

УДК 621.452

А.Ю. Тисарев

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

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ РАСЧЕТА СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ОПОРЫ ТУРБИНЫ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Проведен анализ конструкции элементов подвода масла к узлам трения в опоре АД и ЭУ, источников тепловыделения и способов тепловой защиты опор. Были составлены и рассмотрены классификации узлов трения, способов подвода масла к ним и тепловой защиты опор. В ходе работы был проведен гидравлический расчет системы охлаждения опоры турбины двигателя с учетом подогрева рабочего тела о стенки каналов двигателя. С помощью теплового расчета определены поля температур деталей опоры, которые необходимы как для уточнения средних температур стенок каналов, так и для расчета напряженно-деформированного состояния. Результатом работы является получение зависимости количества тепла, поступающего в опору от конструктивных и геометрических параметров уплотнений. В процессе работы разработана методика расчета системы охлаждения опоры турбины авиационного двигателя.

Ключевые слова: опора турбины, тепловое состояние, теплоотдача в масло, уплотнение, масляная полость.

Постоянное повышение уровня температуры и давления в проточной части двигателя ужесточает условия использования масел. Поэтому при разработке перспективных ГТД важной задачей является обеспечение «щадящего» режима эксплуатации масел за счет минимизации температуры воздуха в предмасляных полостях, тепловой защиты стенок опоры и установки перспективных малорасходных уплотнений. В данной работе рассмотрены вопросы, связанные с улучшением тепловой защиты масляных полостей. Обоснована необходимость повышения эффективности охлаждения опор и приведены варианты конструктивных способов ее осуществления.

Величина прокачки масла пропорционально зависит от количества тепла, поступающего в опору, которое для ТРДД может достигать более чем 200 кВт [1]. Теплоотдача в масло от трения составляет не более 45% [2], остальное тепло, поступающее в масло, непосредственно передается от горячего воздуха. В связи с этим при проектировании ГТД существенная роль должна отводиться уменьшению составляющих теплоотдачи от воздуха через уплотнения и через стенки масляной полости.

Существуют два подхода к рассмотрению уплотнений. В первом подходе уплотнение рассматривается как пара трения, чью работоспособность необходимо обеспечивать [3]. Во втором — как часть систем двигателя [4]. Особенно важно изучать работу уплотнения в составе масляной системы двигателя, а так же влияние процессов, происходящих в уплотнении, на работу масляной

системы. Это связано с тем, что подогрев масла в опоре двигателя должен находиться в диапазоне 40 – 70 градусов. При современных уровнях температуры обеспечить выполнение этого требования очень сложно.

Разработанная методика позволяет рассчитывать варианты охлаждения и наддува опор. Изучать влияние охлаждающего воздуха не только на параметры охлаждения, но и на удельные параметры двигателя. С помощью методики можно рассчитывать необходимую прокачку масла, а также рассматривать распределение теплоотдачи по узлам в зависимости от режима работы двигателя (рис. 1).

Надув уплотнений масляной полости осуществлен воздухом, отбираемым за компрессором СД. Сброс воздуха, наддувающего уплотнения, производится в наружный контур двигателя.

Охлаждение всех дисков турбины производится воздухом, отбираемым за двенадцатой ступенью компрессора. При этом исходная величина давления указанного воздуха имеет высокий уровень, достаточный для преодоления противодавления в газовом тракте. В связи с этим в конструкции рассматриваемого двигателя имеет место подмешивание «горячего» воздуха к «холодному» воздуху.

Для тепловой защиты масляной полости в зоне корпуса подшипников установлены дефлекторы. Но их эффективность сравнительно невелика, т.к. основное тепло в масляную полость поступает с воздухом, проникающим через уплотнения ($G_B > 60\text{г/с}$), а также передается через ее стенки за счет конвективного теплообмена с потоком обтекающего воздуха.

