

УДК 629.7.03

Верификация математической модели теплового состояния прямооточного контура комбинированной силовой установки

Грунин Антон Николаевич^(*)

angrunin@ciam.ru

Тарасенко Антон Николаевич

antarasenko@ciam.ru

Алендарь Артем Дмитриевич

adalendar@ciam.ru

ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва, Россия

Аннотация. Работа посвящена верификации инженерной математической модели для описания процессов теплопередачи в высокотемпературных камерах сгорания. Выполнен расчет распределения параметров газового потока по длине прямооточного контура. Представлены результаты расчета стационарного теплового состояния камеры сгорания и дозвуковой части реактивного сопла. Выполнена оценка корректности реализации инженерной математической модели для описания тепловых процессов на основе трехмерного численного моделирования.

Ключевые слова: комбинированная силовая установка, математическая модель, камера сгорания, тепловое состояние, промежуточный теплоноситель

Введение. Ключевой особенностью комбинированных силовых установок (КСУ) для высокоскоростных летательных аппаратов является их длительная работа в условиях высоких температур [1, 2]. Поэтому, на стадии предпроектных исследований, одной из значимых задач является быстрая и качественная оценка теплового состояния наиболее теплонагруженных узлов КСУ, решение которой возможно путем разработки математической модели (ММ), позволяющей с высоким уровнем достоверности описывать тепловые процессы в высокотемпературных камерах сгорания (КС).

Объект исследования. В работе рассмотрена КСУ параллельной схемы. Прямоточный контур — однорежимный, охлаждаемый. ПВРД с цилиндрической КС постоянного сечения с дозвуковым горением топливной смеси [3]. Охлаждение стенок прямооточного контура осуществляется за счет конвективного восприятия теплого потока в кольцевом канале промежуточным теплоносителем при его прямооточном направлении движения относительно газового потока.

Методики решения. В инженерной ММ расчет теплового состояния осуществляется пошагово, т. е. прямооточный контур разбивается на элементарные участки Δx , где, на основе уравнения теплового баланса, определяются температура стенки со стороны газового потока и контура охлаждения, подогрев ПТ, а также его термодинамические свойства [4]. При этом принимаются следующие допущения:

– внешняя стенка полностью теплоизолированная (теплообмен с окружающей средой отсутствует);

– в каждом рассматриваемом сечении полное давление и температура продуктов сгорания и ПТ имеют равномерное распределение.

При численном моделировании рассматривается сопряженная задача теплообмена через абсолютно жесткую твердую стенку, наружная часть которой сопрягается с химически нереагирующим потоком теплоносителя, а внутренняя — с химически реагирующим потоком, образованным сгоранием топливовоздушной смеси [5, 6].

Результаты. На основе инженерного и трехмерного численного моделирования выполнен параметрический расчет теплового состояния прямооточного контура на максимальном режиме работы КСУ в крейсерских условиях при фиксированной геометрии канала охлаждения для двух теплоносителей — воздуха и гелия. При исследовании режимов работы СО с гелием варьировались следующие параметры теплоносителя:

- относительный массовый секундный расход промежуточного теплоносителя (ПТ) через рубашку охлаждения: 5,0 %, 8,5 %, 11,5 %;
- начальная полная температура ПТ: 300; 600 и 900 К.

Инженерная математическая модель показала хорошую сходимость с результатами численного моделирования конвективных тепловых потоков (отличие значений температуры стенки и теплоносителя не превышает 6 %), что говорит о корректном описании процессов теплообмена в прямооточной КС и возможности ее использования в обликowych исследованиях КСУ при оценке теплового состояния.

Список источников

- [1] Walker S., Tang M., Mamplata C. TBCC Propulsion for a Mach 6 Hypersonic Airplane. *16th AIAA, DLR, DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2013, art. no. 7238.
- [2] Ланшин А.И., Соколова О.В., Шихман Ю.М., Шлякотин В.Е. Исследования двигателей силовой установки самолета-разгонщика перспективной многоразовой двухступенчатой авиационно-космической системы. *Авиационные двигатели*, 2022, № 3 (16), с. 29–42.
- [3] Полев А.С., Грунин А.Н., Шлякотин В.Е. Алендарь А.Д. Исследование параметров и характеристик комбинированной силовой установки параллельной схемы перспективного высокоскоростного пассажирского самолета. *Авиационные двигатели*, 2022, № 3 (16), с. 15–24.
- [4] Грунин А.Н., Силуянова М.В. Математическая модель комбинированной силовой установки с двухконтурной системой охлаждения. *Авиация и космонавтика. 21-я Междунар. конф.: тез.* Москва, Перо, 2022, с. 112–113.
- [5] Magnussen B.F., Hjertager B.H. On Mathematical Models of Turbulent Combustion with Special Emphasis on Soot Formation and Combustion. *Symposium International Combustion*, 1977, vol. 16, pp. 719–729.
- [6] Westbrook C., Dryer F. Simplified reaction mechanism for the oxidation of hydrocarbon fuels in flames. *Combustion Science and Technology*, 1981, vol. 27, pp. 31–43.