

УДК 621.452.32

А.С. ВИНОГРАДОВ, Р.Р. БАДЫКОВ, А.В. МИРОНОВ

Самарский государственный аэрокосмический университет
им. акад. С.П. Королева (национальный исследовательский университет), РоссияРАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ УПЛОТНЕНИЯ
ОПОРЫ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ С УЧЕТОМ
ПАРАМЕТРОВ МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЫ

В статье приводится методика проектирования лабиринтного уплотнения в системе воздушного охлаждения опоры турбины авиационного двигателя. Методика основана на выполнении гидравлического и структурного расчетов системы охлаждения. В результате выполнения данных расчетов можно выполнить анализ влияния герметичности уплотнений системы охлаждения друг на друга. Размеры исследуемого уплотнения могут быть обоснованы для обеспечения требуемого количества тепла, поступающего в опору. В качестве таких размеров исследовались радиус расположения уплотнения, величина зазора и количество гребешков. Показана эффективность использования буферной полости для охлаждения опоры.

Ключевые слова: опора ротора авиационного двигателя, уплотнение опоры, методика расчета герметичности уплотнения.

Введение

Развитие авиационного двигателестроения неразрывно связано с увеличением параметров цикла. Современные двигатели для дальнемагистральных самолетов характеризуются значениями степени повышения давления, превышающими 40 единиц, и температуры газа на входе в турбину равной или превышающей 1600...1800 К. Обеспечение указанных параметров (при одновременном требовании о снижении габаритов) диктует необходимость увеличивать другие параметры рабочего процесса (частоту вращения, окружные скорости и т.п.). В этой связи особенно остро стоит вопрос об обеспечении теплового состояния опор, необходимого для надежной работы подшипников качения и других узлов трения. На сегодняшний день альтернативные конструкции (без использования масла) остаются привлекательной перспективой. В современных авиационных ГТД и наземных энергетических установках условия работы уплотнений непрерывно усложняются в связи с ростом теплонапряженности, повышением скоростей вращения роторов, температур, давлений и скоростей потока в газовом тракте [1].

В общем случае, рассматривая опору двигателя можно выделить шесть основных источников тепла: Q_1 – тепло, поступающее в опору из тракта; Q_2 – тепло, поступающее через стенки опоры; Q_3 – через вал; Q_4 – от трения в уплотнениях; Q_5 – от трения в подшипниках, зубчатых передачах, шлицевых соединениях и т.п.; Q_6 – вносимое с воздухом через уплотнения. Существуют и другие источники тепла, такие, например, как тепло, выделяющееся

при вспенивании масла. Но данные источники ввиду их сравнительно малой величины и трудности оценки в работе не рассматривались (рис. 1).

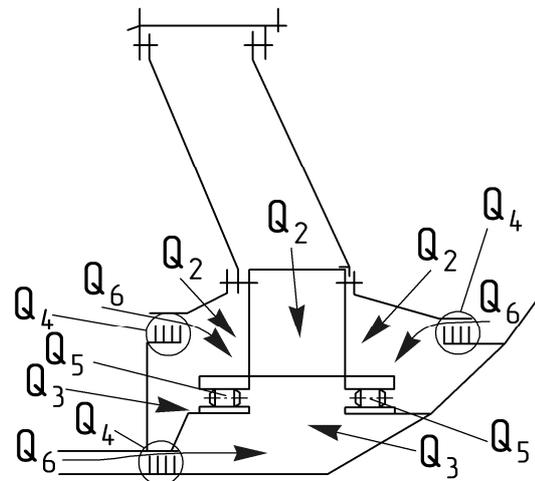


Рис. 1. Источники тепла, вносимого в опору турбины

Исследованием уплотнений в составе системы охлаждения опоры турбины активно занимаются специалисты фирмы MTU [2, 3].

1. Анализ конструкции системы
воздушного охлаждения опоры

Воздушное охлаждение исследуемой опоры турбины осуществляется с помощью системы полостей, показанных на рис. 2. Полость I является масляной полостью. В этой полости расположены

подшипники, зубчатые соединения приводов агрегатов, шлицевые соединения. Полость IIa, непосредственно граничащая с масляной полостью, является предмасляной. Полость IIb служит для повышения эффективности воздушного охлаждения опоры. В дальнейшем будем называть ее промежуточной полостью. Полость III (или междисковая полость) является полостью горячего воздуха, сообщаемой с тактовым воздухом в турбине. Тепловой поток от междисковой полости в масляную полость должен быть минимизирован.

