

УДК 62-762.001.5

**П.В. Бондарчук***Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева  
(национальный исследовательский университет), Россия*

## КОНСТРУКЦИЯ ТОРЦОВОГО ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО УПЛОТНЕНИЯ ДЛЯ ОПОРЫ ДВИГАТЕЛЯ

*В данной статье рассмотрены перспективы развития уплотнений масляных полостей при переходе к следующему поколению авиационных двигателей. Показана актуальность применения торцового газодинамического уплотнения (ТГДУ) при неизбежном росте параметров работы двигателей: оборотов роторов, температур и давлений в тракте. Предложена оригинальная конструкция ТГДУ, снабженная щелевым уплотнением, минимизирующим вероятность попадания масла в пару трения. Параметры работы уплотнения: давление воздуха до 1,2 МПа, температура воздуха до 300°, скорость вращения ротора до 24000 об/мин. Для уплотнения построена расходная характеристика.*

**Ключевые слова:** торцовое газодинамическое уплотнение, перспективный авиационный двигатель, полностью электрический двигатель, герметизация масляной полости авиационного двигателя, щелевое уплотнение.

Основные проблемы, возникающие при создании новой авиационной техники, связаны, в первую очередь, с требованиями повышения ее экономичности и увеличения срока эксплуатации. Требуемый ресурс к началу эксплуатации проектируемых ГТД – 50 тыс. ч. Полный назначенный ресурс по горячей части – не менее 7500 полетных циклов, по холодной части – не менее 15000 полетных циклов [1]. В перспективе дальнейшее улучшение характеристик двигателей означает увеличение основных рабочих параметров: степени повышения давления воздуха в компрессоре, температуры газа перед турбиной, частот вращения роторов. Это повысит нагрузки на узлы уплотнений и подшипников. Анализ параметров типов уплотнений, позволяет сделать вывод, что каждая из применяемых конструкций обладает некоторыми недостатками, ограничивающими возможность их использования в качестве уплотнения масляной полости турбомашин. Щеточные и лабиринтные уплотнения имеют явно недостаточную степень герметичности. Уплотнения, обеспечивающие минимальные утечки – торцовое контактное уплотнение (ТКУ) и радиально-торцовое контактное уплотнение (РТКУ), имеют ограниченный ресурс.

В докладе ЦИАМ – «Основные цели развития авиационных двигателей военного и гражданского применения» [2] названы приоритетные научно-технические проблемы, без решения которых невозможно создание двигателя следующего поколения. В ряду этих задач указано создание высокоэффективных уплотнений масляных полостей, работоспособных при высоких скоростях вращения и повышенном давлении. Совершенство-

вание показателей традиционно применяемых контактных уплотнений – ТКУ и РТКУ, весьма проблематично. Одним из вариантов решения проблемы является замена контактных уплотнений на торцовые уплотнения с газовой смазкой. Ведущие мировые двигателестроительные фирмы считают, что достичь требуемых в настоящее время параметров и создать полностью электрический, «сухой» двигатель, где масло отсутствует, является возможным только с использованием технологии газовой смазки в уплотнительных узлах [5]. То есть, применение ТГДУ в качестве уплотнения традиционной опоры двигателя позволяет сделать задел на будущее. Реализация ТГДУ в авиационном двигателе позволит создать для российского двигателестроения доведенный узел с приемлемыми эксплуатационными и ресурсными параметрами, который будет нужен в дальнейшем, при переходе на гибридные опоры и на магнитный подвес ротора.

Необходимо отметить, что уплотнения с газовой смазкой исследовались и успешно развивались в нашей стране еще во время существования СССР. В турбине каскада низкого давления двигателя Д-18Т, созданном для сверхтяжелых транспортных самолетов Ан-124 «Руслан» и Ан-125 «Мрия», установлено РТКУ. Данное уплотнение двухстороннего действия (двухступенчатое), включает разрезное графитовое кольцо, которое контактирует с торцами двух вращающихся втулок. Газодинамический эффект в уплотнительных зазорах обеспечивается за счет наличия камер Рэ-лея, выполненных на вращающихся втулках. Другим примером применения торцового уплотнения с микроканавками является уплотнение опо-

ры двигателя Д-30Ф6. На торце вращающейся втулки уплотнения выполнено несколько десятков камер Рэля глубиной 10 мкм. Гарантированный ресурс составляет лишь 1000 часов, а интенсивность изнашивания – 0,006 мкм/ч.

Приведенные выше примеры внедрения уплотнений с микроканавками были сделаны более 25 лет назад. В течение «переходного» периода эта тема была совершенно забыта в авиационных двигателестроительных фирмах и только теперь начинает возрождаться. В тот же период в США, Великобритании и ФРГ шло интенсивное изучение бесконтактных уплотнений.

