

УДК 62-762: 669.247

DOI: 10.15587/1729-4061.2018.140912

Исследование и разработка усовершенствованных покрытий лабиринтных уплотнений турбин газотурбинных двигателей

В. Л. Грешта, Д. В. Ткач, Е. Г. Сотников, Д. В. Павленко, А. В. Климов

Виконано аналіз підвищення ефективності турбін авіаційних двигунів шляхом вдосконалення складу ущільнювальних покриттів, що застосовуються в лабиринтних ущільненнях. Встановлено, що до таких покриттів висувається ряд суперечливих вимог, щодо їх властивостей на початковому етапі обкатки двигуна і при подальшій експлуатації. Показано основні види пошкоджень зазначених покриттів застосовуваних у конструкції лабиринтних ущільнень в процесі експлуатації газотурбінних двигунів. В зв'язку з необхідністю підвищення температури газів в турбіні авіаційних двигунів запропоновано додатково легувати серійні покриття на нікелевій основі ітрієвміщуючими лігатурами.

Наведено результати дослідження впливу легування ущільнювальних покриттів, що прироблюються, на експлуатаційні властивості в умовах впливу високотемпературного газового потоку. Визначено, що найбільш раціональним є легування серійного покриття КНА-82 багатокомпонентною лігатурою Co-Ni-Cr-Al-Y.

Встановлено, що застосування розробленого покриття в діапазоні температур 1100...1200 °С дозволяє знизити питомі витрати палива авіаційних двигунів за рахунок підвищення коефіцієнта корисної дії турбіни, а також запобігти зношуванню торцевих поверхонь гребінців лабиринтного ущільнення ротора. На підставі моделювання плинну потоку в зазорі лабиринтного ущільнення чисельним методом показано, що застосування розроблених матеріалів покриттів в конструкції ущільнень турбіни компресора і вільної турбіни дозволяє знизити величину витоків охолоджуючого повітря в проточну частину турбіни за рахунок зменшення зносу гребінців лабиринтних ущільнень ротора

Ключові слова: газотурбінний двигун, коефіцієнт корисної дії, радіальний зазор, лабиринтне ущільнення, легування, витрати газу

1. Введение

Повышение эффективности работы современных авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) является одной из важных задач современного авиадвигателестроения [1, 2]. Повышения коэффициента полезного действия (КПД) газотурбинных двигателей добиваются рядом мероприятий. К ним относятся совершенствование аэродинамических профилей компрессора и турбины, процессов горения, охлаждения горячей части двигателя, а также уменьшение потерь от утечек газового потока в ступенях компрессоров и турбин.

Известно, что одним из эффективных способов повышения эффективности работы ГТД как тепловой машины является совершенствование конструкций уплотнений [3]. Учитывая, что основной переток газа между ступенями компрессора и турбины осуществляется через радиальные зазоры, при проектировании ГТД уделяется большое внимание их минимизации. Однако существует ряд факторов, которые приводят к необходимости формирования радиальных зазоров между деталями статора и ротора ГТД. В частности, дисбаланс и вибрации ротора, несоосность опор и неравномерное тепловое расширение деталей, как ротора, так и статора в процессе работы двигателя, особенно на переходных режимах. Причем величина этих зазоров должна сохраняться минимальной в течение всего периода эксплуатации ГТД с учетом изменения его режимов работы.

Для снижения величины радиального зазора широкое применение нашли различного рода прирабатываемые уплотнительные покрытия, которые в процессе эксплуатации могут контактировать с лабиринтным уплотнением и лопаткой без их последующего разрушения. Такие уплотнения позволяют сформировать минимальный зазор между ротором и статором. Таким образом, актуальной является разработка уплотнительных покрытий, которые могли бы легко прирабатываться на начальном этапе эксплуатации двигателя и сохраняли постоянную геометрию изношенного контура покрытие в течение межремонтного периода при температурах порядка 1100–1200 °С.

2. Анализ литературных данных и постановка проблемы

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. 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.



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

Радиальные зазоры между ротором и статором турбин ГТД оказывают значительное влияние на их эффективность [5], но вследствие длительной

эксплуатации происходит их постепенное изменение. В связи с этим в ряде работ, например [4], для поддержания требуемого уровня радиальных зазоров в течение гарантийного срока работы двигателя и их минимизации на крейсерском режиме реализуется применением систем активного регулирования. Являясь эффективным мероприятием по снижению утечек газа, применение таких систем на существующих ГТД затруднительно. Также такой подход не принимает во внимание состав уплотнительных покрытий в зависимости от условий работы деталей.

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 натурных 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 [10–13]. Отмечаемые условия эксплуатации покрытий предопределили ряд противоречивых требований к ним. С одной стороны, для предотвращения схватывания или интенсивного изнашивания элементов ротора на начальном этапе эксплуатации двигателя покрытие должно быть хорошо прирабатываемым и, соответственно, характеризоваться невысокой твердостью. С другой стороны, для сохранения минимальных зазоров в уплотнении и, тем самым, обеспечения необходимой энергетической эффективности газотурбинного двигателя покрытие должно обладать высоким сопротивлением эрозионному разрушению под действием агрессивного газового потока. То есть, материал должен иметь способность к упрочнению в процессе длительного периода эксплуатации. Также необходимо обеспечить высокую жаростойкость уплотнительных покрытий, поскольку в горячем тракте двигателя возможно интенсивное развитие высокотемпературной газовой коррозии [12]. Кроме того, в данной работе приводятся данные о том, что покрытия на основе $M-Cr-Al-Y$ эффективны в диапазоне температур до $850\text{ }^{\circ}\text{C}$. Для более высоких температур предлагается применять алюминиды никеля и различные керамические материалы, которые могут приводить к истиранию деталей ротора. Таким образом, при проектировании покрытий необходимы мероприятия по дифференцированию их свойств на различных этапах эксплуатации. В то же время подход к проектированию покрытий с изменяемыми в зависимости от жизненного цикла ГТД физическими и механическими свойствами не рассматривается.

Таким образом, в настоящее время актуальной и, в достаточной степени, нерешенной остается задача разработки усовершенствованных материалов уплотнительных покрытий горячей части ГТД. Так как покрытия на никелевой

основе могут применяться в ограниченном диапазоне температур, а внесение керамической составляющей приводит к повышению износа деталей ротора, получаемая износостойкость оптимальна для этапа установившейся работы ГТД. На этапе приработки высокая твердость материала покрытия приводит к интенсивному износу деталей ротора. Исходя из литературных данных, на сегодня не ведется системной разработки состава материала покрытия, обладающего дифференцированными, в зависимости от этапа жизненного цикла ГТД, свойствами. Такие материалы должны легко прирабатываться на начальном этапе эксплуатации двигателя и сохранять постоянную геометрию изношенного контура покрытия в течение межремонтного периода при температурах 1100...1200 °С. При этом основной задачей проектирования лабиринтных уплотнений является обеспечение приемлемого расхода утечки через ЛУ в условиях формирования его компромиссного размера зазора для уменьшения протечки. Также необходимо избежать нежелательных контактов роторных и статорных частей уплотнения на неустановившихся режимах работы ротора и при термической деформации деталей.

3. Цель и задачи исследования

Целью работы является разработка высокотемпературных прирабатываемых уплотнительных покрытий на никелевой основе с дифференциальными свойствами на различных этапах жизненного цикла ГТД.

