

Фролов С.Д.,
Кулешов В.Н.,
Блинков В.Н.,
Горбенко Г.А.,
Сманцер В.В.,
Дышлевой Д.И.,
Кравцов Е.Н.

РАЗРАБОТКА И ВНЕДРЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПНЕВМО-
ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА
(СОТР) АВИАЦИОННОГО ГТД

Развитие авиационных газотурбинных двигателей от поколения к поколению характеризуется непрерывным увеличением мощности, приходящейся на единицу массы двигателя, повышением параметров термодинамического цикла, в свою очередь, приводит к увеличению теплонпряженности практически всех элементов конструкции. Отсюда следует необходимость разработки специальных мер по тепловой защите элементов ротора и статора от чрезмерного нагрева, без чего невозможно обеспечить их надежную работу. Для охлаждения и тепловой защиты используется хладоресурс воздуха, отбираемого из компрессорного тракта, масла и топлива. Наиболее распространено в настоящее время охлаждение элементов конструкции двигателя воздухом, отбираемым из компрессорного тракта. Отбираемый из проточной части воздух, как правило, транспортируется к охлаждаемым элементам через внутреннюю полость двигателя. Отбираемый из проточной части двигателя воздух используется для охлаждения лопаток и дисков турбин, деталей затурбинного устройства, охлаждения компрессора и нагрева кока, разгрузки детали ротора от осевых нагрузок, защиты трансмиссии от воздействия нагретой среды, охлаждения и наддува контактных и лабиринтных уплотнений масляных полостей опор ротора с целью недопущения проникания масла из маслосистемы двигателя во внутреннюю полость на переходных режимах работы двигателя и т.д. В современных двух-трехвальных двигателях с большой степенью повышения давления и высокой температурой газа перед турбиной тепловое состояние деталей компрессора в основном определяется конструкцией системы охлаждения турбины и всего двигателя в целом /1/.

Транспортировка охлаждающего воздуха по перепускным трубам вне компрессора связана с усложнением конструкции и увеличением массы двигателя в целом и поэтому распространения не получила.

Увеличение степени повышения давления в компрессоре, так же как и рост скоростей полета приводят к увеличению температуры охлаждающего воздуха, т.е. к уменьшению его хладоресурса. Поэтому при разработке современных и перспективных авиационных ГТД возникает необходимость понижения температуры охлаждающего воздуха, за счет охлаждения его в теплообменниках различного типа либо воздухом с менее высокой температурой (заборным, или из вентиляторного тракта) либо топливом. Известны и схемы охлаждения воздуха впрыском в него форсажного топлива. Понижение температуры охлаждаемого воздуха дает возможность уменьшить его количество и тем самым уменьшить потери на охлаждение.

Обеспечить достаточное охлаждение трансмиссии воздухом сложно. Поэтому масляная система двигателя должна обеспечивать не только смазку трущихся поверхностей, но и охлаждение контактных уплотнений, валов, стенок полостей опор роторов и труб суфлирования до температур, соответствующих термостабильности применяемого масла. Теплота, которую необходимо отвести от подшипников, прокачиваемым через них маслом, определяется тепловыделением в подшипниках, теплоподводом от нагретых деталей двигателя и энтальпией воздуха, проникающего в масляные полости через уплотнения. Для того, чтобы не допустить перегрева масла, необходимо обеспечить соответствующий его расход через систему и охладить после эвакуации из полостей в масляно-воздушном или масляно-топливном теплообменнике. Таким образом, можно утверждать, что одной из научно-технических задач создания авиационных двигателей шестого поколения с высокими параметрами цикла, является разработка единого подхода к расчету системы обеспечения теплового режима (СОТР) двигателя, включающей в себя воздушную, масляную и топливную подсистемы. Такая пневмо-гидравлическая сеть содержит множество элементов. Так число полостей воздушной системы в современных двигателях доходит до 50, число лабиринтных и контактных уплотнений - до 30, количество элементов в масляной системе (нагнетающие и откачивающие насосы, фильтры, перепускные и обратные клапаны, различного типа, масляные полости и т.п.) достигает 70. Кроме того, в различных участках СОТР присутствуют разные рабочие среды: масло, топливо, воздух, масляно-воздушная эмульсия, масляно-воздушная смесь с величинами газосодержания, определяемые режимом работы двигателя.