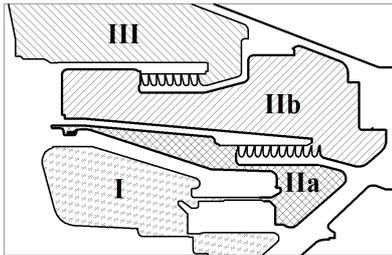


Рис. 2. Конструкция системы уплотнений исследуемой опоры турбины

Для обеспечения функционирования полостей системы охлаждения в предмасляную полость подается воздух из-за восьмой ступени компрессора. Воздух из-за двенадцатой ступени подводится в промежуточную полость. Из предмасляной полости часть воздуха просачивается в масляную полость, а часть отводится в систему суфлирования двигателя. Более горячий воздух в промежуточной полости частично отводится в междисковую полость и частично поступает в предмасляную полость. Воздух, проникший в масляную полость, также попадает в систему суфлирования. На границе масляной и предмасляной полостей установлено радиально-торцовое контактное уплотнение (РТКУ). Остальные полости разделены традиционными лабиринтными уплотнениями.

Схема взаимодействия полостей показана на рис. 3.

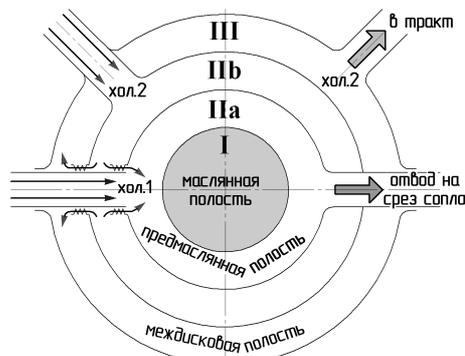


Рис. 3. Схема охлаждения исследуемой опоры турбины

2. Расчетное исследование системы воздушного охлаждения опоры

Следующим этапом после расчета воздушных потоков от различных источников, поступающих в опору, является выполнение гидравлического расчета. Для его выполнения на систему должны быть наложены следующие ограничения.

1. Давление в масляной полости всегда должно быть больше, чем давление воздуха в наружном контуре (куда отводится воздух из масляной полости)

$$P_I - P_{II} > 0,1 \text{ кгс/см}^2.$$

2. Давление в междисковой полости должно быть гарантировано больше давления в тракте турбины.

$$P_{III} > P_0.$$

На рис. 4 показаны исходные данные для выполнения первого гидравлического расчета. Воздух, подающийся в предмасляную полость, имеет давление около 160 кПа и температуру 470 °С. Воздух, который поступает в промежуточную полость является более горячим. Он имеет давление около 260 кПа и температуру 615 °С. В результате первого гидравлического расчета было получено что утечки из промежуточной полости в междисковую составили величину около 70г/с, а из предмасляной полости в систему суфлирования – 10 г/с.

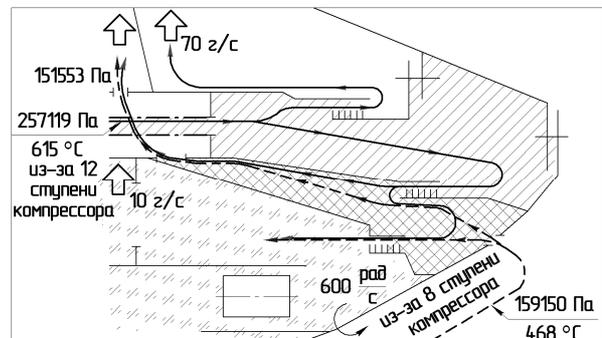


Рис. 4. Значения расходов и давления потоков охлаждающего воздуха в воздушных полостях опоры

Также после первого гидравлического расчета определяются значения коэффициентов конвективной теплоотдачи, температуры и давления во всех каналах, составляющих систему воздушного охлаждения опоры. Результаты расчета системы показаны на рис. 5. Для каждой поверхности результат приводится в виде дроби. В знаменателе указано значение давления в Па, в числителе первое число является коэффициентом конвективной теплоотдачи в Вт/м²К, второе число – температура в °С. Все значения приведены для номинальных размеров, содержащихся в чертежах на детали

исследуемой опоры турбины. Полученные данные являются исходными для выполнения структурного расчета деформаций деталей в конечноэлементном комплексе ANSYS и второго гидравлического расчета герметичности уплотнений, выполняемого в конечноэлементном комплексе FLUENT.

