

УДК 629.7.036.3

**ДУАИССИА ОМАР ХАДЖ АИССА, Т.П. МИХАЙЛЕНКО, Д.А. НЕМЧЕНКО,
И.И. ПЕТУХОВ**

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОТОКОРАСПРЕДЕЛЕНИЯ В МАСЛЯНОЙ ПОЛОСТИ ОПОРЫ РОТОРА ГТД

Развитие современных газотурбинных двигателей неразрывно связано с увеличением степени повышения давления и температуры газа на входе в турбину при одновременном снижении габаритов ГТД и, в частности, размеров опоры ротора. В этой связи особенно остро стоит задача обеспечения надлежащего теплового состояния масла и компактных камер подшипников ротора ГТД. Ее решение требует четкого понимания и предсказания теплогидравлических процессов, происходящих в камере подшипника, при изменении режимов работы двигателя и внешних сил, связанных с маневрированием летательного аппарата. Работа посвящена созданию адекватной модели потокораспределения в камере подшипника, на основе которой будет построена тепловая модель, позволяющая определить тепловое состояние масла и элементов опоры ротора ГТД.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, маслосистема, опора ротора, камера подшипника, воздушно-масляная смесь, теплогидравлические процессы, CFD-моделирование.

Введение

Развитие современных газотурбинных двигателей (ГТД) неразрывно связано с увеличением степени повышения давления и температуры газа на входе в турбину при одновременном снижении габаритов ГТД и, в частности, размеров опоры ротора (камеры подшипника). Указанное выше, приводит к росту теплонапряженности элементов двигателя, повышению скоростей вращения роторов, температур, давлений и скоростей потока в газовом тракте. При этом для создания экономичных двигателей необходимо стремиться свести к минимуму затраты мощности на прокачку масла к узлам трения, а также количество воздуха, отбираемого из воздушного тракта двигателя для наддува и тепловой защиты камер подшипников. Также при создании двигателей нового поколения проблемным вопросом является конструктивное обеспечение «щадящего» режима эксплуатации авиационных масел, так как при превышении максимально допустимой температуры может происходить потеря смазывающей способности масла из-за испарения легких фракций и коксования.

В этой связи особенно остро стоит задача обеспечения надлежащего теплового состояния масла и компактных камер подшипников ротора ГТД. Ее решение требует четкого понимания и предсказания теплогидравлических процессов, происходящих в камере подшипника, при изменении режимов работы двигателя и внешних сил, связанных с маневрированием летательного аппарата.

Цель работы

Целью данной работы является создание адекватной модели потокораспределения в масляной полости опоры ротора авиационного двигателя в зависимости от влияния ключевых параметров. На ее базе в дальнейшем будет построена тепловая модель камеры подшипника, которая позволит определить тепловое состояние масла и элементов опоры ротора ГТД.

1. Теплогидравлические процессы в масляной полости опоры

Одной из основных систем, обеспечивающих надежную работу и ресурс современных газотурбинных двигателей, является система смазки. Кроме смазки трущихся поверхностей она обеспечивает отвод теплоты, выделяющейся при трении и передающейся от примыкающих нагретых деталей в камеру подшипника, защиту трущихся поверхностей от коррозии и наклепа, удаление из узлов трения продуктов износа деталей и коксования масла.

За счет маслосистемы снижается шум в узлах трения и зубчатых зацеплениях; поддерживается на необходимом уровне давление в полостях опор роторов, приводов и редукторов ГТД.

При этом маслосистема должна обеспечивать эксплуатационную эффективность, легкость и простоту технического обслуживания.

Нарушения подачи масла к подшипникам и зубчатым зацеплениям могут привести к перегреву двигателя, разрушению подшипников, заклиниванию ротора, в итоге – к остановке или к разрушению двигателя.

Ключевым элементом системы смазки авиационного двигателя является опора ротора. Опоры ГТД служат для передачи усилия от вращающихся роторов к корпусам. Опоры воспринимают значительные статические и динамические усилия от

валов двигателя. Они должны обеспечивать достаточную жесткость силовой схемы двигателя и необходимое центрирование валов во всем диапазоне реализуемых нагрузок. Пример расположения опор ротора в ГТД показан на рисунке 1 [1].

