

НАУКОВО-ТЕХНІЧНА ІНФОРМАЦІЯ

УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СЕРИЙНЫХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПОКРЫТИЙ ЛАБИРИНТНЫХ УПЛОТНЕНИЙ ДЕТАЛЕЙ ГОРЯЧЕГО ТРАКТА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Введение

Повышение эффективности работы современных авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) является одной из важных задач современного авиадвигателестроения. Повышения коэффициента полезного действия (КПД) газотурбинных двигателей добиваются рядом мероприятий, что, в свою очередь, ведет к увеличению температуры газов в горячем тракте. К ним относятся совершенствование аэродинамика компрессора и турбины, процессов горения, охлаждения горячей части двигателя, а также уменьшение утечек газового потока при прохождении через компрессор и турбину. [1] Одним из эффективных способов повышения КПД современных ГТД является улучшение конструкций уплотнений и уменьшение радиального зазора между статором и ротором. Причем величина этого зазора должна сохраняться минимальной в течение всего периода эксплуатации ГТД при штатных режимах его работы. Для снижения величины радиального зазора широко применяются различного рода прирабатываемые уплотнительные покрытия, которые в процессе эксплуатации способны контактировать с лабиринтным уплотнением на статоре и лопаткой без последующего разрушения [2, 3]. Одной из важных характеристик, в значительной мере влияющей на эксплуатационную надежность покрытий, является жаростойкость ввиду интенсивной высокотемпературной коррозии горячего тракта ГТД. Исходя из вышесказанного, актуальной задачей является усовершенствование серийных и разработка новых уплотнительных покрытий с рабочей температурой 1250 °С и выше.

При проектировании новых авиационных двигателей и модернизации уже существующих моделей значительное внимание уделяется повышению их КПД. В работах [4, 5] приведены результаты исследования влияния величины радиальных зазоров в турбомашине на эффективность их работы. Показано, что величина радиального зазора между ротором и статором значительно влияет на КПД компрессоров и турбин. Однако разрабатываемые мероприятия по уменьшению зазоров связаны с совершенствованием конструкции ГТД, в то время как вопросы совершенствования состава прирабатываемых покрытий не рассматриваются. В работе [6] установлено, что для двигателя типа ПС-90А утечка в проточную часть турбины каждого процента охлаждающего воздуха, отбираемого за компрессором высокого давления, приводит к увеличению удельного расхода топлива на 0,3 %. В этой же работе показано, что сама утечка охлаждающего воздуха в основной поток, особенно в область больших скоростей, способна привести к дополнительным потерям КПД. Например, утечка в осевой зазор между сопловым аппаратом и рабочим колесом может привести к потерям КПД до 1,5 % на каждый процент утечки охлаждающего воздуха ступени. Приведенные в этих работах результаты исследований указывают на необходимость поддержания радиальных зазоров на минимально возможном уровне.

Для решения данной проблемы в работе [7] предложено снижать величину радиального зазора между статором и ротором, что позволяет решить задачу повышения эффективности ГТД наиболее рационально. Авторы данного исследования предлагают мероприятия по повышению КПД турбины ГТД, основанные на модернизации конструкции рабочих лопаток, в то время как изменение величины радиальных зазоров в результате взаимодействия статор-ротор остается неисследованным и не учитывается. Такой подход не позволяет в полной мере реализовать потенциал турбины ГТД и, соответственно, не может обеспечить эффективного повышения ее КПД. Таким образом, сведение к возможному минимуму утечек газа и охлаждающего воздуха представляет собой одну из наиболее важных и наиболее значительных по получаемому эффекту задач при проектировании ГТД. Очевидно, что для ее эффективного решения должны быть задействованы все пути – совершенствование конструкции, технологии изготовления и применяемые материалы. В свою очередь, анализ исследований показывает, что в настоящее время основное внимание уделяется вопросам конструирования турбомашин. При этом задача минимизации утечек газа решается путем уменьшения остаточного дисбаланса ротора, применения щеточных уплотнений и компенсаторов. Такие мероприятия позволят повысить КПД двигателей, но требуют для своей реализации новых конструкторских и технологических изысканий. Это приводит к изменению конструкции ГТД, повышению его стоимости и не может быть реализовано на уже спроектированных и находящихся в эксплуатации двигателях.