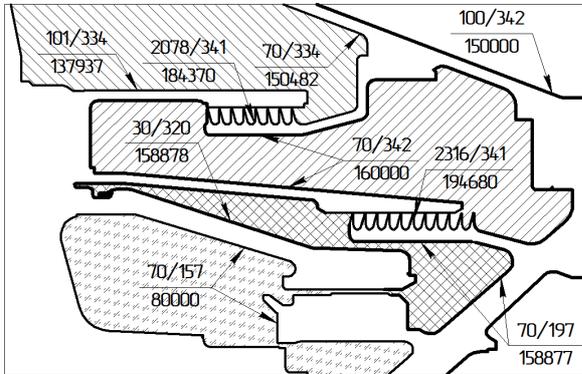


Рис. 5. Значения коэффициентов конвективной теплоотдачи, температуры и давления в воздушных полостях опоры

3. Обоснование конструкции лабиринтного уплотнения

Для примера применения разработанной методики было выбрано лабиринтное уплотнение, разделяющее предмасляную и промежуточную полости. Параметры уплотнения, которые были обоснованы в результате проведения исследования показаны на рис. 6. Этими параметрами являются: радиус крышки уплотнения, уплотнительный зазор и количество гребешков.

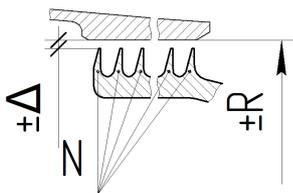


Рис. 6. Исследуемые геометрические параметры лабиринтного уплотнения

Ограниченность объема статьи не позволяет описать влияние каждого из указанных параметров. Поэтому в дальнейшем речь будет вестись только об исследовании радиуса крышки уплотнения. Результаты исследования показаны на рис. 7. Естественно, что при увеличении радиуса расход воздуха в масляную и в предмасляную полости будет увеличиваться. Увеличение расхода приведет к увеличению температуры. Однако увеличение температуры в масляной полости жестко ограничено. Это связано и со свойствами масла и с работой подшипников

качения. В качестве предельного значения в данном случае было принято значение температуры 490 К (горизонтальная линия на рис. 7). Это ограничение приводит в свою очередь к ограничению максимальной величины радиуса. Он может увеличиваться на величину не более 0,40 % от номинального значения. Нижнее ограничение связано с опасностью задевания ротора о статор. По результатам исследования оно тоже составляет величину примерно 0,40%. Т.е. если радиус имеет размер 200 мм, то допуск на него должен быть меньше, чем $\pm 0,8$ мм.

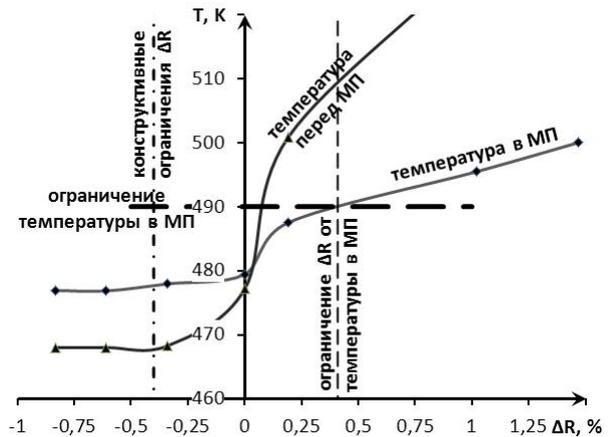


Рис. 7. Анализ влияния изменения радиуса лабиринтного уплотнения на работоспособность уплотнения

Значительно также влияние исследуемого радиуса на всю систему охлаждения. Результаты расчета показали, что при минимальном радиусе значение температуры в предмасляной полости составило величину 468 К, а в масляной полости – 476 К. Максимальное увеличение размера (более, чем на 2%) привело к соответствующему росту температуры. В предмасляной полости ее значение достигло 615 К, а в масляной полости – 532 К.

Выводы

Разработанная методика и результаты ее применения позволяют сделать следующие основные выводы.