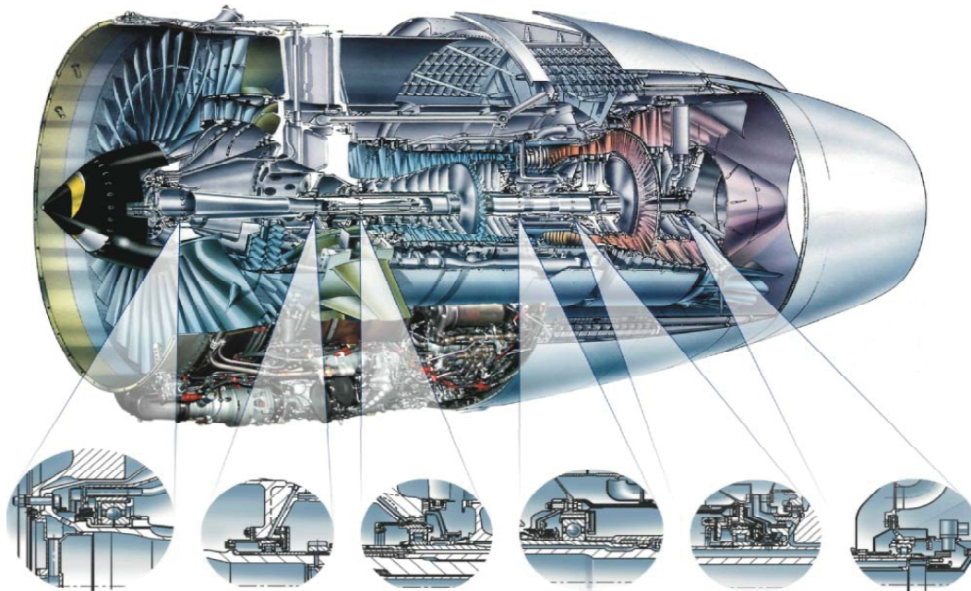


Рис. 1. Схема расположения опор в ГТД

Вне зависимости от конструкции камер подшипников для исключения перетечек масла из масляной полости камеры (опоры) через уплотнения в предмасляной полости создается большее давление за счет наддува воздухом, чаще всего отбираемым от компрессора ГТД. В результате этого в масляную полость попадает теплый воздух и смешивается с маслом, образуя масляно-воздушную смесь. Расход воздуха через уплотнения зависит от их типа и состояния, перепада давления снаружи и внутри масляной полости.

Для определения потребной прокачки масла через камеру подшипника необходим расчет теплового потока в масляную полость опоры. В общем представлении, тепловой поток состоит из нескольких составляющих, изображенных на рис. 2 [2].

К ним относятся тепловые потоки: из тракта (Q_1); через стенки опоры (Q_2); через вал (Q_3); от трения в уплотнениях (Q_4); от трения в подшипниках, зубчатых передачах, шлицевых соединениях и т.п. (Q_5); от воздуха, поступающего через уплотнения (Q_6).

Из тракта теплота передается в масляную полость за счет теплопроводности через элементы опоры, контактирующие с проточной

частью двигателя, а затем конвекции. Аналогичный процесс наблюдается и при передаче теплоты от вала.

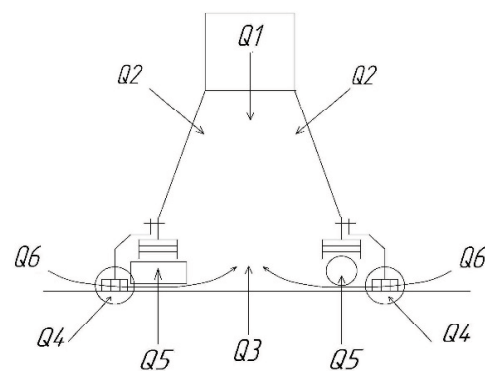


Рис. 2. Составляющие теплового потока в опору ротора ГТД

Процесс передачи тепла происходит за счет конвекции, теплопроводности и излучения. При передаче теплоты от примыкающего потока к стенке опоры и от стенки опоры к примыкающему потоку, в основном, преобладает конвективный теплообмен. Для турбинных опор заметный вклад вносит и лучистый тепловой поток.

