

УДК 621.452.32

О ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЕ МАСЛЯНЫХ ПОЛОСТЕЙ ОПОР СОЗДАВАЕМЫХ ГТД

© 2009 А. Е. Трянов, О. А. Гришанов, А. С. Виноградов

Самарский государственный аэрокосмический университет

Обоснована необходимость обеспечения эффективной тепловой защиты масляных полостей теплонапряженных авиационных двигателей. Применительно к ТРДД показано влияние рационального выбора конструктивно-силовой схемы турбины, структуры потоков охлаждающего воздуха внутри турбины и способа суфлирования её масляной полости на надёжность двигателя.

Двигатель, компрессор, турбина, масляная система, подшипник, уплотнение, масляная полость, буферная полость, тепловая защита, суфлирование

Происходящее в процессе непрерывной эволюции авиационных ГТД повышение уровня их основных термодинамических параметров (степени сжатия воздуха в компрессоре и температуры газов перед турбиной) привело к тому, что при создании двигателей нового поколения проблемным вопросом стало конструктивное обеспечение «щадящего» режима эксплуатации масел. Для специалистов, занимающихся проектированием масляных систем и подшипниковых узлов, это не стало неожиданным, так как проблема уже давно назрела. У отечественных ГТД за последние 40 лет степень сжатия воздуха в компрессоре повысили почти вдвое, а температура газов перед турбиной возросла на 350 – 400°C. Однако в масляных системах теплонапряженных двигателей четвёртого поколения используют всё те же марки синтетических масел (например, ИПМ-10), которые применяли ещё в начале 70-х годов прошедшего столетия.

1. О температурных ограничениях применимости товарных авиационных масел

В настоящее время в масляных системах теплонапряженных авиационных ГТД используют синтетические масла ИПМ -10 (ТУ 38.101299-90) и ВНИИ НП-50-1-4У (ТУ 38.40158-12-91), а у ТРДД третьего поколения применяют минеральное масло МС-8п (ОСТ 38.101163-78). Указанные синтетические масла работоспособны при максимально допустимой температуре на выходе из двигателя до 200°C (кратковременно до 220°C), и этот уровень сегодня уже рассматривают как недостаточно высокий.

Объективности ради следует отметить, что более 20 лет тому назад во Всероссийском научно-исследовательском институте

по нефтепереработке (ВНИИ НП) было создано новое более термостабильное авиационное масло ПТС-225. Оно работоспособно длительно до температуры 225°C, а кратковременно до 250°C. Это масло успешно прошло весь комплекс требуемых испытаний, в частности, на двигателе НК-25 и в составе других ГТД. И в министерстве авиационной промышленности было принято решение о его допуске к использованию в теплонапряженных авиационных ГТД. Но, к сожалению, намеченное производство этого масла на Уфимском нефтеперерабатывающем заводе так и не было начато (в связи с общим экономическим спадом в стране, произошедшем в последующие годы).

Очевидно, что в ближайшие годы не приходится рассчитывать на появление в производстве новых авиационных масел с повышенной термоокислительной стабильностью. Более того, если учесть, что наиболее вероятной основой вновь создаваемых синтетических сортов масел будут оставаться углеводородные соединения, то нереально ожидать существенного прогресса в повышении допустимой величины их температуры на выходе из двигателя более 250°C (при длительной эксплуатации). При этом уместно обратить внимание на то, что для надёжного использования масла в ГТД специалисты учитывают не только среднемассовую величину температуры масла на выходе из узлов двигателя. Они обязаны обеспечивать приемлемый уровень допустимой температуры масла в тонких слоях плёнки, стекающей по нагретым стенкам корпусных деталей подшипниковых узлов и особенно плёнки, движущейся вдоль стенок труб суфлирования в зоне турбины.

В табл. 1 для некоторых сортов авиационных масел приведены данные по величине максимально допустимой температуры при их эксплуатации. Этими ограничениями руководствуются, например, специалисты ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова», исходя из рекомендаций ЦИАМ и с учётом многолетнего опыта экспериментальных исследований и термометрирования наиболее нагретых узлов, контактирующих с маслом, накопленного в процессе создания целого ряда двигателей семейства «НК». (Уместно отметить, что автор данной публикации в течение 40 лет занимался вопросами проектирования и обеспечения эксплуатационной надёжности масляных систем авиационных и конвертированных ГТД в ОКБ Генерального конструктора Н.Д. Кузнецова).

Таблица 1 – Допускаемые температуры

Допустимый уровень температуры, °С	Сорт используемого масла			
	МС – 8п	ИПМ – 10	ВНИИ НП 50-1-4у	ПТС – 225
На выходе масла из двигателя	150	200	200	225
На выходе масла из опоры турбины	170	220	220	250
Стенок, омываемых маслом	240	290	290	300

При указанных ограничениях теплового состояния масла очевидно, что у перспективных двигателей со степенью сжатия воздуха в компрессоре свыше 30 и с температурой газа перед турбиной более 1700К без осуществления эффективной тепловой защиты стенок масляных полостей опор не может быть обеспечена их надёжная работа в течение заданного ресурса. В ГТД за счёт конструктивных средств должен быть обеспечен «щадящий» режим эксплуатации масел без превышения допустимых уровней их температур, приведенных в таблице, иначе будет происходить его ускоренное старение.

