

УДК 621.452.3-762.4

Ю. В. Рублевский, Т. И. Прибора*ГП «Ивченко-Прогресс», г. Запорожье*

ЩЕТОЧНЫЕ УПЛОТНЕНИЯ КАК ЭФФЕКТИВНОЕ СРЕДСТВО УЛУЧШЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Проведен расчетно-экспериментальный анализ по эффективности введения щеточных уплотнений вместо лабиринтных. Выполнена конструктивная проработка применения ЩУ в разгрузочной полости шарикоподшипника компрессора двигателя ТВЗ-117ВМА-СБМ1(СБМ1В). Представлены результаты расчета МКЭ по прочностной оценке вариантов диска под щеточное уплотнение.

Ключевые слова: авиационный ГТД, лабиринтное уплотнение, величина радиального зазора, щеточные уплотнения, снижение утечек воздуха, условия работы уплотнений, напряженно-деформированное состояние, радиальные перемещения.

Введение

Создание новых и модификация ранее разработанных авиационных ГТД выдвигают особые требования к повышению их эффективности. Уменьшение непроизводительных утечек воздуха одно из главных направлений решения этой задачи. Снижение утечек может быть достигнуто за счет совершенствования уплотнений. В настоящее время в машиностроении основным видом уплотнений между статорными и роторными элементами являются лабиринты. Утечки через лабиринтное уплотнение зависят от многих факторов, таких как: их конструктивное исполнение, технология изготовления, величина радиального зазора, количество и геометрия гребешков, динамика взаимных перемещений ротора и статора. Ведущие мировые разработчики авиационных и стационарных газотурбинных двигателей затрачивают значительные усилия на разработку, испытания и внедрение более эффективных видов уплотнений, таких как щеточные (ЩУ).

Постановка проблемы и ее связь с практическими задачами

Щеточные уплотнения представляют собой набор проволочек малого диаметра из сплавов на основе никеля, хрома, кобальта, вольфрама или неметаллических волокон. Проволочки могут располагаться под углом к сопрягаемой поверхности ротора с целью уменьшения трения волокон щеточного уплотнения о роторную деталь.

Для достижения требуемых показателей новых разработок широко используются специальные программы, финансируемые правительством. В рамках выполнения таких программ отработывались элементы и узлы новых видов уплотнений. Для создания научно-технического задела

проводятся специальные исследования и разработки.

Зарубежные информационные источники говорят об отработке и проверке работоспособности и эффективности новых видов уплотнений на фирмах «Роллс-Ройс», «Дженерал Электрик», Пратт-Уитни, Сименс, Мицубиси, Вестенхауз и ряде других фирм, занимающихся разработкой и эксплуатацией авиационных и стационарных ГТД. Для примера: в 70 ГТД GE работают 205 ЩУ, их суммарная наработка составляет 1,4 млн. часов, а на одном из двигателей GE90 достигнута наработка свыше 40 000 часов. В NASA выполнены работы по прямому сравнению расхода воздуха через лабиринтное и щеточное уплотнения на двигателе YТ-700[1].

Оценки показывают, что снижение утечек воздуха в газотурбинном двигателе на 1 % сокращает величину удельного расхода топлива на 0 %. На основании статистических данных 2004 года это могло бы обеспечить только американским авиационным компаниям экономию около 200 миллионов литров топлива в год. А годовая экономия во всем мире составила бы более миллиарда литров горючего [2].

Цель работы

Для повышения параметров авиационного ГТД выполнить конструкторскую проработку применения ЩУ в разгрузочной полости шарикоподшипника компрессора двигателя ТВЗ-117ВМА-СБМ1(СБМ1В).

Расчетно-экспериментальный анализ работоспособности модифицированной конструкции.

Оценка эффективности применения ЩУ.

Содержание и результаты исследований

На ГП «Ивченко-Прогресс» накоплен значи-

тельный опыт проведения работ по отработке конструкции и технологии изготовления ЩУ. Разработана методика проверок расходных характеристик и работоспособности различных вариантов ЩУ.

В ходе проведения комплекса испытаний на специально изготовленных установках были определены расходные характеристики различных вариантов щеточных уплотнений, сравнение расходных характеристик щеточных и лабиринтных уплотнений, а также влияние эксплуатационных факторов на их расходные характеристики.

Результаты данных работ позволили перейти к внедрению ЩУ в конструкцию авиационных и стационарных турбин.

На экспериментальном авиационном двигателе была выполнена работа по прямому сравнению эффективности системы лабиринтных и щеточных уплотнений в системе компенсации осевого усилия (КОУ) турбины винтовентилятора.

С целью оценки эффективности исследуемых ЩУ выполнялась специальная препарировка.

Выполненные работы показали, что данная система ЩУ по эффективности эквивалентна двойному ступенчатому лабиринтному уплотнению с 9-тью гребешками.

В настоящее время продолжают работы по введению ЩУ в конструктивный профиль экспериментального авиационного двигателя. На базе выполненных работ выполнен комплекс расчетных исследований по улучшению эксплуатационных характеристик турбины наземного применения за счет внедрения ЩУ. Задача заключалась в том, чтобы с минимальными переделками при сохранении исходной конструкции обеспечить возможность установки ЩУ в турбине энергопривода на базе авиационного ГТД.