Для достижения цели были поставлены следующие задачи:

- проанализировать основные виды повреждений серийных покрытий;
- исследовать структуру и свойства покрытий с различной системой легирования;
- рассчитать величины расхода газа через ЛУ в зависимости от величины зазора в конструкции современного турбовального двигателя семейства ТВ3-117.

4. Материалы и методы исследований

На сегодняшний день на авиадвигателестроительных предприятиях Украины широко применяются покрытия на основе никеля типа КНА-82, имеющие удовлетворительные эксплуатационные свойства при температуре 900...950°С. Дальнейшее повышение температуры газов до 1100...1200 °С будет приводить к катастрофическому развитию газовой коррозии и разрушению покрытия. В связи с этим, для решения задачи повышения стойкости уплотнительных покрытий было предложено дополнительно легировать покрытие КНА-82 разного рода иттрийсодержащими лигатурами: с монокомпонентным иттрием (Y), составом Ni-Y и многокомпонентным составом Co-Ni-Cr-Al-Y. Выбор иттрия обусловлен как его доступностью, так и положительным влиянием на структурную стабильность и морфологию включений, а также снижением ликвационной неоднородности и рядом других положительных эффектов. Количество вносимого иттрия должно было обеспечить формирование оксидной пленки Y_2O_3 , которая приводит к повышению сопротивления газовой коррозии.

Для оценки влияния легирования на прирабатываемость и сопротивление агрессивному воздействию разогретого газового потока были исследованы покрытия четырех составов (табл. 1). Покрытия наносили газопламенным методом на специально подготовленные образцы. Материал основы из жаропрочного никелевого сплава. Предварительно на образцы наносился подслои на основе алюминия и хрома, который обеспечивал лучшую адгезию материала покрытия и основы, а также более плавный переход температурного коэффициента линейного расширения [14].

Таблица 1

Состав исходного материала и содержание иттрия в % мас.

№ состава покрытия	Состав	Содержание иттрия, %		
		Лигатура	Шихта	Покрытие
№ 1	КНА-82 + лигатура Ni-Y	18,4	0,3	0,3
№ 2	КНА-82 + чистый иттрий	99	2,3	2,1
№ 3	КНА-82 + лигатура Co-Ni-Cr-Al-Y	0,7	0,1	0,1
№ 4	КНА-82: порошок КНА и ВКНА серийная технология	—	—	—

Структуру покрытий исследовали с помощью оптического микроскопа Zeiss Axio Observer при увеличении 200–800 раз. Микротвердость оценивали при помощи микротвердомера модели LECO AMH 43 USA в соответствии с требованиями ГОСТ 9450-76 при нагрузке 10 г.

Эрозионную стойкость оценивали с помощью пескоструйной установки ТФ 21-11. Поверхность покрытия обрабатывали под давлением 0,5 атм. оксидом кремния зернистостью 63...80 (ГОСТ 3647-80) под углом 90°. Величину эрозионного изнашивания определяли по наиболее глубокой точке, после чего проводилось сравнение стойкости образцов к эрозионному изнашиванию.

Жаростойкость покрытий оценивали по относительному приросту массы после выдержки образцов в печи при 1100°C в течение 50 и 100 часов. Образцы предварительно обезжиривали и взвешивали на аналитических весах до начала испытаний, а также после них, что позволило получить относительные показатели жаростойкости.

Моделирование течения потока в зазоре лабиринтного уплотнения турбины компрессора и свободной турбины турбовальных ГТД семейства ТВ3-117 выполняли методом конечных элементов по методике аналогичной приведенной в работе [15]. Использовали модуль CFX программного комплекса ANSYS. В качестве модели турбулентности была выбрана SST « $k - \omega$ » – модель Ментера, как более точная и надежная для класса потоков с положительным градиентом давления при обтекании профилей [16].

Высоту и профиль гребешков лабиринтных уплотнений ГТД после наработки в процессе эксплуатации оценивали при помощи системы измерения LaserGauge Automation модели 1101 с точностью не менее 0,01 мм.

5. Результаты исследования структуры, свойств и эффективности применения усовершенствованных уплотнительных покрытий

В конструкции турбины компрессора и свободной турбины ГТД семейства ТВ3-117 лабиринтные уплотнения применяют как с целью минимизации перетечек газа между ступенями, так и с целью уплотнения масляных полостей (рис. 2).

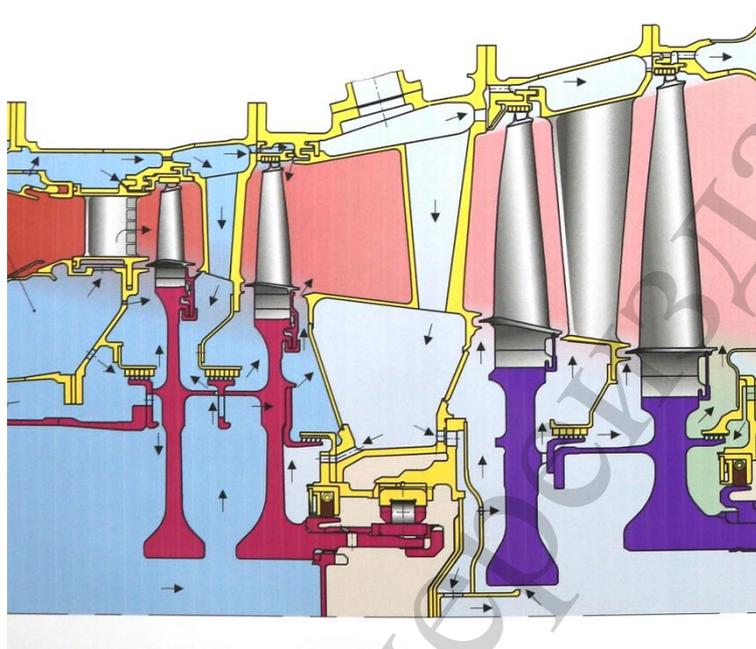


Рис. 2. Схема охлаждения турбины компрессора и свободной турбины ГТД семейства ТВ3-117

Обеспечение требуемой величины зазора в ЛУ реализуется на стадии изготовления ГТД или его ремонта путем механической обработки точением (рис. 3, а). В процессе наработки двигателя, особенно на стадии приработки, происходит износ, как гребешков ЛУ, так и покрытия. При текущем ремонте в процессе диагностики ГТД проводился визуальный осмотр соплового аппарата. Установлено, что по внутреннему диаметру уплотнительного покрытия КНА наблюдались следы интенсивного врезания и касания с сохранением уплотнительного покрытия во впадинах (рис. 3, б). Это связано со смещением ротора ГТД, вызванного как погрешностью опор ротора, так и его дисбалансом.

