

УДК 621.452.32

А.С. ВИНОГРАДОВ, И.Д. ШПАКОВ, Е.С. ГОРЯЧКИН

Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С.П. Королёва (национальный исследовательский университет), Россия

АНАЛИЗ РАБОТОСПОСОБНОСТИ МЕЖВАЛЬНОГО РАДИАЛЬНО-ТОРЦЕВОГО КОНТАКТНОГО УПЛОТНЕНИЯ

Радиально-торцовые контактные уплотнения широко применяются в опорах авиационных двигателей. Герметичность таких уплотнений определяется зазором в месте разреза графитового кольца. В свою очередь величина зазора зависит от деформаций деталей уплотнительного узла и от режима работы двигателя. В статье приводится последовательность определения утечек через радиально-торцовое уплотнение опоры компрессора для взлетного и крейсерского режимов. Определенные расчетные значения герметичности (3,3 г/с на взлетном режиме и 1,08 г/с на крейсерском) согласуются с имеющимся опытом проектирования уплотнений.

Ключевые слова: Опора компрессора, уплотнение опоры, нагрузки на элементы опоры, деформация элементов опоры, утечки через уплотнения.

Постановка задачи исследования

Уплотнения опоры авиационного двигателя во многом определяют надежную работу подшипника опоры и ее тепловое состояние [1, 2].

В данной работе было исследовано межвальное радиально-торцовое контактное уплотнение (РТКУ) опоры компрессора авиационного двигателя. Геометрическая модель межвального РТКУ представлена на рис. 1. Исследуемое РТКУ надувается воздухом из-за восьмой степени компрессора

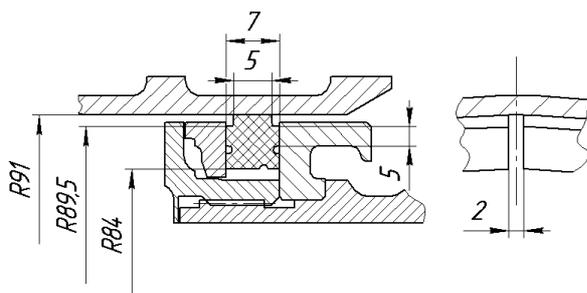


Рис. 1. Геометрическая модель межвального РТКУ

Приведенные на рис. 1 значения использовались при создании расчетных моделей, для определения величин деформаций и расхода через уплотнение.

Также для этого были проведены термогазодинамический и гидравлический расчет двигателя на максимальном ($H=0$, $M=0$) и крейсерском ($H=11$, $M=0.8$) режиме, определены осевая и радиальные силы, тепловыделение в подшипниках и исследуемом РТКУ. На основании геометрической модели

для выполнения последующих теплового и структурного расчетов была создана плоская, осесимметричная, конечно-элементная модель.

1. Тепловой расчет

Для оценки перемещений и деформаций деталей узла межвального уплотнения к модели были выполнены следующие расчеты с приложением соответствующих ранее определенных нагрузок.

1. Температурный анализ (исходными данными являются температура граничного воздуха и коэффициент конвективной теплоотдачи, а также тепловые потоки, выделяющиеся с поверхностей межвального уплотнения и за счет трения в подшипниках) [2 – 5];

2. Структурный анализ (исходными данными являются граничные давления, осевая сила, с приложением результатов температурного анализа).

3. Производится расчет и анализируются результаты распределения температуры в модели;

4. Производится структурный расчет, анализируются результаты полученных деформаций деталей опоры и уплотнительного узла.

В результате выполнения расчетов получены распределения температуры на двух режимах: крейсерском и взлетном соответственно. Максимальные значения температуры составили: 149,72 °С для крейсерского режима и 472,5 °С для взлетного. На крейсерском режиме уплотнительное кольцо прогревается более равномерно. Разница между максимальной и минимальной температурой кольца составляет 4,58 градуса. На взлетном режиме разница

между температурой торцов кольца более резкая и составляет 36,19 градусов, т.е. почти в восемь раз больше по сравнению с крейсерским режимом.

2. Структурный расчет

После получения расчетного распределения температуры и анализа результатов были выполнены структурные расчеты для исследуемых режимов. Результаты расчетов показаны на рис. 2, 3.

