

Научная статья

УДК 621.452.3

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186679>

EDN: <https://www.elibrary.ru/GHVUNA>



Формирование подходов к оценке врезания в лабиринтных уплотнениях

Андрей Александрович Матвеев^{1✉}, Сергей Викторинович Фалалеев², Андрей Юрьевич Тисарев³,
Сергей Дмитриевич Кульков⁴

^{1, 2, 3, 4} Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва,
Самара, Российская Федерация

¹ 2018-00957@students.ssau.ru✉

² falaleev.sv@ssau.ru

³ tisarev@ssau.ru

⁴ Kulkov2002@yandex.ru

Аннотация. В процессе эксплуатации авиационного двигателя в срабатываемых покрытиях лабиринтных уплотнений происходят врезание и износ статорных и роторных деталей. Выработки в уплотнениях уменьшают их эффективность, что увеличивает утечки и уменьшает КПД узлов двигателя. В статье рассмотрены факторы, влияющие на врезание, предложены различные методики, позволяющие определить параметры выработок в срабатываемых слоях. Рассмотрены подходы для экспериментальной оценки величин выработок, предложен один из способов, учитывающий производственные ограничения. Рассмотрена расчетная методика определения износа в уплотнениях, фиксирующая врезание при нестационарном расчете термомеханической модели двигателя по полетному циклу.

Ключевые слова: формирование выработок, лабиринтное уплотнение, врезание, канавки износа в уплотнениях, нестационарный тепловой процесс, термомеханическая модель, износ срабатываемого покрытия, методика определения врезания

Для цитирования: Матвеев А.А., Фалалеев С.В., Тисарев А.Ю., Кульков С.Д. Формирование подходов к оценке врезания в лабиринтных уплотнениях // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 4. С. 181–191. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186679>

Original article

Developing Approaches to the Cut-In Assessment in the Labyrinth Seals

Andrei A. Matveev^{1✉}, Sergei V. Falaleev², Andrei Yu. Tisarev³, Sergei D. Kul'kov⁴

^{1, 2, 3, 4} Samara National Research University, Samara, Russian Federation

¹ 2018-00957@students.ssau.ru✉

² falaleev.sv@ssau.ru

³ tisarev@ssau.ru

⁴ Kulkov2002@yandex.ru

Abstract

A certain quantity of air, which cools its high-temperature parts, is required for the aircraft engine normal operation. Necessary cooling is being ensured by the secondary air system. Labyrinth seals are being employed to regulate the amount of air to cooling and have great influence on the performance of engine. Labyrinth seals wear during engine transients. Labyrinth seals are being employed for regulating the quantity of air incoming for cooling, and greatly affect the engine operating characteristics. Labyrinth seals wear during the engine transients. The labyrinth seals wear reduces their hydraulic resistance, which increases leakages and reduces the engine components efficiency.

The presented article considers causes of friction in the wearable stator elements. The main cause of the cut-in can be attributed to the temperature mismatch between the stator and rotor during transients. The moment after takeoff and during reacceleration are most indicative moments in the flight cycle, when the cut-in may occur.

The following wear parameters can be identified. These are the depth and width of the wear groove. Factors affecting the wear parameters have been identified. They are the size of the radial mounting gap, the cutting-in time, the rate of the operating modes variation, the pitch of the combs, and the seal-to-bearings distance.

The authors considered experimental methods for the wear output parameters determining. Internal gauges are employed for the penetration into smooth coatings measuring. 3D-scanning and casts making are being applied for the honeycomb coatings. With ideal visibility, the grooves can be identified and their depth can be determined, though under bad conditions the honeycomb surface becomes inaccessible for scanning, and wear cannot be identified. The wear parameters obtaining with casts involves obtaining a wear profile and the depth of the grooves determining by a microscope. The article considers various materials for the casts making. Inferences were drawn on the methods considered applicability.

The engine thermomechanical model should be elaborated to compute the gap in the labyrinth seals and wearable coating wear. This model application allows, as the result of the non-stationary computations, determining the gap in the labyrinth seals during the cycle and fixing the wear. All models were developed in the ANSYS Mechanical APDL. The obtained results accuracy will depend on the computation model correctness and the boundary conditions, namely thermodynamic and gas-dynamic parameters.

Keywords: wear forming, labyrinth seal, cut-in, wear grooves in seals, non-stationary thermal process, thermo-mechanical model, wearable coating wear, cut-in determining technique

For citation: Matveev A.A., Falaleev S.V., Tisarev A.Yu., Kul'kov S.D. Developing Approaches to the Cut-In Assessment in the Labyrinth Seals. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(4):181-191. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186679>

List of Figures

Fig. 1. Parameters variation of: 1 – main flow; 2 – stator temperature; 3 – disc temperature during engine start and pick-up;

4 – maximum stator and rotor temperature mismatch moment; 5 – start and transition to the low gas mode;

6 – transition to the takeoff mode; 7 – takeoff mode

Fig. 2. The labyrinth seal radial clearance variation at the engine operating mode change (engine startup and takeoff mode)

Fig. 3. The labyrinth seal radial clearance variation at the engine operating mode change (acceleration)

Fig. 4. The wear value at different cut-in times: a – wear profile at the prolonged cutting;

b – wear profile at the short-term cutting

Fig. 5. Wear value at different mounting gaps: a – wear profile at the reduced gap; b – wear profile at the correct gap

Fig. 6. The wear value at different compaction steps: a – wear profile at low steps; b – wear profile at correct steps

Fig. 7. Photos of wear patterns of the labyrinth seal stator [18]

Fig. 8. Photos of the subrotor insert segment examination: a – segment with wear grooves;

b – scanner for measuring the amount of cut-in

Fig. 9. Surface under various scanning conditions: a – separate segment of the subrotor insert, ideal conditions;

b – limited visibility of the honeycomb surface as part of the assembly unit

Fig. 10. The KOMPAR-R application on the honeycomb surface

Fig. 11. Wear measurement with plasticine: a – wear profile; b – the cut-in values distribution along the circumference