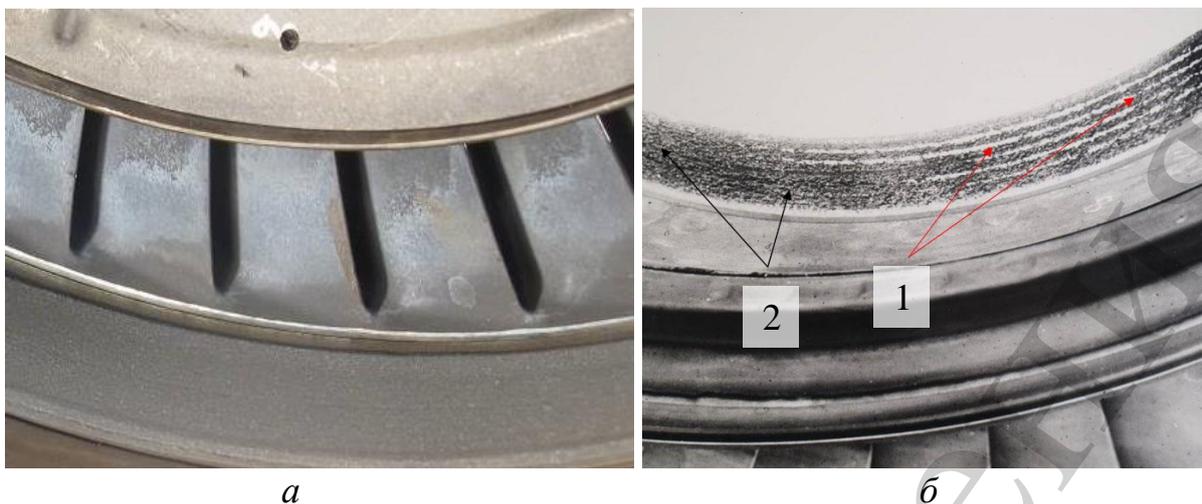


Рис. 3. Внешний вид покрытия КНА-82: *а* – после механической обработки; *б* – после наработки в эксплуатации; 1 – следы интенсивного врезания, 2 – следы касания

В процессе разработки покрытия, работающего в конструкции бесконтактных ЛУ ГТД, к его твердости предъявляются противоречивые требования. С одной стороны, материал покрытия должен иметь минимальную твердость и, соответственно, износостойкость. Данное условие определяется необходимостью обеспечения возможности приработки покрытия на этапе обкатки ГТД. Учитывая биение ротора ГТД, а также его возможный дисбаланс, особенно на переходных режимах работы двигателя, на данном этапе возможен контакт гребешков ЛУ с покрытием и, таким образом его приработка. Низкая твердость покрытия в этом случае позволяет обеспечить приработку материала покрытия без изменения геометрии гребешков. Принимая во внимание малые радиусы кромок и толщину гребешков ЛУ, их износ на начальном этапе работы ГТД может приводить к увеличению протечек газа через ЛУ и, как следствие, снижению эффективности работы турбины и ГТД в целом. При эксплуатации двигателей семейства ТВ3-117 наблюдались случаи истирания гребешков ЛУ и существенное изменение их геометрии.

В процессе эксплуатации ГТД наблюдались дефекты покрытий КНА-82, связанные с его низкой износостойкостью. Основными из них являются трещины, раковины, сколы; нарушение сплошности. Также после эксплуатации может проявляться эрозионный износ покрытия (рис. 4, *а*), частичное отслаивание покрытия (рис. 4, *б*) и сколы (рис. 4, *в*, *г*). Причиной появления сколов может являться механическое воздействие на этапе сборки или эксплуатации.

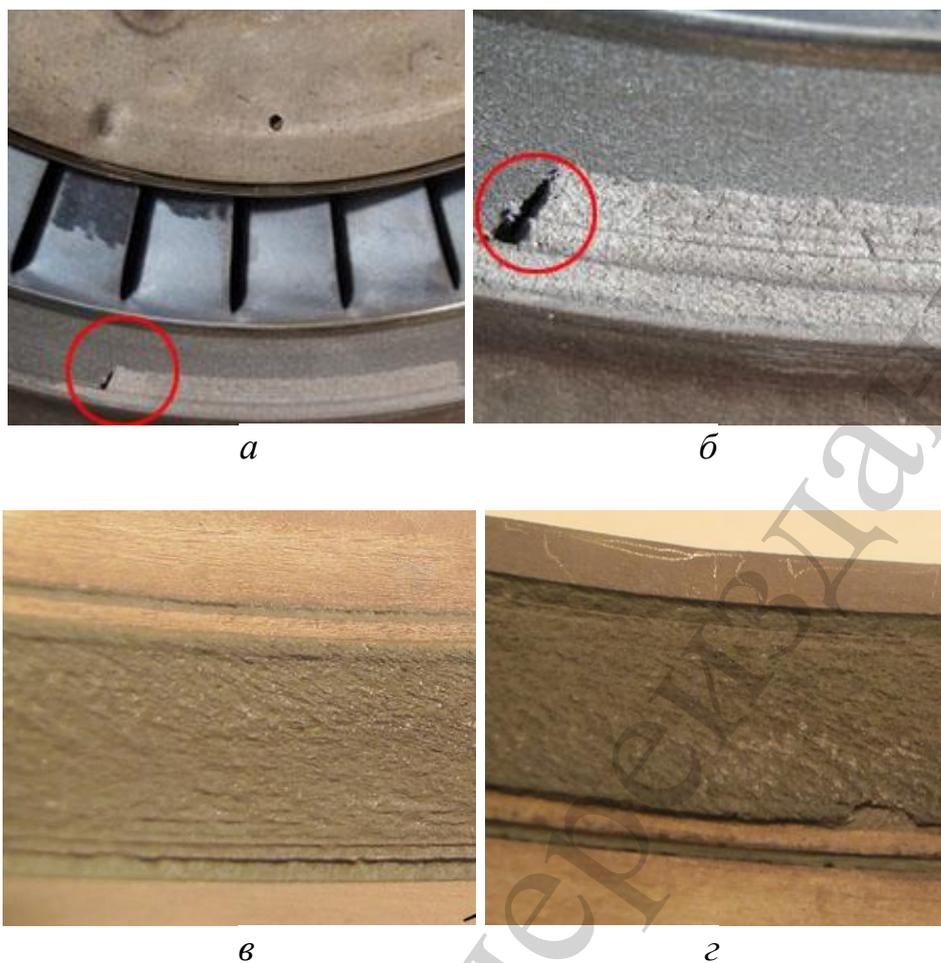


Рис. 4. Дефекты покрытий ЛУ:
а, б – отслаивание; *в* – эрозионный износ; *г* – скол

Таким образом, опыт практического применения уплотнительных покрытий в конструкции бесконтактных ЛУ и анализ требований к ним показывают, что на стадии обкатки ГТД их износостойкость должна быть минимальной. Это обеспечит приработку покрытия и гребешков лабиринтных уплотнений с учетом их биения и дисбаланса ротора ГТД.

На стадии эксплуатации двигателя износостойкость покрытия должна быть увеличена, что позволит обеспечить его длительную и надежную эксплуатацию, обеспечивая при этом стабильность утечки газов, и, как следствие, удельных параметров ГТД. Стабильность величины зазора в ЛУ обеспечивает также уменьшение количества холодного воздуха, сбрасываемого в проточную часть турбины, и таким образом, повышение ее КПД и топливной эффективности двигателя в целом.

В работе [17] было показано, что описанным условиям эксплуатации может отвечать покрытие типа КНА-82 дополнительно легированное иттрием. Как было показано в работе [18], основным их отличием от серийного является появление дополнительных интерметаллидов Ni_3Al , Co_2Al_5 , $CoCr_2$ в покрытии состава №3 и Ni_5Y в составах № 1, 2, а при дальнейшем высокотемпературном

воздействии появляется значительное количество оксидов, которые и обеспечивают рост твердости покрытия.