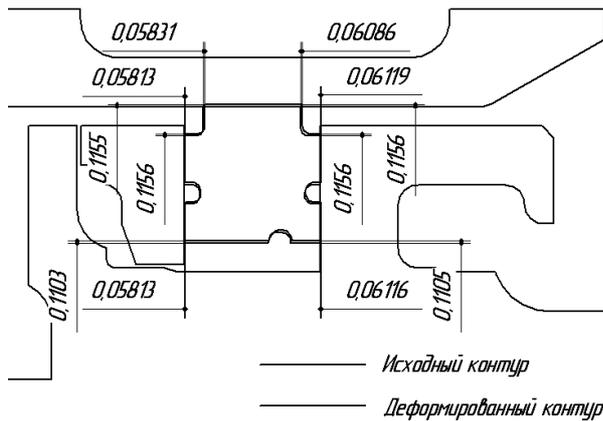


Рис. 2. Суммарные деформации в уплотнении на крейсерском режиме

Максимальная деформация на крейсерском режиме наблюдается в верхней крышке уплотнения. Наибольший интерес представляют деформации уплотнительного кольца.

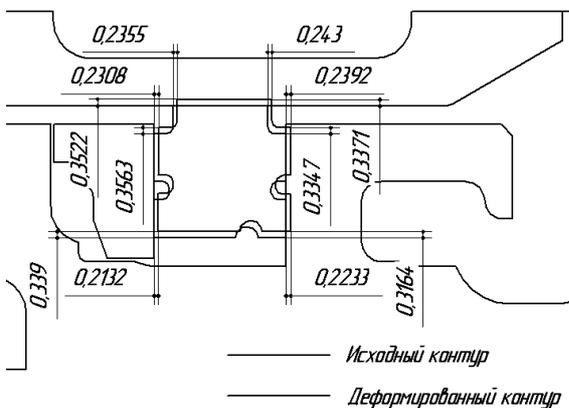


Рис.3. Смещение кольца относительно положения покоя на взлетном режиме

Линейные деформации соответствующие крейсерскому режиму показаны на рис. 2. Анализ рисунка показывает, что кольцо смещается вправо на 0,0612 мм и вверх на 0,1156 мм относительно своего первоначального положения. Угловые деформации составили следующие значения: около 8' для торцевой поверхности и такое же значение для радиальной. В целом можно заключить, что угловая деформация поверхностей незначительна и в целом оба

уплотнительных зазора сохраняют плоскопараллельную форму.

Максимальная деформация для уплотнительного узла на взлетном режиме составляет величину 1,96 мм, соответствует той же детали, что и на крейсерском режиме и объясняется теми же причинами. В уплотнительном узле (рис. 3) максимальная деформация тоже соответствует верхней крышке уплотнения и составляет величину 1,33 мм. Таким образом, величина максимальной деформации в деталях уплотнения увеличилась приблизительно в 1,47 раза. Анализируя рис. 3, можно заключить, что кольцо деформируется также как и на крейсерском режиме: сдвигается вправо на 0,24 мм и вверх на 0,36 мм. Осевая деформация увеличилась в 4 раза, а радиальная в 3 раза. Угловые деформации на взлетном режиме составили следующие значения: около 10' для торцевой и 19' для радиальной поверхности т.е. в первом случае увеличился в 1,25 раза, а во втором 2,4 раза.

Проведенные исследования показали, что влияние давлений от потоков граничного воздуха оказывает незначительное влияние на деформации, по сравнению с тепловыми расширениями. Эта величина составляет ~ 1...3% и находится в пределах погрешности расчета.

Определяющее влияние на величину деформации оказывает тепло, выделяющееся в результате трения контактирующих поверхностей. Именно оно приводит к появлению радиальной деформации и полностью определяет ее величину.

Наличие радиальных деформаций уплотнительного кольца и верхней крышки уплотнения приводит к изменению зазора в уплотнении и ухудшению его герметичности. Рис. 4 и 5 показывают изменение щелевого зазора, возникающего в месте разреза графитового кольца.



Рис. 4. Изменение зазоров (щелевого и тангенциального) на крейсерском режиме

Видно, что при переходе от взлетного режима к крейсерскому площадь щелевого зазора уменьшается с 29,41 мм² до 19,01 мм² (в 1,55 раза). Анализ изменения площади зазора однозначно показывает, что щелевой зазор оказывает решающее влияние на герметичность уплотнения. Естественно предполо-

жить, что утечки будут изменяться пропорционально величине зазора. Проведенный анализ показывает, что для анализа герметичности уплотнения достаточно исследовать изменение расхода через щелевой зазор.

