

УДК 621.452.3

СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДОЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

И.Р. ГАРИПОВ¹, Д.А. АХМЕДЗЯНОВ²

¹garipovir@yahoo.com, ²ahmedzyanov.da@ugatu.su

^{1,2} ФГБОУ ВО “Уфимский университет науки и технологий”, Уфа

Поступила в редакцию 04.12.2023

Аннотация. В работе представлен обзор систем, обеспечивающих оптимальный температурный режим силовых установок (СУ) летательных аппаратов (ЛА). Проведен анализ основных тенденций, связанных с терморегулированием компонентов СУ дозвуковых ЛА, рассмотрены источники тепла, промежуточные и конечные теплоприемники. Источники тепла разделены на характерные для турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) высокой степени двухконтурности, для гибридных и для электрических СУ, рассмотрен ряд концепций, связанных с внедрением новых технологий.

Ключевые слова: авиационный двигатель (АД); газотурбинный двигатель (ГТД); турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД), гибридная силовая установка (ГСУ), электрическая силовая установка (ЭСУ), электрическая машина (ЭМ); высокотемпературные сверхпроводники (ВТСП); системы охлаждения, терморегулирование, рекуперация тепла.

ВВЕДЕНИЕ

Вопросы удаления тепловых нагрузок от СУ ЛА является актуальной задачей. Это связано с тем, что тепловые нагрузки могут оказывать существенное влияние на летно-технические характеристики и надежность самолета. В прошлом для самолетов с дозвуковыми скоростями полета, на которых в качестве охлаждающей среды и в качестве конечного теплоприемника мог использоваться воздух, данный вопрос решался просто – за счет сброса отработанного тепла в атмосферу. Проблема удаления тепловых нагрузок рассматривалась скорее в контексте ЛА со сверхзвуковой скоростью полета, подвергающихся значительному аэродинамическому нагреву. Однако в настоящее время в связи со значительным ростом тепловых нагрузок, присутствующих на ЛА, обеспечение требуемого температурного режима (терморегулирования) становится важным и для СУ дозвуковой авиации. Так оценка прироста уровня потерь [1] предполагает, что для СУ перспективных ЛА потребуется мощность системы охлаждения на уровне нескольких мегаватт, а не киловатт энергии, как для существующих.

ОСНОВНЫЕ ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Рассмотрим гистограмму, иллюстрирующую тепловыделение в отдельных компонентах ЛА (рис. 1). Видно, что тенденция к росту тепловыделения на борту сверхзвуковых самолетов связана в первую очередь с развитием мощности СУ и повышением энергопотребления в новых системах авионики и жизнеобеспечения. Это неминуемо ведет к повышению требований к мощности системы охлаждения. При этом наиболее распространенным теплоносителем, в сверхзвуковых ЛА остаётся топливо, и поэтому в большинстве случаев максимальная мощность системы охлаждения ограничивается максимальной допустимой температурой топлива, а не его запасом [2-4].

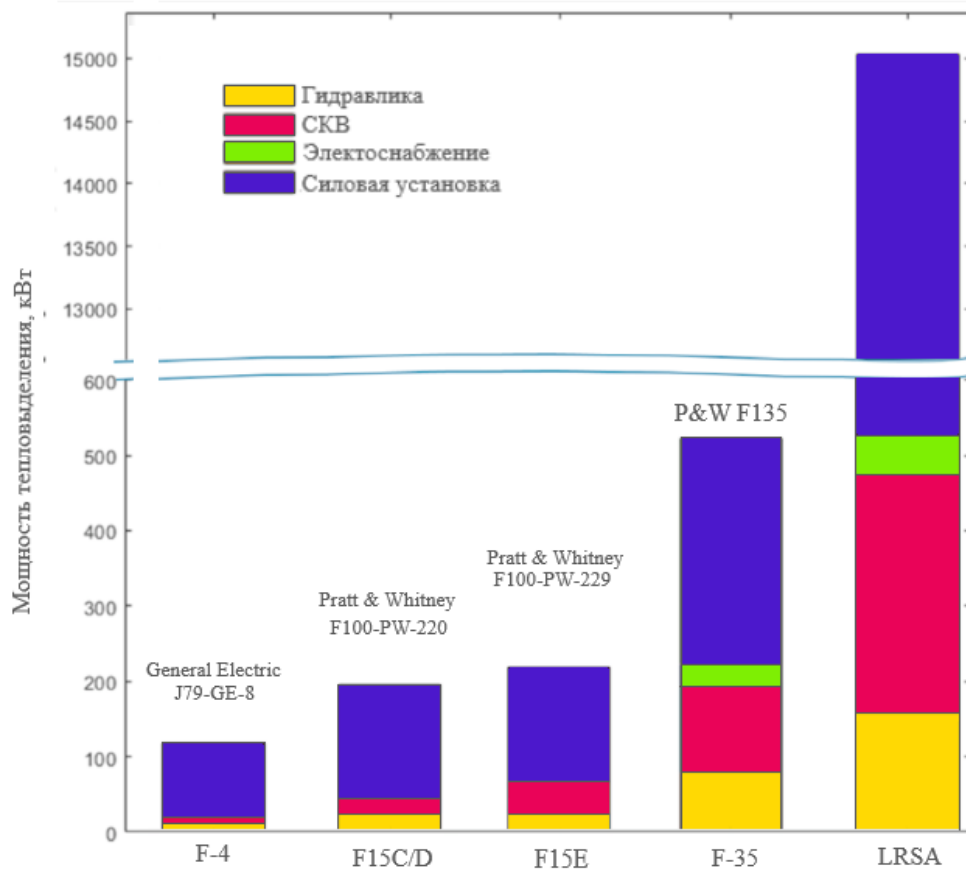


Рис. 1. Увеличение тепловых нагрузок на борт тактической авиации (по данным, представленным в [5]), где СКВ – система кондиционирования воздуха

Аналогичную тенденцию можно наблюдать и в гражданской авиации (ГА). Существует несколько передовых технологий, разработанных для использования в АД, в их числе:

- Винто-вентиляторные двигатели. За счет развитой трансмиссии и конструкции с незакопированным вентилятором в двигателях подобного рода обеспечиваются повышенная топливная экономичность и снижение шума [6]. В рамках данной концепции разрабатываются двигатели с противоположным вращением вентиляторов [7]. В двигателях подобного рода рост тепловых нагрузок связан с развитием трансмиссии. В данном обзоре системы терморегулирования для данного класса двигателей рассматриваются в контексте турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) со сверхвысокой степенью двухконтурности.

- ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности. В двигателях данного класса за счет большей степени двухконтурности обеспечивается снижение удельного расхода топлива, в сравнении с ТРДД традиционной конструкции [8]. Существующее ограничение, требующее увязки параметров вентилятора с турбиной низкого давления, ведет к потребности в разработке редуктора высокого класса мощности. Вследствие обозначенного роста степени двухконтурности при заданных габаритах уменьшается размер газогенератора. В результате в двигателе подобного класса присутствует повышенный уровень тепловыделений в трансмиссии и газогенераторе.

- Высокотемпературные композиционные материалы и аддитивное производство. Композитные материалы широко применяются в зарубежных двигателях для изготовления корпусных элементов. В совокупности с внедрением методов аддитивного производства обеспечивается производство сложных компонентов двигателя, таких как фронтное устройство камеры сгорания [9]. Отдельно, нужно отметить, что в настоящее время сертифицируются двигатели

с рабочими лопатками турбины высокого давления, которые выполнены из высокотемпературных композиционных материалов с матрицей типа SiC и способны работать при повышенных температурах [10]. Особенностью композиционных материалов является их низкая теплопроводность. Внедрение их в конструкции силовых элементов ведет к ограничению применения заборного воздуха в качестве конечного теплоприемника.

- Электрифицированные силовые установки (ГСУ и ЭСУ). Концепция более электрической СУ предполагает более тесную интеграцию электрических систем с последующей заменой гидравлической, пневматической и механической систем. В рамках данной концепции электромеханические преобразователи энергии обеспечивают электроснабжение системы управления и контроля, противообледенительной системы и др. [11]. Развитием данной концепции является разработка ГСУ и ЭСУ, в которых двигатели традиционной конструкции сочетаются с электромеханическими приводами, что обеспечивает возможность снижения расхода топлива и выбросов токсичных веществ.

Описанные выше технологии могут значительно повысить эффективность, производительность и надежность АД и сыграть решающую роль в развитии гражданской авиации. Тем не менее для большинства из описанных выше технологий потребуются разработка системы охлаждения [12]. Внедрение дополнительных подсистем для компенсации возникающих тепловых нагрузок может свести на нет экономию энергии, обеспечиваемую за счет применения перспективных технологий (ГСУ, ТРДД с высокой степенью двухконтурности), как из-за увеличения потребляемой мощности, так и из-за введения дополнительного лобового сопротивления и массы. Поэтому важным этапом при проектировании подсистемы терморегулирования является оптимизация параметров на уровне главной системы.