Все это призвана учесть математическая модель СОТР авиационного двигателя, создаваемая в рамках темы Г-4-205-43/92. Разрабатываемая модель предназначена для рационального проведения работ по

проектированию СОТР на заданный режим работы двигателя, определению её статических и динамических характеристик, связанных с изменением режима. Модель призвана учитывать двухфазные режимы течения масляно-воздушной смеси на отдельных участках маслосистемы двигателя, возможность кондиционирования охлаждающего воздуха в захолаживающих устройствах различного типа и быть пригодной для включения в виде подмодели в интегрированную математическую модель двигателя в целом. Математическую модель предлагается строить на основе концепции идеализированных элементов, представляющих в совокупности гидродинамические и тепловые цепи. Каждому элементу эквивалентной цепи соответствует определенный тип моделируемого элемента системы. В математическом плане модель представляет систему обыкновенных дифференциальных и алгебраических уравнений законов сохранения с источниковыми членами, выражающими индивидуальные характеристики конструктивных элементов. Такой подход апробирован на кафедре № 205 ХАИ при разработке сложной двухфазной системы теплопереноса и терморегулирования больших космических платформ и контуров энергетических ядерных реакторов /2/. При разработке модели характеристики отдельных элементов пневмогидравлической сети определяются по результатам испытаний двигателей Д-18Т и Д-36 ЗМКБ "Прогресс", а в необходимых случаях проводятся дополнительные исследования на масляно-воздушном стенде ХАИ.

Стенд оснащен традиционной измерительной аппаратурой для измерения температур, давлений, расходов и емкостным измерителем газосодержания в потоке жидкости, с компенсацией температурной погрешности, созданным в ХАИ. Конструктивно датчик измерителя выполнен в виде двух конденсаторов: основного C_0 , который помещается в разрыв трубопровода и с помощью которого измеряется газосодержание исследуемой жидкости, и компенсационного C_k , — предназначенного для температурной коррекции измерений. Компенсационный датчик заполняется рабочей жидкостью при температуре потока. Измерения основываются на зависимости диэлектрической проницаемости газожидкостной среды от объемного газосодержания. В качестве информативного параметра используется разность частот двух генераторов, частотоподающими элементами которых являются соответственно емкости C_0 и C_k . Объемное газосодержание является некоторой функцией разностной частоты, устанавливаемой при градуировке прибора. Проведены испытания датчика на МВ стенде ХАИ в диапазоне $\pm 0 \dots 50\%$ при температуре потока $297 \dots 350$ К. Планируется изготовление емкостного датчика для измерения газосодержания в высокотемпературных (до 500 К) газожидкостных потоках, пригодного для производства измерений в

маслосистеме современных ГТД в натуральных условиях.

Выше уже отмечалась важность проблемы кондиционирования охлаждающего воздуха при разработке перспективных авиационных ГТД. Нами при выполнении смежной хозяйственной темы "Разработка методов охлаждения элементов турбомашин авиационных двигателей шестого поколения" для кратковременного захлаживания воздуха на взлетном и форсажном режимах было предложено использовать вихревой испарительный теплообменный аппарат (ВИТА) /3/. Конструктивно ВИТА представляет собой цилиндрическую камеру, длина которой существенно меньше ее диаметра, со специальным образом спроектированными торцевыми крышками. На периферии камеры установлен ленточный лопаточный направляющий аппарат, обеспечивающий необходимую закрутку воздуха, и форсунки для распыла воды.

Испарение капель воды в закрученном потоке воздуха приводит к понижению его температуры. Охлажденный воздух выходит через отверстие в центре камеры, снабженное спрямляющим аппаратом. ВИТА отличается высокой эффективностью процесса захлаживания, компактностью и малой массой. При одинаковых габаритах и расходах теплоносителей снижение температуры в ВИТА в четыре раза больше, чем в трубчатом теплообменнике.

Нами разработаны дискретная и интегральная математические модели процесса в ВИТА, позволяющие рассчитать распределение параметров газожидкостного потока вдоль проточной части и спрофилировать боковые стенки аппарата. Расчеты, проведенные по этим моделям для оценки возможностей ВИТА при захлаживании воздуха в двигателях Д-18Т и Д-27, показали высокую эффективность аппарата. Экспериментальные исследования теплогидравлических процессов в моделях таких аппаратов при холодной и горячей продувке позволили уточнить характеристики течения и теплообменных процессов в зависимости от режимных и конструктивных факторов и подтвердили адекватность математических моделей /4/.

Изложенное подтверждает актуальность проблемы создания математической модели СОТР ГТД, правомерность подходов к ее построению и служит необходимой основой для успешного завершения работы.

Литература

1. Котелев С.З., Гуров С.В. Тепловое состояние элементов конструкции авиационных двигателей, М., Машиностроение, 1978.
2. Никонов А.А., Горбенко Г.А., Блинков В.Н. Теплообменные контуры с двухфазным теплоносителем для систем терморегулирования космических аппаратов, М., Центр НТИ Поиск, 1991.

3. Авт. свид. № I663305, СССР/Фролов С.Д., Кравцов Е.Н., Сманцер В.В., Филиппов В.Н., Иваненко Н.И. Теплообменник. Бюллетень изобрет. №26, 1991 .

4. Фролов С.Д., Степанов И.Ю., Сманцер В.В. Численное и экспериментальное исследование вихревого испарительного теплообменника/ в кн. Газотермодинамические процессы в электроустановках с многофазным рабочим телом, Харьков, 1993. В печати.