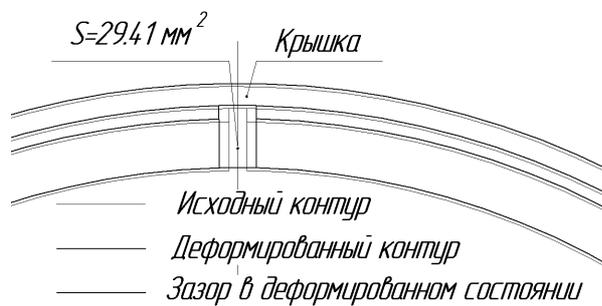


Рис. 5. Изменение зазоров (щелевого и тангенциального) на взлетном режиме

3. Моделирование течения в зазоре

В этом расчете использована тетраэдрическая сетка конечных элементов (~ 490000 элементов в каждой из моделей).

На рис. 6 показано распределение динамического давления (давления скоростного напора) в воздушном канале. Максимальное давление находится в центре зазора и составляет 291 кПа.

По результатам расчета определена величина утечек рабочего тела через зазор в кольце на взлетном режиме. Она составила 3,3 г/с. Результаты расчета даны на рис. 6.

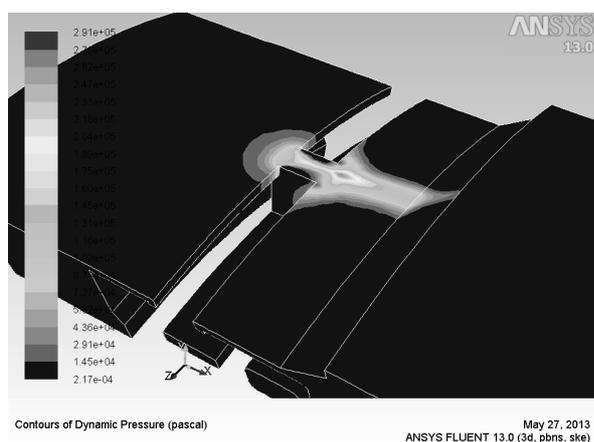


Рис. 6. Динамическое давление на взлетном режиме

Аналогичным образом определялось распределение на крейсерском режиме. На рис. 7 показано, что максимальное давление находится в центре зазора и составляет 60,7 кПа.

По результатам расчета смогли определить величину утечек рабочего тела через зазор в кольце.

Она составила 1,08 г/с. Таким образом, утечки на взлетном режиме в 3,1 раза превышают утечки на крейсерском (3,3 г/с и 1,08 г/с соответственно).

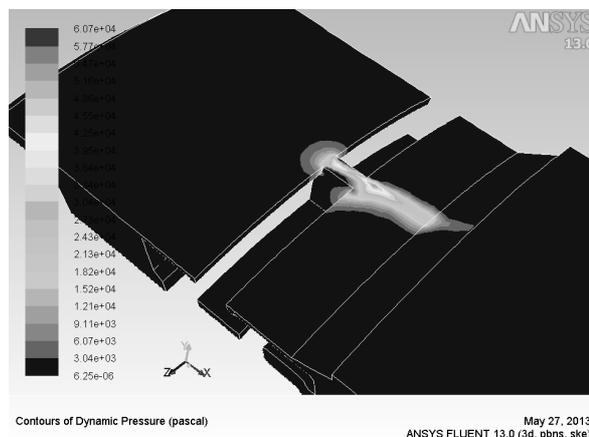


Рис. 7. Динамическое давление на крейсерском режиме

Выводы

1. При переходе с взлетного на крейсерский режим характер деформации кольца не изменяется. В радиальном направлении кольцо смещается на 0,3563 мм на взлетном режиме и на 0,1156 мм на крейсерском (смещение уменьшается в 3 раза). В осевом направлении кольцо смещается на 0,243 мм на взлетном режиме и на 0,612 мм на крейсерском (смещение уменьшается в 4 раза).

2. Наибольшее влияние на величину и форму уплотнительного зазора оказывает тепло, выделяющееся в зоне контакта. В торцовом зазоре тепла выделяется в два раза больше, чем в радиальном. Максимальное значение теплового потока в торцовом зазоре составляет 3420 Вт на взлетном режиме.