ИСТОЧНИКИ ТЕПЛОВЫХ НАГРУЗОК

Рассмотрим источники тепла как для двигателей традиционных схем, так и для перспективных двигателей, к которым относятся тепловые потери в тепловых машинах, механической трансмиссии, электрических системах, а также в компонентах электрической трансмиссии в ЛА с электроприводом.

1. Источники тепловых нагрузок ТРДД

ТРДД высокой степени двухконтурности является наиболее распространенным типом тепловых двигателей, используемых в качестве силовых установок рассматриваемого класса ЛА. [13]. За последние 50 лет удельная мощность «горячей» зоны возросла в пять раз по сравнению с ранними двигателями. Это улучшение стало результатом все более высоких значений температуры газов на входе в турбину. Термический коэффициент полезного действия (КПД) современных двигателей, находящихся в эксплуатации, составляет примерно 45%, исходя из полнотропного коэффициент полезного действия 88% в крейсерских условиях. В ТРДД присутствует несколько источников тепловых нагрузок:

- Потери возникающие в процессе сжатия. Повод энергии в процессе сжатия происходит не в идеальных условиях и сопряжен с выделением тепла.
- Потери на трение в трансмиссии. Вращение валов в ТРДД сопряжено с возникновением тепловыделения в опорах двигателя.
- Потери в процессе горения. Химическая энергия топлива лишь частично преобразуется в механическую энергию на валу турбины, основная ее часть отводится вместе с выхлопными газами.
- Реактивная струя. Рабочее тело, образующееся при сгорании, выбрасывается из двигателя в виде выхлопных газов, что вызывает тепловую нагрузку на выходное устройство и планер.
- Тепловыделения во вспомогательных системах. Масляная, топливная и пневматическая системы производят вторичные тепловые нагрузки.

2. Источники тепловых нагрузок электрифицированных силовых установок (ГСУ и ЭСУ)

Несмотря на то, что в сравнении с традиционными двигателями ГСУ и ЭСУ потенциально обеспечивают больший КПД, в них присутствует отдельный тип тепловых нагрузок, связанный с процессами, протекающими в электрических комплексах. Прогресс в развитии силовой электроники позволил создавать электромеханические преобразователи с высокими электромагнитными нагрузками, что в свою очередь привело к росту объёмных тепловыделений в активных частях ЭМ [14].

Совершенствование КПД компонентов электрической трансмиссии представляет интерес, поскольку это уменьшает тепловыделение в активных частях электромеханических преобразователей энергии. В данном направлении проводится большое количество работ как для электрических машин [15], так и для силовой электроники [16]. Повышение КПД электрических машин представляет обширную область знаний, сопряжённую с многодисциплинарными расчётами. Применение электромеханических преобразователей с обмоткой из ВТСП является одним из способов повышения эффективности электрической трансмиссии [17]. Внедрение сверхпроводников в конструкцию ЭМ позволяет обеспечить КПД преобразования порядка 99%, однако потребность в криогенном уровне температур ведёт к некоторому снижению данного значения.

В электрифицированных силовых установках выделяют следующие источники тепла:

- Потери в процессе горения. До 70% процентов энергии, вырабатываемой в двигателе внутреннего сгорания или газотурбинном двигателе, теряется в процессе преобразования химической энергии топлива в механическую на валу турбины генератора.
- Потери в электродвигателях. Процесс преобразования электрической энергии в механическую на валу сопряжен с потерями в активных частях электрической машины и механическими потерями в опорах.
- Потери в силовой электронике. В электрифицированных силовых установках для коммутации генератора и двигателя или батареи и двигателя используются инверторы и силовые преобразователи.
- Потери в аккумуляторных батареях. Аккумуляторы в электрифицированных силовых установках вырабатывают тепло за счет преобразования энергии и химических реакций.

СПОСОБЫ ОТВОДА ТЕПЛОВЫХ НАГРУЗОК

В большинстве случаев в качестве конечных теплоприемников используется окружающая среда или топливо. При этом тепло от элементов конструкции может удаляться посредством промежуточных теплоносителей, в роли которых выступают воздух, масло, топливо и т.д. К наиболее распространенным способам теплоотдачи можно отнести следующие:

- Естественная конвекцией. Конвекционное охлаждение подразумевает использование воздуха или других газов для охлаждения компонентов двигателя. Горячие компоненты двигателя подвергаются воздействию воздуха или других газов, которые поглощают избыточное тепло и отводят его от двигателя.
- Принудительное воздушное охлаждение. При данном типе охлаждения поток хладагента для подачи к горячим компонентам двигателя создается искусственно за счет использования вентиляторов или набегающего воздуха.
- Жидкостное охлаждение. Зачастую в качестве жидкости используется масло, выступающее в роли промежуточного теплоносителя между элементами конструкции двигателя и конечным теплоприемником.
- Испарительное охлаждение включает использование жидкости, такой как вода, для поглощения тепла от компонентов двигателя, а затем испарение жидкости для отвода тепла от двигателя.

Эти методы можно использовать по отдельности или в комбинации для управления тепловыми нагрузками авиационных двигателей. Конкретный метод или комбинация используемых методов зависит от таких факторов, как тип двигателя, его размер и условия работы. Конечной

целью является поддержание температуры компонентов двигателя в безопасном рабочем диапазоне.

1. Газотурбинный двигатель

В газотурбинных двигателях химическая энергия топлива частично преобразуется в механическую энергию на валу двигателя, а другая отводится вместе с выхлопными газами. До 30% избыточной тепловой энергии поглощается элементами конструкции двигателя [18]. Точная оценка теплопоглощения в отдельных компонентах двигателя требует уточненных данных о материалах, конструкции, а также коэффициентах теплоотдачи на поверхностях, омываемых рабочим телом. Тем не менее зачастую для предварительных расчетов используется одномерная постановка задачи [19].

Расчеты подобного рода выполняются для компрессора низкого давления (КНД), компрессора высокого давления (КВД), камеры сгорания (КС), турбины высокого давления (ТВД) и турбины низкого давления (ТНД). Расчетно-экспериментальное исследование двигателя *Rolls-Royce RB-153* показало, что максимальные тепловые потоки приходятся на КС, КВД и ТВД [20]. Коэффициенты теплоотдачи, определенные в результате расчета, представлены в таблице.

Таблица

Коэффициенты теплоотдачи в элементах конструкции ГТД

Узел	КНД	КВД	КС	ТВД	ТНД
Коэффициент теплоотдачи, Вт/м ²	1050	3350	3150	3150	850

При этом в настоящее время предложено множество подходов к обеспечению оптимального температурного режима двигателя: охлаждение мотогондол заборным воздухом, охлаждение компонентов двигателя отбираемым воздухом, охлаждение подсистем двигателя маслом или топливом. В результате область с максимальной температурой в корпусных элементах двигателя может смещаться относительно охлаждаемых КС и ТВД в сторону неохлаждаемой ТНД. Так, в ходе экспериментального исследования теплового состояния наружного корпуса газотурбинного привода выявлено, что максимальная температура наблюдается в районе фланцевых соединений ТВД и ТНД; данный факт обуславливается тем, что корпус ТВД охлаждается отбираемым воздухом [21].

Часть отработанного тепла двигателя отводится от конструкции в окружающий воздух за счет создания условий для вынужденной конвекции [22]. Охлаждающий воздух отбирается от окружающей среды через каналы, расположенные в мотогондоле, или через отводы воздуха от КВД или КНД. Затем он проходит через моторный отсек, охлаждая детали статора и ротора ГТД. Для ТРДД дозвуковых самолетов, вследствие тенденции к росту степени двухконтурности и степени повышения давления в КВД, удаление тепловых нагрузок от деталей ГТД осложняется тем, что в связи с описанными ранее тенденциями давление за вентилятором снижается, а температура за КВД растет.

Широко распространенным теплоносителем для удаления тепловых нагрузок является использование масла, предназначенного для охлаждения и смазки механической трансмиссии. Во время работы двигателя масло отводит тепло от корпусных элементов двигателя, а также от подшипников, коробки приводов агрегатов, насосов и электрогенераторов. Сброс тепла осуществляется в топливо посредством топливо-масляного или воздушно-масляного теплообменников. В топливо-масляном теплообменнике используют топливо, поступающее в камеру сгорания. Предварительный подогрев топлива обеспечивает термический КПД, тем самым увеличивая экономичность двигателя. Однако температура, до которой нагревается топливо, необходимо ограничивать для предотвращения коксования.

В некоторых самолетах топливо, прошедшее через топливо-масляный теплообменник, поступает обратно в бак. Использование топлива в качестве промежуточного теплоносителя по большинству параметров является наиболее эффективным способом охлаждения. К примеру, система FADEC (электронно-цифровая система управления двигателем с полной ответственностью) в ТРДДФ размещается на наружной поверхности корпуса второго контура и охлаждается топливом (рис. 2).

