

УДК 621.452.32

А.С. Виноградов, М.Ю. Вавин, И.Д. Шпаков

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет)

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК УПЛОТНЕНИЙ С УЧЕТОМ ДЕФОРМАЦИЙ ЭЛЕМЕНТОВ ОПОРЫ

В статье рассматривается уплотнение в составе опоры компрессора авиационного двигателя. Для общего случая нагружения дана классификация нагрузок, действующих на элементы опоры. Исследовались уплотнительные зазоры в трех радиально-торцовых и одном лабиринтном уплотнении. При расчете на всех основных режимах для основных факторов нагружения (давления, температуры и осевой силы) определялось изменение величины и формы зазора и рассчитывалось изменение герметичности каждого уплотнения. Отмечено раскрытие уплотнений на полетных режимах и увеличение утечек через уплотнение до 20 г/с на режиме «Полный форсаж». Показана необходимость учета деформаций элементов опоры при проектировании уплотнения.

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

Введение

Наиболее важным условием обеспечения герметичности и надежности уплотнения является обеспечение требуемой формы уплотнительного зазора и приемлемого уровня напряжений в деталях уплотнительного узла. Образующиеся повышенные деформации способны привести к разрушению колец или к полному раскрытию стыка. Оба случая являются недопустимыми для авиационных двигателей (АД) и энергетических установок (ЭУ). [1]

При проектировании уплотнений и опор необходимо учитывать не только газодинамические и газостатические процессы, происходящие в зазоре, но и влияние на параметры уплотнения таких внешних факторов, как деформации опоры, параметры масляной системы, параметры внутренней воздушной системы. Одним из них, как отмечалось выше, являются деформации опоры АД. Под опорой в данном случае понимается не только непосредственно подшипник качения, а узел являющийся самостоятельной сборочной единицей, предназначенной для передачи усилия от ротора и статора двигателя на летательный аппарат (ЛА).

Опоры АД можно классифицировать по следующим признакам: положения опоры в двигателе, виды нагрузок, передаваемых с рассматриваемой опоры на ЛА, виды внутренних нагрузок, воспринимаемых деталями опоры. По месту положения опоры можно разделить на опоры компрессора и турбины. Для опор компрессора наиболее часто используемыми вариантами являются переднее расположение опоры, расположение между каскадами и заднее расположение, связан-

ное либо с наружным, либо с внутренним корпусом камеры сгорания. Аналогичную классификацию можно привести для опор турбин. В общем случае на опоры компрессора и турбины действуют следующие внутренние нагрузки: тепловые, перепады давления, радиальные и осевые нагрузки от ротора, крутящие моменты. К внешним нагрузкам относятся: инерционные, в том числе гироскопические моменты роторов при эволюциях самолета, аэродинамические нагрузки с внешних обводов мотогондолы и связанные с неосевым входом рабочего тела в вентилятор, тяга, вес и т.д. [2]

Важность рассмотрения уплотнения, как элемента опоры была подтверждена расчетным исследованием эксплуатационного дефекта. На двигателях НК во время полета возникал дефект опоры: повышение давления в опоре выше допустимого до 1 ати (доп. 0,5 ати) (рис. 1).

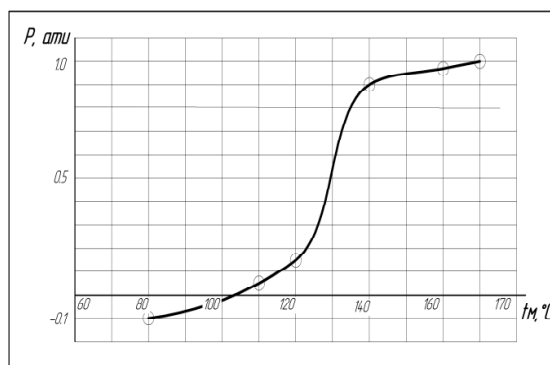


Рис. 1. Изменение давления в масляной полости опоры

Дефект возникал в момент подлета самолета к пункту назначения. Самолет, летящий со скоростью 2,2 М, переходил на пониженный режим и на меньшую высоту, при этом достигалась скорость 0,8 М. Вследствие этого: стенки опоры расходятся и раскрывают уплотнение (рис. 2).