3. Радиальная деформация деталей уплотнительного узла оказывает решающее влияние на изменение величины зазора в месте разреза кольца. Анализ изменения площади зазора однозначно показывает, что щелевой зазор оказывает основное влияние на герметичность уплотнения.

4. Расчет утечек через щелевой зазор осуществлялся в CFD комплексе FLUENT. Расчетные значения утечек на взлетном режиме в 3,1 раза превышают утечки на крейсерском и составляют 3,3 г/с и 1,08 г/с соответственно, что вполне согласуется с имеющимся опытом проектирования РТКУ.

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

Литература

1. Фалалеев, С.В. Торцовые бесконтактные уплотнения двигателей летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособие / С.В. Фалалеев, Д.Е. Чегодаев. – Самара: СГАУ, 1998. – 275 с.
2. Марцинковский, В.А. Вибронадежность и герметичность центробежных машин [Текст]: моногр. / под ред. В.А. Марцинковского, А.В. Загоруйко. – Сумы: Сумский государственный университет, 2011. – 351 с.

3. Белоусов, А.И. Конструкция и проектирование уплотнений вращающихся валов турбомашин двигателей летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособие / А.И. Белоусов, В.А. Зрелов. – Самара: СГАУ, 1989. – 108 с.

4. Решетов, Д.Н. Детали машин [Текст]: учеб. пособие / Д.Н. Решетов. – М.: Машиностроение, 1989. – 496 с.

5. Михеев, М.А. Основы теплопередачи [Текст]: учеб. пособие / М.А. Михеев, И.М. Михеева. – М.: Энергия, 1977. – 344 с.

Поступила в редакцию 27.05.2013, рассмотрена на редколлегии 13.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой теории двигателей летательных аппаратов В.Н. Матвеев, Самарский государственный аэрокосмический университет им. С.П. Королева, Россия.

АНАЛІЗ ПРАЦЕЗДАТНОСТІ МІЖВАЛЬНОГО РАДІАЛЬНО-ТОРЦЕВОГО КОНТАКТНОГО УЩІЛНЕННЯ

О.С. Виноградов, І.Д. Шпаків, Є.С. Горячкін

Радіально-торцеві контактні ущільнення широко застосовуються в опорах авіаційних двигунів. Герметичність таких ущільнень визначається зазором в місці розрізу графітового кільця. У свою чергу величина зазору залежить від деформацій деталей ущільнювального вузла і від режиму роботи двигуна. У статті наводиться послідовність визначення витоків через радіально-торцеве ущільнення опори компресора для злітнього і крейсерського режимів. Певні розрахункові значення герметичності (3,3 г/с на злітному режимі і 1,08 г/с на крейсерському режимі) узгоджуються з наявним досвідом проектування ущільнень.

Ключові слова: опора компресора, ущільнення опори, навантаження на елементи опори, деформація елементів опори, витоків через ущільнення.

ANALYSIS OF RADIAL FACE CONTACT SEAL EFFICIENCY IN THE SUPPORT OF THE AIRCRAFT ENGINE COMPRESSOR AT VARIOUS OPERATIONAL MODES

A.S. Vinogradov, I.D. Shpakov, Y.S. Goryachkin

Radial face contact seals are widely applied in supports of aircraft engines. Tightness of such seals is determined by a clearance in a place of a graphite ring cut. Further the sealing gap value depends from deformations of seal unit details and engine working mode. In the article the sequence of leakage definition through radial face seal in a support of the compressor for take-off and cruiser modes is resulted. Certain computational values of leakage (3,3 g/s on a take-off mode and 1,08 g/s on cruiser mode) coincide with available experience of seal designing.

Key words: Compressor support, support seal, loads on support elements, deformation of support elements, leakage.

Виноградов Александр Сергеевич – канд. техн. наук, доц. каф. конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета им. акад. С.П. Королева (национальный исследовательский университет), Россия, e-mail: a.s.vinogradov@list.ru.

Шпаків Іван Дмитрієвич - магістрант факультета двигателів летательных аппаратов (ДЛА) Самарского государственного аэрокосмического университета им. акад. С.П. Королева (национальный исследовательский университет), Россия, e-mail: shpakov_i.d@mail.ru.

Горячкін Евгений Сергеевич - магістрант факультета двигателів летательных аппаратов (ДЛА) Самарского государственного аэрокосмического университета им. акад. С.П. Королева (национальный исследовательский университет), Россия, e-mail: evgeni0063@yandex.ru.