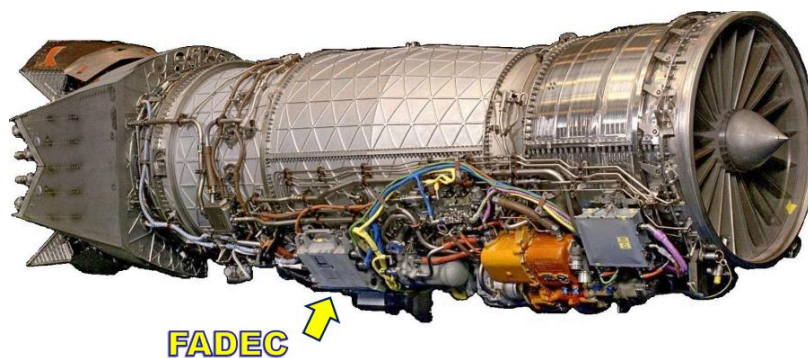


Рис. 2. Расположение электронных компонентов в ТРДДФ

Данное решение обеспечивает увеличение массового расхода топлива, используемого в качестве хладагента. Метод подобного рода применяется в случаях, когда тепловые нагрузки достаточно велики, а их удаление с помощью расхода топлива, поступающего в КС, невозможно. В ТРДД для охлаждения масла может применяться воздух. Во всех описанных подходах по реализации отвода тепла от масла система терморегулирования двигателя должна обеспечивать работоспособность в диапазоне температур топлива от $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $140\text{ }^{\circ}\text{C}$ [23].

Использование топлива в качестве теплоприемника ограничивается не максимальным запасом горючего, а максимальной температурой топлива в конце полета, так как в случае нарушения эксплуатационных пределов дальнейшее использование топлива в качестве конечного теплоносителя невозможно. В результате общая продолжительность полета сокращается. В ряде источников отмечается, что в отдельных случаях данный вопрос может стоять более остро [24, 25].

2. ЭСУ и ГСУ

Удаление тепловых нагрузок является актуальной задачей для ГСУ и ЭСУ. Исследователи Aerospace Technology Institute выделяют разработку систем терморегулирования с низкой удельной массой как отдельное приоритетное направление работ [26]. Особое внимание к системам терморегулирования электромеханических комплексов обусловлено тем, что максимальная допустимая температура в них, в основном ограничивается $300\text{ }^{\circ}\text{C}$, в то время как температура элементов газотурбинного двигателя находящихся в непосредственном контакте с продуктами сгорания превышает $1000\text{ }^{\circ}\text{C}$. При этом особенности рабочего процесса ЭМ не предполагают наличия потока рабочего тела, способного отводить возникающие тепловые нагрузки. Особенно остро данная проблема стоит для электромеханических преобразователей с криогенным охлаждением [27]. В электромеханических преобразователях высокой мощности, использующих криогенное охлаждение, отвод тепла требуется осуществлять при уровне температур, который существенно меньше температуры окружающей среды. В результате для отведения такого тепла в окружающую среду потребуется отбор дополнительной мощности, а также повышенные расходы хладагента.

Особенности организации рабочего процесса в электрифицированных и гибридных ЛА, очевидно, приведут к снижению запаса топлива на борту ЛА. В результате возникнет потребность в использовании набегающего потока воздуха в качестве теплоотвода. Для большинства проектов ЛА с ГСУ или ЭСУ предполагается использование криогенных топлив. Обеспечение

криогенного уровня температур для хранения топлива и последующего охлаждения элементов СУ приведет к дополнительным нагрузкам на систему терморегулирования. Исследователями рассматривается применение в качестве хладагента азота, метан (сжиженный природный газ) или водорода для реализации разомкнутых циклов охлаждения, а также криорефрижераторов, работающих по циклу Брайтона или Стирлинга [28], для замкнутых систем охлаждения. Проблемы создания полностью сверхпроводящих электрических машин связаны с массой системы удаления тепловых нагрузок, а также с дополнительными тепловыделениями, возникающими при протекании вихревых токов.

3. Перспективные методы терморегулирования

Отдельный интерес представляют исследования, связанные с совершенствованием систем удаления тепловых нагрузок за счет применения теплоаккумулирующих и рекуперативных устройств. Рассматриваются подходы по использованию термодинамических циклов, материалов с фазовым переходом, термоэлектрических и термоакустических устройств в системах терморегулирования электромеханических преобразователей.

- Термодинамические циклы используются для преобразования тепловой энергии в механическую или электрическую энергию [29]. Наиболее распространенными термодинамическими циклами, используемыми для преобразования энергии, являются цикл Ренкина, цикл Брайтона и цикл Карно. Цикл Ренкина широко используется в стационарных установках для преобразования избыточной тепловой энергии в механическую энергию, которая используется для привода турбины. Цикл состоит из четырех процессов: нагрев рабочего тела, расширение в турбине, охлаждение, а затем откачка конденсата обратно к источнику тепла для повторного запуска цикла.

- Материалы с фазовым переходом [30]. Наиболее распространенным использованием фазового перехода является применение испарительной системы охлаждения. Перспектива применения материалов с фазовым переходом заключается в том, что избыточное тепло, выделяемое в двигателе, запасается до востребования. К примеру, тепло, накопленное на взлетном режиме, впоследствии может быть использовано в противообледенительной системе. Существует несколько патентов на использование материалов с фазовым переходом для ЛА [31, 32].

- Термоэлектрические устройства [33]. Принцип действия устройств подобного рода основывается на эффекте возникновения термоэлектродвижущей силы в цепи из разнородных полупроводниковых материалов. Обзор применения термоэлектрических устройств в авиации представлен в источнике [34]. Основная проблема применения заключается в низкой удельной мощности устройств подобного рода – порядка 0,05 кВт/кг при требуемых 0,5 кВт/кг. Однако прогресс в развитии термоэлектрических материалов, а также тесная интеграция с системами двигателя [36] позволяют говорить о целесообразности применения термоэлектрических устройств в силовых установках.

- Термоакустические устройства. Принцип работы этого устройства основан на преобразовании тепловой энергии в звуковую волну, которую впоследствии возможно конвертировать в электрическую энергию. Эти устройства состоят из резонатора, теплообменника и пакета термоэлектрических материалов. В теплообменник подается тепло, в результате чего возникает разница давлений между горячей и холодной сторонами. Эта разница давлений создает стоячую волну в резонаторе, которая создает звук. Затем звуковая волна преобразуется обратно в электрическую энергию с помощью термоэлектрических материалов. Концепция применения термоакустических устройств на борту самолета представлена в источнике [36].

СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ЭЛЕКТРИФИЦИРОВАННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

В разделе рассмотрены основные подходы, используемые при создании систем терморегулирования в ГСУ и ЭСУ перспективных дозвуковых ЛА.

1. Воздушные системы охлаждения

Подробное обсуждение проблем, связанных с электрификацией СУ ЛА представлены в [37, 38]. Можно выделить следующие проекты, связанные с ГСУ и ЭСУ:

ECO-150R – это концептуальный проект 150-местного турбоэлектрического самолета с распределенной СУ, разрабатываемого ESAero и Wright Electric (рис. 3-а). По оценкам, представленным в источнике [39], максимальная мощность тепловыделения от электрифицированной СУ ЛА составит около 1491 кВт. Для отвода этого уровня нагрузок была предложена система терморегулирования (рис. 3-б). Система удаления тепловых нагрузок представляет собой замкнутую систему жидкостного охлаждения. Жидкость, циркулирующая в системе, отводит тепло активных элементов электрических машин, выступая в роли промежуточного теплоносителя.

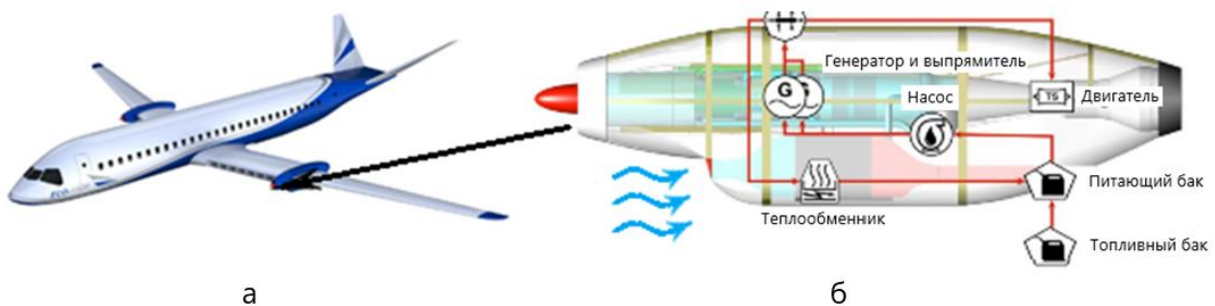


Рис. 3. Система охлаждения, интегрированная в планер ESAero

Сброс тепла осуществляется в поток набегающего воздуха посредством теплообменника, интегрированного в планер. Основные геометрические характеристики канала для отбора бортового воздуха и жидкостно-воздушного теплообменника представлены на рисунке 4.

