

АДАПТИВНАЯ СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ ТУРБИНЫ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ ТРДД



ГНЦ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова":

Юрий Александрович Эзрохи, начальник сектора, к.т.н.
Сергей Валентинович Харьковский, начальник отдела, к.т.н.

Рассматривается адаптивная система охлаждения турбины низкого давления двухконтурного турбореактивного двигателя, которая позволяет сочетать преимущества известных технических решений, реализованных в серийных авиационных ГТД, исключая при этом свойственные им недостатки. На примере ТРДДФсм с параметрами двигателя 4 поколения проведен анализ возможного положительного эффекта от применения рассматриваемой адаптивной системы. The adaptive cooling system of low pressure turbine for turbofan engine, which allows to combine advantages of the known technical decisions realised in serial aviation engines, having excluded thus lacks peculiar to them is considered. On example of 4th generation of turbofan engine the analysis of a possible positive effect from application of the considered adaptive system is carried out.

Ключевые слова: турбореактивный двигатель, тяга, удельный расход топлива, турбина низкого давления, система охлаждения, частота вращения.

Keywords: a turbofan engine, thrust, specific fuel consumption, the low pressure turbine, cooling system, frequency of rotation.

Тенденция развития современных газотурбинных двигателей связана с повышением основных параметров его рабочего процесса и, в первую очередь, температуры газа перед турбиной. В связи с этим актуальность вопросов обеспечения работоспособности узлов высокотемпературных турбореактивных двигателей постоянно возрастает.

Для охлаждения горячих частей авиационных ГТД используют охлаждающий воздух, обладающий более низкой по сравнению с элементами конструкции температурой и более высоким по сравнению с местом его выдува давлением; таким образом, обеспечивается необходимый уровень температуры и перепада давления в системе охлаждения.

В практике авиадвигателестроения широко используются системы охлаждения (СО) лопаток рабочих колес и сопловых аппаратов турбины двухконтурного двигателя, в основном, с двумя принципиальными схемами отбора охлаждающего воздуха: из проточной части компрессора высокого давления (КВД) или из канала наружного контура.

В первом случае [1, 2] охлаждающий воздух из КВД с параметрами, соответствующими месту отбора, поступает в систему каналов, обеспечивающую его транспортировку к месту подачи в проточную часть турбины. В связи с тем, что часть охлаждающего воздуха поступает в проточную часть турбины, минуя ее первые ступени и поэтому не "работает" на ее ступенях, расположенных выше по потоку, не весь расход рабочего тела, сжатого в компрессоре, в полной мере принимает участие в процессе расширения и, соответственно, выработке мощности турбины. Очевидно, что в наибольшей степени это относится к расходу воздуха, охлаждающего элементы последних ступеней турбины - турбины низкого давления (ТНД). Это обстоятельство приводит к относительному повышению степени расширения газа в турбине, соответствующему уменьшению располагаемого перепада на реактивном сопле и, как следствие, снижению удельной тяги двигателя и его экономичности.

Недостаток такой системы охлаждения состоит в том, что ее применение снижает эффективность двигателя (на максимальных режимах уменьшается удельная тяга, на крейсерских режимах работы возрастает удельный расход топлива). Оценочно можно считать, что каждый процент расхода воздуха, охлаждающего лопатки ТНД и отобранного из последней ступени КВД, может привести к потерям мощности или снижению эффективного коэффициента полезного действия турбины примерно на ту же величину.

В СО турбины турбореактивного двухконтурного двигателя второй схемы для охлаждения лопаток ТНД используется воздух, отбираемый из канала наружного контура [3]. Применение такой схемы охлаждения позволяет "экономить" на сжатии этой части охлаждающего воздуха, что эквивалентно соответствующему повышению КПД турбины. Эффективность такой схемы охлаждения в

значительной степени связана с обеспечением необходимого уровня перепада давления от места отбора охлаждающего воздуха до места его выпуска в проточную часть турбины.

