

сравнения с результатами двумерных расчетов, проведенных в программном комплексе Fluent ANSYS. По результатам сравнения подтверждена адекватность выбранных математических моделей.

Расчет построенной гидравлической сети позволил определить параметры газа во вторичном тракте КВД и получить распределения коэффициентов теплоотдачи и температуры потока на поверхностях ротора. Однако по результатам одномерных расчетов невозможно определить параметры газа внутри междисковых полостей, которые имеют сложную, отличающуюся от типовой, геометрию. Течение газа в этих полостях моделировалось отдельно на основе двумерных осесимметричных моделей, с последующим обобщением полученных результатов.

Расчитанные поля температур и распределения коэффициентов теплоотдачи по каналам и полостям использовались как граничные условия при определении теплового и напряженно-деформированного состояния ротора КВД в двумерной осесимметричной постановке. Для расчета последовательности квазистационарных состояний ротора было

организовано информационное взаимодействие между программами; при этом учитывалось изменение зазоров во вторичном тракте вследствие изменения размеров деталей.

Полученные результаты позволили уточнить термонапряженное состояние ротора КВД с учетом течения газа в междисковых полостях. Разработанные модели могут служить основой для расчета кинетики зазоров в КВД.

Библиографический список

1. Копелев С.З., Слитенко А.Ф. Конструкция и расчет систем охлаждения ГТД. Х.: "Основа", 1994. - 239 с.
2. Костеж В.К., Харьковский С.В. Расчетное определение параметров среды в разветвленной системе воздухоподвода турбины и граничных условий теплообмена на поверхности диска // Труды ЦИАМ № 1269, М.: ЦИАМ, 1990. - С. 116-128.
3. Childs D.W. Turbomachinery Rotor-dynamics: phenomena, modeling, and analysis. John Wiley&Sons Inc., 1993. - 476 p.

УДК 629.7.036.22

ИСПЫТАНИЯ МОДЕЛИ КОМБИНИРОВАННОГО ВОЗДУШНО – РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПУЛЬСИРУЮЩЕЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ

Солодовников А.В., Вышегородцев Е.Н., Голубятник В.В.

Серпуховской военной институт ракетных войск

TESTING OF COMBINED AIR-ROCKET ENGINE MAK-UP WITH PULSING COMBUSTION CHAMBER

Solodovnikov A.V., Vishegorodcev E.N., Golubyatnik V.V. This paper describes the test results of combined air-rocket engine mak-up at air ($V = \text{const}$) and rocket modes ($p = \text{const}$), the main technical characteristics have been obtained.

При выполнении исследований по освоению околоземного пространства возникла необходимость решения научно - технической проблемы по созданию комбинированного воздушно – ракетного двигателя (КВД), работающего как в атмосфере, так и

в космосе. На современном этапе решение этой задачи является ключевой в технологии создания многофазового воздушно – космического самолета (ВКС) горизонтального старта.

Отсутствие успешных отечественных системных исследований в области комбинаций воздушно-реактивных и ракетных двигателей подчеркивает актуальность и важность темы.

Целенаправленный поиск авторами в Серпуховском военном институте ракетных войск (СВИ РВ) схемы КВРД показал, что одним из возможных направлений развития мирового двигателестроения является использование синтеза двух силовых установок: пульсирующего воздушно-реактивного двигателя (ПуВРД) - для полета ВКС в атмосфере и жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) - для полета летательного аппарата в безвоздушном пространстве.

Специалистами СВИ РВ был создан и испытан модельный КВРД, основу которого составляет совокупность пульсирующей камеры сгорания (ПКС) и универсального комбинированного насадка (УКН).

ПКС оборудована механическим мембранным клапаном, расположенным перпендикулярно к оси камеры и резонансной трубой, которая обеспечивает устойчивый пульсирующий режим горения топливной смеси ($V = \text{const}$).

Универсальный комбинированный насадок совмещает в своей компоновке эжекторный увеличитель реактивной тяги - ЭУРТ (для воздушного режима работы) и камеру сгорания (КС) с соплом Лавалю (для ракетного полета).

Для решения вышеуказанной задачи была подготовлена экспериментальная демонстрационная модель двигателя и проведено два вида огневых испытаний:

1. На воздушном режиме (топливо: атмосферный воздух + бензин);
2. На ракетном режиме (топливо: газообразный кислород + бензин).

УКН в режиме ЭУРТ, работающий в пульсирующем потоке газа, может в зависимости от своих относительных размеров повышать тягу в 1,5...2 раза. При этом на воздушном режиме работы ($V = \text{const}$) эжектор позволяет исключить эффект «провала» тяги из-за возникновения зон пониженного давления между импульсами при пульсирующем горении топливной смеси, за счет «подсоса» атмосферного воздуха из окружающей среды.