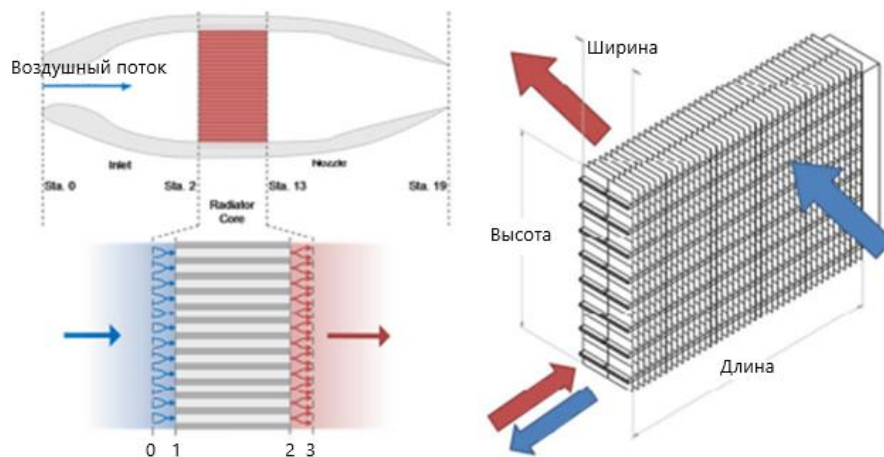


Рис. 4. Форма канала для размещения топливо-воздушного теплообменника ESAero

В работе [40] представлены исследования систем терморегулирования для ГСУ параллельной схемы. Основным элементом СУ является ТРДД с редукторным приводом вентилятора. В ходе проведенных исследований было определено, что максимальная тепловая нагрузка, приходящаяся на систему терморегулирования, как для гибридного ТРДД, так и для ТРДД классической схемы соответствует взлетному режиму (рис. 5).



Рис. 5. Зависимость максимальной температуры от режима работы двигателя

Максимальная температура аккумуляторных батарей составляла $60\text{ }^{\circ}\text{C}$, а начальная температура топлива – $50\text{ }^{\circ}\text{C}$. Поэтому в качестве теплоносителя в системе охлаждения электрических машин применялась 50% смесь дистиллированной воды и этиленгликоля. Сброс тепла осуществлялся в окружающий воздух. В результате исследований было установлено, что предложенная концепция ГСУ с учетом системы терморегулирования не обеспечивала значительного преимущества в сравнении с ТРДД классической схемы. Данный результат был связан с ростом аэродинамического сопротивления планера, а также с тем, что затраты энергии для системы терморегулирования приводили к росту расхода топлива на 3–4% за полетный цикл, в то время как применение гибридной схемы снижало расход топлива на 4–7%. В ходе дальнейших исследований [41] удалось обеспечить кратное снижение массы теплообменника, в результате чего система терморегулирования ухудшала расход топлива менее чем на 1%.

В работе [42] разработана система имитационного моделирования гибридных и электрических самолетов GT-Heat. Система включает в себя модуль для расчета системы терморегулирования, увязанный с программным комплексом для расчета газотурбинных двигателей. Для каждого из компонентов системы охлаждения предусмотрен отдельный теплообменник, осуществляющий сброс тепла в окружающую среду. Электромеханический преобразователь и трансмиссия охлаждаются единым масляным контуром, а инвертор – контуром с циркулирующим этиленгликолем. Удаление избыточных тепловых нагрузок, возникающих в батарее, осуществляется потоком набегающего воздуха, регулирование осуществляется с помощью контроля площади поперечного сечения отсека (рис. 6). Потребность в разработке отдельной системы охлаждения для аккумуляторных батарей обусловлена тем, что они имеют минимальный допустимый уровень температур.

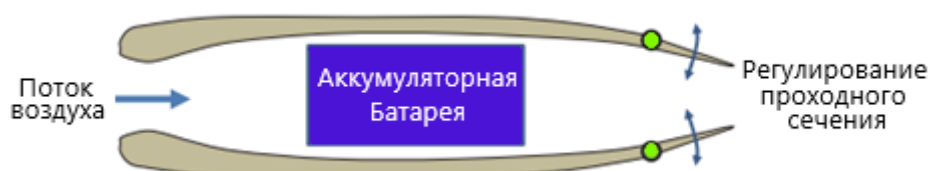


Рис. 6. Схема охлаждения блока аккумуляторных батарей

В работе [43] проводится анализ проблемы утилизации тепла от ГСУ с планируемым вводом в эксплуатацию в 2030 году. Разработка системы утилизации тепла описана в источнике [44]. Отработанное тепло двигателя и инвертора передается промежуточному теплоносителю – силиконовому маслу и сбрасывается в воздушный поток, создаваемый вентилятором. Максимальная температура масла составляет $55\text{ }^{\circ}\text{C}$. Для управления пиковыми тепловыми нагрузками, возникающими на взлетном режиме, авторами предложено два подхода:

- использование дополнительного контура охлаждения, который задействуется на теплонагруженных режимах;
- использование в качестве промежуточного теплоносителя материала с фазовым переходом.

В ходе проведенной оценки выявлено, что применение в качестве промежуточного теплоносителя жидкости с фазовым переходом является наиболее эффективным решением. При этом, как и в исследовании United Technology, дополнительный расход топлива, связанный с дополнительной массой и затратами мощности в системе терморегулирования, не превышал 1%.

В источнике [45] рассмотрены системы терморегулирования для трех ГСУ (рис. 7): *STARC-ABL* (узкофюзеляжный самолет с турбоэлектрической СУ), *PEGASUS* (региональный авиалайнер с ГСУ, выполненной по параллельной схеме) и ЛА вертикального взлета и посадки с ГСУ.



Рис. 7. Перспективные ЛА (слева направо: *STARC-ABL*, *PEGASUS*, СВВП)

Для каждого из представленных на рисунке 7 самолетов были рассмотрены технологии с различным уровнем готовности. Во всех системах охлаждения в качестве промежуточного теплоносителя применялась жидкость, а в качестве конечного теплоприемника – воздух.

Применение передовых решений в области электромеханики и силовой электроники позволяет снизить массу системы удаления тепловых нагрузок. Увеличение КПД электромеханического генератора на 1,5%, а двигателя – на 2,5% вместе с использованием шины переменного тока приводит к снижению массы системы терморегулирования на 50%. Удельная масса системы терморегулирования, оцененная по холодопроизводительности, для систем городской аэромобильности ниже, чем для ЛА с фиксированным крылом. Данный факт обуславливается тем, что конструкция ЛА с вертикальным взлетом и посадкой более чувствительна к массе системы удаления тепловых нагрузок, чем к потребляемой мощности. При фиксированной температуре потока теплоносителя существует линейная зависимость между отводимой тепловой нагрузкой и массой системы, потребляемой мощностью и увеличением лобового сопротивления.



Рис. 8. Система рекуперации тепловой энергии СУ

Проблема оптимизации температурного режима ЛА за счет перераспределения тепловых потоков рассмотрена в источнике [46]. В ходе исследований изучались технологии, обеспечив

ающие перенос избыточного тепла СУ, такие как тепловые трубки, теплообменники, интегрированные в проточную часть ТРДД, и системы терморегулирования трансмиссии. Разработанная система рекуперации тепла силовой установки на базе ТРДД представлена на рисунке 8:

- Тепло извлекается из отработанных газов ТРДД с помощью встроенных теплообменников с керамическим покрытием SiC.
- Полученное тепло используется для генерации акустических волн в термоакустической тепловой трубе.
- Акустические волны обеспечивают теплообмен между горячим теплообменником, расположенным в проточном тракте ТРДД, и теплообменником системы охлаждения вспомогательного оборудования.
- Из системы терморегулирования вспомогательного оборудования тепло посредством тепловых трубок переносится к элементам ЛА, таким как противообледенительная система.

В работе [47] предложена конструкция синхронного электродвигателя на постоянных магнитах с внешним ротором. Для охлаждения этой электрической машины используется забортный воздух, как следствие в ней отсутствует развитая система терморегулирования. Реализованная концепция воздушного охлаждения обеспечивает плотность тока порядка 18 А/мм^2 и удельную мощность порядка 10 кВт/кг . На рисунке 9 показано, как охлаждающий воздух проходит через машину во время работы. Поток воздуха обеспечивается крыльчаткой, прикрепленной к ротору.