Следует иметь в виду, что для двухконтурного турбореактивного двигателя со смешением потоков (ТРДДсм) на режимах работы, близких к взлетному режиму (или термодинамически подобным режимам), оптимальное с точки зрения эффективности двигателя (например, максимального значения удельной тяги двигателя) соотношение полных давлений в канале наружного контура и на выходе из турбины низкого давления близко к единице ($P_{II}^*/P_I^* \approx 1$). Такого перепада давлений с учетом возможных потерь в подводящих каналах и патрубках обычно бывает недостаточно для реализации эффективного охлаждения элементов ТНД, в частности, ее рабочей лопатки. Применение всякого рода подкачивающих устройств и приспособлений с достаточно низкими показателями эффективности также не всегда позволяют обеспечить необходимый перепад давления охлаждающего воздуха для его надежной подачи к месту выпуска в проточную часть турбины. Поэтому недостаток применения такой системы на режимах работы двигателя, близких к взлетным, связан с возможным снижением эффективности охлаждения вследствие недостаточного избыточного давления воздуха, отобранного из канала наружного контура.

Приведенные выше и широко применяемые в настоящее время оба варианта выполнения систем охлаждения турбины приводят к снижению эффективности двигателя на различных режимах. В связи с этим, была сделана попытка разработать адаптивную систему охлаждения турбины низкого давления (АСО ТНД) ТРДДсм, позволяющую сочетать преимущества обоих вышеописанных вариантов, исключив при этом свойственные им недостатки.

Предлагаемая АСО ТНД [4] представляет собой комбинированную систему охлаждения, включающую два подводящих канала из различных мест отбора: из проточной части КВД (за промежуточной или последней его ступенью) и из канала наружного контура. Подключение того или иного подводящего канала производится исполнительным элементом (клапаном) системы автоматического управления (САУ) по сигналам датчика частоты вращения вала низкого давления лнд и датчика температуры воздуха на входе в двигатель $T_{вх}^*$ в зависимости от величины приведенной частоты вращения компрессора низкого давления, характеризующей режим работы двигателя $n_{пр_нд} = n_{нд} \sqrt{288,15/T_{вх}^*}$.

При высоких значениях $n_{пр_нд}$ характерных для взлетного (или термодинамически подобного ему) режима, воздух поступает из КВД, обеспечивая необходимую эффективность охлаждения за счет достаточного перепада давления в СО. При этом отмеченные выше потери удельной тяги и экономичности, вследствие использования "более дорогого" охлаждающего воздуха, не оказывают существенного влияния на интегральные характеристики силовой установки (суммарный расход топлива и тягу двигателя).

Это объясняется незначительной продолжительностью взлетного режима на фоне всего полетного цикла, а также обычно имеющимся на этом режиме запасом по тяге.

При низких значениях приведенной частоты вращения $n_{пр_нд}$ характерных как для максимальных режимов на больших скоростях полета, так и для крейсерских дозвуковых режимов, когда от двигателя требуется максимальная эффективность или экономичность, в систему охлаждения ТНД поступает "более дешевый" охлаждающий воздух из канала наружного контура. Это становится возможным вследствие свойственному для ТРДДсм на таких режимах росту отношения полных давлений в камере смешения $P_{II}^*/P_I^* > 1$, что обеспечивает необходимый для эффективного охлаждения перепад давлений.

Пример возможной конструкторской реализации предлагаемой АСО ТНД представлен в упомянутом выше патенте.

Анализ возможного положительного эффекта от применения рассмотренной адаптивной системы охлаждения ТНД проведен на примере ТРДДФсм с параметрами двигателя 4 поколения, у которого характерный уровень температуры газа перед турбиной $T_r^* \approx 1600$ К и отбор на охлаждение ступени ТНД составляет около 4 % от расхода воздуха на входе в КВД.

Результаты расчетных оценок, проведенных для дозвуковых крейсерских режимов и режимов максимальной скорости полета, когда АСО ТНД работает на "более дешевом" воздухе из наружного контура, показали следующее:

- на крейсерских режимах оказывается возможным повысить экономичность двигателя на 1,2...1,5 %;

- на режимах максимальной скорости полета - повысить тягу двигателя при полете у земли на ~ 3,2 % и при полете на максимальной высоте на ~ 4 %, при этом удельный расход топлива снижается на 0,7...1,1 %.