Исследование микроструктуры покрытий позволило установить, что нанесение иттрийсодержащих лигатур приводит к изменению размера пор, наблюдаемых в плоскости шлифа (рис. 5). Как видно из рис. 5, покрытия составов № 1–3 (рис. 5, *а–в*) характеризуются порами значительно меньших размеров в сравнении с составом № 4 (рис. 5, *г*). Наиболее равномерно распределены поры у покрытия состава № 3 и при этом их размер наименьший. Вероятно, в дальнейшем, в процессе приработки, формирование наиболее равномерного контура врезания будет осуществляться для составов с наименьшим размером пор. В данном случае нагрузка на поверхность будет распределяться равномерно и не будет происходить «вырывания» частиц с поверхности покрытия в процессе взаимодействия лабиринтного уплотнения и покрытия.

Как уже было указано выше, для обеспечения всех требований к материалу, в процессе эксплуатации его свойства должны изменяться. Было установлено, что, усовершенствованные покрытия на начальном этапе имеют достаточно низкие показатели микротвердости, которые в процессе высокотемпературного воздействия значительно возрастают (рис. 6). Это, вероятно, связано с тем, что в исходном состоянии покрытия имеют значительное количество пор и небольшое содержание оксидов и интерметаллидов [18]. Некоторая разница в твердости покрытий, очевидно, обусловлена наличием в легированных покрытиях оксидов Al_2O_3 , Y_2O_3 и интерметаллидов Ni_5Y , $NiAl$, Ni_3Al , Co_2Al_5 , $CoCr_2$.

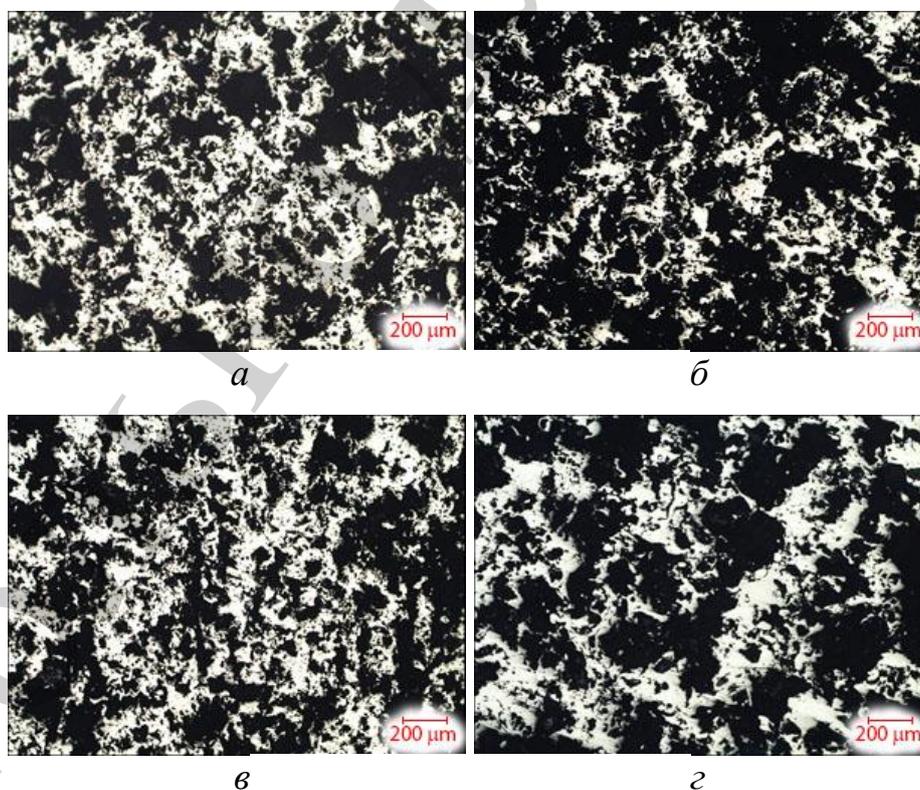


Рис. 5. Микроструктура покрытий ЛУ после нанесения:
а – состав № 1; *б* – состав № 2; *в* – состав № 3; *г* – состав № 4

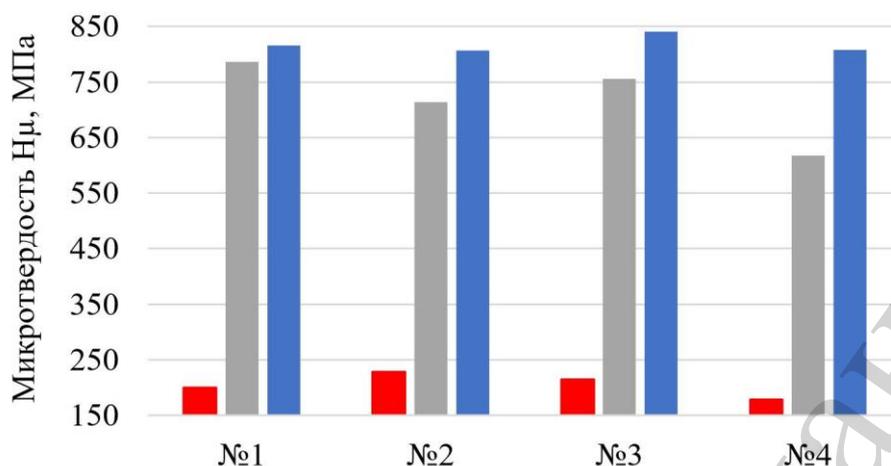


Рис. 6. Зависимость микротвердости покрытий от содержания лигатур и времени выдержки при температуре 1100 °С: № 1 – КНА-82+NiY; № 2 – КНА-82+Y; № 3 – КНА-82+CoNiCrAlY; № 4 – серийное КНА-82; ■ – исходный, ■ – 50 часов, ■ – 100 часов

Значительное повышение микротвердости после высокотемпературной выдержки при 1100 °С в течение 50 и 100 ч. является следствием интенсивного образования оксидов как простых, так и шпинельных типа NiCr_2O_4 , CoAl_2O_4 . Также изменение микротвердости связано с увеличением количества интерметаллидных фаз. Выявлено, что наибольший уровень микротвердости соответствует покрытию состава № 3. Таким образом, с точки зрения эксплуатации такой характер изменения микротвердости является наиболее выгодным, поскольку на этапе приработки при взаимодействии покрытия с гребешками ЛУ или лопатки турбины они будут подвергаться менее интенсивному изнашиванию в сравнении с серийными покрытиями. При дальнейшей наработке ГТД высокая твердость позволит максимально сохранять сформированный профиль и покрытие в целом.

Учитывая, что в процессе взаимодействия ротора и статора вследствие действия тангенциальных нагрузок на покрытия могут образовываться сколы, проводили оценку предела прочности покрытий на отрыв (рис. 7). Было установлено, что покрытия составов № 1 и № 3 имеют наиболее высокие показатели адгезионной прочности. Это, вероятно, связано с формированием наиболее оптимального соотношения фаз в материале покрытия и обеспечением более качественного адгезионного взаимодействия материала основы и покрытия.