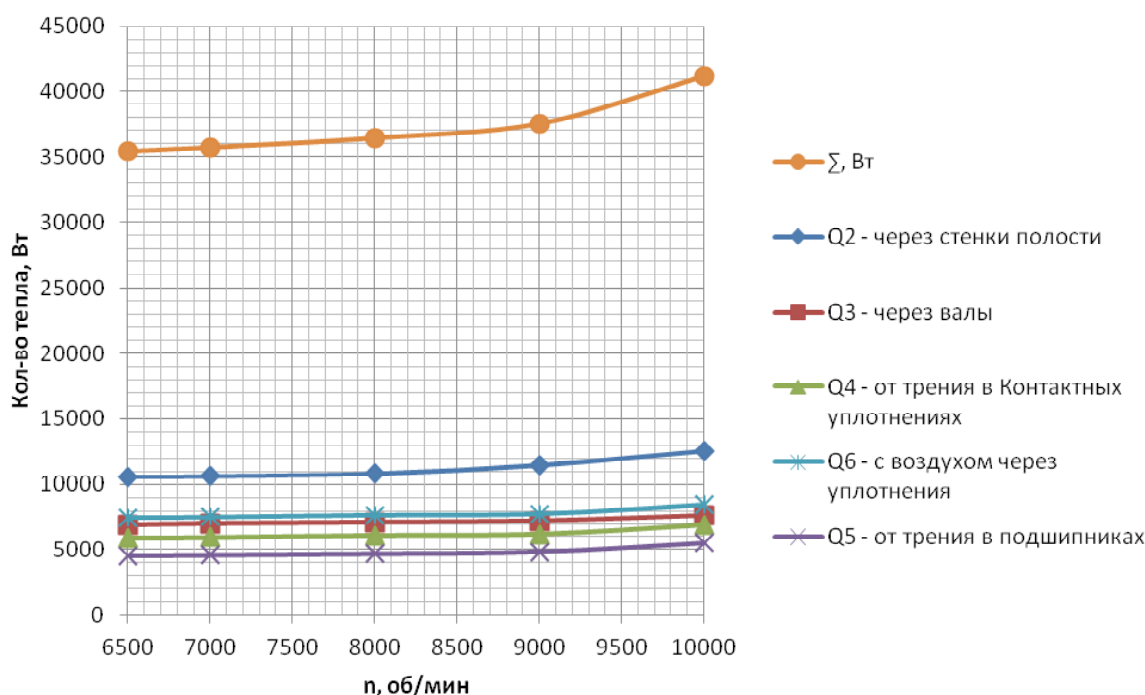


Рис. 1. Распределение теплотдачи в масло в зависимости от режима работы двигателя

Для исследования воздушного охлаждения теплонапряженной опоры ротора была выбрана опора турбины двигателя НК-36СТ.

Идея повышения эффективности охлаждения заключается в том, чтобы отбирать воздух из ветки охлаждения не за 12-ой ступенью компрессора ВД, а за восьмой и подводить его через трубки в стойках СА.

Результаты теплового расчета ($^{\circ}\text{C}$), полученные с помощью программы ANSYS для данной схемы охлаждения, показаны на рис. 2.

Сравнение двух вариантов наддува и охлаждения опоры показано на рис. 3.

Сравнивая два варианта наддува и охлаждения опоры турбины двигателя НК-36СТ, видно, что теплотдача в масло от стенок опоры снизилась на 20,6%, количество тепла, проникающее в опору через уплотнения, снизилось на 2%.

Суммарное количество тепла, вносимое в опору, и, соответственно, величина потребной прокачки масла снизилась на 7,9%.

Это связано с тем, что воздух за восьмой ступенью компрессора ВД более холодный, следовательно, эффективность охлаждения повысится.

В данной работе также проводилось исследование взаимного влияния характеристик системы уплотнений на количество воздуха, проникающего в опору.

Рассматриваемая система уплотнений состоит из двух лабиринтов, расположенных на валу низкого давления (рис. 4).