1. Наиболее перспективным способом охлаждения опоры турбины современного двигателя является применение системы охлаждения с буферной полостью. Необходимость применения буферной полости была обоснована авторами также и в предыдущих публикациях [4].

2. При проектировании уплотнения необходимо рассматривать всю систему уплотнений. Так как именно взаимное влияние уплотнений системы приводит к жестким ограничениям на геометрию исследуемого уплотнения.

3. Ограничения на характерные размеры уплотнения должны быть очень жесткими. Для условий исследования допуск на радиус составил $\pm 0,4\%$ от номинальной величины. И это при том, что во внимание не принималась вибрация, отклонения формы и другие важнейшие параметры, способные еще больше ограничить допуск.

Литература

1. Фалалеев, С.В. Торцовые бесконтактные уплотнения двигателей летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособие / С.В. Фалалеев, Д.Е. Чегодаев. – М.: Изд-во МАИ, 1998. – 276 с.

2. Flouros, M. The impact of oil and sealing air flow, chamber pressure, rotor speed, and axial load on the power consumption in an aeroengine bearing chamber [Text] / M. Flouros // Transactions of the ASME. – JANUARY 2005. – Vol. 127. – P. 182-186.

3. Experimental studies of the boundary conditions leading to oil fire in the bearing chamber and in the secondary air system of aeroengines [Text] / K. Willenborg, S. Busam, H. Roskamp, S. Witig // ASME TURBO EXPO. – JUNE 2002. – GT-2002-30241. – 9 p.

4. Трянов, А.Е. О тепловой защите масляных полостей опор создаваемых ГТД [Текст] / А.Е. Трянов, О.А. Гришианов, А.С. Виноградов // Вестник СГАУ. – 2009. – № 3, ч. 1. – С. 318-329.

Поступила в редакцию 25.05.2013, рассмотрена на редколлегии 17.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. ТДЛА В.Н. Матвеев, Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С.П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара.

РОЗРОБКА МЕТОДИКИ ПРОЕКТУВАННЯ УЩІЛЬНЕННЯ ОПОРИ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ З УРАХУВАННЯМ ПАРАМЕТРІВ МАСЛЯНОЇ СИСТЕМИ

О.С. Виноградов, Р.Р. Бадиков, А.В. Миронов

У статті наводиться методика проектування лабіринтового ущільнення в системі повітряного охолодження опори турбіни авіаційного двигуна. Методика заснована на виконанні гідравлічного і структурного розрахунків системи охолодження. В результаті виконання даних розрахунків можна виконати аналіз впливу герметичності ущільнень системи охолодження один на друга. Розміри досліджуваного ущільнення можуть бути обґрунтовані для забезпечення необхідної кількості тепла, що надходить в опору. В якості таких розмірів досліджувалися радіус розташування ущільнення, величина зазору і кількість гребінців. Показано ефективність використання буферної порожнини для охолодження опори.

Ключові слова: опора ротора авіаційного двигуна, ущільнення опори, методика розрахунку ущільнення.

CREATING OF METHOD FOR SUPPORT SEAL AIRCRAFT ENGINE DESIGN WITH THE PARAMETERS OF OIL SYSTEM

A.S. Vinogradov, R.R. Badykov, A.V. Mironov

In this paper a technique of the labyrinth seal designing in the air-cooled turbine of a aircraft engine support is given. The technique is based on the performance of the hydraulic and structural calculations of the cooling system. As a result of these calculations, analysis of the influence of the cooling system seals containment on each other can be made. Dimensions of research seal can be proved to provide the desired amount of heat entering the bearing cavities. As such dimensions the radius of the seal location, the gap amount, and the quantity were investigated. The effectiveness of the buffer cavity using for cooling support is shown.

Key words: rotor aircraft engine support, support seal, technique of seal containment calculation.

Виноградов Александр Сергеевич – канд. техн. наук, доцент, доцент 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.

Бадиков Ренат Раисович – магистрант факультета двигателей летательных аппаратов (ДЛА) Самарского государственного аэрокосмического университета им. акад. С.П. Королева (национальный исследовательский университет), Россия, e-mail: renatbadykov@gmail.com.

Миронов Антон Викторович - магистрант факультета двигателей летательных аппаратов (ДЛА) Самарского государственного аэрокосмического университета им. акад. С.П. Королева (национальный исследовательский университет), Россия, e-mail: antmrv@mail.ru.