При применении ЩУ расход воздуха через уплотнения разгрузочной полости уменьшается на 0,5 %, при этом температура газа на входе в ТВД снижается на 4 °С, а ресурс рабочей лопатки ТВД может быть увеличен на 3000 ч.

По результатам расчетных исследований выпущена конструкторская документация и изготовлены экспериментальные образцы для проверки эффективности мероприятий на энергоприводе АИ-336-6,3 для газоперекачивающих агрегатов или электростанций.

Расчетно-экспериментальные исследования ЩУ разработки ГП «Ивченко-Прогресс» полностью подтверждены в ходе специальных экспериментальных стендовых испытаний в составе энергопривода АИ-336-6,3 (рис. 1).

В настоящее время ЩУ в свободной турбине направлены в подконтрольную эксплуатацию в составе энергопривода АИ-336-6,3.

Используя свой опыт по применению ЩУ на ГП «Ивченко-Прогресс» разработаны варианты



Рис. 1. Общий вид ЩУ до выполнения экспериментальных испытаний на изделии АИ-336-6,3

конструкции компрессора двигателя ТВЗ-117ВМА-СБМ1 со ЩУ в разгрузочной полости шарикоподшипника. Выполнен расчетно-экспериментальный анализ работоспособности модифицированной конструкции.

Рассматриваемая в расчете конструкция ротора компрессора соответствует рабочим чертежам. Расчет выполнен в 2-D постановке, в расчете учитываются следующие нагрузки: давление в полостях; осевые силы; центробежная сила от лопаток; температура. Температурное поле определено методом конечных элементов на условия взлетного режима.

Результаты расчета представлены в виде картин распределения радиальных перемещений. На рис. 2 показаны распределения радиальных перемещений исходного профиля лабиринтного диска и варианта А лабиринтного диска. Главное внимание при анализе работы лабиринтного диска оказывали разнице радиальных перемещений в ободной части.

Выполнена проработка нового профиля лабиринтного диска. Если все предыдущие варианты выполнялись доработкой существующего диска, то в новом варианте рассмотрен профиль лабиринтного диска без привязки к предыдущему профилю. Преимущества представленного профиля лабиринтного диска: минимальный вес, кроме того ободная часть в поле центробежных сил имеет минимальную разницу радиального перемещения левой и правой частей, что обеспечивает оптимальную работу ЩУ (рис. 3).

Предлагаемый для внедрения вариант конструкции компрессора со ЩУ представлен на рис. 4.

Применение ЩУ в разгрузочной полости шарикоподшипника компрессора двигателя ТВЗ-117ВМА-СБМ1 снижает непроизводительные утечки на 1,5 %. Таким образом данное мероприятие позволяет значительно уменьшить перетекания воздуха, увеличить надежность и эффективность двигателя при одновременном увеличении экономичности.

Внедрение ЩУ за компрессором двигателя ТВЗ-117ВМА-СБМ1 позволяет:

- сэкономить материал, необходимый для изготовления лабиринтного диска;

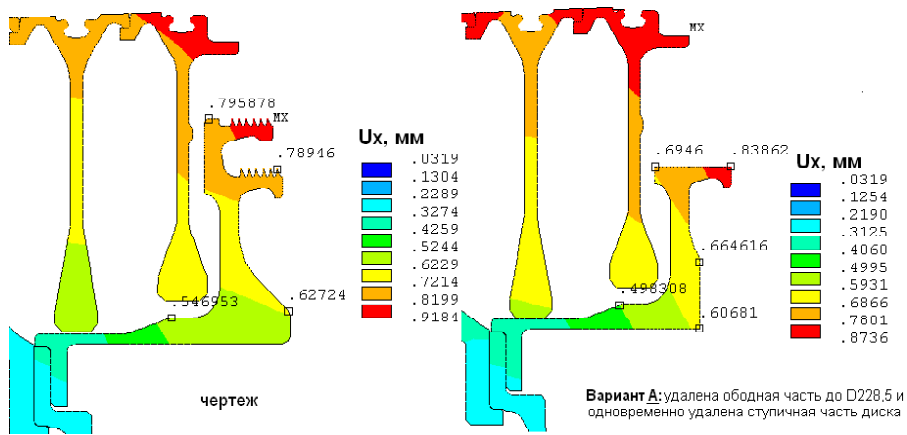


Рис. 2. Радиальные перемещения лабиринтного диска, исходного и доработанного

- снизить затраты на проведение предъявительских и приемо-сдаточных испытаний двигателя за счет уменьшения расхода топлива;
- увеличить грузоподъемность самолета Ан-140 за счет уменьшения расхода топлива и массы конструкции двигателя.

Заключение

Для повышения параметров авиационных ГТД необходимо ускорить внедрение новых прогрессивных конструкторско-технологических решений, таких как щеточные уплотнения.