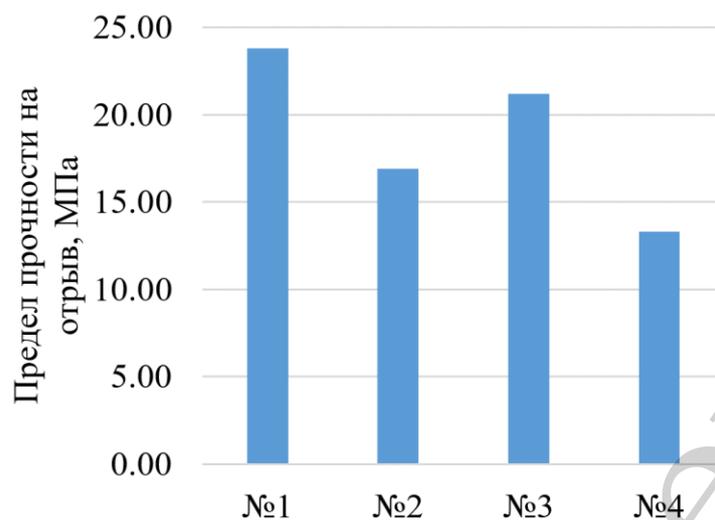


Рис. 7. Зависимость предела прочности на отрыв от содержания лигатур (основа ВЖ-102): № 1 – КНА-82+Ni-Y; № 2 – КНА-82+Y; № 3 – КНА-82+Co-Ni-Cr-Al-Y; № 4 – КНА-82

Оценка сопротивления материала покрытия эрозионному воздействию позволила установить, что легирование значительно влияет на сопротивление эрозии (рис. 8). Наибольшее сопротивление эрозии демонстрируют покрытия составов № 2 и № 3, что подтверждается и результатами измерения их твердости. Таким образом, можно предполагать, что в процессе эксплуатации ГТД данные покрытия будут иметь более высокое сопротивление газовой эрозии. Данный факт, вероятно, связан с формированием на поверхности этих покрытий плотных оксидных пленок и шпинелей, которые повышают не только эрозионную стойкость, но и жаростойкость материала покрытия.

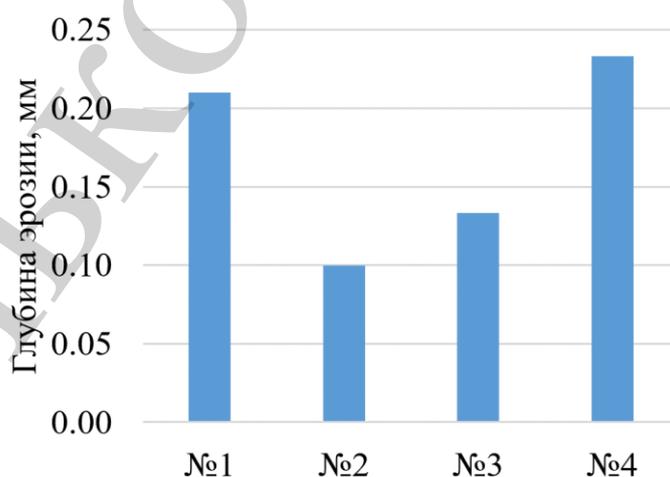


Рис. 8. Зависимость сопротивления эрозии покрытий от содержания лигатуры: № 1 – КНА-82+NiY; № 2 – КНА-82+Y; № 3 – КНА-82+Co-Ni-Cr-Al-Y; № 4 – КНА-82

В связи с тем, что неудовлетворительная жаростойкость покрытий приводит к их быстрому разрушению и увеличению радиального зазора в ЛУ, было установлено влияние легирования иттрийсодержащими лигатурами на жаростойкость покрытий на основе никеля. Полученные данные показали, что наиболее стойким к газовой коррозии является комплексная лигатура Co–Ni–Cr–Al–Y и чистый иттрий (рис. 9). Также установлено, что наиболее активно процессы окисления проходят в первые 50 ч испытаний. В дальнейшем скорость образования продуктов коррозии снижается.

В работе [18] установлено, что в покрытии состава №3 в процессе выдержки увеличивается количество двойного оксида $NiCr_2O_4$ и уменьшается количество фазы NiO.

Шпинель $NiCr_2O_4$ является достаточно стойкой оксидной фазой и ее формирование на поверхности покрытия положительно влияет на сопротивление газовой коррозии. Пленка оксида Al_2O_3 , которая также формируется в процессе окисления, имеет высокую плотность и удовлетворительно защищает поверхность покрытия от дальнейшего негативного влияния коррозионной среды при повышенных температурах. В свою очередь, формирование данной пленки предотвращает схватывание между покрытием и контртелом [19]. Введение в покрытие иттрия и формирование оксидов Y_2O_3 также повышает сопротивление газовой коррозии. Кроме того, введение иттрия приводит к снижению активности кислорода в поверхностном слое, а сформированная пленка выполняет роль барьера для дальнейшего окисления.

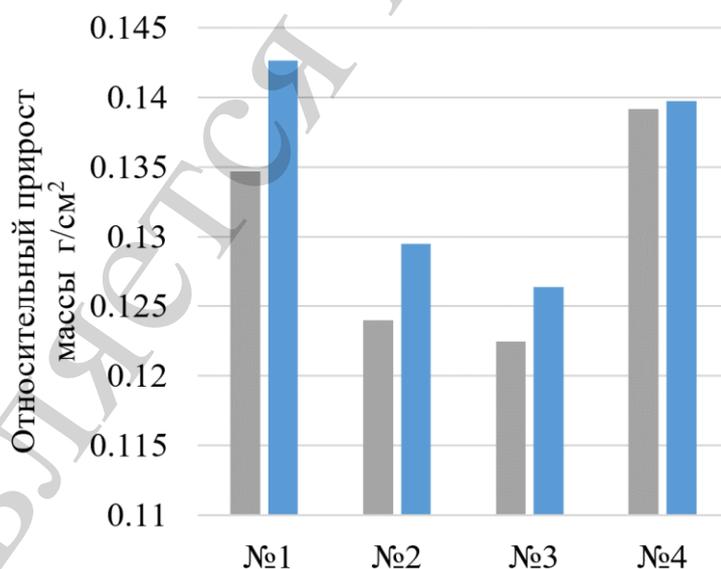


Рис. 9. Изменение массы образцов после 50 и 100 часов выдержки при температуре 1100 °С: № 1 – КНА-82+NiY; № 2 – КНА-82+Y; № 3 – КНА-82+CoNiCrAlY; № 4 – КНА-82; ■ – 50 часов, ■ – 100 часов

Таким образом, установлено, что наиболее полно условиям работы в конструкции лабиринтных уплотнений современных ГТД соответствует покрытие КНА-82+Co–Ni–Cr–Al–Y.

В конструкции турбины турбовальных ГТД семейства ТВЗ-117 уплотнительные покрытия указанного типа находят широкое применение для уплотнения турбин как компрессора, так и свободной турбины. Поэтому эффект от применения усовершенствованного состава покрытия, основанный на минимальном и стабильном во времени радиальном зазоре, и, следовательно, протечек газа, на повышение топливной эффективности ГТД будет значительным.

Для его оценки выполняли моделирование течения потока в зазоре ЛУ турбины. Схема номинального (а) и изношенного (б) четырехгребешкового лабиринтного уплотнения турбины ГТД семейства ТВЗ-117 показан на рис.10.

