

- модуль расчёта стационарного теплового состояния КС ЖРДМТ;
- модуль расчёта нестационарного теплового состояния КС ЖРДМТ для импульсных режимов работы.

В качестве объектов исследования рассматривались двигатели:

- ДМТ-МАИ-200 на компонентах АТ+НДМГ тягой 200 Н с КС из сплава 12Х18Н10Т и давлением в КС 0,1 МПа;
- С5-146.00-0 КБ Химмаш на компонентах АТ+НДМГ тягой 200 Н с КС из ниобиевого сплава с дисилицидным покрытием молибдена;
- АМВР на компонентах АТ + гидразин тягой 889 Н с КС из рениевого сплава с иридиевым покрытием с давлением в КС 1,89 МПа.

На примере выбранных двигателей отображено преимущество применения повышенного давления для ЖРДМТ в среднем до уровня 2 МПа. Дальнейшее увеличение давления нецелесообразно. Увеличение

удельного импульса связано с несколькими причинами:

- незначительным увеличением теоретического термодинамического импульса;
- уменьшением потерь от рекомбинации в процессе расширения в связи с увеличением скорости реакции;
- уменьшением потерь на трение в пограничном слое из-за уменьшения площади поверхности КС;
- улучшением качества распыливания и увеличением скорости испарения из-за повышенного теплового воздействия;
- уменьшением расхода на завесу в связи с уменьшением длины и площади поверхности КС.

Проведён анализ теплового состояния стенки КС в зависимости от рабочего давления, параметров смесеобразования и завесного охлаждения.

Показано преимущество массовых характеристик как двигателей, так и систем подачи компонентов при работе ЖРДМТ на давлениях в КС до 2 МПа.

УДК 621.45.01: 004.942

ОСОБЕННОСТИ КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

©2016 В.С. Кузьмичёв, А.Ю. Ткаченко, Я.А. Остапюк

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

FEATURES OF THE WORKING PROCESS COMPUTER MODELING OF SMALL-SCALE GAS TURBINE ENGINES

Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Yu., Ostapyuk Ya.A. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

The article describes the sizing classification of gas turbine engines according to corrected mass flow rate. Has been indicated the sizing effect on efficiency of turbocompressor, trunking loss, combustion efficiency and engine specific weight. Has been developed the mathematical model of thermodynamic analysis that taking into account the sizing effect. The model has been created in the computer-aided system "ASTRA". The classification of thermodynamic analysis models of gas turbine engine has been also indicated.

В настоящее время малоразмерные газотурбинные двигатели (ГТД) имеют самую широкую сферу применения. Они используются как силовые установки лёгких самолётов, самолётов-мишеней, крылатых ракет, вертолётов, как вспомогательные силовые установки самолётов, как силовые установки наземных и водных транспортных средств,

как приводы электрогенераторов, в качестве источников сжатого воздуха др. В перспективе малоразмерные двигатели рассматриваются в составе распределённых силовых установок самолётов [1].

Для того, чтобы охарактеризовать особенности рабочего процесса малоразмерных ГТД, необходимо разобраться, какие же дви-

гатели относятся к этой категории. Конструктивный облик и размеры двигателя определяются его назначением и варьируются в широких пределах. Существуют ГТД, габариты которых исчисляются в миллиметрах или сантиметрах и двигатели, габариты которых измеряются в метрах. Следует отметить, что до настоящего времени авторы в своих публикациях используют разные термины для характеристики размеров ГТД. Встречаются такие термины, как «микроразмерные», «миниразмерные», «малоразмерные», «полноразмерные» двигатели, причём нет полной ясности, какие двигатели отнести к той или иной категории. Возникает путаница. В качестве количественных характеристик размерности также используются разные параметры: тяга (мощность), габаритные размеры, расход воздуха на входе в двигатель в стандартных атмосферных условиях (для ТРДД – расход через внутренний контур), расход воздуха через газогенератор, приведённый по параметрам за компрессором и др. [2].

Авторы данной работы предприняли попытку устранить этот недостаток и предлагают классификацию ГТД по размерности. Предлагается все ГТД разбить на пять категорий по размерам: микро-, мини-, малоразмерные, средней размерности и большой размерности. В качестве основной количественной характеристики, предложенной учёными ЦИАМ, принимается приведенный по параметрам за компрессором расход воздуха через газогенератор $G_{6I_{прк}} = G_{6I_0} / \pi_{K_{\Sigma}}^{5/6}$. Эта классификация использовалась при анализе параметров и характеристик ГТД. Согласно предложенной классификации к малоразмерным ГТД относятся двигатели с приведённым расходом воздуха $G_{6I_{прк}} = 0,25 \dots 1,5 \text{ кг/с}$ ($\pi_{K_{\Sigma}} \approx 10$).

Особенности рабочего процесса малоразмерных двигателей заключаются в том, что при уменьшении размерности двигателя уменьшаются величины КПД узлов, возрастают потери в проточной части, обусловленные уменьшением числа Рейнольдса, возрастанием относительных радиальных и осевых зазоров в лопаточных машинах, относительным ростом толщины пограничного слоя и т.д.

