

## ОТЗЫВ ОФИЦИАЛЬНОГО ОППОНЕНТА

Горелова Юрия Генриховича

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)

Для эффективного противодействия нагрузкам, действующим на горячие элементы системы охлаждения турбин перспективных ТРДДф, требуется совершенствовать их системы охлаждения, получать при меньшем или том же уровне расходов охлаждающего воздуха существенно более высокую интенсивность охлаждения элементов турбины и их наиболее термонагруженных элементов - рабочих лопаток ТВД. При этом осевые силы должны оставаться на том же уровне, либо ниже. Опыт проектирования авиационных ГТД показывает, что при разработке нового ГТД необходимо рассмотреть и сравнить между собой несколько систем охлаждения, применение которых может обеспечить требуемую эффективность охлаждения всех элементов турбины и приемлемые перепады температур на них. Поэтому проектировщики систем охлаждения ОКБ ОДК заинтересованы в создании простых и единообразных методов расчета всех принципиально возможных систем воздушного охлаждения, в частности в классе двигателей для тяги 14 – 15 тонн. С учетом сказанного несомненна актуальность выбранной темы и цели работы. Понятны также и задачи, которые решает диссертант в своей работе.

Полный объем диссертации составляет 145 страниц и состоит из введения, четырех глав, заключения, списка сокращений и условных обозначений, списка литературы, включает 46 иллюстраций, 13 таблиц.

**Во введении** обоснована актуальность темы исследования, сформулирована цель работы и задачи, которые необходимо выполнить для достижения цели. Сформулированы научная новизна и практическая ценность работы, основные положения, выносимые на защиту.

**В первой главе** проведено исследование существующих систем подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам турбин высокого давления современных и перспективных ТРДДф отечественного и иностранного производства. Однако, для АЛ – 31Ф указано, на то, что «характерным элементом конструкции является наличие покрывного диска на диске турбины высокого давления». На самом деле это не покрывной диск, а тонкостенный экран (рис. 1.2), а аппарат закрутки не установлен непосредственно у вала турбины высокого давления, он находится на более высоком радиусе. Отсутствует упоминание современных и перспективных двигателей, таких как НК-32, НК-93, ПД-14, ПД-35. Отмечено, что на АЛ-31Ф имеется теплообменник и клапанный аппарат отключения отбора охлаждающего

воздуха, который позволяет снизить расход топлива на крейсерском режиме полета летательного аппарата. Однако, для НК-25 и НК-32 подобные упоминания отсутствуют, хотя впервые подобные системы были применены именно для НК-25. Заключение о том, что местоположение подвода охлаждающего воздуха к охлаждаемым лопаткам турбины ВД должно находиться на диаметре нижнего торца лопатки является весьма спорным. В том случае, когда воздух проходит через отверстия внутри диска, он изолируется от **локального затекания газа** по окружности через осевой зазор между рабочим колесом и сопловым аппаратом, которое имеет место практически на всех режимах. Указывается, что для изд. М88 недостатком схемы подвода является то, что охлаждающий воздух с высоким давлением подводится из одного места к рабочей лопатке ТВД и к рабочей лопатке ТНД, однако, не указано конкретно, каким недостатком обладает подобный подвод.

**Во второй главе** утверждается, что по результатам верификации расчетной модели с экспериментальными данными удалось достичь расхождения расчетных параметров с результатами эксперимента в диапазоне 1...6%. Сделан вывод о применимости расчетной модели для исследования эффективности воздушной системы ТРДДф и последующей оценки осевых сил, действующих на подшипник РВД. **Однако, отсутствуют материалы по расчетным и экспериментальным параметрам, результаты сравнительного исследования в виде таблиц (графиков).**

**В третьей главе** приводится методика, позволяющая выполнять балансировку расходов из условия достижения равенства статических давлений при смещении потоков на выходе из участка ВВТ. На каждой итерации главного цикла производится итерационный пересчет теплогидравлических характеристик каждого из элементов. Проводится корректировка матмодели с учетом экспериментального приведенного расхода воздуха через аппарат закрутки и уточненного коэффициента  $\phi_{\text{аз}}$ , для участков схемы с уплотнениями - с учетом регулируемого рабочего радиального зазора, для безлопаточного диффузора – в соответствии с методикой, разработанной Брегманом В.М. Приведены термо-газодинамические расчеты двигателей с воздушными системами конструкции АЛ-41Ф-1С и с воздушной системой модернизированной конструкции на максимальном боевом и крейсерском режиме, представлены результаты расчета удельного расхода топлива, полной температуры в горле соплового аппарата ТВД, полного давления за КВД, полного кпд двигателя и внутреннего кпд цикла. Расчет дроссельной характеристики АЛ-41Ф-1С и ГТД с модернизированной воздушной системой в условиях крейсерского полета при постоянной заданной тяге показал снижение удельного расхода топлива на 2%, снижение температуры газа в горле СА ТВД примерно на 30 градусов, увеличение полного давления за КВД примерно на 3%, полного кпд - на 2%, внутреннего кпд цикла - на 2,5%.