2. О допустимости некоторого ухудшения свойств масел в процессе эксплуатации двигателя

В теплонапряжённых авиационных ГТД по мере наработки двигателя происходит старение масла вследствие его контакта с горячими стенками элементов конструкции. Этому также способствует перемешивание масла с нагретым воздухом, проникающим в масляные полости опор через их уплотнения. В этом плане указанные масля-

ные полости являются своеобразным химическим реактором для масла.

Старение масла происходит главным образом из-за его окисления и термической деструкции, связанной с испарением лёгких фракций. При этом наибольшие изменения среди основных физико-химических показателей масла претерпевает величина его кинематической вязкости и кислотное число, что может приводить к негативным последствиям для двигателя. Для этих показателей разработчики ГТД в процессе создания двигателя устанавливают максимально допустимые нормы, которые вносят в техническую документацию. А в условиях эксплуатации предусмотрено периодическое проведение отбора проб масла из масляной системы двигателя для анализа состояния его чистоты и физико-химических свойств. В случае загрязнения масла, а также при достижении предельно допустимой величины его кинематической вязкости или кислотного числа масло подлежит замене.

Что касается кинематической вязкости, то, как правило, считают допустимым её возрастание в процессе наработки двигателя примерно в полтора раза по сравнению с исходной величиной вязкости свежего масла. Вязкость масла увеличивается вследствие его термического разложения. Лёгкие фракции, входящие в состав масла, испаряются, а тяжёлые могут в виде смолистых веществ выпадать в осадок в застойных зонах масляных полостей, загрязнять фильтроэлементы и оседать на теплопередающих элементах маслоохладителей (являющихся наиболее холодной зоной в циркуляционном контуре масляной системы), ухудшая их эффективность.

Увеличение кислотного числа масла (от исходного уровня в несколько сотых мг КОН на кг масла) в начальный период наработки двигателя происходит довольно медленно. Но после достижения его величины равной 1 мг КОН/кг масла далее происходит ускоренное повышение величины кислотного числа до двух мг КОН/кг, а затем резкое его увеличение до 10 и более.

С химической точки зрения с увеличением кислотного числа возрастает агрессивность масла по отношению к конструкционным материалам и гальваническим покрытиями-

ям деталей. Но главная опасность заключается в том, что при достижении величины кислотного числа более двух снижается производительность откачивающих насосов масляной системы, так как на входе в насос вследствие понижения статического давления происходит резкое выделение из масла растворённого в нём воздуха. Это приводит к тому, что выделившийся из масла воздух «забивает» входное сечение насоса, препятствуя поступлению в него масла. С таким явлением, например, столкнулись в ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова» при проведении эквивалентно-циклических испытаний двигателя НК-32 в процессе его создания.

3. Основные факторы, влияющие на тепловое состояние масла в двигателе

Но тепловая защита масляных полостей опор необходима не только для обеспечения «щадящего» режима эксплуатации масел. Кроме этого, следует принять во внимание обстоятельства, связанные с организацией процесса охлаждения масла в циркуляционном контуре масляной системы. Так, например, у современных ТРДД для охлаждения масла, как правило, используют топливо, расходуемое двигателем. Но по мере повышения экономичности двигателей уменьшается хладоресурс топлива, который может быть использован в топливно-масляном теплообменнике. И этот факт вступает в противоречие с одновременным повышением величины теплоподвода в масло у теплонапряженных двигателей. Но при этом также необходимо учесть, что по уровню допустимой температуры у используемых в транспортной авиации топлив существует ограничение, связанное с их термостабильностью: в топливорегулирующей аппаратуре (т.е. на входе в камеру сгорания) температура топлива не должна превышать 120°C. Именно это обстоятельство будет затруднять возможность осуществления эффективного охлаждения масла только за счёт располагаемого хладоресурса топлива. Вследствие этого может возникнуть необходимость введения дополнительного охлаждения масла в воздушно-масляном теплообменнике, что связано с усложнением конструкции двигателя. Но такое комбинированное охлаждение масла можно осуществить только у

двигателей, устанавливаемых на дозвуковых самолётах. Причём, при использовании воздушно-масляных теплообменников масса устройств и коммуникаций системы охлаждения масла весьма существенно увеличиваются.

Таким образом, очевидно, что тепловая защита масляных полостей опор ГТД необходима также для минимизации величины теплоподвода к маслу, обозначаемого термином «теплоотдача в масло». Как показала практика, у ТРДД средней размерности она находится на уровне 0,8-1 кВт/кН. При этом величина теплоотдачи в масло, кВт, определяется как сумма нескольких составляющих:

$$Q = Q_{mp} + Q_{cm} + Q_{\omega} + Q_{aep}, \quad (1)$$

где Q_{mp} – тепло, выделяемое в смазываемых узлах трения ГТД,

Q_{cm} – тепло, поступающее в масло от нагретых стенок конструкции двигателя, контактирующих с маслом,

Q_{ω} – тепло, вносимое в масло с воздухом, проникающим в масляные полости опор через уплотнения валов,

Q_{aep} – тепло, выделяемое в агрегатах масляной системы (в соответствии с мощностью, затрачиваемой на их привод).