Известно, что основной характеристикой ЛУ, определяющей его эффективность является массовая протечка газа [20]. При течении газа в уплотнении с докритическими (дозвуковыми) скоростями расход определяется формулой А. Стодола [21] основанной на представлениях о полном гашении скорости в камерах и об отсутствии сужения потока в зазорах, уподобляемых последовательному ряду сопел:

$$G = \mu \cdot \pi \cdot D \cdot \delta \cdot \sqrt{\frac{p_1^2 - p_2^2}{z \cdot R \cdot T_1}}, \quad (1)$$

где μ – коэффициент расхода, учитывающий гидравлическое сопротивление и конструктивные особенности уплотнения; D – средний диаметр зазора; δ – зазор в уплотнении; p_1 и p_2 – давление газа соответственно перед лабиринтом, на стороне высокого давления, и за лабиринтом; z – число гребней лабиринтного уплотнения; R – газовая постоянная; T_1 – температура газа перед уплотнением.

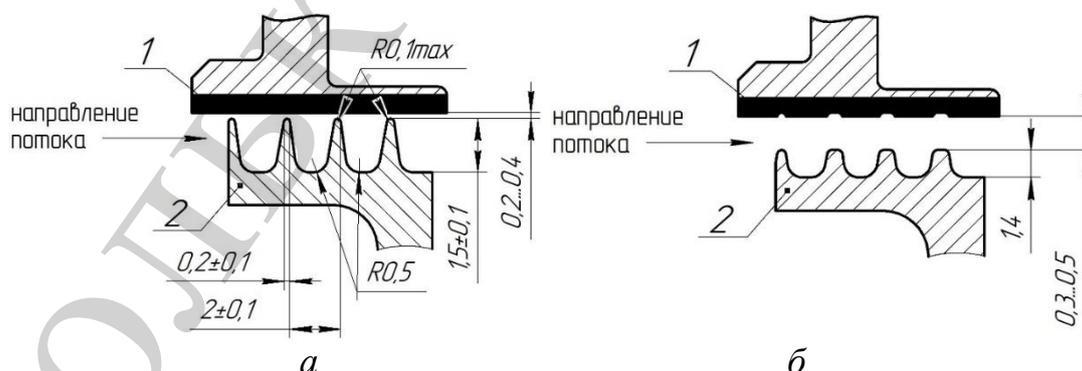


Рис. 10. Уплотнение турбины ГТД семейства ТВЗ-117: а – номинальное; б – изношенное; 1 – уплотнительное покрытие КНА; 2 – гребешки ротора турбины

Основной эффект при работе уплотнений исследуемого типа достигается за счет уменьшения расхода воздуха через зазор в уплотнении вызванного срывом потока и возникновением вихревых явлений (рис. 11).

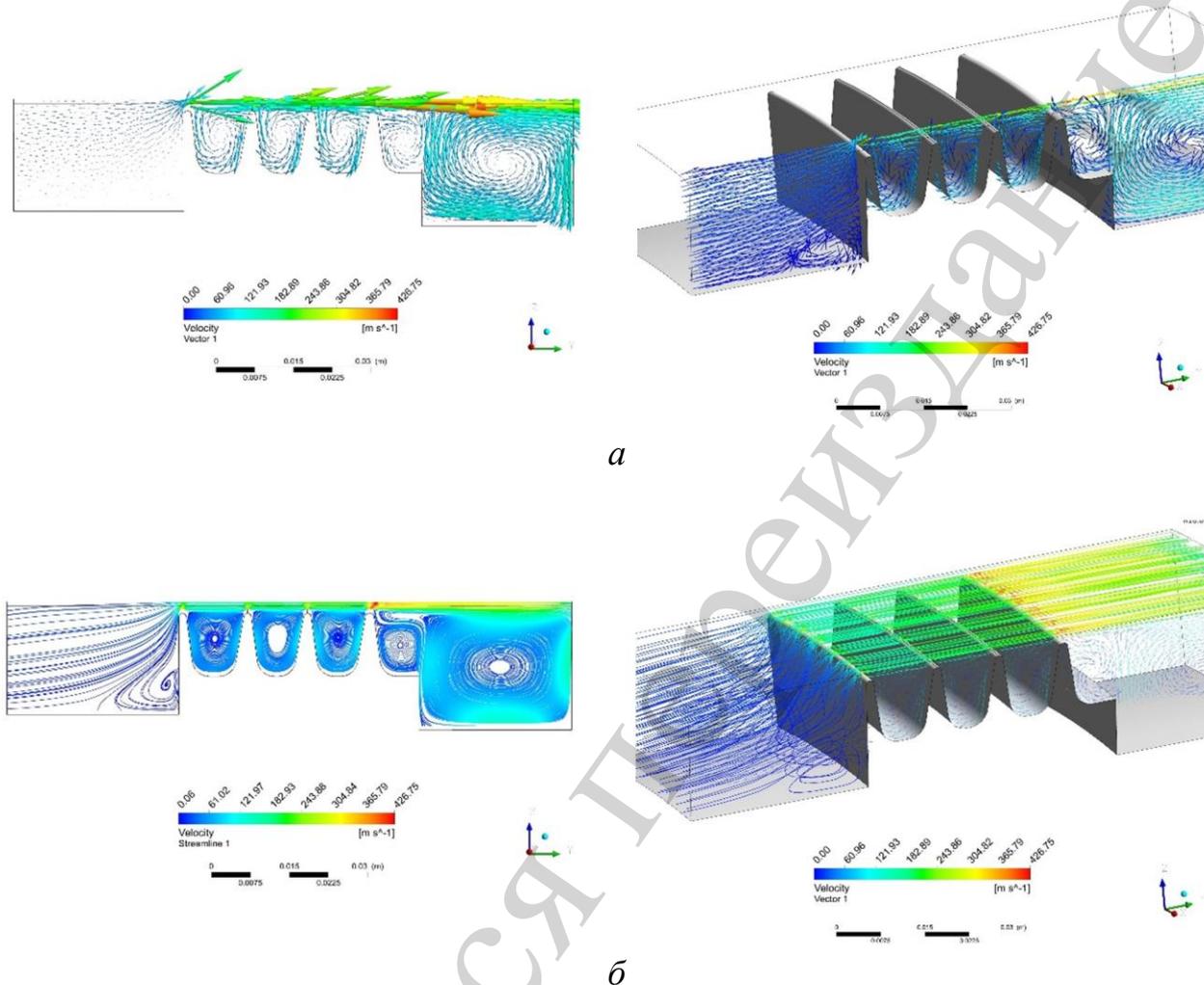


Рис. 11. Линии тока в проточной части лабиринтного уплотнения турбины компрессора ГТД семейства ТВЗ-117 с различными зазорами в лабиринтном уплотнении (цифровая шкала определяет скорость потока):

а – номинальный; *б* – увеличенный

Смена режима течения потока с ламинарного на турбулентный приводит к резкому возрастанию волнового сопротивления, как следствие, снижению расхода воздуха. При этом наиболее важными факторами, определяющими эффективность его работы, являются сохранение номинального зазора и геометрии гребешков.

Исходные данные для расчета величины расхода газа через ЛУ турбины компрессора и свободной турбины ГТД семейства ТВЗ-117 приведены в табл. 2.