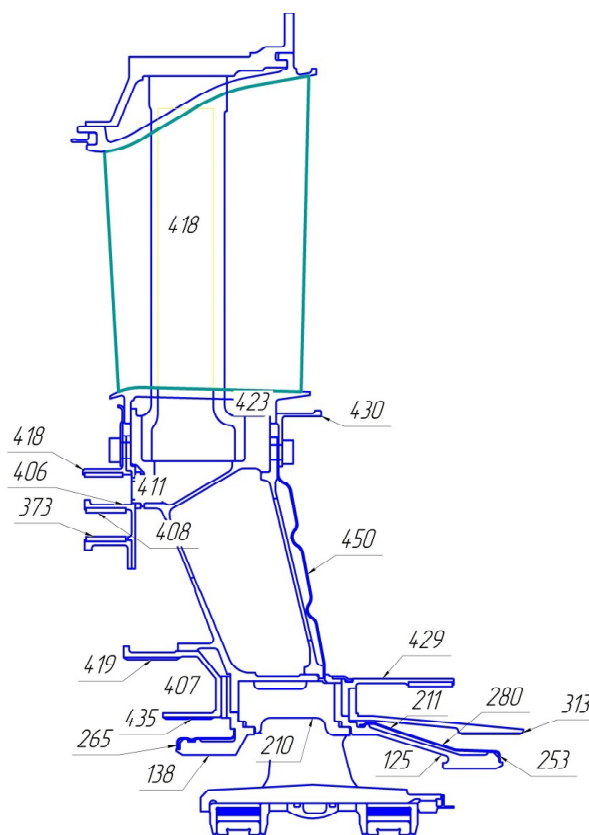


Рис. 2. Температурное состояние опоры

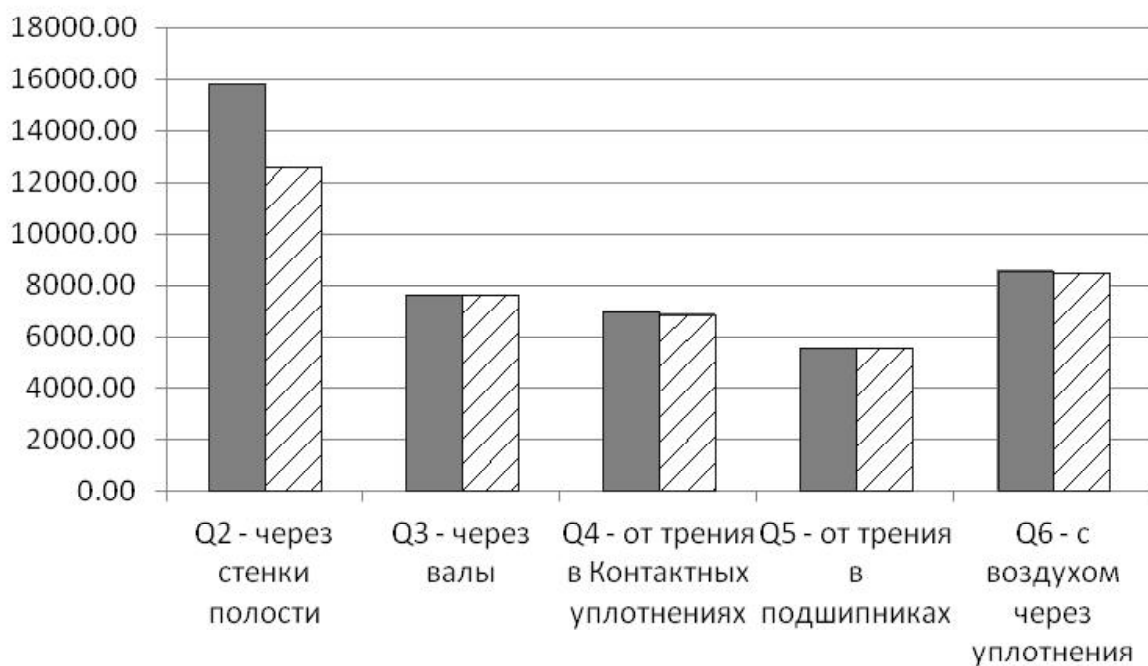


Рис. 3. Общее количество тепла, вносимое в опору в первом и во втором случаях наддува