Как известно, в масляной системе основной функцией масла является отвод тепла от смазываемых узлов трения (Q_{mp}). Но, как показывает практика, например, у ранее созданных двухконтурных газотурбинных двигателей «НК», находящихся в настоящее время в серийном производстве, эта составляющая в общем балансе теплоотдачи в масло составляет не более 45%, а величина Q_{aep} не превышает 1...2 %. Следовательно, в авиационных двигателях к маслу поступает более половины своего рода «паразитного» тепла. Очевидно, что с ростом теплонапряжённости ГТД, доля такого тепла неизбежно станет возрастать, если не будут приняты парирующие меры конструктивного характера. В связи с этим при проектировании ГТД должны быть приняты конструктивные меры по обеспечению минимально возможной суммарной величины теплоотдачи в масло, именно за счёт уменьшения её составляющих Q_{cm} и Q_{ω} .

В этом плане прежде всего, должна быть обеспечена эффективная тепловая защита стенок масляных полостей опор, а

также должна быть минимизирована величина тепла, вносимого в масло с воздухом, проникающим в масляные полости двигателя через уплотнения валов. При этом следует учитывать, что величины составляющих теплоотдачи в масло $Q_{см}$ и $Q_в$ в значительной мере зависят от уровня температуры воздуха в предмасляной полости, а величина $Q_в$ также зависит и от расходных характеристик уплотнений масляных полостей.

Что касается величины $Q_{см}$, то следует иметь в виду, что она определяется отнюдь не процессом теплопроводности по тонкостенным элементам конструкции от газоздушного тракта к корпусам подшипников. Так, например, у трёхвального двигателя НК-32 опора турбины размещена между её каскадами среднего и низкого давления (в зоне третьего соплового аппарата). Расчёты, проведенные с учётом результатов экспериментального препарирования, показали, что подвод тепла к маслу из газового тракта за счёт теплопроводности не превышает 10% от общего его количества, поступающего в масло в опоре турбины. Это было достигнуто за счёт того, что внутренний корпус опоры, размещённый на внутреннем диаметре газового тракта, соединён с корпусом подшипникового узла с помощью двух тонкостенных диафрагм. А, например, у трёхвального двигателя Д-36 опора турбины размещена в ещё более высокотемпературной зоне – за турбиной высокого давления. И здесь с целью ограничения величины теплового потока в масло за счёт теплопроводности из газового тракта конструкторы соединили внутренний корпус опоры с подшипниковым узлом с помощью тонкостенных диафрагм. Поэтому у этих двигателей, несмотря на большие градиенты температур на рассматриваемых элементах конструкции, количество тепла, поступающего в масло за счёт их теплопроводности, сравнительно невелико вследствие незначительной площади поперечного сечения указанных диафрагм.

Расчётные и экспериментальные исследования, проводимые в ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова», показали, что величина $Q_{см}$ на 80...90% зависит от интенсивности процесса теплоотдачи от воздуха, непосредственно омывающего снаружи стенки масляных полостей, к этим стенкам. Именно

определяющую роль играет конвективный теплообмен между указанным воздухом и стенками масляных полостей. Это связано с тем, что термическое сопротивление теплоотдачи от стенок к маслу на порядок ниже по сравнению с термическим сопротивлением при передаче тепла от окружающего воздуха к стенкам масляной полости опоры. Термическое сопротивление самих стенок также невелико (если у них специально не предусмотрено экранирование или отсутствует тепловая изоляция).

Таким образом, для минимизации величины $Q_{см}$ при прочих равных условиях должны быть обеспечены как можно более низкие уровни температуры и скорости течения воздуха, непосредственно омывающего снаружи корпусы подшипниковых узлов. При проектировании опор двигателей выполнение этого требования является одним из наиболее важных для обеспечения их надёжности.

Опыт создания авиационных ГТД показывает, что от величины теплоотдачи в масло рабочая температура масла зависит самым непосредственным образом. Так, при использовании для охлаждения масла топливно-масляных теплообменников температура масла на входе в двигатель может быть определена по следующей приближенной формуле:

$$t_{M.BX}^{ДВ} = t_{T.BX}^{ТМГ} + \frac{Q}{\kappa \cdot F_{T.O} + 0,5G_T \cdot C_{PT} - 0,5G_M \cdot C_{PM}}, \quad (2)$$

где $t_{M.BX}^{ДВ}$ – температура масла на входе в двигатель, °С;

$t_{T.BX}^{ТМГ}$ – температура топлива на входе в топливно-масляный теплообменник, °С;

G_T – расход топлива через теплообменник, кг/с;

G_M – расход (прокачка) масла через теплообменник, кг/с;

C_{PT} и C_{PM} – теплоёмкость, соответственно, топлива и масла, Дж/(кг·град);

Q – величина теплоотдачи в масло, Вт;

κ – коэффициент теплоотдачи от масла к топливу, Вт/(м²·град);

$F_{T.O}$ – площадь поверхности теплообмена, m^2 .