Таблица 2

Исходные данные для расчета расхода газа через лабиринтные уплотнения турбины компрессора и свободной турбины ГТД семейства ТВ3-117

Параметр	Лабиринтное уплотнение (ступень/турбина)			
	I ст./ТК	II ст./ТК	I ст./СТ	II ст./СТ
Коэффициент расхода газа [21]	0,7	0,7	0,7	0,7
Средний диаметр зазора, мм	212	206	186	198
Давление газа перед Лабиринтным уплотнением, МПа	0,95	0,48	0,16	0,10
Давление газа за лабиринтным уплотнением, МПа	0,57	0,26	0,1	0,09
Число гребней лабиринтного уплотнения, шт.	4	5	8	5
Температура газа перед лабиринтным уплотнением, К	623	573	523	523

Примечание: ТК – турбина компрессора; СТ – свободная турбина

В результате измерений профиля гребешков ЛУ партии ГТД после наработки в эксплуатации в течение 790–1000 ч было установлено, что износ гребешков по высоте составлял 0,1...0,12 мм. При этом, с учетом износа уплотнительного покрытия, средний радиальный зазор в уплотнении составлял 0,3 мм.

Исследование установленной зависимости расхода газа через ЛУ двигателя показывает (рис. 12), что максимальное влияние на КПД турбины оказывают ЛУ первой и второй ступени турбины компрессора. Это связано с максимальной температурой и перепадом давлений на данных ступенях турбины.

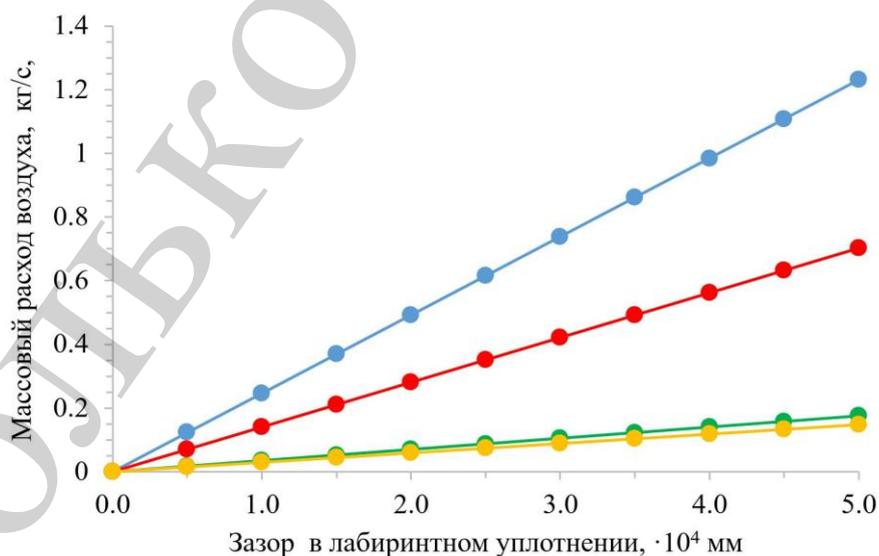


Рис. 12. Зависимости расхода газа через ЛУ в зависимости от величины зазора:

— I ст. ТК, — II ст. ТК, — I ст. СТ, — II ст. СТ

Суммарный расход газа через все лабиринтные уплотнения турбины компрессора и свободной турбины при номинальных зазорах 0,2 мм составляет 0,9 кг/с. Износ торцов гребешков ЛУ способствует увеличению радиального зазора и, как следствие, суммарного расхода газа до 1,35 кг/с. Учитывая, что расход воздуха через компрессор ГТД ТВ3-117 составляет порядка 8,7 кг/с, можно видеть, что при номинальных зазорах в ЛУ утечка газа составляет 10,3 %. Увеличение радиальных зазоров в ЛУ вызванное износом торцов гребешков приводит к повышению утечки газа до 15,5%.

Основываясь на зависимости увеличения удельного расхода топлива ГТД от утечек воздуха в проточную часть турбины, можно предполагать, что увеличение удельного расхода топлива ГТД вследствие износа гребешков ЛУ составит 0,6 %. Для ГТД ТВ3-117, удельный расход топлива которого на крейсерском режиме работы составляет порядка 0,255 кг/л.с·ч, увеличение расхода топлива составит $1,53 \cdot 10^{-3}$ кг/л.с·ч.

Таким образом, учитывая, что мощность двигателя на крейсерском режиме работы составляет 1500 л.с. (1103 кВт) применение усовершенствованных покрытий в конструкции ЛУ турбины компрессора и свободной турбины позволит снизить часовой расход топлива на 2,3 кг. С учетом среднегодовой программы выпуска ГТД и их наработки в эксплуатации при средней цене авиационного топлива 0,9 \$ за 1 кг, ожидаемая экономия от применения усовершенствованных покрытий составляет 165,6 тысяч \$.

6. Обсуждение результатов исследования усовершенствованных уплотнительных покрытий

Приведённые результаты исследований основных дефектов в эксплуатации ГТД существующих уплотнительных прирабатываемых покрытий типа КНА-82, а также особенностей структуры и свойств, усовершенствованных на их основе, покрытий показали их высокую эффективность применения. Выбранный на основании системных исследований особенностей структуры, твердости, адгезионной прочности и эрозионной стойкости рациональный состав лигатуры позволил реализовать основную идею, заложенную в конструкцию лабиринтных уплотнений ГТД нового поколения, – изменение физических и механических свойств прирабатываемых покрытий на различных этапах эксплуатации двигателя.

В отличие от существующих и широко применяемых в авиационном двигателестроении составов прирабатываемых уплотнительных покрытий, их усовершенствованный аналог позволяет сохранять радиальные зазоры как в турбине компрессора, так и в свободной турбине турбовального двигателя семейства ТВ3-117 на минимальном уровне. Анализ эффективности применения усовершенствованных покрытий КНА в конструкции лабиринтных уплотнений турбины компрессора и свободной турбины турбовального ГТД семейства ТВ3-117 показал, что данное мероприятие позволяет снизить величину утечки охлаждающего воздуха в проточную часть турбин и, соответственно, получать значительный экономический эффект за счет уменьшения износа гребешков лабиринтных уплотнений на роторной части.

Применение разработанного прирабатываемого покрытия, работающего в диапазоне температур 1100...1200 °С позволяет снизить удельный расход топлива ГТД, повысить КПД турбины, а также предотвратить износ торцевых поверхностей гребешков лабиринтного уплотнения дисков.

Анализ свойств разработанного усовершенствованного покрытия КНА с учетом особенностей явлений, происходящих в уплотнительных устройствах радиальных зазоров ротора ГТД различных типов, указывает на перспективу их применения в конструкции как серийных, так и перспективных двигателей. При этом его применение для уплотнения радиальных зазоров между рабочими лопатками турбины и статором позволит в значительной степени увеличить эффект от его применения и, таким образом, повысить их тактико-технические характеристики и экономическую привлекательность.