В общем случае тепловой поток через стенку опоры определяется уравнением теплопередачи [3]

$$Q_2 = k(t_B - t_M)F, \quad (1)$$

где k – коэффициент теплопередачи, Вт/(м²·К);

F – площадь поверхности теплообмена, м²;

t_B – температура воздуха с наружной стороны стенки, К;

t_M – температура масла (температура среды в масляной полости), К.

Для расчета количества тепла, поступающего в опору из тракта, через стенки и от вала, необходимо предварительно определить температуры деталей опоры и коэффициенты теплоотдачи.

Для определения коэффициента теплоотдачи в полости наддува опоры необходимо знать значения температуры, давления в местах отбора и выпуска воздуха из системы наддува. Далее по известной геометрии каналов и значениям газодинамических параметров определяются параметры потока по всей сети. При этом учитывается влияние подогрева воздуха, вследствие температурной неравномерности элементов системы.

Коэффициент теплоотдачи в масляной полости опоры зависит от структуры потока, частоты вращения вала, расхода впрыскиваемого масла и воздуха, прошедшего через уплотнения, геометрических размеров полости и т.д. На рис. 3 показана возможная структура потока в масляной полости опоры [4].



Рис. 3. Структура потока в масляной полости опоры

Сложность математического описания явлений теплообмена в камере подшипника связана с тем, что в камере находится не однофазная среда – масло, а смесь его с воздухом, прошедшим через уплотнения. Масло, попадая через форсунку на поверхность подшипника, растекается по его поверхности, образуя масляную пленку. Под действием центробежных сил и взаимодействия с воздушным потоком, отдельные капли масла отделяются от

масляной пленки подшипника и уносятся к внутренней поверхности камеры. В процессе этого движения капли взаимодействуют с потоком воздуха, обмениваются импульсом и энергией. Попадая на стенку камеры капли масла формируют пленку, движущуюся под действием аэродинамических сил на межфазной поверхности, сил тяжести и вязкости. На образованную пленку оказывают влияние как капли, попадающие на нее от подшипника, так и воздушный поток, который может срывать и уносить капли с поверхности пленки. В результате такого сложного взаимодействия масляная пленка имеет переменную толщину по окружности камеры подшипника, что оказывает влияние на процесс теплообмена между стенками камеры и масляно-воздушной смесью.

2. Объект исследований

В силу наличия экспериментальных данных по теплообмену, в качестве объекта исследований была выбрана экспериментальная камера подшипника, рис. 4, представленная в работах [5, 6]. Данный выбор был связан с необходимостью дальнейшего создания и верификации CFD-модели теплогидравлических процессов.

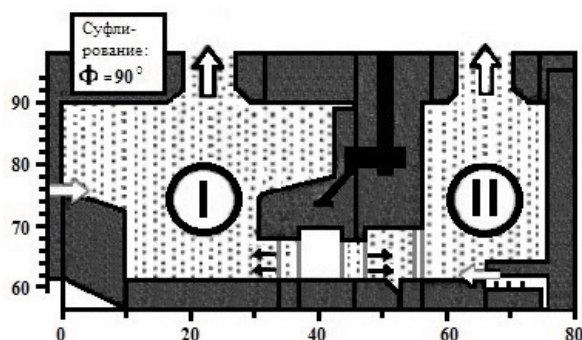


Рис. 4. Экспериментальная камера подшипника [5]

Экспериментальная камера подшипника состоит из двух камер (I и II). Дальнейшие исследования будут относиться к камере II, что связано с наличием экспериментальных данных [5] и результатов численного моделирования [6].

Камера II образована вращающимся валом и неподвижным корпусом. Радиус вала равен 62 мм, высота камеры (h) составляет 28 мм, а ширина (b) – 20 мм. Разогретое масло подается на роликовый подшипник для смазки, часть которого выходит в камеру II. Для предотвращения утечки масла из камеры используется лабиринтное уплотнение, через которое подается воздух, нагретый до той же температуры, что и смазочное масло. Воздушно-масляная

смесь удаляется из камеры через трубопровод суфлирования, расположенный в верхней части камеры, и откачивающий трубопровод – в нижней части (на рис. 4 не показан). Трубопроводы имеют внутренний диаметр 10 мм. Для обеспечения визуального наблюдения за поведением потока правая боковая стенка камеры II выполнена из высокотемпературного термопластичного прозрачного материала (МАКРОЛОН).