Как видно из приведённой формулы, при прочих равных условиях температура масла на входе в двигатель зависит от суммарной величины теплоотдачи в масло в узлах двигателя.

Таким образом, очевидно, что эффективная тепловая защита масляных полостей опор позволяет снизить уровень рабочей температуры масла (за счёт уменьшения суммарной величины теплоотдачи в масло) и, соответственно, уменьшить уровень температуры стенок, контактирующих с маслом.

4. О возможных способах тепловой защиты масляных полостей и коммуникаций опор ГТД

Поскольку в настоящее время наиболее распространённым типом авиационных двигателей является ТРДД, то вопросы тепловой защиты масляных полостей опор рассмотрены применительно к данному типу ГТД (двухвальным и трёхвальным).

4.1. Опоры компрессора

У ТРДД, в конструкции которых есть входной направляющий аппарат, совмещённый с передней опорой ротора низкого давления, нет необходимости осуществлять тепловую защиту её масляной полости даже в случае, если двигатель предназначен для сверхзвукового самолёта. А вот стенки средней опоры, размещённой перед каскадом компрессора высокого давления, необходимо экранировать. Здесь следует учитывать, что вращающиеся диски (перед корпусом опоры и за ним) существенно интенсифицируют процесс теплоотдачи от воздуха к боковым стенкам опоры. Поэтому путём установки снаружи этих стенок теплозащитных кожухов из листового материала поток тепла через них в масло может быть уменьшен в несколько раз. Причём зазор между кожухом и стенкой целесообразно выдерживать в диапазоне 2...4 мм, и его необязательно заполнять теплоизоляционным материалом, так как сам воздух имеет весьма низкий коэффициент теплопроводности.

Также следует иметь в виду, что вследствие высоких скоростей потока в каналах рассматриваемой опоры (150...200 м/с) тепло активно поступает от воздуха к маслу и через стенки тракта. Этому способствуют и силовые рёбра, омываемые воздушным потоком. Для снижения величины такого теплового потока в масло целесообразно внутри масляной полости опоры расположить теплозащитный экран (эквидистантно с конфигурацией стенки воздушного канала).

Эффективность описанного способа тепловой защиты стенок средней опоры была подтверждена в процессе создания и эксплуатации двигателя НК-25. Использование описанных конструктивных решений позволило уменьшить величину теплоотдачи в масло через стенки этой опоры более, чем в три раза.

4.2. Осуществление рациональной тепловой защиты при различных вариантах конструкции опор валов турбины ТРДД

Анализ конструкций опор турбин ранее созданных ГТД (двигателей третьего поколения), находящихся в эксплуатации, показывает, что вопросу обеспечения тепловой защиты их масляных полостей не было уделено достаточного внимания. Опор со степенью сжатия не более 15 и температурой газа перед турбиной $T_g^* \leq 1500K$ Это объясняется тем, что опоры роторов двигателей прежних поколений отличались умеренной теплонапряженностью, а хладоресурс топлива обеспечивал возможность поддержания рабочей температуры используемых масел на приемлемом уровне. Ниже в качестве примеров показаны опоры турбины некоторых таких ранее созданных двигателей.

Как показала практика, по сравнению со средней опорой намного сложнее осуществлять тепловую защиту опор, размещённых перед турбиной или непосредственно в узле турбины (особенно межкаскадных опор трёхвальных двигателей). При этом важное значение имеет решение вопросов, относящихся к конструктивным способам прокладки через газоздушный тракт двигателя коммуникаций, обеспечивающих подачу масла в опоры и его слив (откачку), а также суфлирование их масляных полостей. В свя-

зи с этим изначальный выбор конструктивно-силовой силовой схемы проектируемого двигателя должен производиться с учётом обеспечения возможности осуществления надёжной тепловой защиты не только самих масляных полостей опор турбины, но и указанных коммуникаций.

4.2.1. Опоры, связанные с внутренним корпусом камеры сгорания

В том случае, если заднюю опору ротора ВД располагают перед турбиной (т.е. в зоне кольцевого пояса под внутренним корпусом камеры сгорания), то рабочие колёса турбины ВД (одно или два) на валу размещают консольно.

При разработке конструкции такой опоры возникает необходимость введения ряда специальных теплозащитных устройств. Причём, они должны обеспечивать не только тепловую защиту самой масляной полости данной опоры, но и наддув её уплотнений воздухом, имеющим умеренную температуру, а также надёжное функционирование соответствующих коммуникаций масляной системы и системы суфлирования.

Данную задачу решают путём введения «буферной» полости между предмасляной полостью (в которую поступает «холодный» воздух для наддува уплотнений масляной полости) и окружающей опору зоной горячего воздуха. Сама «буферная» полость должна быть сообщена с зоной низкого давления, например, с атмосферой. При наличии указанной буферной полости будет исключена возможность подмешивания к «холодному» воздуху, (отбираемому, например, за компрессором НД с температурой 350...500 К), «горячего» воздуха, имеющего более высокую температуру ($T^*_к = 700...900$ К). В буферной полости поддерживают низкий уровень избыточного давления (не более 50 кПа), поэтому в эту полость будут происходить утечки как «горячего» воздуха (с давлением 0,5 ... 2 МПа), так и «холодного» воздуха (с небольшим избыточным давлением).