Fig. 12. Block diagram of the algorithm for accounting for the combs cutting-in

Fig. 13. The wear recording sequence in the seal

Fig. 14. Computed wear patterns in the seals: a – the seal in the compressor; b – the seal in the turbine

Введение

Эффективность авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) определяется коэффициентами полезного действия его узлов, на которые влияют, среди прочего, утечки из проточной части, а также перетечки над бандажными полками в лопатках турбины. Величины этих утечек определяются при расчёте системы внутренних воздушных потоков (СВВП) двигателя. Основными элементами, определяющими расход во внутренних полостях, являются уплотнения. В настоящее время имеется множество конструктивных схем уплотнений: лабиринтные, щёточные, пальчиковые, пластинчатые, лепестковые и др. Наиболее распространенными являются лабиринтные уплотнения (ЛУ), в которых создается гидравлическое сопротивление при перетекании газа в радиальном зазоре и последующем его расширении в камере [1]. Для расчета характеристик уплотнений используются как аналитические методы [2, 3], так и численные [4]. Лабиринтные уплотнения, применяемые в большинстве ГТД, имеют ряд недостатков. Основной из них — значительные утечки при увеличенных радиальных зазорах. Для расчета расходных характеристик уплотнений необходимо определять величину радиального зазора по полетному циклу авиационного двигателя.

В отечественной практике имеются методики для расчета зазоров в лабиринтных уплотнениях. Н.Д. Кузнецов и др. представляют в работе [5] методику расчета радиальных зазоров над рабочими колесами компрессора и турбины. Применимость данной методики для расчета радиальных зазоров в ЛУ ограничена имеющимся экспериментальным базисом, сложностью и дороговизной замеров температур роторных деталей.

При наличии развитых вычислительных систем радиальные зазоры в ЛУ двигателей можно определять с использованием термомеханических моделей разной сложности. Под термомеханической моделью понимается комплекс междисциплинарных математических моделей с различным уровнем детализации, при помощи которого определяется тепловое состояние изделия, а также напряженно-деформированное состояние (НДС) его деталей [6]. Методика формирования термомеханической модели для расчета НДС по циклу описана в работе А.Ю. Тисарева [7]. Результаты расчетов подобных моделей по полетному циклу представлены в работах [5–7]. Для предсказания теплового состояния деталей ГТД активно используются нейронные сети [8].

В зарубежной литературе также есть публикации, описывающие принципы построения термомеханических моделей и их расчетов [9–11].

Так, в публикации [11] авторы описывают процесс создания термомеханической модели со статором, смоделированным в 3D, и осесимметричным ротором, а также проводят валидацию расчетной модели с использованием рентгеновского излучения.

При работе двигателя на переходных режимах возможно врезание гребешков лабиринта в срабатываемое покрытие с последующим формированием выработок на статорной детали [12, 13]. В указанных выше публикациях авторы при расчете величины зазора в лабиринтных уплотнениях практически не затрагивают вопросы износа в уплотнениях, т. е. при термомеханических расчетах ГТД не учитывается врезание.

Необходимость определения и учета выработок в уплотнениях обусловлена их влиянием на расходные характеристики. В российских журналах практически отсутствуют статьи, посвященные данной проблеме, за исключением статей [14, 15]. В зарубежных журналах рассматриваются в основном последствия врезания гребешков ЛУ в срабатываемое покрытие, но не рассматриваются механизм формирования выработок и методики определения их формы и величины.

В публикациях [13, 16–18] представлены исследования характеристик уплотнений с износом, в которых определяется степень влияния выработок и их форм на величины утечек. Помимо негативного влияния на расходные характеристики уплотнений, врезания приводят к нагреву гребешков [19]. При значительном нагреве кончиков гребешков они растрескиваются, что может явиться причиной их разрушения [20]. Вследствие этого снижается долговечность дорогостоящих роторных деталей.

Основная проблема заключается в неучете врезания при выполнении термомеханических расчетов ГТД. В связи с перечисленными обстоятельствами появляется необходимость определять форму выработок и величину радиального зазора в ЛУ по полетному циклу авиационного двигателя. Оценка врезания необходима для получения более достоверных данных о расходных характеристиках ЛУ, что повысит точность расчетов параметров СВВП, теплового состояния и НДС деталей ГТД по полетному циклу.

Целью данной статьи является определение факторов, влияющих на врезание, а также рассмотрение подходов к оценке величин выработок в лабиринтных уплотнениях ГТД.

Процесс формирования выработок в срабатываемых покрытиях

В процессе работы двигателя изменяются тепловое состояние его конструкции и нагрузки, действующие на его детали. Влияние переходных

процессов на температурное и напряженно-деформированное состояние рассмотрено в [5]. Основная причина врезания заключается в несогласованности расширения корпуса и ротора. Температура корпусных элементов изменяется достаточно быстро (кривая 2, рис. 1) и отслеживает переходные процессы в двигателе (кривая 1, рис. 1), следовательно, и радиальные перемещения корпуса происходят весьма быстро [5]. Прогрев ротора (кривая 3, рис. 1) при этом будет отставать от прогрева статора, это приводит к рассогласованности температур ротора и статора, что приводит к увеличению радиального зазора. Максимальная разность температур статора и ротора достигается после выхода на взлетный режим (участок 4, рис. 1).

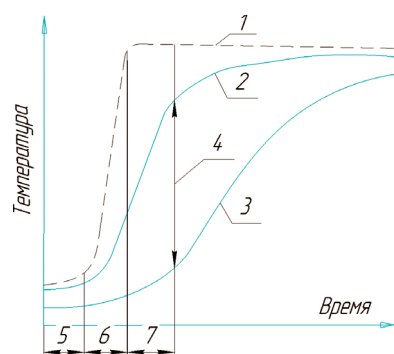


Рис. 1. Изменение параметров:
1 – основного потока;
2 – температуры статора;
3 – температуры диска во время запуска и приемистости двигателя;
4 – момент максимального рассогласования температур статора и ротора;
5 – запуск и выход на режим малого газа;
6 – выход на взлетный режим;
7 – взлетный режим