3. CFD-модель потокораспределения в камере подшипника

При создании CFD-модели потокораспределения в камере подшипника использовалось допущение об изотермичности процессов в камере. Считалось, что все элементы камеры (вал, стенки камеры и т.д.), а также потоки масла и воздуха имеют одинаковую температуру.

Рассматривалась стационарная задача со следующими условиями:

1. В качестве рабочих жидкостей используются воздух и масло. Воздух моделируется как идеальный газ, а масло обладает теплофизическими свойствами авиационного масла ИПМ-10.

2. Среднее давление и температура в камере составляют 101,325 кПа и 423 К, соответственно. Теплофизические свойства воздуха и масла соответствуют температуре и давлению в камере.

3. Вал вращается с частотой 16 000 об/мин и имеет такую же температуру, как и среда в камере (423 К).

4. Поток воздуха, попадающий в камеру через уплотнение, имеет расход 15 г/с и температуру 423 К.

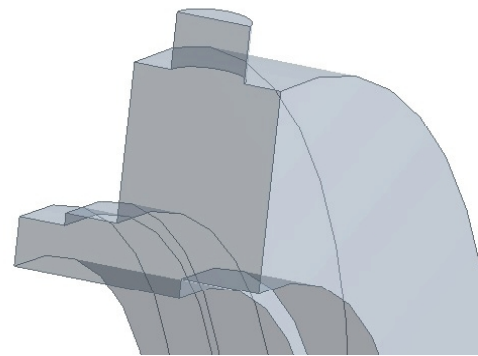
5. Поток масла, попадающий в камеру от роликового подшипника, имеет расход 50 л/час и температуру 423 К.

Для решения задачи использовалась расчетная схема Second Order Backward Euler, реализованная в программном комплексе ANSYS Academic.

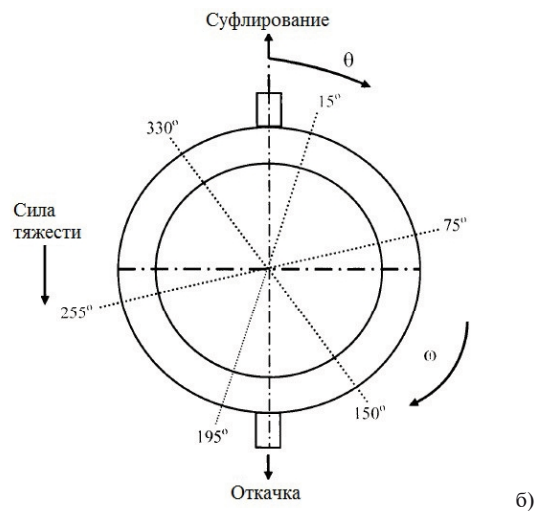
Предполагалось, что сечение, проходящее через суфлирующую и откачивающую магистрали, делит камеру на две части, в которых процессы протекают симметрично.

Расчетная модель камеры подшипника показана на рисунке 5. При этом рассматривалась только часть камеры ограниченная углом $\theta = 180...360^\circ$.

Была создана структурированная вычислительная сетка, содержащая 50201 ячеек, показанная на рисунке 6.



а)



б)

Рис. 5. Расчетная модель камеры подшипника:
а) 3d-модель камеры;
б) схема угловых сечений камеры

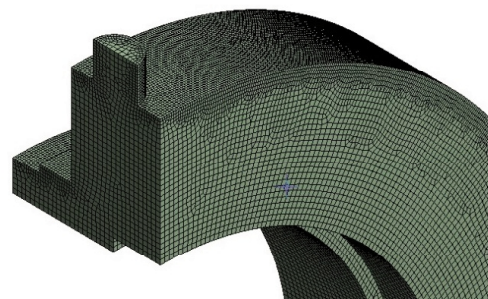


Рис. 6. Вычислительная сетка

Результаты моделирования распределения потоков масла и воздуха внутри камеры представлены на рисунке 7. Сравнение полученных результатов с результатами CFD-моделирования, представленными в [6], для характерных угловых сечений приведено в таблице 1.