#### **Замечания по главе.**

1. Рассматривается методика расчета теплогидравлических характеристик воздушно-воздушных теплообменников, однако не приведено результатов

расчетов в виде таблиц, рисунков с абсолютными (относительными) расчетными и замеренными давлениями, температурами в полостях.

2. 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:  $C_u \cdot r = \text{const}$ . 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 влияния расходной характеристики рабочей лопатки на работу в системе подвода.

3. 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 - 2007г. 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  $\pm 6\%$ .

4. 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 приблизительно на 80 градусов именно в относительном движении.

5. На самом деле в отличие от схемы, приведенной на рис. 3.9, б, в схеме охлаждения EJ200 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 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  $R=\text{constant}$ , 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.
6. Отсутствуют таблицы по геометрическим характеристикам, давлениям и температурам в исходных данных, результатам гидравлических и тепловых расчетов как для EJ200, так и для модельного ГТД.
7. К недостаткам системы охлаждения EJ200 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.
8. В модернизированной конструкции системы охлаждения непонятно каким образом воздух проходит через трубку в СЛ ТВД. Отсутствует поперечное сечение СЛ ТВД.
9. В модернизированной конструкции системы охлаждения непонятно каким образом проходит воздух через трубку в СЛ ТВД. Отсутствует поперечное сечение СЛ ТВД. Аппараты закрутки изображены условно: непонятно это лопаточные аппараты закрутки или аппараты закрутки с отверстиями? Отверстия направлены тангенциально? Скорее всего двузубые ступенчатые лабиринты на столь тонких экранах перед и за диском ТВД, 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 гидравлического расчета (отсутствуют таблицы, графики).
10. Для модернизированного ТРДДф гидравлическое сопротивление при повороте потока на  $90$  градусов из полости у нижнего торца лопатки в переднюю и заднюю полости рабочей лопатки ТВД 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 E<sup>3</sup> P&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.

11. 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.

12. 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, визуально, 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?

13. На рис.3.11, 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 ТВД усложняет конструкцию турбины, кроме того подача воздуха из трубки в СА ТВД происходит в три места, распределение воздуха существенно зависит от точности изготовления АЗ и выполнения отверстий.

**Четвертая глава** представлена методика расчетной оценки осевых сил, действующих на подшипники РВД и РНД. Из результатов расчета видно, что воздушная система модернизированной конструкции обеспечивает минимальную величину осевой силы, действующей на радиально-упорный подшипник РВД. Это происходит благодаря снижению давления за диском последней ступени КВД и за диском ТВД, что достигается установкой под динамическим уплотнением, ступенчатого щеточного уплотнения, состоящего из 4 щеток, а также увеличением радиуса расположения щеточного уплотнения,

расположенного под аппаратом закрутки. 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.

Приведенные в разделах диссертации результаты полностью соответствуют научным положениям, выносимым на защиту.

**Практическая ценность** результатов работы заключается в том, что проведено исследование воздушных систем, систем охлаждения турбин и систем регулирования осевых сил современных ТРДДф, определены их достоинства и недостатки, разработана новая схема охлаждения для перспективных ТРДДф.

**Степень достоверности результатов проведенных исследований:**

Обоснованность и достоверность научных выводов и результатов, полученных в диссертации, подтверждается 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.

**Научная новизна проведенных исследований:**

1. 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;
2. Спроектирована 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;
3. Разработана методика проектирования воздушных систем, учитывающая как эффективность системы охлаждения турбины, так и системы регулирования осевых сил.

Приведенные замечания не снижают общую положительную оценку диссертационной работы. Формулировка основных результатов и выводов логически следует из содержания диссертационной работы. Диссертация является законченной научно-технической квалификационной работой. 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, три из которых – в изданиях, входящих в перечень Scopus, две из которых – в изданиях, рекомендованных ВАК при Министерстве науки и высшего образования РФ.

Считаю, что диссертационная работа «Исследование и совершенствование воздушных систем газогенераторов турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой сгорания» соответствует критериям установленным в «Положении о порядке присуждении ученых степеней», требованиям предъявляемым к диссертациям на соискание ученой степени кандидата технических 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).

Официальный оппонент:

Заместитель начальника отдела прочности и тепломассообмена, производственный комплекс «Салют» акционерное общество «Объединенная двигателестроительная корпорация», кандидат технических наук

 Горелов Юрий Генрихович

Подпись Горелова Ю.Г. заверяю:  
Генеральный конструктор  
производственного комплекса «Салют»  
АО «ОДК»



 Скирдов Геннадий Павлович

Адрес: 105118, г. Москва, просп. Буденного, д.16

Рабочий телефон: +7-499-785-86-26

Электронная почта: yu.gorelov@uecrus.com

Отзыв составлен «16» МАЯ 2023 г.

*С отзывом ознакомлен 08.06.2023*  
*Маминский И. И. (ИИ)*