

КОНЦЕПТУАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Сивишкин Н.А.¹, Загадов И.А.¹, Штырлов А.Е.¹

¹Самарский университет, г. Самара, sivishkin.na@ssau.ru

Ключевые слова: малоразмерный газотурбинный двигатель, форсажная камера, композитные материалы

В настоящее время существенно растет использование малоразмерных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) различного назначения. Все большее распространение получают БПЛА, которым требуется возможность кратковременного резкого увеличения скорости полета, что обуславливает потребность в малоразмерных газотурбинных двигателях (МГТД) с форсажными камерами (ФК). Проектирование ФК для МГТД осложняется жесткими массогабаритными ограничениями и высокими требованиями к удельной тяге, экстремально высокими температурами (1900–2200 К), превышающими температурные пределы жаропрочных сплавов, значительной долей газодинамических потерь, а также трудностями распыливания топлива, обусловленными малой длиной форсажной камеры

Целью данной работы является обоснование применимости керамических материалов для изготовления элементов ФК на основе численно-экспериментального исследования.

За основу для разработки форсажной камеры был выбран разработанный на базе Самарского университета двигатель МГТД-550 с максимальной тягой 550 Н. Проектирование форсажной камеры для МГТД усложняется малыми габаритами двигателя и существенной долей потерь, оказывающих заметное влияние как на рабочий процесс самого двигателя, так и на работу системы двигатель–форсажная камера.

В работе [1] рассмотрено проектирование форсажной камеры с учетом снижения гидравлических потерь за счет подбора геометрии узлов: угла наклона и толщины стоек-выпрямителей потока, а также перепрофилирования конического обтекателя сопла базового двигателя. Это позволило исключить зону обратных токов за обтекателем сопла и уменьшить негативное влияние закрутки потока за турбиной МГТД на диффузор форсажной камеры. Конструктивная схема форсажной камеры представлена на рис. 1.

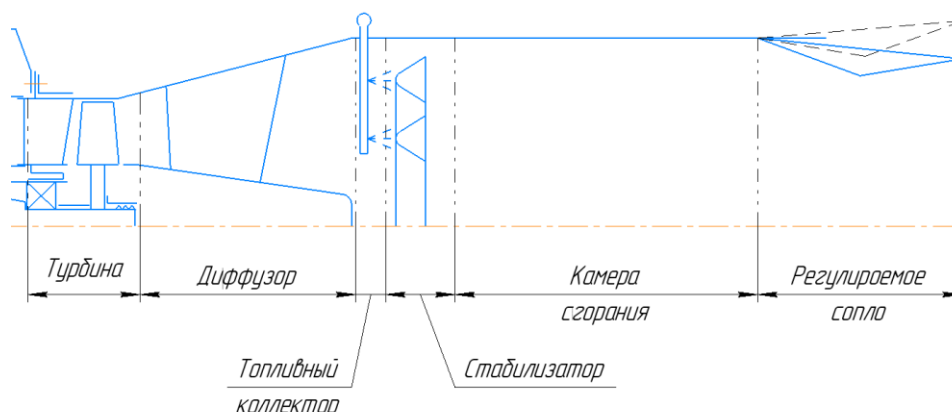


Рис. 1 – Конструктивно-силовая схема ФК МГТД

Расчетная область может быть сформирована по аналогии с [1] и включать диффузор, топливный коллектор, стабилизаторы, камеру сгорания и дроссельную шайбу как упрощенную модель соплового узла. Численное исследование предлагается провести в

ANSYS Fluent с привлечением двухфазной модели Эйлера–Лагранжа для расчёта распыливания и испарения керосина, моделью турбулентности SST k- ω и моделью горения на основе подхода Flamelet. Граничные условия задаются согласованно с режимом работы исходного двигателя. Сопряженный расчет теплового состояния стенки с учетом радиационной составляющей позволит обосновать локальную толщину оболочки и при необходимости предусмотреть эффузионное охлаждение.

Предлагаю такой, более связный вариант блока (можно вставлять целиком вместо исходного текста):

Согласно [2], высокие значения форсирования (увеличение тяги на 40–70%) достигаются при повышении температуры в форсажной камере до 2000–2300 К. Для малоразмерного МГТД с форсажной камерой, представляющего собой уменьшенный аналог ТРДФ и не имеющего второго контура, это означает дефицит охлаждающего воздуха для внутреннего и наружного корпусов форсажной камеры. В таких условиях прочностных и теплостойких свойств традиционных жаропрочных сплавов может оказаться недостаточно для обеспечения допустимого теплового состояния корпусов, что требует переоценки применяемых материалов и выбора альтернативных решений.