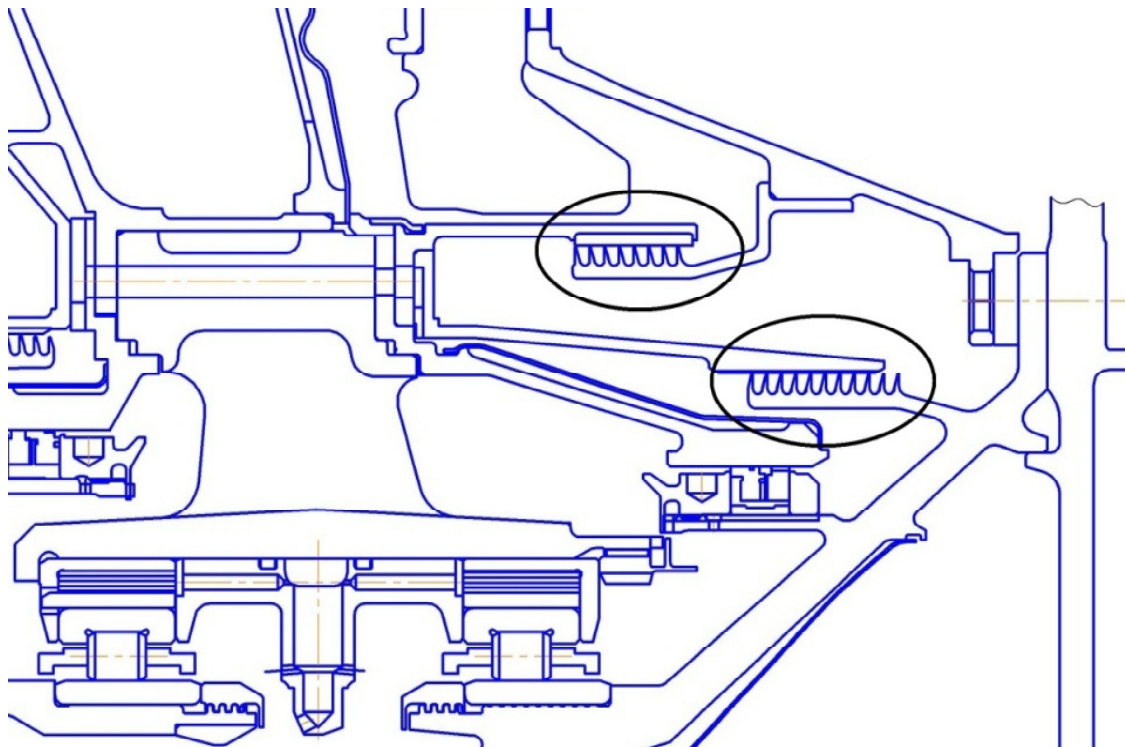


Рис. 4. Система лабиринтных уплотнений

Нижнее уплотнение влияет на количество и температуру воздуха, которое будет проникать через контактное уплотнение в опору. Верхнее уплотнение влияет на количество воздуха в полости, что в свою очередь также влияет на расход воздуха через лабиринтное и контактное уплотнения.

На количество тепла с воздухом через уплотнения исследовалось влияние следующих геометрических параметров:

- угол наклона гребешков;
- количество гребешков;
- величина радиального зазора (рис. 5-6).

