной работе.

**Практическая значимость** результатов работы заключается в исследовании воздушных систем современных ТРДДф, в выявлении достоинств и недостатков различных конструктивных исполнений пневмосистем.

#### **Степень достоверности результатов проведенных исследований**

Достоверность научных выводов и результатов исследования подтверждается сопоставлением данных гидравлического расчёта и результатов пневмо- и термометрирования воздушных полостей изделия.

#### **Научная новизна проведенных исследований**

Научной новизной диссертационной работы обладают результаты исследования воздушных систем ТРДДф, а также предлагаемые конструктивные решения по снижению расхода охлаждающего воздуха и



уменьшению осевого усилия, действующего на радиально-упорный подшипник.

### **Рекомендации по использованию результатов**

Результаты диссертационной работы могут быть приняты во внимание при проектировании воздушных систем перспективных ТРДДф и модернизации существующих.

### **Замечания по диссертационной работе**

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, внёвшие 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 объёме.

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 °С. 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.

Вышеперечисленные замечания не снижают научной и практической ценности результатов исследования диссертационной работы Малиновского И.М.

#### **Заключение по диссертационной работе**

Диссертационная работа Малиновского Ивана Михайловича представляет собой научно-квалификационную работу, которая посвящена актуальной научной проблеме, имеющей практическое и теоретическое значение.

Диссертация представляет собой научно-техническую квалификационную работу. Личный вклад автора обоснован и подтвержден. Содержание автореферата полностью отражает основные положения, изложенные в диссертации. Основное содержание и результаты диссертационной работы представлены в семи публикациях, две из которых – в изданиях, рекомендованных ВАК при Министерстве науки и высшего образования РФ, три – в изданиях, входящих в перечень Scopus. Научные положения и результаты, выносимые на защиту, полностью отражены в работе и публикациях и соответствуют научной специальности 2.5.15. – Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов (технические науки).

По научному уровню, полученным результатам, актуальности, практической и теоретической значимости, оформлению и содержанию диссертация полностью соответствует всем требованиям п.п. 9-14 «Положения о порядке присуждения ученых степеней», утвержденным постановлением

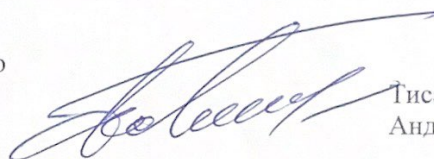


Правительства Российской Федерации от 24 сентября 2013 г. № 842, предъявляемым к диссертациям на соискание ученой степени кандидата наук, а ее автор, Малиновский Иван Михайлович, заслуживает присуждения ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.15. – Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов (технические науки).

Диссертационная работа, автореферат и отзыв обсуждены на заседании научно-технического совета публичного акционерного общества «ОДК-Кузнецов» 10 мая 2023 г.

**Отзыв составили** сотрудники публичного акционерного общества «ОДК-Кузнецов». Адрес: 443009, г. Самара, Заводское шоссе, д. 29. Рабочий телефон: +7-846-955-16-12, +7-846-312-71-01, Электронная почта: [info@uec-kuznetsov.ru](mailto:info@uec-kuznetsov.ru).

Начальник отдела теплофизики  
и газодинамики ОКБ службы генерального  
конструктора ПАО «ОДК-Кузнецов»,  
кандидат технических наук



Тисарев  
Андрей Юрьевич

Отзыв составлен «02» 06 2023 г.

Подпись Тисарева Андрея Юрьевича удостоверяю.

Заместитель генерального конструктора –  
начальник ОКБ ПАО «ОДК-Кузнецов»



Селиванов И.А.  
10 июня 2023 г.

С отзывом ознакомлен *ИИ Малиновский*

09.06.2023