Одним из наиболее перспективных вариантов материала для элементов форсажной камеры является керамоматричный композит (СМК) на основе карбида кремния (SiC). По данным [3, 4], SiC-композиты обладают существенно более высокой долговечностью, термостойкостью и стойкостью к ползучести по сравнению с никелевыми суперсплавами. Дополнительным преимуществом является более чем трехкратное снижение плотности (около 2750 кг/м³ для SiC против 8000 кг/м³ для сплава ХН58МБЮ), что создает предпосылки для улучшения показателей удельной тяги двигателя.

Применение SiC-керамики в составе форсажной камеры малоразмерного двигателя имеет ряд специфических преимуществ по сравнению с крупноразмерными авиадвигателями. Во-первых, ограниченный ресурс БПЛА-носителя (как правило, до сотен часов) снижает критичность вопросов ремонтпригодности и циклической усталости керамики. Во-вторых, малая абсолютная масса деталей форсажной камеры позволяет изготавливать их с использованием современных аддитивных технологий (например, binder jetting), что уменьшает технологическую себестоимость единичных и мелкосерийных изделий по сравнению с традиционными методами изготовления. Вместе с тем ключевыми рисками, требующими отдельного исследования, остаются ударная стойкость стенки к воздействию посторонних частиц, термоудар при включении форсажа и обеспечение герметичности соединений керамика–металл.».

В ходе проведения исследования был разработан концептуальный облик форсажной камеры МГТД-550 с обоснованием применения SiC-керамики для горячей части. Показана целесообразность компоновки с учетом малых размеров, дефицита охлаждающего воздуха и высоких температур форсажа. Дальнейшие исследования должны быть направлены на CFD/СНТ-верификацию, оценку прочности, термоудара и герметичности соединений керамика–металл.

Работа выполнена по проекту FSSS-2025-0002 «Разработка и апробация передовых методик проектирования, производства и испытаний узлов энергетических установок малой мощности».

Список литературы

1. Lee D.-E., Kang Y., Rhee D.-H. Study on the design and performance analysis of an afterburner diffuser for a supersonic micro turbojet engine // The KSFM Journal of Fluid Machinery. – 2025. – Vol. 28, No. 1. – P. 82–91. – DOI: 10.5293/kfma.2025.28.1.082.
2. Старцев Н.И. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей и приводов энергетических установок: учеб. пособие. Кн. 3. Авиационные редукторы и форсажные камеры / Н.И. Старцев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. – 172 с.

3. Techno-economic analysis of ceramic matrix composites integration in remaining useful life aircraft engine hot section components / G. Karadimas, A. Ioannou, A. Kolios, K. Salonitis // The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. – 2024. – Vol. 135. – P. 4189–4203. – DOI: 10.1007/s00170-024-14743-w.

4. Evaluation of preparation and combustion rig tests of an effusive cooled SiC/SiCN panel / S. Hönig, F. Süß, N. Jain, R. Jemmali, T. Behrendt, B. Mainzer, D. Koch // International Journal of Applied Ceramic Technology. – 2020. – Vol. 17, No. 4. – P. 1562–1573. – DOI: 10.1111/ijac.13501.

Сведения об авторах

Сивишкин Никита Алексеевич – магистрант второго года обучения, инженер-конструктор, повышение высотности запуска МГТД.

Штырлов Александр Евгеньевич – магистрант первого года обучения, инженер-конструктор, повышение высотности запуска МГТД.

Загадов Илья Александрович – аспирант первого года обучения, инженер-конструктор, изучение свойств материалов и их влияние на прочность.

CONCEPTUAL DESIGN OF A SMALL TURBOJET AFTERBURNER WITH COMPOSITE MATERIAL APPLICATION

Sivishkin N.A.¹, Zagadov I.A.¹, Shtyrlov A.E.¹

¹Samara University, Samara, sivishkin.na@ssau.ru

Abstract. Growing demand for high-speed unmanned aerial vehicles drives the development of small-scale gas turbine engines equipped with afterburners. Such afterburners operate at 1900–2300 K with limited cooling air, which exceeds the capability of conventional nickel-based superalloys. This study presents the conceptual design of an afterburner for the MGTE-550 engine and substantiates the use of silicon carbide ceramic matrix composites for its hot-section components. A coupled CFD–CHT analysis in ANSYS Fluent is proposed to evaluate fuel atomisation, evaporation and wall thermal state, supporting subsequent experimental validation.