

РАСЧЁТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ДВУХКОМПОНЕНТНЫХ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ, РАБОТАЮЩИХ ПРИ ПОВЫШЕННЫХ ДАВЛЕНИЯХ

©2016 С.С. Воробьёва, А.Г. Воробьёв

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

COMPUTATIONAL RESEARCH OF THERMAL STATE OF LRE THRUSTERS COMBUSTION CHAMBER WITH HIGH PRESSURE

Vorobieva S.S., Vorobiev A.G. (Moscow Aviation Institute - National Research University, Moscow, Russian Federation)

One of the main challenges facing the spacecraft designer is creating a propulsion system to control its movement with highly economical and reliable liquid rocket engine of small thrust (thrusters). The feed system for thrusters is predominantly pressurized gas-feed system (PGFS). However, the using of PGFS restricted area of low pressure feeding and low mass of propellants because the increasing the feed pressure or volume of propellants means increasing of dry weight of the tank. One of the possible ways to improve the mass-energy characteristics of thrusters and the orientation control system is to increase the pressure by using special composite tanks or using pneumatic-piston pump system. There are three thrusters for analysis: DMT-MAI-MAI-200 (NTO-UDNH), C5-146.00-0 KB ChimMash (NTO-UDNH), AMBR (NTO-Hydrazine). The calculation shows the advantage of using high pressure for small thrust rocket engine until 2MPa. The increase in the specific impulse is due to several factors: - increase in the theoretical thermodynamic specific impulse;- increase the reaction rate of recombination reduces losses during expansion; - reduction in friction losses in the boundary layer due to the decrease in the surface area of the combustion chamber; - improving the quality of atomization and increase the rate of evaporation due to increased exposure to heat; - decreasing of film cooling mass flow cause less length and surface area of the combustion chamber. The analysis show the changes the thermal state of combustion chambers wall, depending on the operating pressure, mixing parameters and film cooling mass flow. The advantage in weight characteristics of thrusters and orientation control system when using pressure up to 2 MPa.

Одной из основных задач, стоящих перед разработчиком космического аппарата, является создание двигательной установки для управления его движением с высокоэкономичными и надёжными жидкостными ракетными двигателями малых тяг (ЖРДМТ).

Питание ЖРДМТ топливом осуществляется преимущественно вытеснительной системой подачи (ВСП). Однако применение ВСП ограничено областью низких давлений подачи и небольших запасов топлива вследствие возрастания сухой массы бака с повышением давления и сухой массы аккумулятора с увеличением объёма. Одним из возможных путей улучшения массово-энергетических характеристик ЖРДМТ и всей ДУ является повышение давления в камере сгорания (КС), за счёт чего наблюдается снижение массы и габаритов, увеличение удельного импульса, появляется возможность увеличения степени расширения сопла ЖРДМТ. Повышать давление в КС возможно за счёт применения баллонов и элементов пневмо-гидравлической системы, работаю-

щих с повышенным давлением, или применяя пневмопоршневой насосный агрегат.

Для предварительного анализа теплового состояния КС в период разработки двигателя или в период испытаний разработана математическая модель теплового состояния камеры сгорания ЖРДМТ.

В математическую модель входят следующие базовые модули:

- модуль расчёта основных параметров ЖРДМТ;
- модуль построения внутреннего и внешнего профиля стенки КС;
- модуль расчёта термодинамических и теплофизических свойств продуктов сгорания;
- модуль расчёта массы конструкции ЖРДМТ;
- модуль расчёта внутренних и внешних тепловых потоков, действующих на КС;
- модуль расчёта параметров динамического пограничного слоя;
- модуль расчёта испарения и перемешивания завесных поясов;

- 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 отобрано 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-