Лабиринтные уплотнения и абразивно-износостойкие материалы

Анализ литературных данных показывает, что развитие материаловедческого подхода к решению задачи снижения протечек воздуха путем совершенствования материалов уплотнительных покрытий лабиринтных уплотнений не

находит отражение в литературе. Вместе с тем, такая ситуация существенно ограничивает возможности модернизации ГТД, находящихся в эксплуатации. В конструкции турбин современных и перспективных ГТД лабиринтные уплотнения (ЛУ) широко применяются для уменьшения утечек охлаждающего воздуха (рис. 1). Их используют как для уменьшения внутренних (межступенчатых) и внешних (концевых) утечек газа, так и в системах защиты газа от замасливания.

На основании опыта работы ВИАМ и зарубежных фирм в настоящее время принята концепция создания специального блока в системе уплотнений. Он включает в себя контактную пару трения: торец лопатки с высокотемпературным абразивно-износостойким материалом на конце и элемент уплотнения на корпусе ГТД, обладающий хорошей истираемостью в условиях врезания (рис. 2).



Рис. 1. Покрывающий диск турбины ГТД семейства ТВ3-117: а – общий вид; б – гребешки лабиринтного уплотнения

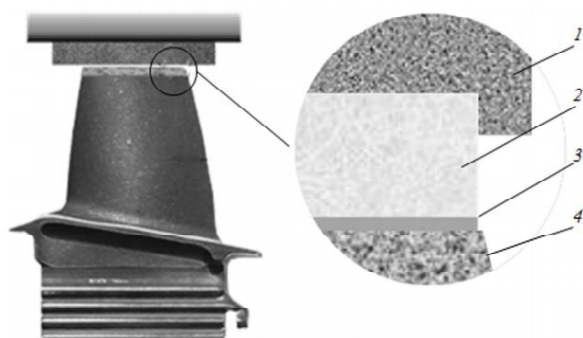


Рис. 2. Упрочненная лопатка в паре с истираемым уплотнительным материалом: 1 – истираемый уплотнительный материал из металлических волокон с жаростойким покрытием; 2 – абразивно-износостойкий материал; 3 – паяный шов; 4 – перо лопатки

Одной из основных задач являлось также усовершенствование технологического процесса изготовления абразивно-износостойкого материала на основе систем Ni-Cr-Al-Y и Ni-Al с тугоплавкими оксидами для упрочнения торцев лопаток. С этой целью проведен выбор составов абразивно-износостойкого материала на рабочие температуры 1100-1200 °С: в качестве основного материала выбраны сплавы системы Ni-Al и Ni-Al-Cr-Al-Y в виде порошковых композиций, а в качестве функционального наполнителя – диоксиды гафния и циркония. Разработана технология изготовления абразивно-износостойкого материала на рабочие температуры 1100 и 1200 °С с определением оптимальных значений технологических параметров по удельному давлению прессования, температуре спекания, продолжительности выдержки и среды - как для изготовления в вакуумной печи, так и при горячем прессовании.

Свойства разработанной контактной пары на рабочую температуру до 1100 °С представлены в (табл. 2).

Материалы и свойства серийных покрытий

В настоящее время при производстве ГТД широко применяются уплотнительные покрытия на основе никеля и твердой смазки. В работе [8] проводилась оценка механических свойств прирабатываемых уплотнительных покрытий и установлено, что твердость покрытия является эффективным показателем для оценки истираемости покрытия и на начальном этапе исследований позволяет избежать натуральных испытаний. Однако остаются неосвещенными вопросы относительно управления твердостью покрытий на основных этапах жизненного цикла ГТД. Авторы [9] показали, что состав и дальнейшее поведение покрытия при изменении температуры значительно влияет на износ деталей ротора. В то же время не обосновывают оптимальный, с точки зрения износостойкости ротора, состав покрытий. Жесткие эксплуатационные условия работы уплотняющих покрытий приводят к различного рода повреждениям, описанным в работах [10].