Основными факторами, определяющими радиальный зазор в ЛУ, для ротора будут частота вращения и тепловое состояние, для статора – тепловое состояние. Влияние данных факторов рассмотрено на примере расчетного определения радиального зазора в ЛУ современного ГТД (рис. 2 и 3). На переходных режимах при резком увеличении частоты вращения ротора радиальный зазор уменьшается из-за действия центробежных сил, при этом корпус не успевает прогреться, что качественно показано на рис. 2. При работе на стационарном режиме (промежуточный режим на рис. 2) корпус начинает сначала прогреваться и зазор увеличивается, с некоторой задержкой прогревается и ротор, зазор при этом начинает уменьшаться. Задержка в прогреве ротора объясняется его массивностью и более значительной в сравнении со статором тепловой

инерционностью. При переходе на взлетный режим ситуация аналогичная. Наиболее характерные точки полетного цикла, в которых может иметь место врезание, – момент после выхода на максимальный режим (рис. 2) и при повторной приемистости двигателя после сброса газа (рис. 3) [5, 12].

Во время работы двигателя на крейсерском режиме зазор остается практически неизменным, поскольку ротор вращается с постоянной частотой, а температурное состояние роторных и статорных деталей близко к равновесному. При переходе режима с крейсерского до малого газа резко увеличивается радиальный зазор (рис. 3). Физически это обусловлено резким уменьшением центробежной нагрузки на роторные элементы. Далее статорные детали начинают остывать, зазор начинает уменьшаться. Повторное увеличение газа (повторная

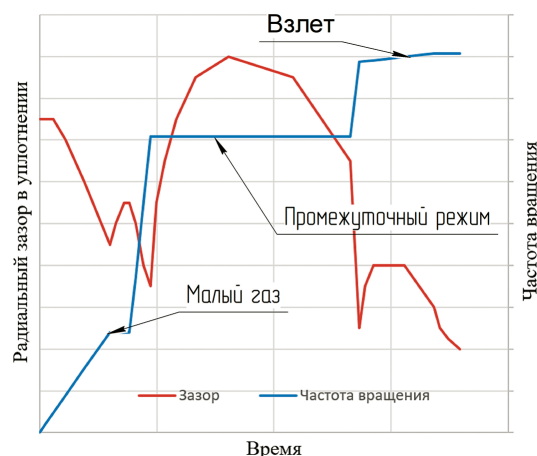


Рис. 2. Изменение радиального зазора в лабиринтном уплотнении при изменении режима работы двигателя (запуск двигателя и взлетный режим)

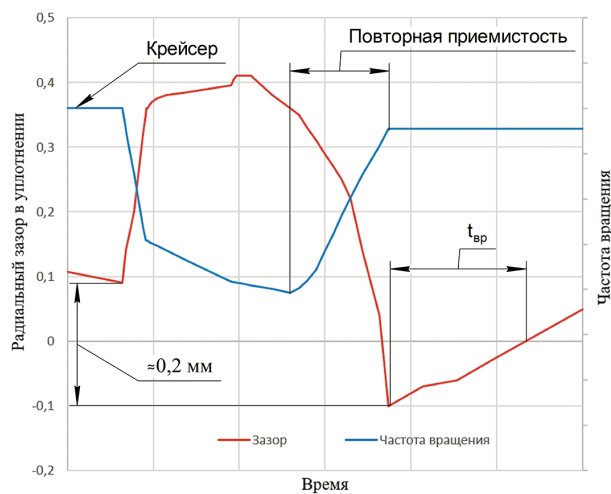


Рис. 3. Изменение радиального зазора в лабиринтном уплотнении при изменении режима работы двигателя (повторная приемистость)

приемистость) резко увеличивает центробежную нагрузку. Поскольку температура статора уже уменьшилась, данная ситуация приведет к резкому уменьшению зазора до значения меньшего, чем на крейсерском режиме. При определенных значениях монтажных зазоров может произойти врезание гребешков уплотнения в срабатываемое покрытие на статорной детали.

В общем случае можно выделить следующие параметры износа: глубину врезания и ширину канавки износа. Размеры канавок износа будут зависеть от времени врезания (рис. 4) и шага между гребешками ЛУ. Если врезание происходит на переходном режиме, то изменяются газодинамические параметры узлов двигателя, а значит, и давление воздуха в полостях системы внутренних воздушных потоков. Давление определяет осевую силу, действующую на ротор, т. е. влияет на его осевое положение. В этом случае при продолжительном врезании гребешков уплотнения ширина канавки износа будет увеличиваться (рис. 4,а). При малом времени врезания на аналогичном переходном режиме ширина канавки будет меньше (рис. 4,б).

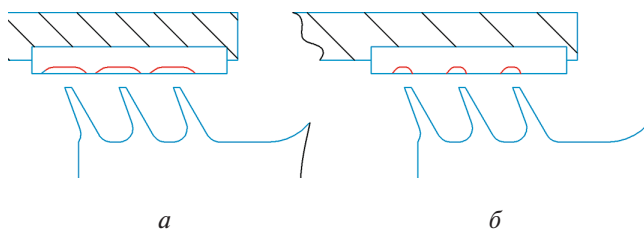


Рис. 4. Износ при различном времени врезания:
а – профиль износа при длительном врезании;
б – профиль износа при кратковременном врезании

Время врезания можно считать фактором, влияющим на ширину канавок износа, при этом время зависит от следующих параметров: величины начального монтажного зазора и скорости изменения режима работы двигателя.

Выбор монтажного радиального зазора является трудоемкой и комплексной задачей, поскольку требует учета множества факторов, имеющих место при эксплуатации изделия. Также выбор монтажного зазора является противоречивой задачей, поскольку конструктору необходимо установить такой зазор, чтобы были минимальные утечки через уплотнение, но при этом зазор должен быть достаточным для предотвращения существенного врезания и образования широких канавок износа, снижающих эффективность лабиринтного уплотнения [14]. В результате проведенного анализа форм выработок в срабатываемых покрытиях ряда реальных ГТД было выявлено значительное влияние величины

монтажного зазора в уплотнении. Рассмотрены картины врезания в срабатываемое покрытие после работы изделий по типовому полетному циклу с разными зазорами с учетом осевого смещения ротора и статора (рис. 5). С радиальным зазором $\delta_{м1}$ имеют место значительные по глубине выработки, ширина канавки износа при этом также увеличится из-за большего времени врезания. Такого рода врезание может привести к растрескиванию гребешков в связи со значительным увеличением температуры в месте изнашивания срабатываемого слоя.