В США действовала национальная долгосрочная программа ИНРТЕТ (Integrated High Performance Turbine Engine Technology). В ее рамках был создан двигатель-демонстратор ХТЕ-77 [1]. Его отличительной особенностью являются магнитные подшипники и торцовые газодинамические уплотнения. Фирма «John Crane», достигла следующих параметров работы бесконтактного уплотнения: перепад давлений 35 МПа, температура 300 °С, скорость скольжения 180 м/с [3]. Фирма «Feodor Wurgmann» уже создала серию различных уплотнений с газовой смазкой для опор авиационных двигателей [4]. Таким образом, актуальность внедрения ТГДУ подтверждается передовыми разработками, ведущимися в других странах.

Принцип работы ТГДУ: в паре трения генерируется тонкий слой газовой смазки. Низкая вязкость газов, используемых в качестве уплотняемой среды, вынуждает иметь механизм для выработки значительного газодинамического давления, с помощью которого достигалось бы разделение рабочих поверхностей для предотвращения непосредственного механического контакта во время работы. Кроме того, слой газа, находящийся в уплотнительном зазоре, должен обладать необходимой жесткостью, чтобы уплотнение работало устойчиво при кратковременных изменениях внешней нагрузки и других случайных возмущениях.

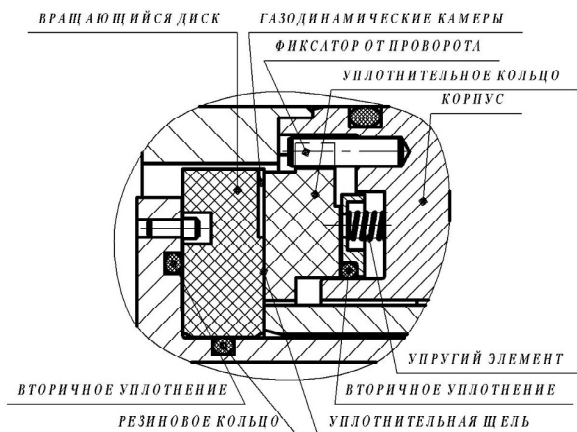


Рис. 1. Схема ТГДУ

На рис. 1 показана схема ТГДУ. Оно состоит из следующих основных элементов: вращающегося диска, на котором выполнены газодинамические камеры (в данном случае спиральные канавки); аксиально-подвижного графитового уплотнительного кольца; упругого элемента; вторичных уплотнений. Вращающийся диск установлен на вал, а аксиально-подвижное уплотнительное кольцо устанавливается в корпус. Газодинамические камеры сообщаются с полостью высокого давления и при вращении вала создают необходимое избыточное давление в зазоре.

Особенность работы уплотнений рассматриваемого типа состоит в способности автоматически обеспечивать некоторую расчетную величину зазора. На рис. 2. представлен график зависимости силы от величины зазора. На аксиально - подвижное кольцо действуют в осевом направлении с одной стороны нагружающая сила –  $W_n$ , а с другой – сила  $W$ , равная равнодействующей от распределенного давления в уплотнительном зазоре.

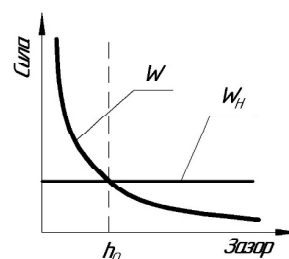


Рис. 2. Зависимость силы от величины зазора

Эту последнюю силу в дальнейшем определим как несущую способность –  $W$ . При расчетном значении зазора  $h_0$  эти две силы будут взаимно уравновешиваться. В случае уменьшения зазора, вызванного воздействием случайных внешних факторов, резко увеличится несущая способность, графитовое уплотнительное кольцо отодвигается, что приведет к восстановлению зазора до первоначальной величины. Обратная картина будет наблюдаться при увеличении зазора. Таким образом, реализуется принцип автоматического регулирования.

Несмотря на явное отставание в плане развития технологий, необходимо создать научно-технический задел, который позволит успешно внедрить ТГДУ в российских авиационных двигателях. Специалистами СГАУ в течение последних десяти лет успешно спроектированы и внедрены ТГДУ для нагнетателей природного газа Н-370, НЦ-16, НЦ-25, Н-235, а также высокооборотное ТГДУ для агрегата подачи газа в камеру сгорания конвертированного авиационного двигателя. Созданные методики проектирования, накопленный конструкторский опыт и имеющееся экспериментальное оборудование позволяют вести