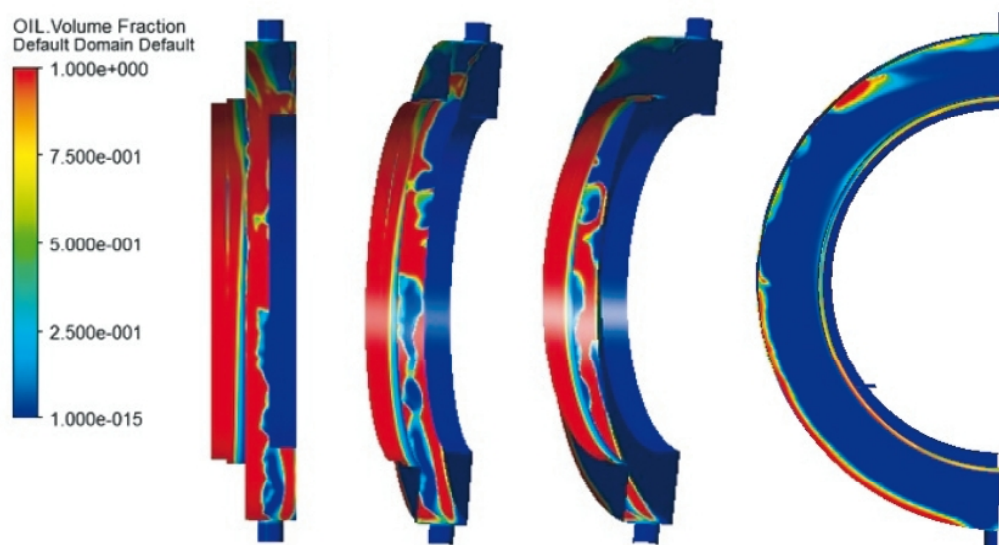


Рис. 7. Результаты моделирования распределения потоков масла и воздуха внутри камеры

Таблица 1

Сравнение результатов моделирования

Угол θ (Рис.6)	Полученные результаты	Результаты [6]
225 °		
330 °		
195 °		

Как показывают результаты моделирования (рис.7), наблюдается неравномерное распределение масляной пленки по объему камеры подшипника. При этом толщина масляной пленки переменна по периметру камеры. В результате

указанной неравномерности в различных зонах камеры будут наблюдаться разные значения термического сопротивления пограничного слоя и, следовательно, коэффициента теплоотдачи, что окажет значительное влияние на

тепловой поток в масляную полость опоры ротора и, следовательно, на тепловое состояние масла и элементов опоры.

Результаты сравнительного анализа, представленные в таблице 1, показывают качественно аналогичную картину течений в камере подшипника, что свидетельствует о правильном выборе методологии при моделировании по-токораспределения.

Количество подаваемого масла и воздуха, а также частота вращения вала оказывают существенное влияние на картину течения в камере подшипника, что будет проанализировано в дальнейших работах. Кроме этого предполагается рассмотреть формирование и движение масляной пленки с учетом совокупного действия сил межфазного взаимодействия, гравитации и центробежных эффектов.

Заключение

Камера подшипника является одним из наиболее сложных элементов авиационного двигателя в части описания теплогидравлических процессов. На поведение многофазной среды (капля-пленка-воздух) оказывают влияние: расходы масла и воздуха, частота и направление вращения вала, конструкция камеры, давление в камере, изменение теплофизических свойств фаз в результате теплообмена, шероховатость стенок камеры и другие факторы. Экспериментальные данные, как правило, ограничиваются исследованиями для простых геометрий камер подшипников, а также некоторыми упрощениями, связанными с ограничениями в использовании экспериментальных методов. Существующие численные исследования часто ограничиваются рассмотрением изотермического течения воздушно-масляного потока. Поэтому для лучшего понимания явлений теплообмена и распределения потоков в камере подшипника при изменении рабочих режимов двигателя использование методов CFD-моделирования в сочетании с экспериментальными данными

является одной из актуальных задач. Хотя рассматриваемый вопрос очень важен для газотурбинной промышленности, эта сложная область еще до конца не изучена и является предметом дальнейших исследований.