Приведенные здесь численные значения относятся к варианту СО ТНД с выдувом охлаждающего сопловой аппаратом воздуха в проточную часть перед рабочим колесом. При схеме без выпуска охлаждающего СА ТНД воздуха в проточную часть ожидаемый положительный эффект может увеличиться примерно вдвое. **П**

Литература

1. Конструкция турбокомпрессора ТРДДФ, Изд-во МАИ, Москва, 1996 г.

2. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. ОАО "Авиадвигатель", Пермь, 2006г.

3. Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой АЛ-31Ф. Учебное пособие, изд-во ВВИА им Н.Е.Жуковского, Москва, 1987 г.

4. Мухин А.А., Харьковский С.В., Цховребов М.М., Эзрохи Ю.А. Система охлаждения последней ступени осевой турбины низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя. Патент №115011 (Гос. регистрация 20.04.12).

Связь с автором: kharkovski@ciam.ru

ИНФОРМАЦИЯ

ДВИГАТЕЛЬ-ДЕМОНСТРАТОР ТЕХНОЛОГИЙ ПД-14 СДАЛ ПЕРВЫЙ ЭКЗАМЕН

В начале сентября специалисты пермского конструкторского бюро "Авиадвигатель" успешно завершили испытания двигателя-демонстратора технологий - прообраза базового ПД-14, создаваемого для самолетов семейства МС-21. Запланированная программа испытаний выполнена в полном объеме.

За последние четверть века стало ощутимо отставание российского авиационного двигателестроения в освоении передовых технологий проектирования, новых методов конструирования авиационных двигателей, создании новых материалов и разработке технологий изготовления их деталей и узлов.

В рамках реализации Федеральной целевой программы "Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2010 годы и на период до 2015 года" ОАО "Авиадвигатель" как главному разработчику перспективного семейства двигателей необходимо в сжатые сроки ликвидировать это отставание и выполнить работу по созданию отечественного двигателя для ближне-среднемагистральных самолетов МС-21.

Созданию двигателя-демонстратора технологий предшествовали следующие подготовительные этапы:

- разработка конструкторской и технологической документации;
- подготовка производства, испытательных стендов и лабораторий;
- проведение многочисленных испытаний и предварительная доводка каждого узла двигателя в отдельности;
- сборка и испытание газогенератора - сердца авиационного двигателя.

Все перечисленные работы были завершены в срок благодаря широкой кооперации двигателестроительных предприятий России, точному расчету возможностей производства, жесткому контролю выполнения и оперативной реакции на непредвиденные обстоятельства. Принимая во внимание чрезвычайную сложность поставленной задачи и масштаб проекта, впервые в истории отечественного двигателестроения к работе были привлечены практически все двигателестроительные предприятия России и отраслевые институты.

Специалисты "Авиадвигателя" постоянно контролировали изготовление деталей и узлов, выезжая на предприятия кооперации, проводили регулярные совещания с ними в режиме видео-конференц-связи, решали проблемные вопросы производства и приемки изделий в режиме online. Каждый из участников кооперации обладает устойчивыми технологиями изготовления и контроля деталей, своим составом технологического оборудования, организационной и нормативной документацией. Все это потребовало от специалистов КБ больших усилий для интеграции и синхронизации технологий и стандартов производства.

Параллельно с изготовлением двигателя реконструированы и переоснащены открытый и закрытый испытательные стенды. Испытания нового двигателя прошли в соответствии с действующими требованиями, с применением самых современных измерительных и регистрирующих систем, позволяющих контролировать ход проведения испытаний в режиме реального времени как в кабине наблюдения, так и дистанционно, на

рабочих местах инженеров-испытателей.

Конструкция перспективного двигателя совершенно новая, она значительно отличается от предыдущих разработок пермского КБ. Поэтому потребовалась совершенно иная, уникальная технология сборки двигателя. Дополнительные трудности в сборочный процесс вносило наличие огромного количества препарирования: всего было установлено около 2000 специальных замеров. Тем не менее, несмотря на все трудности, двигатель был собран в установленные сроки и успешно прошел испытания. Подтверждена работоспособность деталей и узлов, в том числе изготовленных с применением "критических технологий" ("пустотелая" титановая рабочая лопатка вентилятора, лопатки турбины из монокристаллических суперсплавов и интерметаллидов, моноколеса компрессора и др.). Параметры двигателя соответствуют математической модели. **П**