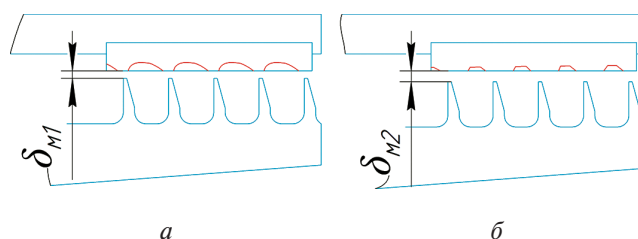


Рис. 5. Износ при различном монтажном зазоре:
а – профиль износа при уменьшенном зазоре;
б – профиль износа при корректном зазоре

При монтажном зазоре $\delta_{м2}$, который больше $\delta_{м1}$, будут иметь место характерные канавки износа (см. рис. 4,б). Участки цикла, на которых происходит врезание (см. рис. 2 и 3), обычно отличны от основного режима работы изделия (крейсерский режим), в связи с этим осевое положение гребешка относительно канавки с большой вероятностью будет таким, что минимальный (эффективный) зазор [14] будет достаточным для обеспечения требуемого перепада давления на уплотнения.

Скорость изменения режима работы двигателя также значительно влияет на параметры износа. Действительно, при резком сбросе газа и последующем его увеличении до максимального скорость изменения частоты вращения ротора будет определять, насколько сильно гребешки будут врезаться в остывающий статор (см. рис. 3). Скорость перехода с режима на режим определяется принятой программой регулирования изделия, которая должна корректно переводить двигатель с режима на режим с определенной скоростью. Наиболее благоприятным для согласованного изменения теплового состояния ротора и статора является «плавный» переход с режима на режим. Такой переход, как правило, имеет место в стационарных машинах, работающих на одном режиме, на который они выходят за значительное по сравнению с авиационными ГТД время.

Важным геометрическим параметром, влияющим на износ, является шаг гребешков уплотнения. При малом шаге уплотнения и неверно выбран-

ном монтажном зазоре возможен значительный износ срабатываемых слоев. Рассмотрены случаи врезания в срабатываемое покрытие после работы изделий по типовому полетному циклу с разным шагом уплотнения (рис. 6). С шагом S_1 имеет место практически полное «срезание» срабатываемого покрытия (рис. 6,а), т. е., по сути, монтажный зазор после такого врезания увеличивается на глубину канавки. Такого рода врезание значительно уменьшает эффективность уплотнения. Важная задача при проектировании уплотнений — избежать подобных форм износа.

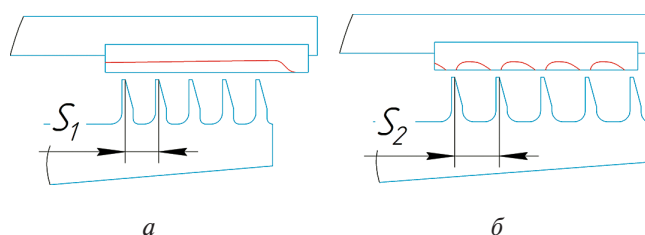


Рис. 6. Износ при различном шаге уплотнения:
а — профиль износа при уменьшенном шаге;
б — профиль износа при корректном шаге

Отдельно необходимо упомянуть аварийный останов двигателя, поскольку в данном случае может наблюдаться наибольшее врезание в срабатываемое покрытие. В процессе аварийного останова статор остывает существенно быстрее ротора, вследствие чего могут появиться значительные выработки (аналогичные показанным на рис. 5,а).

Одним из факторов, влияющих на износ, является неравномерное расширение и сжатие корпусных элементов в процессе работы двигателя [21]. Неравномерность деформации обусловлена различной жесткостью корпуса по окружности. Наибольшим влияние таких деформаций будет на больших диаметрах. В связи с этим при останове двигателя и остывании его деталей осуществляют прокрутку ротора.

После рассмотрения факторов, определяющих величину и форму износа, обратимся к методикам измерения выработок.

Экспериментальная методика определения величин выработок в изнашиваемом покрытии

При врезании уплотнения в статор изнашиваются его гребешки, они могут принимать закругленную или грибообразную форму. Также значительно изнашивается статор. В статье Догу и др. [18] приводятся фотографии картин износа изнашиваемого покрытия статора (рис. 7), полученные с использованием микроскопа и позволяющие оценить величины и формы выработок.

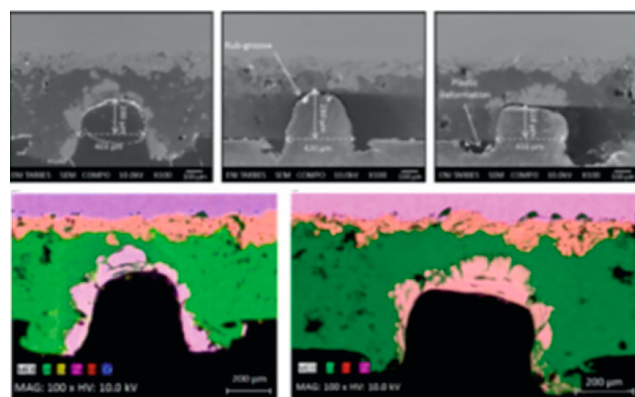


Рис. 7. Фотографии картин износа статора лабиринтного уплотнения [18]

Для замеров глубин врезания в таких покрытиях используются нутромеры. Однако при наличии сотовой структуры на статоре такие приборы будут иметь значительную ошибку при измерении из-за круглой измерительной головки, которая частично погружается в ячейки сот.

Возможно применение двух способов измерения величин выработок в лабиринтных уплотнениях с сотовыми вставками.

Использование 3D-сканирования. Проанализирована возможность сканирования выработок в срабатываемом покрытии с использованием стационарного сканера HikVision (рис. 8,б). В качестве образца использовался сегмент надроторной вставки над рабочей лопаткой турбины с двумя канавками (рис. 8,а).