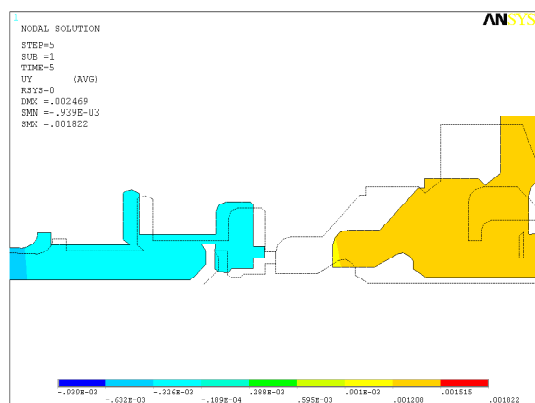


Рис. 2. Межвальное уплотнение в момент максимального расхождения

1. Расчетная модель исследуемого уплотнения

Двигатели летательных аппаратов характеризуются большим числом рабочих режимов как расчетных, так и нерасчетных. В этом заключается особенность их эксплуатации. При этом уплотнения опор должны сохранять работоспособность на всех режимах. Так, например, в процессе выполнения боевой задачи бомбардировщик должен резко сбрасывать скорость, переходя с режима полный форсаж, на режим малый газ. В этом случае происходит неравномерное остывания статора и ротора из-за тепловой инерции, деформации уплотнений принимают максимальные значения. Рассматриваемая опора компрессора НК работает в сложных условиях: скорости потока в траке достигают 200 м/с, температура рабочего тела 350–600 К. При исследованиях герметичности уплотнений опоры выявлялись недопустимые утечки в радиально-торцовом контактном уплотнении (РТКУ).

В данной работе исследовалось РТКУ, показанное на рис. 3а. Первым этапом расчета являлось определение газодинамических параметров (давления и температуры) уплотняющего воздуха. Для этого выполнялся термогазодинамический расчет авиационного форсажного двигателя на основных расчетных режимах. Полученные значения служили исходными данными для выполнения гидравлического расчета, в результате которого для заданной геометрии воздушных каналов, исходя из равенства расходов, подбираются температуры стенок и значения коэффи-

циентов конвективной теплоотдачи. После этого выполняется тепловой расчет в конечноэлементном программном комплексе. В данной работе в качестве такого комплекса использовался ANSYS. Следует отметить, что пересчет параметров между гидравлическим расчетом и расчетом распределения температуры в программном комплексе ANSYS ведется итерационным способом до совпадения значений температуры стенок опоры. Далее определяются значения минимального зазора в уплотнении, деформация зазора и предварительно рассчитываются утечки через уплотнение.

Было исследовано влияние на величину уплотнительного зазора основных факторов нагрузки, действующих на опору: осевой силы, статического давления и температуры. Предложенная методика позволяет проанализировать отдельно влияние каждого фактора на величину уплотнительного зазора (сравнение воздействия различных факторов показано на рис. 3б). Так, для рассматриваемого уплотнения 97% величины изменения зазора было вызвано воздействием температуры, что связано с тем, что для надува уплотнений используется воздух из последних ступеней компрессора, где происходит его дополнительный подогрев.

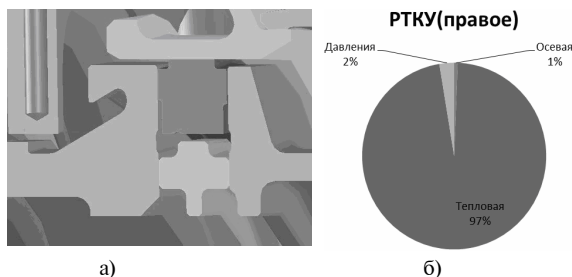


Рис. 3. Исследованная конструкция уплотнения опоры авиационного двигателя (а) и соотношение основных факторов, определяющих радиальный зазор (б)

2. Результаты исследования герметичности уплотнения от различных факторов нагрузки

В результате работы были выявлены составляющие нагрузки, оказывающие наибольшее влияние на величину и форму зазора для каждого уплотнения опоры. Также исследовалось суммарное воздействие всех факторов. Подобный анализ является важным для прогнозирования работы уплотнений и позволяет ответить на вопрос: будет ли уплотнение «раскрываться» при работе двигателя, или наоборот, действующие нагрузки будут приводить к повышенным деформациям колец пары трения. Результаты расчета величины зазора от суммарного воздействия давления, температуры и осевой силы показаны на рис. 4. Вышеперечисленные факторы нагрузки не нарушают осесимметричной формы зазора.

Однако на форму и величину зазора может оказывать существенное влияние способ крепления двигателя к летательному аппарату.

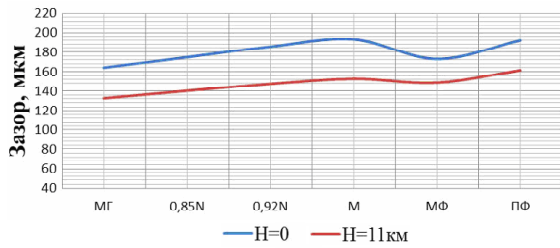


Рис. 4. Изменение радиального зазора РТКУ по режимам двигателя

Для средней опоры двигателя (рис. 5) в работе проводилось исследование зазора в уплотнении на нерасчетных режимах, таких как аварийная посадка, или криволинейный полет.