Очевидно, что в рассматриваемых типах опор коммуникации масляной системы и системы суфлирования, а также трубопроводы подвода «холодного» воздуха и отвода воздуха из буферной полости могут быть

выведены наружу только перед камерой сгорания. Альтернативного решения здесь нет. Указанные пять типов трубопроводов проходят через полые обтекатели, выполненные в виде радиальных аэродинамических профилей, размещенных во входном диффузоре камеры сгорания. Сечение самих трубок внутри этих профилей должны иметь приплюснутый вид.

Такой тип опор широко использован во многих конструкциях двухвальных ТРДД, созданных на фирме «Пратт-Уитни». По такой конструктивной схеме осуществлена тепловая защита опоры рассматриваемого типа в двигателе JT-9D и др.

Однако, оценивая указанные достоинства рассматриваемой схемы тепловой защиты масляных полостей опор, необходимо учитывать и присущий ей недостаток. Он заключается в необходимости вносить в конструкцию ГТД элементы, приводящие к локальному загромождению воздушного тракта в зоне входного диффузора камеры сгорания полыми рёбрами для вывода за пределы корпуса двигателя вышеописанных коммуникаций (масляных и воздушных). Причём, при использовании в двигателе камер сгорания трубчато-кольцевого типа или кольцевых со сравнительно небольшим количеством горелок, вывод требуемых коммуникаций может быть осуществлён с помощью полых рёбер, размещённых внутри входного диффузора между секциями горелок, не вызывая существенного возмущения воздушного потока на входе во фронтальные устройства горелок. Но что касается двигателей с кольцевыми многофорсуночными камерами сгорания, то для них крайне нежелательно производить даже незначительное загромождение проходного сечения канала диффузора на входе в камеру сгорания. Это связано не только с дополнительными гидравлическими потерями воздушного потока. Главное, что это может приводить к повышенной окружной неравномерности поля температур перед турбиной. И к тому же усложнит решение вопроса о выполнении требуемых норм по эмиссии выхлопных газов. Кроме того, не исключено проявление влияния указанных рёбер на возникновение автоколебаний лопаток в турбине.

В связи с этим, следует принять во внимание, что у всех авиационных ГТД, созданных в последние десятилетия, используют только камеры сгорания кольцевого типа и их рассматривают в качестве более перспективных. С учётом этого можно сделать следующий вывод: при проектировании двухвальных ТРДД нового поколения в их конструкции нецелесообразно предусматривать размещение опор подшипниковых роторов на участке между компрессором и турбиной.

4.2.2. Опоры, связанные с наружным корпусом камеры сгорания

У семейства двухвальных ТРДД марки «НК», созданных на базе двигателя НК-8 (НК-8-2У, НК-8-4, НК-86), отличающихся высокой надёжностью и большими эксплуатационными ресурсами, в зоне камеры сгорания отсутствует опора ротора турбокомпрессора. В силовой схеме турбин всех указанных двигателей ротор НД опирается на роликовый подшипник, связанный с силовым корпусом двигателя, а между ротором ВД и НД установлен межвальный подшипник. По существу у этих двигателей рассматриваемая опора размещена за турбиной. Эти двигатели, установленные на дозвуковых самолётах (соответственно, ТУ-154Б, ИЛ-62 и ИЛ-86), в процессе многолетней эксплуатации с использованием в масляной системе минерального масла МС-8п не имели замечаний, относящихся к рассматриваемой теме. А в масляной системе двигателя НК-144, устанавливаемого на сверхзвуковом пассажирском самолёте ТУ-144, использование синтетического масла ИПМ-10 также осуществлялось нормально без всяких замечаний к его физико-химическим свойствам и к смазывающей способности.

Отличительной особенностью указанных двигателей является то, что масляная полость опоры турбины имеет автономное суфлирование. Причём её суфлёр-сепаратор встроен внутри этой полости, а его рабочее колесо приводится во вращение от ротора НД. Отвод воздуха, очищенного от частиц масла, у указанных дозвуковых двигателей осуществлён на срез сопла. Каналы подвода и слива масла проходят за турбиной внутри

полых рёбер, продуваемых холодным воздухом из наружного контура.

Таким образом, рациональный выбор конструктивно-силовой схемы рассматриваемых двигателей «НК», а также использование автономного суфлирования масляной полости опоры турбины, позволили изначально создать предпосылки для обеспечения возможности «щадящего» режима эксплуатации масла. Этому также способствовало то обстоятельство, что у данных ТРДД топливо, используемое для охлаждения масла, имело хладоресурс, достаточный для поддержания рабочей температуры масла на приемлемом уровне. И ещё здесь важно отметить, что вследствие сравнительно невысокого давления в междисковых полостях турбины при разработке её конструкции не возникло необходимости введения буферной полости для исключения возможности прорыва горячего воздуха, охлаждающего диски турбины, в предмасляные полости турбины.