В результате сканирования получены полигональные поверхности сот при идеальной видимости поверхности (рис. 9,а) и при ограниченной

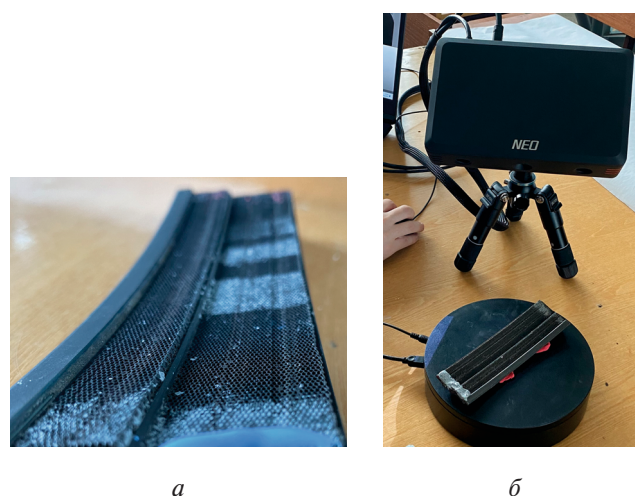


Рис. 8. Фотографии исследования сегмента надроторной вставки:
а — сегмент с канавками износа;
б — сканер для измерения глубины врезания

видимости поверхности, имитирующей условия измерения статорного кольца в составе сборочной единицы (рис. 9, б). Если при идеальной видимости возможно выявить канавки и определить их глубину, то в плохих условиях поверхность сот становится недоступной для сканирования и определить износ невозможно.

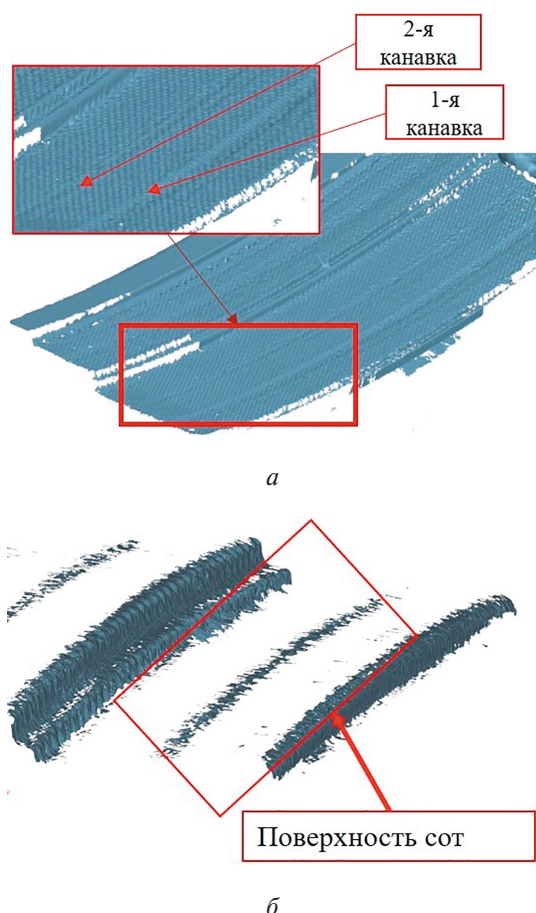


Рис. 9. Поверхность при различных условиях сканирования:
 а — отдельный сегмент надпорторной вставки, идеальные условия;
 б — ограниченная видимость поверхности сот в составе сборочной единицы

Из полученных результатов сканирования можно сделать вывод об ограниченной применимости такого рода сканеров для определения глубин выработок, поскольку в реальных условиях осмотра деталей двигателя в процессе переборки двигателя не представляется возможным получить удовлетворительную полигональную поверхность.

Получение слепков. Суть данного подхода заключается в том, чтобы получить профиль износа и определить глубину канавок с использованием микроскопа. После снятия слепка его необходимо

«обрезать» для установки на измерительный стол. Рассмотрена возможность использования слепков из различных материалов:

- пластилина скульптурного;
- материала КОМПАР-Р;
- парафина.

КОМПАР-Р — оттисочно-слепочный материал, который используется для контроля геометрических параметров поверхности детали (рис. 10). Он получается при смешивании двух составляющих, наносится на поверхность сот, через короткое время застывает, сохраняя форму изношенной поверхности, при этом он становится твердым и хрупким, что затрудняет подготовку к измерениям.

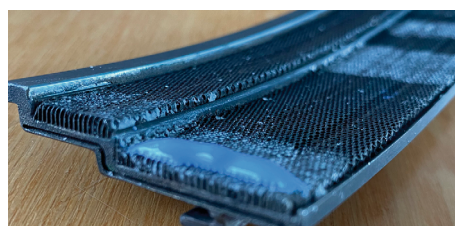


Рис. 10. Нанесение материала КОМПАР-Р на поверхность сот

Слепки из парафина получают посредством его «натирания» на поверхность сот. Сам парафин при этом выкрашивается и повторяет форму износа. Однако данный способ весьма неточен, так как форма зависит от степени нажатия на используемый образец.

Подробнее других рассмотрен способ получения профиля износа с использованием скульптурного пластилина. Слепки получают при вдавливании образцов в поверхность сот. Данный материал наиболее удобен для получения слепков и их подготовки к измерению. Слепки одного из уплотнений с врезанием приведены на рис. 11, а. В результате измерения износа в разных точках получено распределение величины износа по окружности (рис. 11, б).

Среди описанных методов измерения выработок наиболее удовлетворительным является использование слепков из скульптурного пластилина. Помимо приведенных методов, рассматривались возможности использовать контрольно-измерительные машины для замера глубин врезания, однако выявлены сложности с позиционированием деталей, а также отсутствие мобильности измерительной машины. Перспективным способом измерения является измерение канавок с помощью контактных сканеров.