Как известно, влияние числа Re на характеристики узлов двигателя делится на две характерные области: автомодельную по числу Re область, в которой характеристики узлов, а следовательно, и двигателя в целом, сохраняются неизменными, и область вне автомодельности, в которой снижение числа $Re < Re_{кр}$ приводит к негативным последствиям, описанным выше. Причём, если это влияние на двигатели большой размерности становится заметным лишь выше определенных высот, то на малоразмерные двигатели влияние заметно даже в земных условиях работы.

Приведены обобщенные данные по влиянию размера двигателя на эффективность лопаточных машин. Показано, что при уменьшении КПД узлов и возрастании потерь в проточной части оптимальные значения параметров цикла T_c^* , $\pi_{K_{\Sigma}}^*$ и степени двухконтурности m уменьшаются на 20...40%, в зависимости от величины температуры газа перед турбиной. Приведён анализ влияния размерности ГТД на его удельную массу.

Особенностью математической модели малоразмерного ГТД является учёт снижения КПД лопаточных машин и относительного возрастания потерь в проточной части при уменьшении размера двигателя. При этом в модели учтены поправки на: КПД осевого, осецентробежного и центробежного компрессоров; коэффициент полноты сгорания топлива и потери полного давления в камере сгорания; КПД осевой и радиально-осевой турбин; удельную массу двигателя.

Одной из важнейших и актуальных задач концептуального проектирования является выбор оптимальных значений параметров рабочего процесса авиационных ГТД, которые должны обеспечивать требуемую для расчетного режима тягу. Учет влияния размерности двигателя позволяет получить ОТД ГТД соответствующие параметрам, заданным в технических условиях.

С учётом изложенных особенностей рабочего процесса малоразмерных двигателей в САЕ-системе АСТРА реализованы математические модели ГТД, учитывающие влияние размеров двигателя на эффективность их узлов.

С использованием реализованной модели был проведён ряд расчётов. Сравнительный анализ результатов показал, что, например, для малоразмерного двигателя с тягой 0,4 кН удельный расход топлива без учёта влияния размерности равен 111,7 кг/(кН·ч), а с учётом – 128,1 кг/(кН·ч), ухудшение почти на 15%. По мере увеличения тяги разница по удельному расходу топлива снижается.

Приведенная модель используется в системе многоуровневой модели проектирования рабочего процесса ГТД, которая сопровождает изделие на всем этапе проектирования. Многоуровневая модель позволяет на различных этапах проектирования по мере накопления данных о проекте переходить от нольмерных моделей узлов ГТД к моделям более высокой размерности и сложности

(1D, 2D и 3D). Использование разработанной модели позволило расширить область применения САЕ-системы АСТРА от больших ГТД до малоразмерных.

В работе приведена классификация моделей по уровню сложности и размерности.

Библиографический список

1. Arun K. Sehra, Woodrow Whitlow Jr. Propulsion and power for 21st century aviation // Progress in Aerospace Sciences. 2004. V. 40. no. 4-5. P. 199-235.

2. Машиностроение. Энциклопедия / Ред. совет: К.В. Фролов (пред.) и др. Самолеты и вертолеты. Т.IV-21. Авиационные двигатели. Кн.3 / В.А. Скибин, В.И. Солонин, Ю.М. Темис и др.; под ред. В.А. Скибина, Ю.М. Темиса и В.А. Сосунова. М.: Машиностроение, 2010. 720 с.

УДК 536:621

ОРГАНИЗАЦИЯ КОНТРОЛЯ ЗА ТЕПЛОВЫМИ ПРОЦЕССАМИ В ТОПЛИВНО-ОХЛАЖДАЮЩИХ И ПОДАЮЩИХ СИСТЕМАХ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

©2016 В.А. Алтунин¹, К.В. Алтунин¹, С.Я. Коханова¹,
Е.Н. Платонов¹, В.П. Демиденко², М.Л. Яновская³

¹Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А. Н. Туполева - КАИ

²Михайловская военная артиллерийская академия, г. Санкт-Петербург

³Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва

PLANNING OF CONTROL FOR HEAT PROCESSES IN FUEL-COOLING AND FUEL-DELIVERING SYSTEMS OF AIRCRAFT ENGINES

Altunin V.A., Altunin K.V., Kohanova S.Ya., Platonov E.N. (Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev - KAI, Kazan, Russian Federation),
Demidenko V.P. (Michailov military artillery academy, St. Petersburg, Russian Federation),
Yanovskaya M.L. (Central institute for aviation motor development named after P.I. Baranov, Moscow, Russian Federation)

The report contains a proposal of control systems and sensors creation necessity for heat and other processes inside engines, power plants of aircraft with aerial, aerospace and space application.

В существующих двигателях (в жидкостных ракетных двигателях (ЖРД), ЖРД многократного использования (ЖРДМИ), ЖРДМИ малой тяги (ЖРДМТМИ); в воздушно-реактивных двигателях (ВРД) и газотурбинных двигателях (ГТД)), в энергоустановках (ЭУ) и ЭУ многократного использования (ЭУМИ) и техносистемах на жидких углеводородных горючих и охладителях

происходят аномальные эффекты, которые очень слабо учитываются разработчиками и конструкторами, или не учитываются вообще, из-за чего происходят аварийные ситуации, связанные с возникновением пожара и взрыва на борту. Эти вопросы становятся ещё более актуальными при проектировании, создании и эксплуатации авиационной, аэрокосмической и космической техники много-