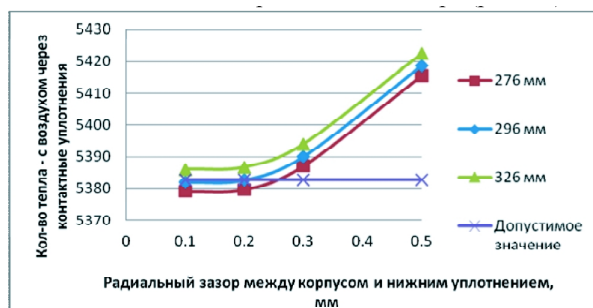


Рис. 5. Исследование влияния величины радиального зазора нижнего уплотнения

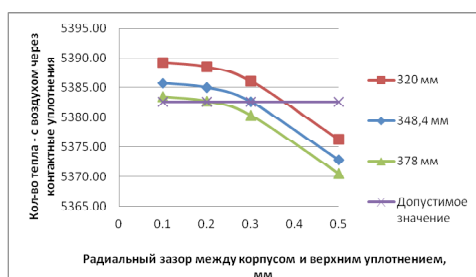


Рис. 6. Исследование влияния величины радиального зазора верхнего уплотнения

Из рис. 5 и 6 можем наблюдать абсолютно обратное влияние величины радиального зазора на верхнем и нижнем уплотнении. С увеличением зазора нижнего уплотнения расход воздуха через него возрастает и, соответственно, увеличивается количество тепла, проникающего в опору с воздухом. При росте величины зазора в верхнем уплотнении увеличивается сброс воздуха в тракт, что приводит к уменьшению количеству тепла, поступающего в масло.

В результате исследования можно сделать вывод о том, что варьируя конструктивными и геометрическими параметрами уплотнения, можно снизить количество тепла, проникающего в опору и тем самым продлить срок ее службы.

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

Литература

1. Hart K. Basic architecture and sizing of commercial aircraft gas turbine oil feed systems [Текст] / Ken Hart // ASME Turbo Expo 2008, GT 2008-50450.
2. Трянов А.Е. О тепловой защите масляных полостей опор создаваемых ГТД [Текст]/ А.Е. Трянов, О.А. Гришанов, А.С. Виноградов // Вестн. СГАУ. -2009. - №3. - Ч.1. Самара, 318-329 с.
3. 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.
4. Muller Y. Secondary air system model for integrated thermomechanical analysis of jet engine [Text] / Yannick Muller // Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea And Air / MTU Aero Engines GmbH. - 2008. - GT2008-5007.

Поступила в редакцию 01.06.2012

А.Ю. Тисарев. Розробка методики розрахунку системи охолодження опори турбін авіаційних двигунів

Проведено аналіз конструкції елементів підведення масла до вузлів тертя в опорі АД і ЕУ, джерел тепловиділення і способів теплового захисту опор. Були складені і розглянуті класифікації вузлів тертя, способів підведення масла до них і теплового захисту опор. В ході роботи було проведено гідравлічний розрахунок системи охолодження опори турбіни двигуна з урахуванням підігріву робочого тіла об стінки каналів двигуна. За допомогою теплового розрахунку визначено поля температур деталей опори, які необхідні як для уточнення середніх температур стінок каналів, так і для розрахунку напружено-деформованого стану. Результатом роботи є отримання залежностей кількості тепла, що надходить в опору від конструктивних і геометричних параметрів ущільнень. В процесі роботи розроблена методика розрахунку системи охолодження опори турбіни авіаційного двигуна.

Ключові слова: опора турбіни, тепловий стан, тепловіддача в масло, ущільнення, масляна порожнина.

A.Y Tisarev. Development of methods the calculation of cooling system support aircraft turbine engine

The analysis of the oil supply elements construction to the friction joint of AE and PP support, heat sources and methods of thermal protection supports was realized. The classification of friction joints, ways of oil supplying to them and the heat shield supports were composed and reviewed. In the work process the hydraulic calculation of the base turbine engine cooling system with regard to actuation fluid heat of the engine channels sides was realized. Temperature fields are determined with the help of thermal calculation. These fields are needed to clarify the average temperatures of the channels walls and to calculate the stress-strain state. The result of the work is to obtain the dependences of the heat supplied to the support from the structural and geometrical parameters of the seals. In the process, the method of the cooling calculation the turbine aircraft engine bearings is designed.

Keywords: support the turbine, thermal state, heat the oil, seal, bearing chamber.