Таблиця 2 – Свойства разработанной контактной пары на рабочую температуру до 1100 °С

Характеристика	Значения характеристик	
	для истираемого материала	для абразивно-износостойкого материала
Плотность, г/см ³	≤2,2	7,9–8,0
Пористость, %	≥60	8–9
Эрозионная стойкость, усл. ед.	≥500	≥2000
Жаростойкость (привес после 100 ч при 1100°С), %	≤1,65	≤0,49
Твердость НВ HRC	8–9 –	– ≥40
Термостойкость (число циклов $T_{\text{раб}} \rightleftharpoons 20^{\circ}\text{C}$ без разрушения)	Не менее 100	
Прочность паяных соединений с металлическими подложками	Выше прочности истираемого материала	Выше прочности на разрыв абразивно-износостойких материалов
Истираемость	(6÷8):1	

Для формирования требуемых свойств в уплотнительных покрытиях применяются элементы, обеспечивающие как жаростойкость и жаропрочность покрытия (Ni, Al, Cr и т. д.), так и его прирабатываемость (твердые смазки типа графита и нитридабора) и эрозионную стойкость.

Применяемые на АО «Мотор Сич» уплотнительные покрытия формируются на основе модифицированной никель-кремниевой губки (КНА-82) и твердой смазки (графит + ВН), что не позволяет гарантировать их термостойкость в области температур порядка 1150 °С.

Также при выборе и оптимизации ТЗП и лабиринтных уплотнений нельзя не упомянуть о покрытиях с модифицированием HfO₂ и TaO₂. Для плазменного формирования композиции порошков HfO₂ и TaO₂ указанного гранулометрического размера, а также массового содержания никеля в виде плакирующей оболочки в порошке обусловлен необходимостью получения требуемых теплофизических характеристик данного слоя и обеспечения стабильности и воспроизводимости процесса напыления в части соотношения керамической и металлической составляющих (фазового состава) в композиции HfO₂-TaO₂. При массовом содержании никеля менее 6410% имеет место интенсивное окисление вольфрама в плазменной струе, что приводит к неконтролируемому изменению фазового состава слоя; более высокое содержание никеля вызывает ухудшение теплофизических свойств данного слоя в части снижения допустимой рабочей температуры.

Известно, что диоксид гафния обладает полиморфными превращениями, сопровождающимися изменением объема, что, очевидно, отрицательно отражается на термостойкости покрытий, работающих в условиях воздействия продуктов сгорания смесового ракетного топлива. Для устранения данного явления в HfO₂ вводят добавки (MgO, CaO, Y₂O₃, и др.), стабилизирующие кубическую форму диоксида гафния со структурой типа флюорита. Предлагаемый способ получения ЭТЗП отработывался для порошка HfO₂, стабилизированного оксидом иттрия, поскольку в этой системе HfO₂-Y₂O₃ зафиксирована достаточно широкая область существования твердых кубических растворов [13]. Следовательно, является актуальной разработка теплозащитного прирабатываемого уплотняющего покрытия, которое можно будет применять в условиях высоких температур. При этом усовершенствование такого покрытия будет проходить в несколько этапов, на каждом из которых будет оптимизирован один из ключевых параметров.

Заключение

Таким образом, целью работы является усовершенствование состава уплотняющего теплозащитного прирабатываемого покрытия, применяемого в горячем тракте газотурбинных двигателей, которое позволит не только применять детали ГТД при более высоких температурах, но и обеспечить минимальный зазор между лопаткой и неподвижной частью, что увеличит КПД двигателя, обеспечив тем самым экономию топлива. Будущее исследование будет посвящено выбору легирующих материалов, позволяющих повысить жаропрочность, жаростойкость и эрозионную стойкость материала.