УКН, работающий на ракетном режиме, используется как ракетная камера сгорания с соплом Лавалю ($p = \text{const}$), где сжигается газообразный кислород и керосин. При этом газообразный кислород проходит через ПКС, резонансную трубу и попадает в КС УКН, а керосин впрыскивается непосредственно в зону горения.

Огневые испытания модели КВРД проводились на стенде СВИ РВ.

Особенностью схемы испытания является то, что переход от воздушного режима работы к ракетному осуществляется через останов двигателя. При этом воздушный клапан ПКС перекрывается и поток атмосферного воздуха заменяется газообразным кислородом. Поддержание оптимального соотношения компонентов топлива в зоне горения КС УКН осуществляется расходом кислорода. Расход бензина постоянный. При этом конструктивные элементы ПКС и резонансная труба используются как удлинительный газопровод по которому движется газообразный кислород.

Основные параметры модели КВРД на воздушном режиме ($V = \text{const}$): тяга – 2,5 Н, расход горючего - 0,00035 кг/с, расход воздуха в УКН - 0,005 кг/с, температура в ПКС \approx 980 К. Частота пульсации давления в ПКС составляла 80 Гц.

Также был проведен сравнительный анализ работы модели КВРД на воздушном режиме с УКН, который работал в режиме ЭУРТ, и без него.

Основные параметры модели КВРД на ракетном режиме ($p = \text{const}$): тяга – 4,5 Н, расход горючего - 0,0013 кг/с, расход окислителя (газообразный кислород) - 0,019 кг/с, температура в КС \approx 1200 К.

Проведен сравнительный анализ работы модели КВРД на ракетном режиме с соплом Лавалю и без него.

Экспериментальные исследования позволили получить зависимость тяги модели КВРД от расхода топлива (дроссельные характеристики) на воздушном и ракетном режимах; распределение тепловых потоков по длине ПКС и УКН, а также другие технические параметры.

Согласно программе испытаний на воздушном режиме установка проработала

непрерывно 6000 с, а на ракетном режиме, модельный КВРД наработал в сумме 200 с.

Анализ полученных основных параметров показал, что полноразмерный прототип модели КВРД позволит удовлетворить требования разработчиков аэро - космической техники при создании перспективных ЛА горизонтального старта.

На модели КВРД перевод УКН из положения ЭУРТ в положение КС с соплом Лавалья выполняется в ручном режиме, а на полноразмерной силовой установке данная операция может осуществляться с помощью гидравлических приводов, шариковинтовой системы с приводом от электродвигателя или другими способами. Процесс сдвигания не представляет серьезных технических

трудностей, так как схожие по конструкции сдвигаемые насадки используются в аэрокосмической технике более 30 лет.

Таким образом, результатами огневых испытаний модели КВРД в основном подтверждены заданные технические требования.

В итоге, проведенные экспериментальные исследования подтвердили возможность создания полноразмерного комбинированного воздушно - ракетного двигателя состоящего из пульсирующей камеры сгорания и универсального комбинированного насадка, предназначенного для работы как в атмосфере, так и в безвоздушном пространстве.

УДК 629.7.036.33(075.8)

КОНЦЕПЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ ВИРТУАЛЬНОЙ ЛАБОРАТОРИИ ИСПЫТАНИЙ ГТД

Рыбаков В.Н., Кузьмичёв В.С., Ткаченко А.Ю.

Самарский государственный аэрокосмический университет

CONCEPT OF CONSTRUCTION OF VIRTUAL LAB FOR GAS TURBINE ENGINE TESTING

Rybakov V.N., Kuzmichev V.S., Tkachenko A.Y. Concept of construction of virtual lab for gas turbine engine testing is described. Virtual lab for gas turbine engine testing is one of components of gas turbine engine mathematical model and it provides possibility for engine testing and determination of its performance parameters.

В настоящее время одним из приоритетных направлений в разработке авиационных двигателей является создание виртуальной модели ГТД, которая охватывает весь жизненный цикл двигателя. Одним из этапов жизненного цикла двигателя являются его испытания. При разработке современных авиационных двигателей из-за невозможности получения полностью адекватных их моделей большая часть всех возникающих проблем решаются при помощи испытаний. Виртуальная лаборатория испытаний ГТД предназначена для реализации данного этапа жизненного цикла двигателя и является составной частью его виртуальной модели.

Проведение физических экспериментов по испытаниям авиационных ГТД – трудо-

емкий и дорогостоящий процесс, что значительно снижает количество необходимых испытаний. В связи с этим целесообразно сочетать натурные испытания ГТД с имитацией их испытаний на ЭВМ. Это позволит сократить объём испытаний, затраты на эксплуатацию стенда, а в процессе обучения существенно расширить количество потенциальных лабораторных работ и, таким образом, повысить качество подготовки специалистов.

Виртуальная лаборатория испытаний ГТД предназначена для имитации испытаний по определению основных эксплуатационных характеристик двигателей (дроссельных, скоростных, высотных и климатических).