работы по созданию и доводке узла для уплотнения масляной полости авиадвигателя. В данной статье предлагается конструкция перспективного уплотнения для опоры авиационного двигателя. На уплотнительный узел действуют нагрузки, обусловленные конструкторскими, эксплуатационными, технологическими факторами. При их действии необходимо обеспечить надежную работу уплотнения. Среди наиболее важных вопросов - изоляция колец пары трения от масла. При возможном попадании масла из полости подшипника в газодинамические камеры и уплотнительную щель ТГДУ возникает опасность резкого увеличения мощности трения, термического искажения уплотнительного зазора и изнашивания уплотнительных поверхностей. Перспективное уплотнение проектируется для средней опоры двигателя семейства «НК» для следующих условий: давление воздуха до 1,2 МПа, температура воздуха до 300 °С, скорость вращения ротора до 24000 об/мин. Геометрические параметры уплотнения колец уплотнения выбраны с применением разработанных в СГАУ методик. На рис. 3 приведена полученная зависимость утечек воздуха через уплотнение от скорости вращения ротора. Полученные значения утечек существенно ниже, чем у применяемых аналогов.

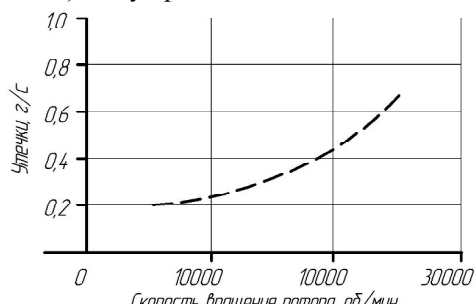


Рис. 3. Расходная характеристика уплотнения

Уплотнение является единым блоком и имеет интегрированную с подшипником модульную

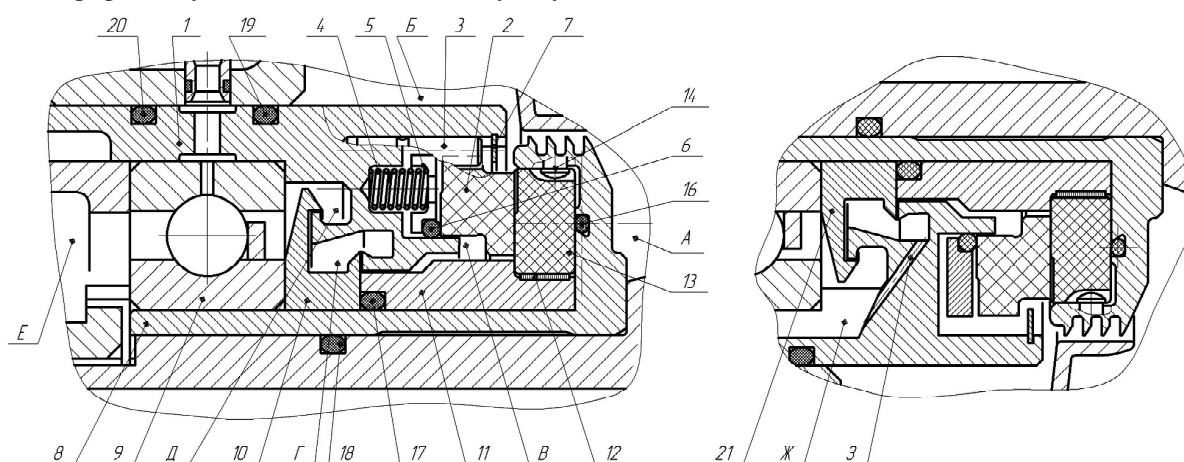


Рис. 4. Конструкция уплотнения

конструкцию (рис. 4). Статорная часть состоит из втулки уплотнения 1, в которую установлено кольцо уплотнения 2. Для фиксации кольца от проворота во втулке уплотнения устанавливаются штифты 3. Стояночную герметичность обеспечивает усилие от пружин 4, которое через прижим 5 передается на вторичное уплотнение 6 и на кольцо 2, прижимая его к ответному кольцу 13. Для фиксации кольца 2 от выпадения в осевом направлении используется разжимное кольцо 7, вставляемое в проточку втулки 1. Роторная часть уплотнения состоит из втулки уплотнения 8, на которую установлены подшипник 9, втулка щелевого уплотнения 10 и прижимная втулка 11. В проточку прижимной втулки устанавливается демпфер 12, по которому центрируется кольцо упорное 13 с газодинамическими канавками. Это кольцо фиксируется от проворота штифтами 14. Герметичность узла обеспечивается установкой эластомерных уплотнительных колец 16, 17, 18, 19, 20. Предлагаются эластомерные кольца серии Kalrez® фирмы «DuPont» [7], работоспособные при температурах до 325 °С. Уплотнительный узел разделяет воздушную полость А и масляную полость Е. Для обеспечения чистоты воздуха, текущего через зазор в уплотнительной паре, буферная полость Б наддувается фильтрованным воздухом давлением большим, чем в полости А. Лабиринтное уплотнение втулки 8 ограничивает расход воздуха в полость А. Воздух проходит между кольцами 2 и 13 в полость В и далее через систему щелевых уплотнений попадает в полость Е. Масло в подшипниковую опору подается через наружное кольцо подшипника. Со стороны уплотнения на втулке 10 выполнено маслоотбойное кольцо 21, отбрасывающее большую часть масла назад к подшипнику. Масло, попадающее в полость Д, сливается в опору через проточку Ж. В случае попадания незначительного количества масла в полость Г оно отбрасывается вторичным маслоотбойным кольцом и стекает через отверстие З.