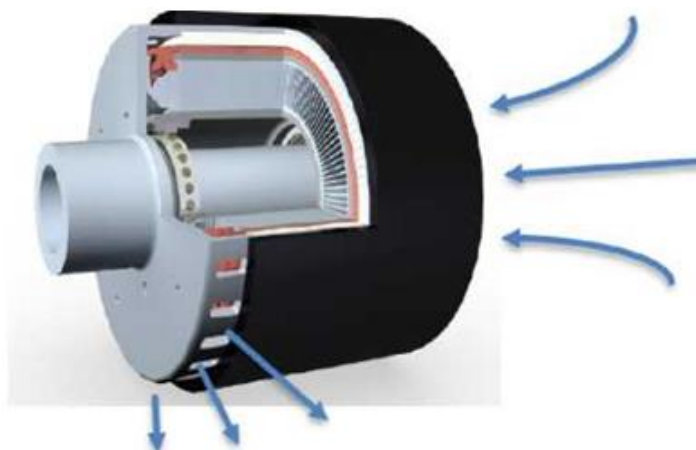


Рис. 9. Система охлаждения синхронного электродвигателя с внешним ротором

2. Криогенные системы охлаждения

Размеры и масштаб ГСУ значительно различаются. Большинство исследований данной концепции связаны с разработкой распределенной силовой установки на электротяге для ближнемагистральных и региональных самолетов [49]. Однако вследствие большого количества передаваемой энергии современные конструкции этих больших самолетов требуют сверхпроводящих линий передачи. Это серьезное ограничение привело к проведению целого ряда исследований, направленных на моделирование требований к системе охлаждения для подобной системы. Коммерчески доступные криорефрижераторы демонстрируют эффективность порядка 10–15% от эффективности Карно, что соответствует затратам мощности порядка 70 Вт для охлаждения 1 Вт потерь при уровне температур 30 К. Удельный вес криорефрижераторов в настоящее время составляет порядка 3 кг/кВт , при этом для обеспечения его работы также требуется наличие компрессора и вспомогательных устройств. Масса дополнительного оборудования может увеличивать показатель удельной массы в 5 раз. Тем не менее для ЛА с вводом в эксплуатацию в 2030–2035 годах необходимо, чтобы удельная масса системы криогенного охлаждения была менее 3 кг/кВт .

Криогенное охлаждение за счет непосредственного контакта ВСТП обмотки и холодной части криорефрижератора исследовалось в ходе разработки электрической СУ [50]. ЭМ предназначен для выработки 1,4 МВт мощности с КПД >98% и удельной мощностью 16 кВт/кг. Высокая эффективность обеспечивается за счет использования ротора со сверхпроводящими обмотками. Охлаждение сверхпроводящих обмоток осуществляется за счет использования криорефрижератора с импульсной трубкой, который интегрирован в конструкцию ротора ЭМ. Поперечное сечение высокоэффективного электромеханического привода мощностью 1,4 МВт представлено на рисунке 10. Мощность использованного криорефрижератора составляет 2,5 кВт (отображено зеленым), температура на холодном конце рефрижератора составляет 50 К. В качестве рабочего тела в криогенном рефрижераторе используется гелий. Акустические импульсы создаются внутри криоохладителя за счет поршня, приводимого в действие линейным электродвигателем.

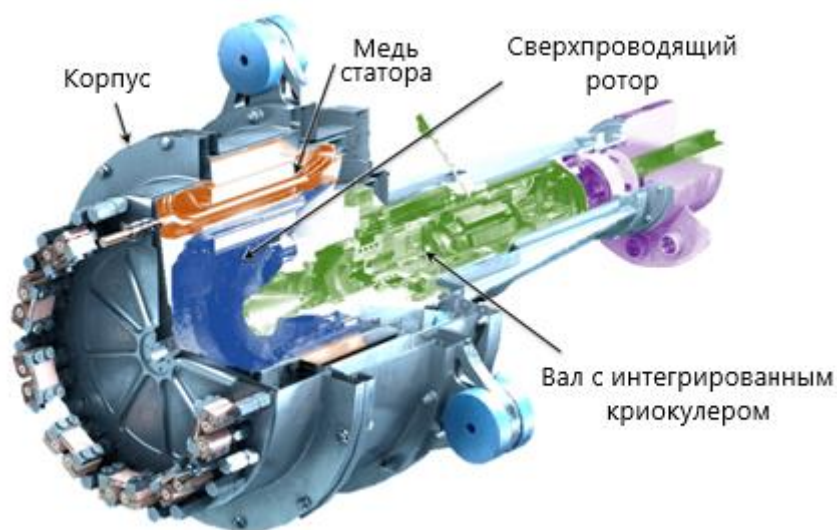


Рис. 10. Поперечное сечение высокоэффективного электромеханического привода

Полностью сверхпроводящая машина разрабатывалась в проекте *ASuMED* [51]. Для реализации предложенной концепции исследователи применили отдельные криостаты для ротора и статора. Это решение позволило выбрать оптимальную конструкцию как для статорной, так и для роторной обмоток. В качестве изоляции вакуумной полости от полости с хладагентом использовались феррофлюидные уплотнения. Роторный криостат обеспечивал отвод 150 Вт тепла от сверхпроводящих катушек. В качестве хладагента ротора использовался гелий при температуре 25 К и давлении 2 атм. Принципиальная схема криостата ротора представлена на рисунке 11. В качестве хладагента для статора ЭМ использовался жидкий водород. В ходе реализации проекта *ASuMED* было проведено исследование по интеграции систем криогенного охлаждения ЭМ с системами ЛА. Потребная мощность криорефрижератора составляла 1 кВт при температуре 25 К. В результате исследований компанией *Air Liquid* был разработан криорефрижератор массой 200 кг (без учета силовой электроники и рамы). В качестве стока для системы охлаждения использовался воздух.

СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ТРДД

Тяговая эффективность двигателя зависит от скорости выхлопной струи и в ТРДД может быть улучшена за счет увеличения коэффициента двухконтурности. Однако более высокие значения двухконтурности означают, что линейная скорость лопаток вентилятора может быть достаточно высокой в концевом сечении, что приведет к проблемам с возникновением сверхзвуковых ударных волн. Решением данной проблемы является применение ТРДД редукторной

схемы (рис. 12), данный подход позволяет обеспечить оптимальную частоту вращения как для компрессора низкого давления, так и для вентилятора.



Рис. 11. Схема криогенной системы охлаждения

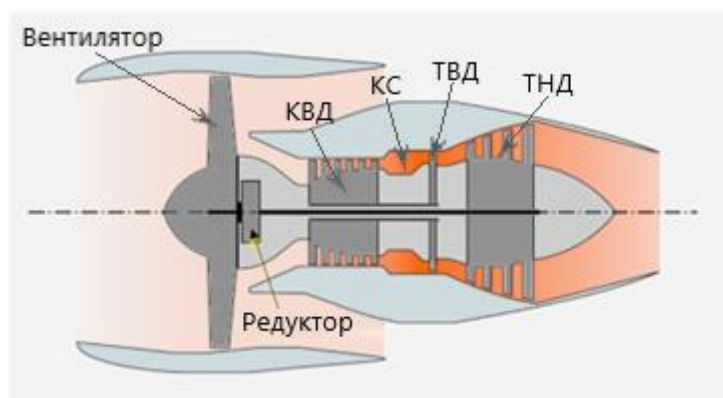


Рис. 12. Принципиальная схема ТРДД с редукторным приводом вентилятора

Применение ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности сопряжено с рядом проблем, связанных с обеспечением оптимального температурного режима. Можно выделить следующие причины, обуславливающие сложность внедрения ТРДД с редукторным приводом.

Потребность в отведении большого количества тепла. Исходя из известных термодинамических соотношений, известно, что при повышенной степени двухконтурности и ограниченном входном сечении двигателя требуется обеспечить рост суммарной степени повышения давления в двигателе, а также температуры на входе в турбину. При этом в редукторе мегатонного класса мощности будут выделяться дополнительные потери мощности (в сравнении с ТРДД безредукторной схемы). В качестве примера можно привести редуктор *RR UltraFan* [52]; при КПД в 99% и передаваемой мощности в 75 МВт потери энергии в редукторе составят 750 кВт. В отличие от ТРДД классической схемы отвод этого тепла с выхлопной струей осложнен, поэтому возникает потребность в разработке системы утилизации тепла.

Менее эффективное охлаждение газогенератора двигателя также является проблемой для ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности. Данная проблем обуславливается тем, что особенности рабочего процесса требуют снижать степень повышения давления вентиляторе,

что в свою очередь ведет к снижению эффективности охлаждения в наружном контуре двигателя.