Список литературы

1. Кофман В. М. Определение коэффициента полезного действия турбины ГТД по параметрам неравномерных газовых потоков / Кофман В. М. // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2012. – Т. 16. – № 5 (50). – С. 39–40.
2. Каблов Е. Н. Основные направления развития материалов для авиакосмической техники XXI века / Е. Н. Каблов // Перспективные материалы. – 2000. – № 3. – С. 27–40.
3. Бондарчук П. В. Разработка методики расчёта системы управления радиальными зазорами в турбине ГТД / П. В. Бондарчук, А. Ю. Тисарев, М. В. Лаврушин // Вестник СГАУ. – 2012. – № 3 (34). – С. 272–278.
4. Бондарчук П. В. Разработка методики расчета системы управления радиальными зазорами в турбине ГТД / Бондарчук П. В., Тисарев А. Ю., Лаврушин М. В. // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2012. – № 3 (34). – С. 272–278.
5. Иноземцев А. А. Вопросы оптимизации радиальных зазоров ТВД авиационного ГТД / Иноземцев А. А., Бажин С. В., Снитко М. А. // Вестник двигателестроения. 2012. – № 2. – С. 149–154.
6. Иноземцев А. А. Газотурбинные двигатели / Иноземцев А. А., Сандрацкий В. Л. – М., 2006. – 1204 с.
7. Потери КПД в турбине высокого давления с бандажированной рабочей лопаткой / Комаров О. А., Дмитриев С. Ю., Даутов Д. Р., Оссала В. Б. А. // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2017. – Т. 21, № 2 (76). – С. 70–75.
8. Ma X., Matthews A. Evaluation of abradable seal coating mechanical properties // Wear. 2009. Vol. 267, Issue 9-10. P. 1501–1510. doi: <https://doi.org/10.1016/j.wear.2009.03.044>
9. Сотников Е. Г. Разработка состава теплозащитного покрытия на детали газотурбинных двигателей, работающих в условиях высоких температур / Е. Г. Сотников, З. В. Леховицер, В. Л. Грешта и др. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2015. – № 10 (127). – С. 6–10.
10. Эксплуатационные повреждения турбореактивных двухконтурных авиационных двигателей с форсажной камерой сгорания / Карпинос Б. С., Коровин А. В., Лобунько А. П., Ведищева М. Ю. // Вестник двигателестроения. – 2014. – № 1. – С. 18–24.
11. Срабатываемые, износостойкие и теплозащитные покрытия для деталей газового тракта турбины, компрессора и камеры сгорания ГТД / В. А. Барвинок, И. Л. Шитарев, В. И. Богданович [и др.] // Вестник Самарского гос. аэрокосм. ун-та. – 2009. – № 3(19). – С. 11–28.
12. Шевченко А. В., Лопато Л. М. и др., Изв. АН СССР, неорг. мат., 23, №3, 452 (1987); Глушкова В. Б., Марков Н. И. и др. // Изв. АН СССР, неорг. мат., 19. – №10. – 1689 (1983).
13. Парфенов Л. Н. Влияние добавок редкоземельных элементов на износостойкость кованной стали 110Г13Л / Л. Н. Парфенов, В. М. Глазков // Металловедение и термическая обработка металлов. – 1972. – № 3. – С. 14–16.

Одержано 24.10.2019

© **Березкин С. В.¹, канд. техн. наук Грешта В. Л.¹, канд. техн. наук Леховицер З. В.², д-р техн. наук Ольшанецкий В. Е.¹**

¹ Национальный университет «Запорізька політехніка»,
² АО «Мотор Сич»; г. Запорожье

Berezkin S., Greshta V., Lechovitser Z., Ol'shanetskii V. Improvement of serial and perspective coverings labyrinth seals of details of hot path gas turbine of the engine