Щелевые уплотнения используют центробежный эффект и успешно препятствуют попаданию масла в полость Г. Конструкция этих уплотнений разработана нами с учетом рекомендаций Вернера Хааса из технического университета Штутгарта [8].

Проектирование ТГДУ производится в рамках хоздоговора с ОАО «Кузнецов» и находится на начальном этапе. В дальнейшем планируется провести экспериментальные исследования, которые позволят скорректировать конструкцию.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании Постановления Правительства РФ №218 от 09.04.2010.

#### Литература

1. Скибин В.А. Работы ведущих двигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей [Текст] / В.А. Скибин, В. И. Солонин. - М.: ЦИАМ, 2004.

2. Скибин В.А. Научный вклад в создание авиационных двигателей [Текст] / В.А.Скибин, В.И. Солонин: под ред. Скибина В.А. — М.: Машиностроение, 2000.

3. Официальный сайт фирмы Джон Крейн [Электронный ресурс] - URL: <http://www.johncrane.co.uk/Productfinder.asp?r=ru&l=ru>.

4. Официальный сайт фирмы Бургманн [Электронный ресурс] - URL: <http://www.eagleburgmann.com/>.

5. Федорченко Д.Г. О перспективе применения в авиационных ГТД электроприводных агрегатов [Текст] / Д.Г. Федорченко, О.А. Гришанов, А.Е. Трянов, Ю.В. Кульков // Проблемы и перспективы развития двигателестроения. - Самара: СГАУ, 2006.

6. Belousov, A.I. Problems of application of face gasodynamic seals in aircraft engines [Текст] / A.I. Belousov, S.V. Falaleev, A.S. Vinogradov, P.V. Bondarchuk // Russian Aeronautics. - Germany: Springer, 2007.

7. Официальный сайт фирмы Дюпон [Электронный ресурс] - URL: [http://www2.dupont.com/Photovoltaics/en\\_US/products\\_services/high\\_performance\\_seals/](http://www2.dupont.com/Photovoltaics/en_US/products_services/high_performance_seals/).

8. Официальный сайт ИМА [Электронный ресурс] - URL <http://www.ima.uni-stuttgart.de/dichtungstechnik/skript/dichtungstechnik.pdf>.

Поступила в редакцию 01.06.2012

#### **П.В. Бондарчук. Конструкція торцевого газодинамічного ущільнення для опори двигуна**

*У даній статті розглянуті перспективи розвитку ущільнень масляних порожнин при переході до наступного покоління авіаційних двигунів. Показана актуальність вживання торцевого газодинамічного ущільнення (ТГДУ) при неминучому зростанні параметрів роботи двигунів: зворотів роторів, температур і тиску в тракці. Запропонована оригінальна конструкція ТГДУ забезпечена щільним ущільненням, що мінімізує вірогідність попадання масла в пару тертя. Параметри роботи ущільнення: тиск повітря до 1,2 МПа, температура повітря до 300°, швидкість обертання ротора до 24000 об/мін. Для ущільнення побудована витратна характеристика.*

**Ключові слова:** торцеве газодинамічне ущільнення, перспективний авіаційний двигун, повністю електричний двигун, герметизація масляної порожнини авіаційного двигуна, щільне ущільнення.

#### **P.V. Bondarchuk. Construction of the face gas-dynamic seal of the air-engine**

*There are viewed perspectives of oil chamber compression evolution by the generation change-over of the air-craft engine in this article. It is showed the use urgency of front gas-dynamic compression by unavoidable engine working parameter increase: rotor, temperature and pressure turn in a section. It is offered the original construction of the front gas-dynamic compression, which is with groove seal provided. The groove seal minimizes expectancy of oil hitting in tribological situation. Parameter of the compression working are follow: air pressure is up to 1.2 MPa, air temperature is up to 300, speed of rotor rotation is up to 24000 revo. It is made metering characteristic for the compression.*

**Key words:** Front gas-dynamic seal, promising aviationengine, all-electricmotor, closure of the aeroengine oil chamber, groove.