Ограничения, связанные с температурой топлива и масла. Вследствие высоких тепловыделений в редукторе маслосистема потребует дополнительного охлаждения. В случае достижения предельной температуры масла потребуется увеличить его расход, это в свою очередь приведет не только к повышенным затратам энергии на перекачку топлива, но и к потребности увеличения мощности теплообменников. В совокупности с уменьшением расхода топлива, являющегося в настоящее время наиболее распространенным конечным теплоприемником, и увеличением массового расхода воздуха, проходящего через вентилятор, одной из основных тем современных исследований является разработка компактных воздухомасляных теплообменников.

В источнике [53] описан подход к созданию системы терморегулирования ТРДД *Rolls-Royce «UltraFan»*. Примером решения подобного рода является усовершенствованная система охлаждения турбины с воздухо-воздушным теплообменником. Иллюстрация работы системы охлаждения представлена на рисунке 13. Несколько теплообменников размещаются в пространстве между проточной частью газогенератора и второго контура. Воздух, отбираемый за компрессором высокого давления, протекая через теплообменник, охлаждается потоком воздуха из второго контура. Также в ходе работ была рассмотрена возможность охлаждения масла воздухом второго контура [54]. По оценке исследователей, подогрев воздуха во втором контуре оказывал положительное влияние на тяговые характеристики двигателя.



Рис. 13. Воздухо-воздушный теплообменник, интегрированный во внешний контур ТРДД

В ходе работ по разработке трансмиссии *UltraFan* особый акцент ставился на снижении потерь в трансмиссии за счет изменения параметров зубчатых колес. Также рассматривался вопрос о составе масла, используемого для смазки и охлаждения. Свойства масла варьировались для определения оптимального соотношения между антифрикционными свойствами и свойствами, характерными для теплоносителя. Также исследовались методы проектирования теплообменников. Особенностью разработанных методов явилась разработка базы данных для определения корреляции в разрабатываемых теплообменниках.

В течение реализации проекта *UHBR Thermals* [55] исследовались подходы к охлаждению масла в ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности. Частью задачи проекта *UHBR Thermals* было создание всеобъемлющей интегрированной системы динамического моделирования теплового управления самолетом. Эта структура, разработанная Крэнфилдским университетом в партнерстве с *Meggitt PLC*, была реализована в *Simulink* и позволила изучить влияние интегрированных систем терморегулирования на эксплуатационные характеристики самолета [55]. Разработанная система моделирования позволила провести множество исследований по управлению температурой. На рисунке 14 показаны температуры воздуха в каналах подачи топлива и перепускном канале в течение полетного цикла 150-местного узкофюзеляжного самолета.

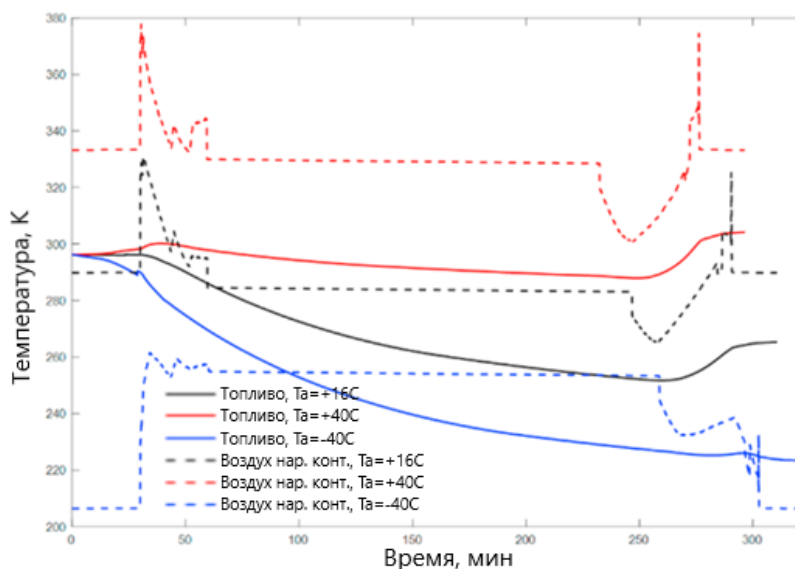


Рис. 14. Зависимость температуры воздуха в наружном(втором) контуре и масла от времени.

Избыточное тепло от компонентов трансмиссии, характерное для самолетов данного типа, представлено на рисунке 15. Видно, что тепловые нагрузки от редуктора являются максимальными, а наиболее нагруженным является взлетный режим, на котором тепловыделения составляют 275 кВт.

Исследование [56] направлено на оценку того, как различные конфигурации системы удаления тепловых нагрузок влияют на характеристики двигателя. Расчетная схема представлена на рисунке 16. В результате оценки установлено, что существует строгая зависимость между потерями давления во внешнем контуре и ростом удельного расхода топлива. Полученный результат подчеркнул важность того, что проточная часть ТРДД не должна быть загромождена массивными теплообменниками.

В источнике [57] проводилось параметрическое исследование, направленное на оценку преимуществ и недостатков рекуперации отработанного тепла в ТРДД высокой степени двухконтурности.

В результате было установлено, что тяга двигателя более чувствительна к коэффициенту двухконтурности, чем к потерям полного давления в контуре газогенератора. Удаление тепловой энергии из газогенератора с последующим подогревом во внешнем контуре обеспечивало снижение удельного расхода топлива двигателя.

Интерес представляет проект *TERA* [57], выполненный в рамках пятой программы авиационных исследований Германии. Оценка внедрения термоэлектрического генератора (ТЭГ) осуществлялась для системы самолета с вводом в эксплуатацию в 2035 году и двигателя со степенью двухконтурности $m = 18$. Термоэлектрическое устройство размещалось на наружном корпусе газогенератора, охлаждение осуществлялось воздухом второго контура (рисунок 17). Основным аспектом реализации предложенной концепции явилось добротность термоэлектрических материалов.

По результатам расчетно-аналитических исследований, для обеспечения безубыточной экономичности удельная мощность ТЭГ должна составлять 180 Вт. Снижение удельного расхода топлива на 0,05% обеспечивалось при удельной мощности ТЭГ порядка 270 Вт/кг. При учете подвода тепла от термоэлектрического генератора в наружный контур требуемая удельная мощность составляет 100 Вт/кг. Порядка 90% от тепла, проходившего через термоэлектрический генератор, поступало к рабочему телу во втором контуре. Для режимов крейсерского полета и набора высоты перенос тепла приводил к увеличению тягового КПД наружного

контура на 0,1%. Негативным эффектом от внедрения ТЭГ является увеличение расхода воздуха через газогенератор, обусловленное падением температуры. Оценка взлетного режима работы выявила снижение полетного КПД на 0,02%.

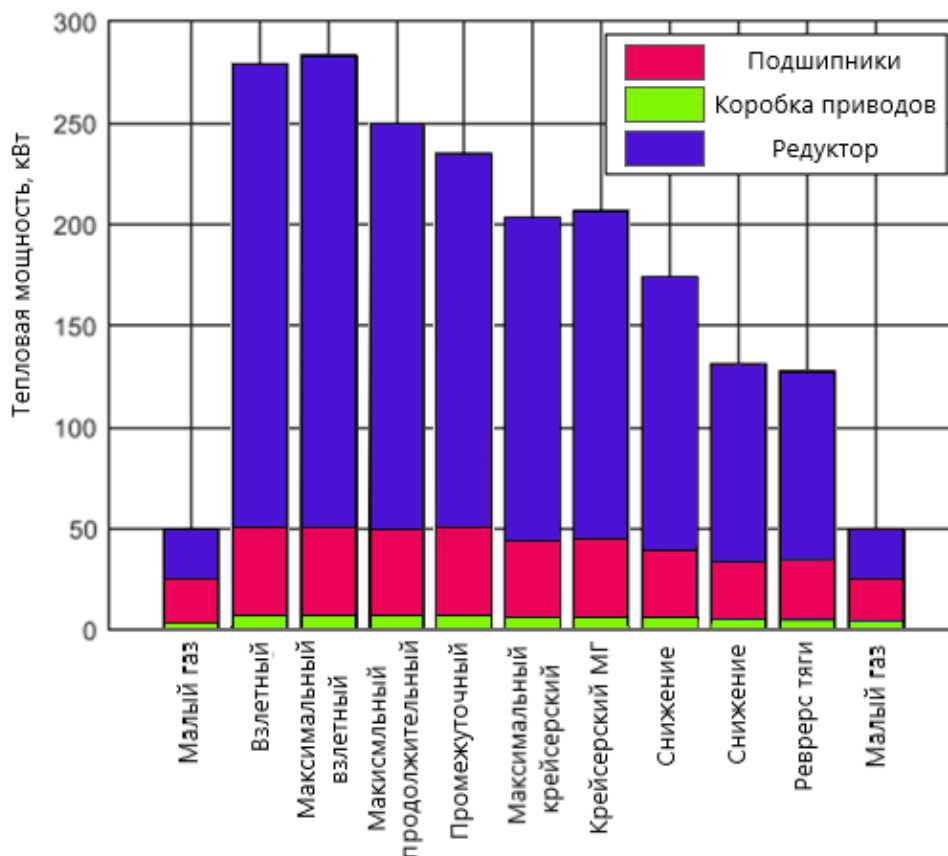


Рис. 15. Мощность, поглощаемая компонентами системы охлаждения на различных режимах ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности

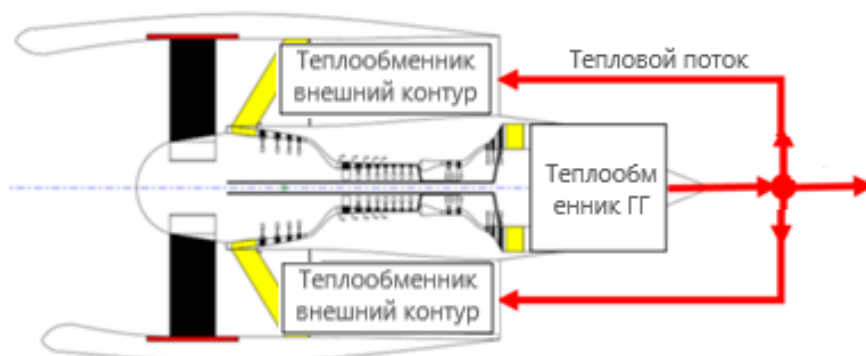


Рис. 16. Схема тепловых потоков в ТРДД

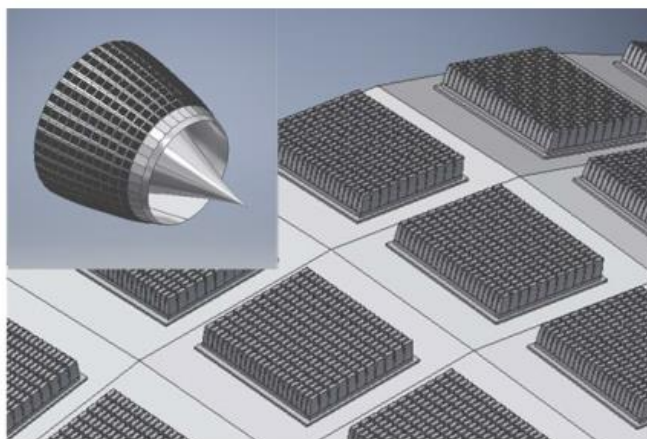


Рис. 17. Пример размещения радиаторов для термоэлектрических генераторов на поверхности сопла ТРДД

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящее время широкое внимание уделяется проблеме удаления тепловых нагрузок от СУ перспективных схем. Данный факт обуславливается тем, что нерациональный выбор системы охлаждения может нивелировать преимущества применения перспективных технологий (ГСУ и ЭСУ, ТРДД с высокой степенью двухконтурности) как из-за увеличения потребляемой мощности, так и из-за введения дополнительного лобового сопротивления и массы. Анализ основных источников тепловых нагрузок, а также методов их удаления показал, что наилучшим способом отвода избыточных тепловых нагрузок для СУ с продолжительным режимом максимальной нагрузки является отвод тепла в окружающую среду, а для СУ с пиковыми нагрузками наиболее целесообразным является применение жидкостного охлаждения. Применение криогенных систем охлаждения для электромеханических преобразователей является перспективным направлением, однако требует тщательного технико-экономического обоснования.

Таким образом, необходимы обширные расчетно-аналитические исследования для анализа тепловых нагрузок на различных режимах работы АД, а также разработка методов управления тепловыми потоками.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ahlers M. F. Aircraft thermal management //Encyclopedia of Aerospace Engineering. – 2010.
2. Sigthorsson D.O., Oppenheimer M.W., Doman D.B., Sigthorsson D., Oppenheimer M. W., Doman D. B. Aircraft thermal endurance optimization part I: Using a mixed dual tank topology and robust temperature regulation //AIAA Scitech 2019 Forum. – 2019. – P. 1662.
3. Doman D. B. Rapid mission planning for aircraft thermal management //AIAA guidance, navigation, and control conference. – 2015. – P. 1076.
4. Oppenheimer M. W., Sigthorsson D., Doman D. B. Control of fuel thermal management systems with transport delays //AIAA Scitech 2019 Forum. – 2019. – P. 1917.
5. Mahefkey T. et al. Thermal management challenges for future military aircraft power systems //SAE Transactions. – 2004. – P. 1965-1973.
6. Hendricks E., Tong M. Performance and weight estimates for an advanced open rotor engine //48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. – 2012. – P. 3911.
7. Alexiou A. et al. Contra-rotating propeller modelling for open rotor engine performance simulations //Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. – American Society of Mechanical Engineers, 2016. – V. 49682. – P. V001T01A018.
8. Magrini A. et al. A review of installation effects of ultra-high bypass ratio engines //Progress in Aerospace Sciences. – 2020. – V. 119. – P. 100680.
9. Klippstein H. et al. Fused deposition modeling for unmanned aerial vehicles (UAVs): a review //Advanced Engineering Materials. – 2018. – V. 20. – №. 2. – P. 1700552.
10. Zhu D. Environmental Barrier Coating Development for SiC/SiC Ceramic Matrix Composites: Recent Advances and Future Directions //International Conference and Expo on Advanced Ceramics and Composites. – 2016. – №. GRC-E-DAA-TN29251.
11. Klippstein H. et al. Fused deposition modeling for unmanned aerial vehicles (UAVs): a review //Advanced Engineering Materials. – 2018. – V. 20. – №. 2. – P. 1700552.
12. Палкин В. А. Обзор работ в США и Европе по авиационным двигателям для самолетов гражданской авиации 2020...2040-х годов //Авиационные двигатели. 2019. № 3 (4). С. 63. [V.A. Palkin. "Review of work in the USA and Europe on aircraft engines for civil aviation in 2020-2040s", (in Russian), Aviatcionnye dvigateli, 2019, № 3(4), p. 63].
13. Van Heerden A. S. J. et al. Aircraft thermal management: Practices, technology, system architectures, future challenges, and opportunities //Progress in Aerospace Sciences. – 2022. – V. 128. – P. 100767.