Замер канавок износа необходим для валидации расчетных моделей и их доработки. Также величины

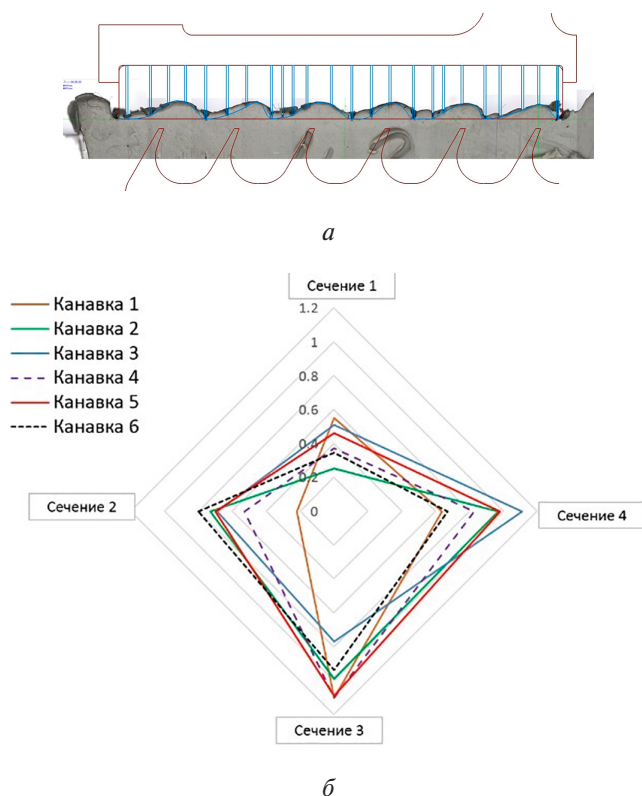


Рис. 11. Измерение износа с использованием пластилина:
а – профиль износа;
б – распределение величин врезания по окружности

износа необходимо контролировать для определения соответствия глубин канавок нормам износа, установленным для изделия.

Расчетная методика определения величин выработок в изнашиваемом покрытии

На этапе проектирования двигателя, когда отсутствуют данные по выработкам, необходимо определить монтажные значения радиальных зазоров. Проводится расчет по принятой программе эксплуатации, которую называют «общий полетный цикл» (ОПЦ). Основные положения такого нестационарного расчета приведены в [7, 22]. Результатом проведения расчета по ОПЦ являются значения радиальных зазоров в проточной части, а также в уплотнениях системы внутренних воздушных потоков. Существующая методика позволяет определять осредненный зазор в уплотнении.

Возникает потребность в разработке методики, позволяющей фиксировать врезание в ЛУ. Для учета врезания в срабатываемом покрытии разработан алгоритм, по которому можно рассчитывать радиальные зазоры с учетом износа. Блок-схема работы алгоритма представлена на рис. 12. Алгоритм представляет собой макрос, написанный для ANSYS Mechanical APDL.

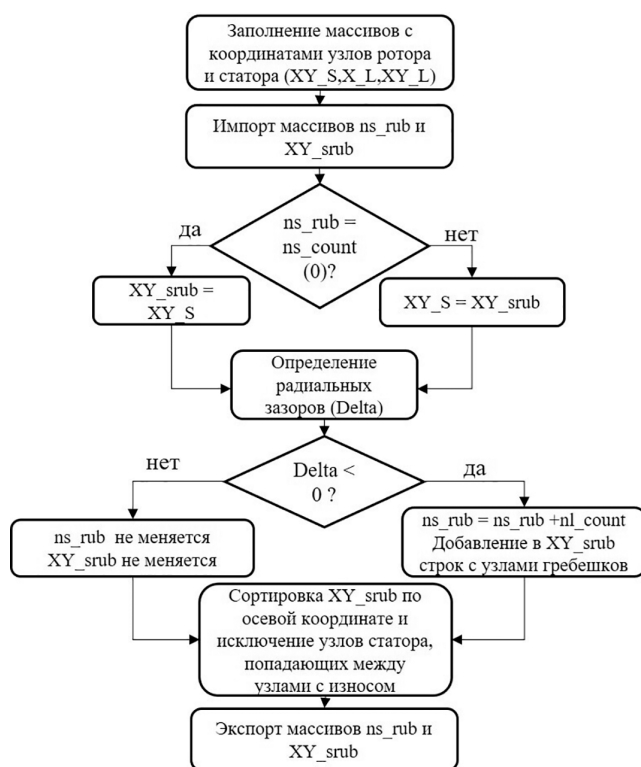


Рис. 12. Блок-схема алгоритма учета врезания гребешков

Упрощенно алгоритм можно описать следующим образом: из монтажного состояния (1 на рис. 13) ротор и статор переходят в рабочее состояние (2 на рис. 13). Врезание фиксируется путем изменения геометрии статора (3 на рис. 13). В массиве геометрии изношенного статора хранится информация о врезании на предыдущих этапах. Путем проведения нестационарного расчета по ОПЦ можно получить суммарный профиль износа.

Путем расчетов изделия по ОПЦ получены результирующие профили износа (рис. 14). Расчетные профили износа показывают, что форма износа может зависеть от положения лабиринтного уплотнения относительно радиально-упорного подшипника (РУП). Данная зависимость физиче-

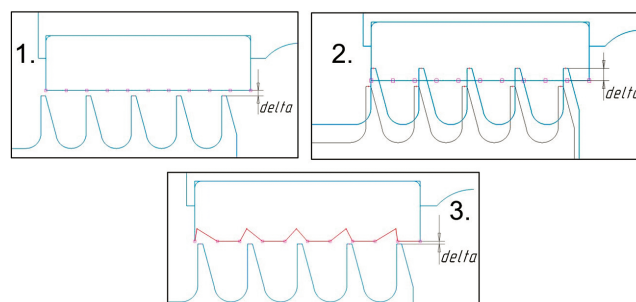


Рис. 13. Последовательность записи износа в уплотнении

ски объясняется следующим образом: чем дальше от РУП будет располагаться элемент, тем больше будут различаться осевые деформации, связанные с различным термическим расширением корпуса и ротора при изменении режима работы. Определение степени влияния данного фактора на форму износа не представляется целесообразным в связи с большим разнообразием имеющихся конструктивных схем двигателей.