Полученные результаты исследований свидетельствуют о возможности применения усовершенствованных уплотняющих покрытий на никелевой основе в условиях высокотемпературной газовой среды. Однако для подтверждения сделанных выводов необходимо провести испытания на натурном двигателе, поскольку совокупность действующих эксплуатационных факторов может приводить к несколько другим результатам. Поскольку полученный результат подтверждает то, что наиболее рационально использовать лигатуру Co–Ni–Cr–Al–Y, целесообразно было бы провести исследования по определению рационального количества данной лигатуры. Это дало бы возможность получить более высокие эксплуатационные свойства разрабатываемых покрытий. Не менее важным является вопрос замены применяемых твердых смазок, т. к. при столь высоких температурах эксплуатации применение нитрида бора может быть ограничено.

7. Выводы

1. Установлено, что в процессе эксплуатации наиболее распространенными дефектами серийных покрытий являлись эрозионный износ, отслаивание и сколы покрытия. Сколы являются следствием механических повреждений зачастую на этапе сборки двигателя, а отслаивание – вследствие сформировавшихся внутренних напряжений при напылении покрытия и перепадов температуры в процессе эксплуатации двигателя. Эрозионный износ связан с недостаточной твердостью покрытия в процессе эксплуатации авиационного двигателя, что приводит к увеличению радиального зазора и, следовательно, расхода топлива.

2. Установлено, что применение покрытия состава КНА-82+Co–Ni–Cr–Al–Y является рациональным с точки зрения условий работы в турбинах ГТД семейства ТВ3-117. Структура покрытия характеризуется более равномерным распределением пор и удовлетворительной дисперсностью твердой фазы, что позволяет сформировать равномерный контур врезания лопаток на этапе приработки.

Установлено, что до высокотемпературного воздействия микротвердость покрытий составляет порядка 200 МПа и мало различается в покрытиях различных составов. Выдержка при температуре 1100 °С приводит к более чем пятикратному росту микротвердости покрытий. Максимальное увеличение

твердости наблюдается для покрытия КНА-82+Co–Ni–Cr–Al–Y. Предел прочности на отрыв покрытий с иттрийсодержащими лигатурами в среднем на 60 % выше по сравнению с серийным покрытием КНА-82.

Установлено, что фазы, сформированные в покрытии КНА-82+Co–Ni–Cr–Al–Y во время напыления и в процессе высокотемпературной выдержки, оказывают заметное влияние на жаростойкость, вероятно, вследствие формирования шпинелей NiCr_2O_4 , CoCr_2O_4 и плотных оксидных пленок на основе Al_2O_3 и Y_2O_3 . Их формирование позволяет повысить эксплуатационную надежность деталей ГТД в связи с обеспечением более высокой жаростойкости и адгезионной прочности покрытия с матрицей.

3. В результате расчетов построены зависимости величины расхода газа через ЛУ от величины радиального зазора. Установлено, что износ гребешков и увеличение размера зазора приводит к возрастанию суммарного расхода газа от 0,9 кг/с до 1,35 кг/с, что соответствует повышению утечки газа до 15,5 %.

Литература

1. Кофман В. М. Определение коэффициента полезного действия турбины ГТД по параметрам неравномерных газовых потоков // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2012. Т. 16, № 5 (50). С. 39–40.
2. Sporer D., Wilson S., Dorfman M. Ceramics for Abradable Shroud Seal Applications // Ceramic Engineering and Science Proceedings. 2010. P. 39–54. doi: <https://doi.org/10.1002/9780470584293.ch5>
3. Sealing in turbomachinery / Chupp R. E., Hendricks R. C., Lattime S. B., Steinetz V. M. // NASA/TM-2006-214341. 2006. 62 p.
4. Бондарчук П. В., Тисарев А. Ю., Лаврушин М. В. Разработка методики расчёта системы управления радиальными зазорами в турбине ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2012. № 3 (34). С. 272–278.
5. Иноземцев А. А., Бажин С. В., Снитко М. А. Вопросы оптимизации радиальных зазоров ТВД авиационного ГТД // Вестник двигателестроения. 2012. № 2. С. 149–154.
6. Иноземцев А. А., Сандрацкий В. Л. Газотурбинные двигатели. Москва, 2006. 1204 с.
7. Потери КПД в турбине высокого давления с бандажированной рабочей лопаткой / Комаров О. А., Дмитриев С. Ю., Даутов Д. Р., Оссиала 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. Tribological behaviors of turbofan seal couples from friction heat perspective under high-speed rubbing condition / Gao S., Xue W., Duan D., Li S. // Friction. 2016. Vol. 4, Issue 2. P. 176–190. doi: <https://doi.org/10.1007/s40544-016-0114-x>

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.
11. Fois N., Watson M., Marshall M. The influence of material properties on the wear of abradable materials // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part J: Journal of Engineering Tribology. 2016. Vol. 231, Issue 2. P. 240–253. doi: <https://doi.org/10.1177/1350650116649528>
12. Hardwicke C. U., Lau Y.-C. Advances in Thermal Spray Coatings for Gas Turbines and Energy Generation: A Review // Journal of Thermal Spray Technology. 2013. Vol. 22, Issue 5. P. 564–576. doi: <https://doi.org/10.1007/s11666-013-9904-0>
13. Modelling route for abradable coatings / Faraoun H. I., Seichepine J. L., Coddet C., Aourag H., Zwick J., Hopkins N. et. al. // Surface and Coatings Technology. 2006. Vol. 200, Issue 22-23. P. 6578–6582. doi: <https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2005.11.105>
14. Воеводин А. А., Ерохин А. Л., Спасский С. Е. Модель выбора схемы многослойного ионно-плазменного покрытия на основе расчета напряжений в его слоях // Поверхность. Физика, химия, механика. 1991. № 9. С. 78–84.
15. Двирник Я. В., Павленко Д. В. Методика моделирования течения потока в осевом компрессоре ГТД численным методом // Вестник двигателестроения. 2014. № 1. С. 34–40.
16. Численный анализ возможностей 2-D и 3-D методов проектирования осевых турбомашин / Коваль В. А., Ануров Ю. М., Беляева С. О., Ковалева Е. А., Ярославцев С. В. // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. 2009. Т. 4, № 5 (40). С. 12–18. URL: <http://journals.uran.ua/eejet/article/view/21063/19508>
17. Оцінка експлуатаційної надійності теплозахисних ущільнювальних покриттів деталей газотурбінних двигунів / Беліков С. Б., Грешта В. Л., Ткач Д. В. та ін. // Нові матеріали і технології в металургії та машинобудуванні. 2017. № 2. С. 14–17.
18. Исследование фазового состава жаростойких уплотнительных покрытий, применяемых в ГТД / Грешта В. Л., Ткач Д. В., Климов А. В., Сотников Е. Г., Леховицер З. В., Степанова Л. П. // Авиационно-космическая техника и технология. 2016. № 8. С. 113–121.
19. Влияние состава покрытий на основе интерметаллидов никеля на механизмы их изнашивания в условиях высокотемпературных трибоиспытаний / Уманский А. П., Полярус Е. Н., Костенко А. Д., Терентьев А. Е. // Проблемы трибології. 2012. № 3. С. 123–127.
20. Макаров А. А., Зайцев Н. Н. Инженерные и теоретические задачи применения лабиринтных уплотнений в высокоскоростных роторных машинах // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2015. № 42. С. 61–81. doi: <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2015.42.05>
21. Резник С. Б., Бандурко Е. А. Расчётно-экспериментальная оценка эффективности различных типов лабиринтных уплотнений // Вестник двигателестроения. 2013. № 10 (107). С. 189–193.