14. **Гуревич О. С., Гулиенко А. И.** Газотурбинный двигатель для «электрического» магистрального самолета – «электрический» ГТД //Авиационные двигатели. – 2019. – № 1. – С. 7. [O.S. Gurevich, A.I. Gulienko. "Gas turbine engine for "electric" mainline aircraft - "electric" gas turbine engine", (in Russian), Aviatsonnye dvigateli, 2019, № 1, p. 7].
15. **Pal D., Severson M.** Liquid cooled system for aircraft power electronics cooling //2017 16th IEEE Intersociety Conference on Thermal and Thermomechanical Phenomena in Electronic Systems (ITherm). – IEEE, 2017. – С. 800-805.
16. **Jansen R. et al.** Overview of NASA electrified aircraft propulsion (EAP) research for large subsonic transports //53rd AIAA/SAE/ASEE joint propulsion conference. – 2017. – С. 4701.
17. **Schnulo S. L. et al.** Assessment of the impact of an advanced power system on a turboelectric single-aisle concept aircraft //2020 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS). – IEEE, 2020. – С. 1-18.
18. **Isikveren A. T. et al.** Conceptual studies of universally-electric systems architectures suitable for transport aircraft //Deutscher Luft- und Raumfahrt Kongress. – Berlin, Germany: DLRK, 2012. – V. 1.
19. **Kurzke J.** Design and Off-Design Performance of Gas Turbines. GasTurb 12 User Guide, Aachen, Germany, 2015.
20. **Vieweg M., Wolters F., Becker R. G.** Comparison of a heat soakage model with turbofan transient engine data //Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. – American Society of Mechanical Engineers, 2017. – V. 50770. – P. V001T01A011.
21. **Martinelle R.** Transient performance calculation of the Rolls-Royce/MAN Turbo RB 153 engine with special focus on heat soakage. – 2017.
22. **Григорьев А. А. и др.** Экспериментальное исследование теплового состояния корпусов газотурбинных двигателей //Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2014. № 2 (37). С. 86-98. [A.A. Grigoriev et al. "Experimental study of the thermal state of gas turbine engine housings", (in Russian). Vestnik Permskogo nacional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, 2014, № 2(37), pp. 86-98.]
23. **Verseux O., Sommerer Y.** New Challenges for Engine Nacelle Compartments Pressure and Thermal Loads Management with Aircraft Engine Evolution, 2014.
24. **Lufthansa** Technical Training, Training Manual: A319/A320/A321 Part-2, Book No: A319/320/321 71-80CFM L3 e., 1999.
25. **Tucker B.P., Homitz J., Messmer J.** System integration of a thermal storage device for high-power-density systems, SAE Tech. Pap. 10 (2012).
26. **Gvozdoch G., Weise P., Von Spakovsky M.** Invent: Study of issues involved in integrating a directed energy weapon subsystem into a high performance aircraft system, 2012.
27. **Aerospace** Technology Institute, ACCELERATING ambition: technology strategy 2019 [Online]. Available: <https://www.ati.org.uk/media/siybi1mm/ati-tech-strategy.pdf>, 2019.
28. **Configuration** Options for High-Power, Low Weight Aerospace Superconducting Distributed Propulsion Cryocoolers.
29. **National Academies of Sciences Engineering, Medicine, and National Academies of Sciences Engineering and Medicine, Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions, National Academies Press, 2016.**
30. **Jacob F., Rolt A.M., Sebastiampillai J.M., Sethi V., Belmonte M., Cobas P.** Performance of a supercritical CO2 bottoming cycle for aero applications, Appl. Sci. 7 (3) (2017) 255.
31. **Sharma, V.V. Tyagi, C.R. Chen, D. Buddhi,** Review on thermal energy storage with phase change materials and applications, Renew. Sustain. Energy Rev. 13 (2) (2009) 318–345, <https://doi.org/10.1016/J.RSER.2007.10.005>.
32. **Gagne S., Rodriguez R.J., Siegel W.L., Arvin J.R.** Phase Change Material Cooling System for a Vehicle, Google Patents, 2017, Jan. 03.
33. **Breit J.S., Roberts C.J., Faghri A., Ward T.R., Robak C.** Utilizing Phase Change Material, Heat Pipes, and Fuel Cells for Aircraft Applications, Google Patents, 2017, Jan. 17.
34. **Go D.B.** Thermoelectric Effect and Thermoelectric Devices (AME60634 Intermediate Heat Transfer Lecture Notes - University of Notre Dame), University of Notre Dame, Notre Dame, Indiana, 2014.
35. **Champier D.** Thermoelectric generators: a review of applications, Energy Convers. Manag. 140 (2017) 167–181, <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2017.02.070>
36. **Ziolkowski P., Zabrocki K., Müller E.** TEG design for waste heat recovery at an aviation jet engine nozzle, Appl. Sci. 8 (12) (2018), <https://doi.org/10.3390/app8122637>
37. **Dyson R.W., Rodriguez L., Roth M.E., Raitano P.** Solid-state exergy optimized electric aircraft thermal and fault management, in: 2020 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium, EATS, 2020, pp. 1–16.
38. **Affonso W. et al.,** Thermal management challenges for HEA–FUTPRINT 50, IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng. 1024 (1) (2021) 12075.
39. **McCluskey P., Saadon Y., Yao Z., Shah J., Kizito J.** Thermal management challenges in turbo-electric and hybrid electric propulsion, in: 2018 International Energy Conversion Engineering Conference, 2018, p. 4695.
40. **Schiltgen B.T., Freeman J.L., Hall D.W.** Aeropropulsive interaction and thermal system integration within the ECO-150: a turbo-electric distributed propulsion airliner with conventional electric machines, in: 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 2016, pp. 1–18 [Online]. Available: [https://www.scopus.com/inward/record.uri?eid=2-s2.0-84980374215&partnerID=4 0&md5=8f37d56620abd69e1a395dfe89848d49](https://www.scopus.com/inward/record.uri?eid=2-s2.0-84980374215&partnerID=4%0A0&md5=8f37d56620abd69e1a395dfe89848d49)
41. **Lents C.E., Hardin L.W., Rheume J., Kohlman L.** Parallel hybrid gas-electric geared turbofan engine conceptual design and benefits analysis, Jul. (2016), <https://doi.org/10.2514/6.2016-4610>
42. **Rheume J.M., Lents C.E.** Design and Simulation of a Commercial Hybrid Electric Aircraft Thermal Management System, 2018, <https://doi.org/10.2514/6.2018-4994>
43. **Trawick D. et al.** Development and application of GT-HEAT for the electrically variable engine (TM) design //55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. 2017. P. 1922.
44. **Perullo C. et al.** Sizing and performance analysis of a turbo-hybrid-electric regional jet for the NASA ULI program //2019 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS). IEEE, 2019. P. 1-15.

45. **Shi M. et al.** Design and Analysis of the Thermal Management System of a Hybrid Turboelectric Regional Jet for the NASA ULI Program //2020 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS). IEEE, 2020. P. 1-24.
46. **Rheaume J., Lents C. E.** Design and simulation of a commercial hybrid electric aircraft thermal management system //2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. 2018. P. 4994.
47. **Dyson R. W. et al.** Solid-State Exergy Optimized Electric Aircraft Thermal and Fault Management //2020 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS). IEEE, 2020. P. 1-16.
48. **Renner N. J.** Development, manufacture, and qualification of stator components for a high-speed electric machine intended for aerospace applications: diss. – University of Illinois–Urbana-Champaign, 2018.
49. **Jansen R. et al.** Turboelectric aircraft drive key performance parameters and functional requirements //51st AIAA/SAE/ASEE joint propulsion conference. 2015. P. 3890.
50. **Dyson R. W. et al.** High efficiency megawatt machine rotating cryocooler conceptual design //2019 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS). – IEEE, 2019. – С. 1-15. Grilli F. et al. Superconducting motors for aircraft propulsion: the Advanced Superconducting Motor Experimental Demonstrator project //Journal of Physics: Conference Series. – IOP Publishing, 2020. Т. 1590. – №. 1. – С. 012051.
51. **Nowoisky I. S. et al.** Monitoring concept study for aerospace power gear box drive train //Power. 2020. V. 269. P. 286.
52. **Ryemill M., Bewick C., Min J. K.** The Rolls-Royce plc, ultrafan heat management challenge //ICAS 2016. 2016.
53. **Haselbach F., Newby A., Parker R.** Concepts & technologies for the next generation of large civil aircraft engines //29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. – 2014. – № 2014-0078.
54. **Van Heerden A. S. et al.** Framework for integrated dynamic thermal simulation of future civil transport aircraft //AIAA Scitech 2020 Forum. 2020. P. 1942.
55. **Nikolaidis T. et al.** Exchange rate analysis for ultra high bypass ratio geared turbofan engines //Applied Sciences. – 2020. – V. 10. № 21. P. 7945.
56. **Ziolkowski P., Zabrocki K., Müller E.** TEG design for waste heat recovery at an aviation jet engine nozzle //Applied Sciences. 2018. V. 8. № 12. P. 2637.

ОБ АВТОРАХ

ГАРИПОВ Искандер Радикович, асп. УУНИТ. Дипл. инж. по авиац. двигателям и энер. установкам (УГАТУ, 2021).). Иссл. в обл. раб. процессов в авиац. ГТД и ГСУ.

АХМЕДЗЯНОВ Дмитрий Альбертович, проф. каф. авиац. двигателей, декан ФАДЭТ УУНИТ. Дипл. инж. по авиац. двигателям и энер. установкам (УГАТУ, 1997). Д-р техн. наук по тепл., электроракетн. двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2007). Иссл. в обл. раб. процессов в авиац. ГТД, автоматизации испытаний, разработки мат. моделей ГТД.

METADATA

Title: Thermal management systems for advanced subsonic aircrafts

Authors: Garipov I.R.¹, Akhmedzyanov D.A.²

Affiliation: ¹²Ufa University of Science and Technology (UUST), Russia.

Email: ¹garipovir@yahoo.com, ²ahmedzyanov.da@ugatu.su

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), vol. 27, no. 2 (100), pp. 100-118, 2023. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The paper presents an overview of systems that ensure the optimal temperature regime of power plants of aircrafts. As part of the overview, analysis was made of the main trends related to the thermal control of the components of the power plants of subsonic aircrafts. The main problems and development prospects for future research and development are formulated. The overview is structured as follows: heat sources are considered first, then intermediate and final heat sinks. In the paper, heat sources are divided into those typical for high-bypass turbofan engines and inherent in hybrid and electric power plants. The subsection is devoted to the thermal control system providing heat recovery. It concludes by describing a number of concepts related to the introduction of new technologies, including hybrid and electric power plants and ultra-high bypass turbofan engines.

Key words: cooling systems, thermal control, heat recovery, power plant, hybrid power plant, electric power plant

About authors:

GARIPOV Iskander Radikovich, Postgrad. student, UUST. Dipl. eng. in aircraft engines and power plants (USATU, 2021). Research in the area of the working processes of gas turbine engines and cooling systems of hybrid power plants.

AKHMEDZYANOV Dmitry Albertovich, Dean of the Faculty of Aircraft Engines, Energy and Transport of UUST, Professor at the Department of Aircraft Engines of UUST. Dr. of Tech. Sci. in the heat and electric rocket engines and power plants of aircrafts (USATU, 2007). Research in the area of the working processes in aviation gas turbine engines, test automation, the design of the mathematical models of gas turbine engines.