Применение новых видов уплотнений является одним из эффективных путей сбережения энергоресурсов, что особенно актуально в настоящее время для обеспечения экономической безопасности страны.

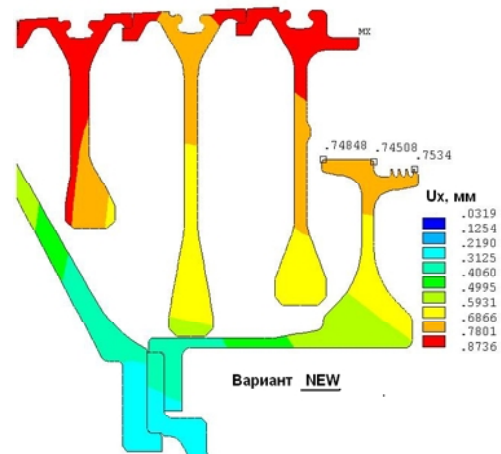


Рис. 3. Радиальные перемещения лабиринтного диска нового профиля

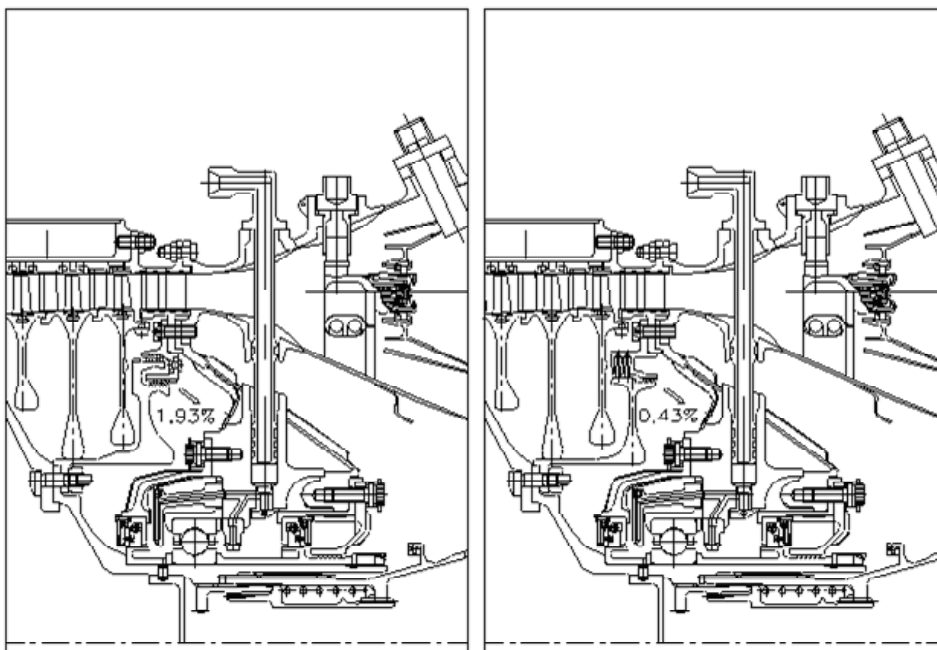


Рис. 4. Лабиринтные и ЩУ в компрессоре двигателя ТВ3-117ВМА-СБМ1(СБМ1В)

Список литературы

1. Hendricks R. C. Relative performance comparison between baseline labyrinth and dual-brush compressor discharge seals in a YT-700 engine test / [R. C. Hendricks, T. A. Griffin, T. R. Kline etc.] // NASA technical memorandum 106360, 1994. – 23 p.
2. Sealing in turbomachinery / [R. E. Chupp, R. C. Hendricks, S. B. Lattime, B. M. Steinetz] // NASA (Glen Research Center, Cleveland, Ohio) / TM (Timken Company, North Canton, Ohio), August 2006.

Поступила в редакцию 20.09.2012

Рублевський Ю.В., Прибора Т.І. Щіткові ущільнення як ефективний засіб поліпшення параметрів авіаційних ГТД

Проведено розрахунково-експериментальний аналіз по ефективності введення щіткових ущільнень замість лабіринтових. Виконано конструктивне пророблення застосування ЩУ в розвантажувальній порожнині шарикопідшипника компресора двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1(СБМ1У). Представлено результати розрахунку МКЕ по оцінці міцності варіантів диска під щіткове ущільнення.

Ключові слова: авіаційний ГТД, лабіринтове ущільнення, величина радіального зазору, щіткові ущільнення, зниження витоків повітря, умови роботи ущільнень, напружено-деформований стан, радіальні переміщення.

Rublevsky Yu., Pribora T. Brush seals as effective means of improvement of gas-turbine aeroengines performance

The design and experimental analysis of efficiency of introduction of brush seals in place of labyrinth seals was conducted. A design study was performed with brush seals applied to a pressure balance chamber of compressor roller bearing of TV3-117VMA-SBM1 (SBM1U) engine. The results of FEM calculations related to strength assessment of disc variants for a brush seal are presented.

Key words: aero gas-turbine engine, labyrinth seal, radial clearance value, brush seals, reduction of air leakages, seals operating conditions, stress-strain behavior, radial displacement.