4.2.3. Опоры с межвальным подшипником, расположенные за турбиной

В конструктивно-силовой схеме турбины всех модификаций современного двигателя CFM-56, отличающихся значительно более высокими уровнями термодинамических параметров по сравнению с рассмотренными ТРДД «НК», опора турбины также размещена за её последней ступенью. При этом ротор турбины высокого давления опирается на межвальный подшипник, а ротор турбины низкого давления – на роликовый подшипник, связанный со статором. Поскольку опора турбины у рассматриваемых двигателей расположена в относительно низкотемпературной зоне, то очевидно, что для соответствующих трубопроводов подвода и слива масла не сложно было решить проблему их тепловой защиты.

Так как эти двигатели имеют большую степень двухконтурности, то для привода вентилятора и подпорных ступеней компрессора потребовалось использовать многоступенчатую турбину НД. В конструкции этой турбины, в отличие от турбины двигателей «НК», предусмотрена буферная полость, исключающая возможность подмешивания горячего воздуха, охлаждающего диски турбины, к холодному воздуху, надду-

вающему уплотнения масляной полости турбины. При этом следует отметить рационально организованное охлаждение дисков турбины с использованием ряда потоков воздуха, отбираемого в нескольких зонах компрессора.

Большим достоинством конструкции турбины является то, что рабочее колесо суфлёра, осуществляющее очистку от частиц масла воздуха, удаляемого из масляной полости этого узла, размещено непосредственно внутри этой полости на валу турбины НД. А сброс воздуха, очищенного в суфлёре, производят в затурбинную зону с помощью трубопровода, связанного со статором и расположенного вдоль оси двигателя. Такое конструктивное решение исключает необходимость в тепловой защите отводного канала суфлирования, размещённого в низкотемпературной зоне.

Таким образом, для перспективных двухвальных ТРДД с высоким уровнем теплонапряженности при разработке конструкции турбины несомненно полезным будет использование описанных силовых схем данного узла, а также способа суфлирования масляной полости опоры турбины, реализованных в конструкциях указанных модификаций двигателей «НК-8» и CFM-56.

4.2.4. Опоры трехвальных двигателей, расположенные между каскадами турбин

В наиболее неблагоприятных условиях оказываются масляные полости опор, расположенных между каскадами трёхвальных турбин. У ранее созданных трёхвальных ТРДД в конструкции турбины были использованы два варианта расположения опор роторов.

1-й вариант - двухопорный. В опоре, размещённой в зоне второго соплового аппарата, установлено два роликовых подшипника (для первого и второго каскадов турбины); для третьего каскада турбины предусмотрена отдельная опора, размещённая за последней ступенью турбины. В такой схеме все роликовые подшипники через силовые элементы связаны с корпусом турбины.

2-й вариант – одноопорный. В конструкцию турбины входит опора общая для трёх её каскадов. Она размещена в зоне второго соплового аппарата, через полые лопатки которого проходят силовые стойки и

коммуникации масляной системы и системы суфлирования опоры. В такой схеме валы роторов второго и третьего каскадов турбины опираются на роликовые подшипники, установленные в корпусном узле, а вал первого каскада турбины опирается на межвальный подшипник (установленный между роторами первого и второго каскадов).

1-й вариант силовой схемы турбины реализован, например, в конструкции двигателей RB-211, Д-36 и др., а 2-й вариант использован в конструкции турбин двигателей RB-199 и НК-25. Ниже рассмотрены конструктивные особенности турбин таких двигателей в плане обеспечения тепловой защиты масляных полостей их опор.

4.2.4.1 У двигателя Д-36 в межкаскадной опоре турбины (рис. 1) коммуникации масляной системы проложены через полые лопатки второго соплового аппарата. Поскольку при работе двигателя эти лопатки раскалены добела, то, кроме тепловой изоляции труб подвода и слива масла, а также труб суфлирования, предусмотрена продувка «холодным» воздухом внутренних полостей соответствующих сопловых лопаток. Этот же воздух, подводимый от пятой ступени компрессора внешним трубопроводом в периферийную зону второго соплового аппарата, пройдя в радиальном направлении к корпусу подшипников, далее используется для наддува уплотнений масляной полости рассматриваемой опоры. Поскольку с этим воздухом соседствует более «горячий» (на $\approx 150^\circ\text{C}$) воздух, отбираемый от 10-й ступени компрессора (охлаждающий диски турбины), то неизбежно будет происходить его подмешивание к «холодному» воздуху, наддувающему уплотнения масляной полости.