Литература

1. Иноземцев А.А. Автоматика и регулирование авиационных двигателей и энергетических установок. Системы [Текст] // Газотурбинные двигатели Т. 5 / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. - М.: Машиностроение, 2008. - 190 с.

2. Подходы к моделированию теплогидравлических процессов в элементах маслосистемы ГТД [Текст] / Т. П. Михайленко, Д. А. Немченко, Дуаиссиа Омар Хадж Аисса, И. И. Петухов // Вісник НТУ «ХПІ». Сер.: Енергетичні та теплотехнічні процеси й устаткування. - Х.: НТУ «ХПІ», 2017. - Вып. 10 (1232). - С.79-84.

3. Исаченко В. П. Теплопередача [Текст] : учеб. для вузов / Исаченко, В. А. Осипова, А. С. Сукомел. - М.: Энергия, 1981. - 488 с.

4. Thin Film Modelling For Aero-Engine Bearing Chambers [Text] / Wang, C, Morvan, H. P., Hibberd, S. and Cliffe, K. A. // Vancouver, British Columbia, Canada. ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition. - 2011. - Vol.1. - P. 1-10.

5. Glahn, A. Local and Mean Heat Transfer Coefficients Along the Internal Housing Walls of Aero-Engines Bearing Chambers [Text] / Glahn, A., Busam, S. & Wittig, S.// International Gas Turbine and Aero-Engine Congress & Exposition, June, Colorado, Florida. - 1997. - P. 1-9.

6. Maqableh, Computational study of multi-phase air/oil heat transfer in aero-engine bearing chambers [Text]/ Maqableh, Ayman M. M.// Thesis Ph.D. University of Nottingham. - 2004. - 206 p.

Поступила в редакцию 01.06.2017 г.

Дуаіссіа Омар Хадж Аісса, Т.П. Михайленко, Д.О. Немченко, І.І. Петухов. Моделювання поточорозподілу в масляній порожнині опори ротора ГТД

Розвиток сучасних газотурбінних двигунів нерозривно пов'язано зі збільшенням ступеня підвищення тиску та температури газу на вході в турбіну при одночасному зниженні габаритів ГТД і, зокрема, розмірів опори ротора. У зв'язку з цим особливо гостро стоїть задача забезпечення належного теплового стану масла та компактних камер підшипників ротора ГТД. Її рішення вимагає чіткого розуміння та передбачення теплогидравлических процесів, що відбуваються в камері підшипника, при зміні режимів роботи двигуна і зовнішніх сил, пов'язаних з маневруванням літального апарату. Робота присвячена створенню адекватної моделі поточорозподілу в камері підшипника, на основі якої буде побудована тепла модель, що дозволить визначити тепловий стан масла та елементів опори ротора ГТД.

Ключові слова: газотурбінний двигун, маслосистема, опора ротора, камера підшипника, повітряно-масляна суміш, теплогидравлическі процеси, CFD-моделювання.

Douaissia Omar Hadj Aissa, T.P. Mykhailenko, D.A.Nemchenko, I.I. Petukhov. Fluid flows simulation in the bearing chamber of GTE

The development of gas turbine industry is guided by the instantly growing parameters of thermodynamic cycle, like pressure ratio of compressor and turbine inlet temperature, and in the same moment by the reduction of engine overall size. The latest also concerns the size of a bearing chamber. Concluding all mentioned above, one of the cutting-edge problems addresses the safe temperature conditions for the oil and new compact bearing chambers of gas turbine engines. And only deep understanding of the thermal and hydraulic processes in the bearing chamber within the entire range of operational conditions (alternation of the operational ranges and external forces) can bring to the solution. The work is devoted to the developing of an adequate flow distribution model in the bearing chamber, on the basis of which a thermal model will be developed, which allows to determine the thermal state of the oil and the elements of the GTE rotor support.

Key words: *gas turbine engine, the engine oil system, rotor support, bearing chamber, air-oil mixture, thermal-hydraulic processes, CFD-simulation.*