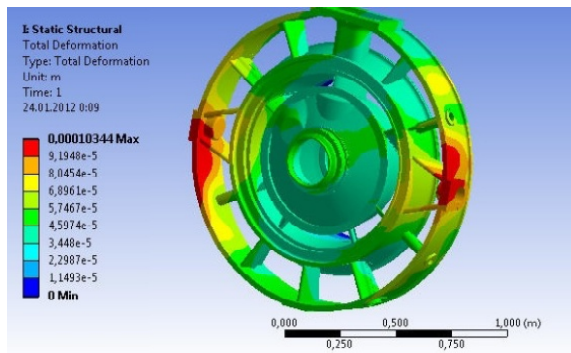
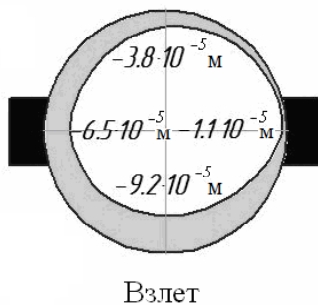
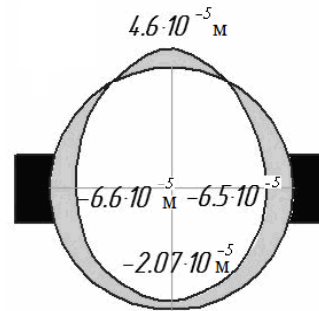


Рис. 5. Деформированное состояние средней опоры двигателя НК

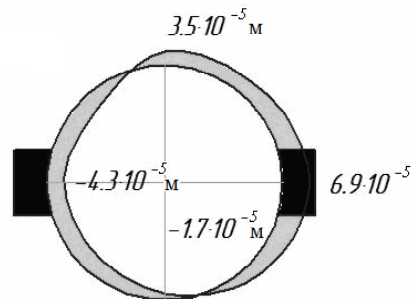
Моделирование данных режимов нагружения позволило определить форму деформированного уплотнительного зазора и величину максимальной деформации. Результаты расчетов представлены на рис. 6, 7, 8.



Взлет



Криволинейный полет



Аварийная посадка

Рис. 6. Изменение зазора в уплотнениях на различных режимах

Таким образом были исследованы уплотнения в составе средней опоры по всем расчетным режимам. В ходе исследований установлено, что все изучаемые уплотнения «раскрываются», что соответствует имеющимся данным по доводке двигателя. Максимальное раскрытие было определено в правом РТКУ на величину 195 мкм. Созданная методика позволила проанализировать степень влияния каждого составляющего фактора нагружения на формирование зазора.

Заключение

В работе была исследована конусность каждого зазора. Конфузорный канал в РТКУ находится возле стоек опор, а диффузорный — в межвальном и лабиринтном уплотнениях. Максимальная конусность в правом РТКУ — 466 мкм, минимальная в межвальном уплотнении — 0,15 мкм. Максимальные утечки были отмечены в правом РТКУ — 19 г/с, минимальные — в левом РТКУ 0,9 г/с. Показано, что наибольший

эффект дает уменьшение диаметров уплотнений (уменьшение зазора на 78%) и утолщение стойки (уменьшение зазора на 61%). Предложенная методика сочетает термогазодинамический, гидравлический и структурный расчеты. Она позволяет прогнозировать герметичность и работоспособность уплотнения на всех режимах работы двигателя.

Литература

1. Фалалеев С.В. Торцовые бесконтактные уплотнения двигателей летательных аппаратов [Текст] учеб. пособие для вузов / С.В. Фалалеев, Д.Е. Чегодаев; М.: Изд-во МАИ, 1998. – 276 с.
2. Кочеров, Е.П. Проектирование подвески ГДТ на летательном аппарате [Текст] / Е.П. Кочеров, Н.И. Старцев – Самара: СГАУ, 1999. – 50 с.

Поступила в редакцию 01.06.2012

О.С. Віноградов, М.Ю. Вавін, І.Д. Шпаков. Розробка методики розрахунку характеристик ущільнень з врахуванням деформацій елементів опори

У статті розглянуто ущільнення у складі опори компресора авіаційного двигуна. Для загального випадку навантаження наведено класифікацію навантажень, що діють на елементи опори. Виконано дослідження зазорів ущільнювачів у трьох радіально-торцевих і одному лабіринтному ущільненні. При розрахунку на всіх основних режимах для основних чинників навантаження (тиску, температури і осьової сили) було визначено зміну величини і форми зазору і розраховано зміну герметичності кожного ущільнення. Відзначено розкриття ущільнень на польотних режимах і збільшення витрати скрізь ущільнення до 20 г/с на режимі «Повний форсаж». Наведено необхідність обліку деформацій елементів опори при проектуванні ущільнення.

Ключові слова: опора компресора, ущільнення опори, навантаження на елементи опори, деформація елементів опори, витрати скрізь ущільнення.

A.S. Vinogradov, M.Y. Wavin, I.D. Shpakov. Development of methods for retainer performance computation considering deformation of bearing part elements

The object of the article is the retainer as a part of bearing part is gas-turbine engine compressor. For the general case of loading there is shown a classification of stressing affected on elements of bearing part. It has been investigated seal spacing in three front-radial and one labyrinth sealing retainers. Due to the calculations on the whole variety of main mode for key stressing factors (pressure, temperature and axial force) there were determined excursion of sealing and its form along with pressurization change. It was marked an opening of retainer due to in-flight modes and increasing of seal leakage till 20 g/sec on the «full afterburner» flight mode. There is represented a necessity bearing part deformations accountant in the design of the retainer.

Key words: air compressor bracket, retainer of a bearing part, stress on the elements of bearing part (bracket), deformation of bracket elements, seal leakage.