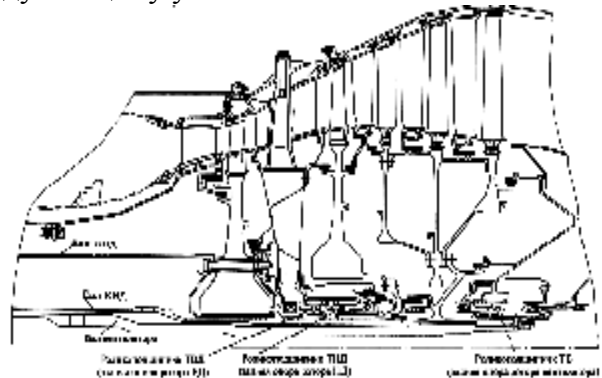


Рис. 1. Турбина двигателя Д-36

При этом следует учитывать, что давления упомянутого «горячего» воздуха имеет весьма высокий уровень, так как оно должно по величине превосходить давление в газовом тракте в зоне второго соплового аппарата турбины. Поэтому его подмешивание к «холодному» воздуху будет значительным. А создать в данной опоре буферную полость между «горячим» и «холодным» воздухом без существенного усложнения конструкции практически невозможно. Поскольку рассматриваемая опора размещена в высокотемпературной зоне, то её масляная полость сведена к минимально возможной величине. Вследствие этого в конструкции масляной полости маслосборник имеет весьма малую величину, что создает предпосылки для утечек масла через разрезные кольца РТКУ при остановках двигателя: когда прекращается наддув уплотнений, то центробежные силы подшипников могут приводить к утечкам масла из масляной полости.

Вторая опора турбины (концевая) окружена воздухом с гораздо более низкой температурой. Прокладка коммуникаций масляной системы и системы суфлирования у данной опоры осуществлена в низкотемпературной затурбинной зоне.

Очевидно, что для перспективных теплонеприжатых двигателей нецелесообразно в конструкции турбины использовать рассмотренный вариант её силовой схемы, так как она не позволит обеспечить нормальное функционирование масляной системы и канала суфлирования межкаскадной опоры.

4.2.4.2. Одной из отличительных особенностей двигателя НК-25 является то, что у него роликовые подшипники всех трех каскадов турбины размещены в общей масляной полости (рис. 2). При этом сама опора совмещена с сопловым аппаратом третьей ступени турбины, т.е по существу данная опора находится между каскадами СД и НД.

Опора турбины имеет три концентрических силовых пояса: наружный, внутренний (вблизи от соплового аппарата) и корпус подшипникового узла. В последнем размещены роликовые подшипники каскадов СД и НД. Между валом ротора СД и хвостовиком турбины ВД установлен межвальный роликовый подшипник.

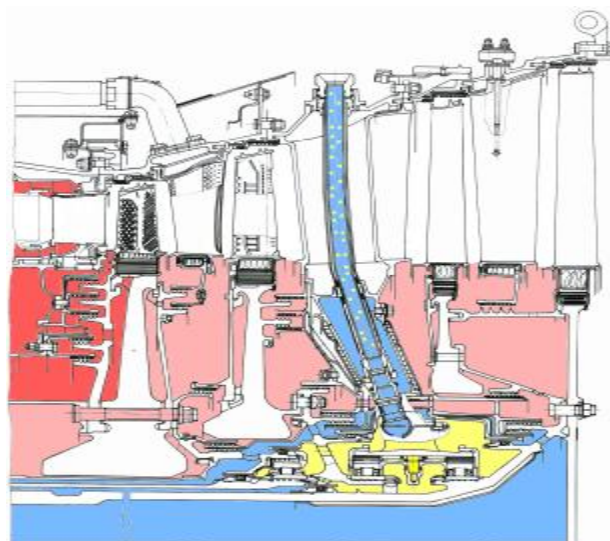


Рис. 2. Турбина двигателя НК-25

Корпус подшипникового узла с помощью двух тонкостенных диафрагм связан с внутренним корпусом опоры. А последний, в свою очередь, связан с наружным корпусом с помощью шести силовых стоек, проходящих внутри полых лопаток третьего соплового аппарата. При этом сами лопатки соплового аппарата не включены в силовую схему опоры, поэтому они нагружены только газовыми силами.

Внутри полых лопаток соплового аппарата проложены также радиальные трубопроводы подвода масла к подшипникам и его слива, а также трубы суфлирования масляной полости опоры (рис.3). Масляная полость рассматриваемой опоры отделена от воздушных полостей пятью контактными радиально-торцевыми уплотнениями: одно из них установлено между статором и ротором НД, второе - между статором и ротором СД, третье - между валами НД и СД, и два межвальных уплотнения «СД-ВД».

Надув указанных уплотнений осуществлен воздухом, отбираемым за восьмой ступенью компрессора. К уплотнениям, расположенным с передней стороны масляной полости, этот воздух подведен по двум кольцевым зазорам: между валом СД и цилиндрической проставкой (прикрепленной к диску 8-ой ступени компрессора и к хвостовику диска турбины ВД) и между валами НД и СД. К уплотнению, расположенному сзади масляной полости, воздух подведен по валу ротора НД, а далее из предмасляной полости часть этого воздуха отводится в междиафрагменную полость. Сброс воздуха, наду-

вающего уплотнения масляной полости, производится в наружный контур двигателя.

