

УДК 623

Камера сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя летательного аппарата для больших сверхзвуковых скоростей полета

Горбачев Алексей Дмитриевич¹ kborion@vpk.npomash.ru

Осипов Евгений Владимирович¹ evgeny.osipov@mail.ru

Абдулкаев Эльдар Рауфович^{1(*)} favoritessleep@mail.ru

Захаров Илья Сергеевич¹ minasitil123@mail.ru

Мирзаев Амирам Магомадаевич² vpk@vpk.npomash.ru

¹ АО «ВПК «НПО машиностроения» — филиал КБ «Орион», Оренбург, Россия

² АО «ВПК «НПО машиностроения», Реутов, Московская обл., Россия

Аннотация. Формирование устойчивого горения топлива в камере сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД), а также обеспечение работоспособности конструкции при высоких температурах является сложной задачей. Для работы в этих условиях была разработана конструкция камеры сгорания из углерод-углеродного материала с наружным контуром воздушного охлаждения и выдвижными стабилизаторами горения. На входе в камеру сгорания установлен газогенератор, обеспечивающий необходимые расходы топлива, формирующий однородную топливно-воздушную смесь с высоким КГД горения, работающий в условиях высоких температур.

Ключевые слова: камера сгорания, газогенератор, жаровые рубашки, пилоны, стабилизатор горения, углерод-углеродный материал

Введение. При разработке ПВРД для летательных аппаратов (ЛА) с большими сверхзвуковыми скоростями полета важной задачей является создание камеры сгорания, обеспечивающей устойчивое горение топливно-воздушной смеси в сверхзвуковом потоке при высоких температурах. Предлагаемая конструкция камеры сгорания включает ряд технических решений, направленных на выполнение этих требований.

Камеры сгорания, используемые в настоящее время в конструкциях ПВРД, включают в себя такие элементы, как корпус камеры сгорания, жаровые рубашки, форсунки, кольцевые стабилизаторы пламени [1]. Данный набор элементов изготавливается преимущественно из жаропрочной стали.

Однако с ростом скорости ЛА увеличивается расход топлива [2], возрастают температуры до величин, существенно превышающих предел прочности жаропрочных сталей, возникают проблемы устойчивости горения в сверхзвуковом потоке.

Материалы и методы; результаты. Для решения перечисленных проблем разработана конструкция камеры сгорания из углерод-углеродного материала с газогенератором и стабилизаторами горения.

Газогенератор состоит из пилонов, внутри которых выполнены полости для подачи топлива, центрального тела с множеством профилированных отверстий по всей длине, через которые тоже подается топливо [3]. Топливо-воздушная смесь воспламеняется электрической свечой. Пилоны газогенератора изготавливаются литьем из жаропрочного никелевого сплава.

Камера сгорания состоит из корпуса, жаровых рубашек, пилонов, переходника для крепления камеры сгорания к воздуховоду, механизма раскрытия стабилизаторов горения, теплоизоляционного материала, накладок и крепежных элементов. Все элементы камеры сгорания выполнены из материала углерод-углерод [4] за исключением уплотнительных элементов изготовленных из терморасширенного графита и гидроцилиндров механизма раскрытия стабилизаторов горения, изготовленные из титана.

Корпус камеры сгорания представляет собой цельковую конструкцию с увеличивающимся раструбом в районе последних жаровых рубашек.

Для обеспечения устойчивого горения на всех режимах работы в камере сгорания установлены стабилизаторы горения с механизмом раскрытия и возможностью складывания и раскладывания.

Заключение. Предложенная конструкция камеры сгорания из углерод-углеродного материала со стабилизаторами горения и газогенератором позволяют максимально эффективно смешивать топливо с воздухом, регулируя его подачу в камеру сгорания, воспринимать высокие тепловые и газодинамические нагрузки, что существенно повышает эффективность работы ПВРД и обеспечивает достижение летательным аппаратом высоких сверхзвуковых скоростей полета.

Список источников

- [1] Лизин В.Т., Пяткин В.А. *Проектирование тонкостенных конструкций*. Москва, Машиностроение, 1976, 408 с.
- [2] Раушенбах Б.В., Белый С.А., Беспалов И.В. *Физические основы рабочего процесса в камерах сгорания ВРД*. Москва, Машиностроение, 1964, 526 с.
- [3] Бондарюк М.М., Ильяшенко С.М. *Прямоточные воздушно-реактивные двигатели*. Москва, Машиностроение, 1958, 394 с.
- [4] Медведева Г. Анализ характеристик композитных материалов, используемых в авиастроении. *Решетневские чтения*, 2016, т. 1, с. 509–510.