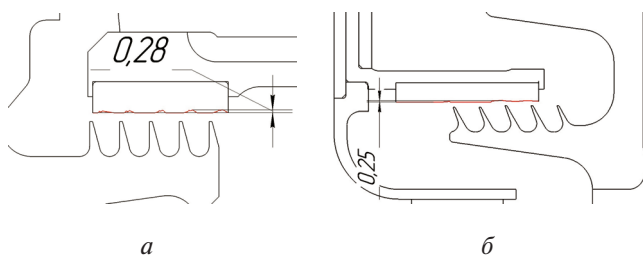


Рис. 14. Расчетные формы износа в ЛУ:
а – ЛУ в компрессоре; б – ЛУ в турбине

Выводы

Определены факторы, влияющие на характер износа в лабиринтных уплотнениях: величина монтажного радиального зазора, время врезания, скорость изменения режимов работы двигателя, шаг гребешков и расстояние уплотнения от РУП. Рассмотрены различные методики определения глубины врезания и профилей износа – экспериментальные и расчетная.

Среди рассмотренных экспериментальных методик измерения выработок рекомендуется методика с использованием слепков из скульптурного пластилина.

Разработанная расчетная методика определения величин и профилей износа в срабатываемых покрытиях ЛУ является важным инструментом для расчета гидравлических характеристик уплотнений с износом. Это позволит усовершенствовать одномерные методики расчета характеристик лабиринтных уплотнений.

Следующим этапом работы должно стать проведение комплекса исследований по выявлению изменения величин износа в лабиринтных уплотнениях в процессе нескольких полетных циклов работы двигателя, а также определению параметров воздуха во внутренних полостях и их влияния на работоспособность двигателя.

Список источников

1. Темис Ю.М., Селиванов А.В. Перспективные уплотнения для газотурбинных двигателей // *Авиационные двигатели*. 2021. № 2(11). С. 43–60. DOI: 10.54349/26586061_2021_2_43

2. Szymański A., Dykas S. Evaluation of leakage through labyrinth seals with analytical models // *Task quarterly*. 2019. Vol. 23. No. 1, pp. 61–73. DOI: 10.17466/tq2019/23.1/f
3. Kulkarni D.Y. The feature-based computational geometry and secondary air system modelling for virtual gas turbines // *Imperial college London*. 2014. Vol. 435. DOI: 10.25560/56959
4. Андросович И.В. Математическое моделирование и оптимизация лабиринтного уплотнения газотурбинного двигателя с учётом прочностных свойств // *Вестник Московского авиационного института*. 2022. Т. 29. № 2. С. 107–117. DOI: 10.34759/vst-2022-2-107-117
5. Кузнецов Н.Д., Данильченко В.П., Резник В.Е. Управление радиальными зазорами в турбокомпрессорах авиационных ГТД: Учебное пособие. Самара: Самарский авиационный институт, 1991. 109 с.
6. Темис Ю.М., Темис М.Ю., Якушев Д.А. и др. Анализ НДС теплонапряженных деталей ротора ГТД сверхзвукового гражданского самолета на основе термомеханической модели // *Авиационные двигатели*. 2024. № 4(25). С. 21–36.
7. Тисарев А.Ю. Создание обобщенной методики расчета системы внутренних воздушных потоков ГТД: Дисс. ... канд. техн. наук. Самара, 2014. 184 с.
8. Григорьев Е.М., Фалалеев С.В. Оценка теплового состояния турбины ГТД с использованием нейронных сетей // *Вестник Московского авиационного института*. 2024. Т. 31. № 1. С. 146–154. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179116>
9. Ganine V., Amirante D., Hills N.J. Aero-Thermo-Mechanical Modelling and Validation of Transient Effects in a High Pressure Turbine Internal Air System // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (13–17 June 2016; Seoul, South Korea)*. DOI: 10.1115/GT2016-57739
10. Muller Y. Secondary Air System Model for Integrated Thermomechanical Analysis of a Jet Engine // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air (9–13 June 2008; Berlin, Germany)*, pp. 1359–1374. DOI: 10.1115/GT2008-50078
11. Tindall M., Keskin A., Layton A. Industrial Challenges in Large Thermally Enabled Structural Whole Engine Models // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (21–25 September 2020; online)*. DOI: 10.1115/GT2020-15207
12. Chupp R.E., Hendricks R.C., Lattime S.B., et al. Sealing in Turbomachinery // *Journal of Propulsion and Power*. 2006. Vol. 22. No. 2, pp. 313–349. DOI: 10.2514/1.17778
13. Zimmermann H., Kammerer A., Wolff K.H. Performance of Worn Labyrinth Seals // *ASME Journals*. 1994. Vol. 9. No. 94-GT-131.
14. Матвеев А.А., Тисарев А.Ю., Фалалеев С.В. и др. Влияние наличия врезания на расходные характеристики лабиринтных уплотнений авиационных двигателей //