Охлаждение всех дисков турбины (кроме первого) производится воздухом, отбираемым за двенадцатой ступенью компрессора. При этом имеет место подмешивание этого «горячего» воздуха к «холодному» воздуху, надуваемому уплотнения масляной полости. Очевидно, что если бы удалось организовать буферную полость между «горячим» и «холодным» воздухом, то можно было бы в предмасляной полости иметь температуру воздуха $\leq 200^\circ\text{C}$, а величину теплоотдачи в масло в этой опоре существенно уменьшить.

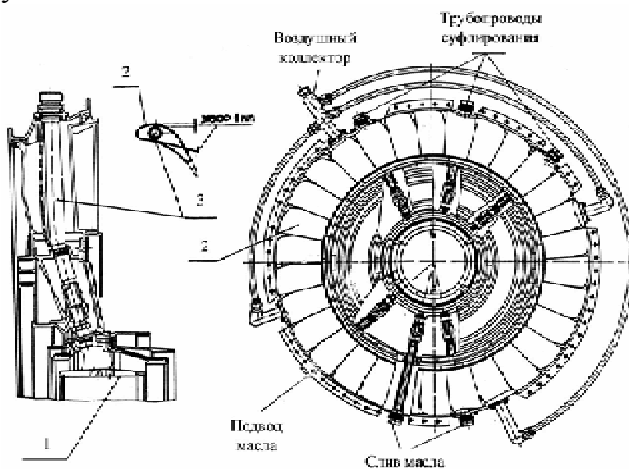


Рис. 3. Схема трубопроводов масляной системы и системы суфлирования опоры турбины двигателя НК-25:

- 1 - корпус подшипника;
- 2 - сопловая лопатка;
- 3 - радиальный трубопровод

Для тепловой защиты масляной полости опоры турбины в зоне корпуса подшипников

установлены дефлекторы. Но их эффективность сравнительно невелика, т.к. основное тепло в масляную полость поступает с воздухом, проникающим через уплотнения ($G_B > 60 \frac{\text{c}}{\text{c}}$), а также передается через её стенки за счет конвективного теплообмена с потоком обтекающего воздуха.

Как известно, нагарообразование в зоне подшипниковых узлов ГТД происходит при останове двигателя. Причём, наибольший заброс температур стенок происходит в трубах суфлирования, прокладываемых через лопатки сопловых аппаратов. Поэтому при дальнейшем освоении более высоких температур газов (T_T^*) необходимо использовать другие конструктивные решения, обеспечивая размещение трубопроводов суфлирования масляной полости опоры турбины в относительно низкотемпературной зоне.

Таким образом, очевидно, что для вновь создаваемых трёхвальных ТРДД и второй вариант конструктивно-силовой схемы турбины нецелесообразно рассматривать в качестве перспективного, хотя у него меньше недостатков по сравнению с первым вариантом размещения опор роторов

При этом необходимо также учесть, что, по мнению специалистов ЦИАМ, перспективные ТРДД должны быть двухвальными. К такому же выводу пришли и разработчики двигателей ведущих фирм США.

ABOUT THE THERMAL PROTECTION OF THE OIL CAVITIES FOR DESIGNING GAS TURBINE ENGINES

© 2009 A. Ye. Tryanov, O. A. Grishanov, A. S. Vinogradov

Samara State Aerospace University

The necessity of a effective thermal protection for a oil cavities in the air engines with the high temperature level is proved. For turbojet bypass engines the influence on the reliability of the following factors is shown. There are a choice of the turbine constructive scheme, a structure of cooling air flows inside the turbine and a the turbine oil cavity.

Engine, compressor, turbine, oil system, bearing, seal, oil cavity, buffer cavity, thermal protection, draining

Информация об авторах

Трянов Анатолий Ефимович, кандидат технических наук, доцент кафедры «Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов» Самарского государственного аэрокосмического университета. E-mail: fdla@ssau.ru. Область научных интересов: проблемы надёжности ГТД, энергетических установок и их систем.

Гришанов Олег Алексеевич, кандидат технических наук, начальник отдела ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова». Тел: (846) 950-71-14. Область научных интересов: конструкция авиационных двигателей.

Виноградов Александр Сергеевич, кандидат технических наук, доцент кафедры «Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов» Самарского государственного аэрокосмического университета. Тел.: (846)-267-46-75. E-mail: fdla@ssau.ru. Область научных интересов: торцовые уплотнения, конструкция авиационных двигателей, надёжность машин.

Tryanov Anatoly Yefimovich, candidate of technical science, docent of department «Construction and design of aircraft engines» of Samara State Aerospace University. Phone: (846) 267-46-75. E-mail: fdla@ssau.ru. Area of research: problems of reliability for aircraft engine, power units and its systems.

Grishnov Oleg Alekseevich, candidate of technical science, chief of department Joint Stock Company “SSTC named after N.D. Kuznetsov”. Phone: (846) 950-71-14. Area of research: aircraft engine design.

Vinogradov Alexandr Sergeevich, candidate of technical science, assotiate professor of department «Construction and design of aircraft engines» of Samara State Aerospace University. Phone: (846) 267-46-75. E-mail: fdla@ssau.ru. Area of research: face seals, aircraft engine design, reliability of machines.