- Динамика и виброакустика. 2024. Т. 10. № 1. С. 7-20. DOI: 10.18287/2409-4579-2024-10-1-7-20
15. Жинов А.А., Шевелев Д.В. Определение протечек пара через неисправные лабиринтные уплотнения паровой турбины // Известия МГТУ МАМИ. 2022. Т. 16. № 1. С. 21-28. DOI: 10.17816/2074-0530-104581
 16. Rhode D.L., Allen B.F. Measurement and visualization of leakage effects of rounded teeth tips and rub-grooves on stepped labyrinths // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2001. Vol. 123. No. 3. DOI: 10.1115/1.1377873
 17. Xu J., Ambrosia M.S., Rhode D.L. Effect of rub-groove wall angle on the leakage of abradable stepped labyrinth seals // Tribology Transactions. 2005. Vol. 48. No. 4, pp. 443-449. DOI: 10.1080/05698190500252841
 18. Dogu Y., Sertçakan M.C., Gezer K., et al. Leakage degradation of straight labyrinth seal due to wear of round tooth tip and acute trapezoidal rub-groove // ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (13–17 June 2016; Seoul, South Korea). DOI: 10.1115/GT2016-57928
 19. Munz O., Hühn L., Bleier F., et al. Numerical investigations on the rubbing process in labyrinth seals for full flight mission // 24th International Symposium on Air Breathing Engines (22 – 27 September 2019; Canberra, Australia). DOI: 10.5445/IR/1000104233
 20. Yang Y., Chang J., Mi Z., et al. Experimental and Numerical Study on the Influence of Rubbing Force on Radial Crack Initiation in Labyrinth Seal Fins // Aerospace. 2022. Vol. 9. No. 12. DOI: 10.3390/aerospace9120831
 21. Benito D., Dixon J., Metherell P. 3D Thermo-Mechanical Modelling Method to Predict Compressor Local Tip Running Clearances // ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air (9–13 June 2008; Berlin, Germany). DOI: 10.1115/GT2008-50780
 22. Бондарчук П.В., Тисарев А.Ю., Лаврушин М.В. Разработка методики расчёта системы управления радиальными зазорами в турбине ГТД // Вестник СГАУ. 2012. №3-3 (34). С. 272-278. Exposition (June 13–17, 2016; Seoul, South Korea). DOI: 10.1115/GT2016-57739
- ## References
1. Temis YuM, Selivanov AV. Advanced seals for gas-turbine engines. *Aviation engines*. 2021(2):43–60. (In Russ.). DOI: 10.54349/26586061_2021_2_43
 2. Szymański A, Dykas S. Evaluation of leakage through labyrinth seals with analytical models. *Task quarterly*. 2019;23(1):61-73. DOI: 10.17466/tq2019/23.1/f
 3. Kulkarni DY. The feature-based computational geometry and secondary air system modelling for virtual gas turbines. *Imperial college London*. 2014;435. DOI: 10.25560/56959
 4. Androsovich IV. Gas turbine engine labyrinth seal modeling and optimization considering the strength properties. *Aerospace MAI Journal*. 2022;29(2):107-117. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2022-2-107-117
 5. Kuznetsov ND, Danilchenko VP, Reznik VE. *Radial clearance control in turbochargers of aviation gas turbine engines*. Samara: Samara Aviation Institute;1991. 109 p. (In Russ.).
 6. Temis YuM, Temis MYu, Yakushev DA. Analysis of the stress-strain states of rotor components of a supersonic civil aircraft's gtebased on a thermomechanical model. *Aviation engines*. 2024(4):21-36 (In Russ.).
 7. Tisarev AY. *Creation of a generalized methodology for calculating the system of internal air flows of the gas turbine engine*. PhD thesis. Samara: SGAU; 2014. 184 p. (In Russ.).
 8. Grigor'ev EM, Falaleev SV. The GTE Turbine Thermal State Assessment Employing Neural Networks. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(1)146-154. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=179116>
 9. Ganine V, Amirante D, Hills NJ. Aero-Thermo-Mechanical Modelling and Validation of Transient Effects in a High Pressure Turbine Internal Air System. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and*
 10. Muller Y. Secondary Air System Model for Integrated Thermomechanical Analysis of a Jet Engine. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air (June 9–13, 2008; Berlin, Germany)*. p. 1359-1374. DOI: 10.1115/GT2008-50078
 11. Tindall M, Keskin A, Layton A. Industrial Challenges in Large Thermally Enabled Structural Whole Engine Models. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (September 21-25, 2020; online)*. DOI: 10.1115/GT2020-15207
 12. Chupp RE, Hendricks RC, Lattime SB, et al. Sealing in Turbomachinery. *Journal of Propulsion and Power*. 2006;22(2):313–349. DOI: 10.2514/1.17778
 13. Zimmermann H, Kammerer A, Wolff KH. Performance of Worn Labyrinth Seals. *ASME Journals*. 1994;9(94-GT-131).
 14. Matveev AA, Tisarev AYu, Falaleev SV, et al. Influence of worn on flow characteristics of aircraft engine labyrinth seals. *Journal of Dynamics and Vibroacoustics*. 2024;10(1):7-20. (In Russ.). DOI: 10.18287/2409-4579-2024-10-1-7-20
 15. Jinov AA, Shevelev DV. Determination of steam leaks through faulty labyrinth seals of a steam turbine. *Izvestia MGTU MAMI*. 2022;16(1):21-28. (In Russ.). DOI: 10.17816/2074-0530-104581
 16. Rhode DL, Allen BF. Measurement and visualization of leakage effects of rounded teeth tips and rub-grooves on stepped labyrinths. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2001;123(3). DOI: 10.1115/1.1377873
 17. Xu J, Ambrosia MS, Rhode DL. Effect of rub-groove wall angle on the leakage of abradable stepped labyrinth seals. *Tribology Transactions*. 2005;48(4):443-449. DOI: 10.1080/05698190500252841

18. Dogu Y, Sertçakan MC, Gezer K, et al. Leakage degradation of straight labyrinth seal due to wear of round tooth tip and acute trapezoidal rub-groove. *ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (June 13–17, 2016; Seoul, South Korea)*. DOI: 10.1115/GT2016-57928
19. Munz O, Hühn L, Bleier F, et al. Numerical investigations on the rubbing process in labyrinth seals for full flight mission. *24th International Symposium on Air Breathing Engines (September 22–27, 2019; Canberra, Australia)*. DOI: 10.5445/IR/1000104233
20. Yang Y, Chang J, Mi Z, et al. Experimental and Numerical Study on the Influence of Rubbing Force on Radial Crack Initiation in Labyrinth Seal Fins. *Aerospace*. 2022;9(12). DOI: 10.3390/aerospace9120831
21. Benito D, Dixon J, Metherell P. 3D Thermo-Mechanical Modelling Method to Predict Compressor Local Tip Running Clearances. *ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air (June 9–13, 2008; Berlin, Germany)*. DOI: 10.1115/GT2008-50780
22. Bondarchuk PV, Tisarev AYu, Lavrushin MV. Development of a methodology for calculating the radial gap control system in a turbine turbine. *Vestnik SGAI*. 2012(3-3):272-278. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 11.09.2025
 Одобрена после рецензирования / Revised 25.11.2025
 Принята к публикации / Accepted 25.11.2025