

КОНЦЕПТУАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С РЕГУЛИРУЕМЫМ СОПЛОМ

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

¹Самарский университет, г. Самара, ilyazagadov@yandex.ru

Ключевые слова: регулируемое сопло, мгтд, малоразмерный газотурбинный двигатель, концептуальное проектирование

Малоразмерные газотурбинные двигатели (МГТД) получили широкое распространение в беспилотных авиационных комплексах различного назначения по всему миру. В ряде случаев к летательным аппаратам с такими двигателями могут предъявляться повышенные требования к маневренности, что обычно влечет за собой требование обеспечения устойчивой и эффективной работы двигателя в широком диапазоне тяговых усилий. Из мирового опыта проектирования полноразмерных двигателей с широким диапазоном рабочих режимов известно, что согласование работы составных частей таких двигателей достигается за счет применения регулируемого сопла, с изменяемой площадью проходного сечения [1]. Анализ отечественных и зарубежных работ показывает, что для МГТД и БПЛА задача согласования характеристик двигателя на широком диапазоне режимов решается преимущественно за счет совершенствования соплового аппарата и численного моделирования. Однако для малоразмерных форсированных схем с регулируемым соплом вопрос выбора конструктивно оправданной геометрии остается недостаточно проработанным.

Цель данной работы состоит в создании концептуального проекта форсированного МГТД с применением регулируемого сопла, обеспечивающего работу на основных режимах. В рамках данной работы были решены три основные задачи: анализ возможных конструктивных решений; формирование схемы проектируемого МГТД и типовой кинематической схемы сопла; формирование расчетной модели в САЕ-системе АСТРА 9.8 и определение проектных параметров проектируемого сопла на основных режимах работы для дальнейшей проработки геометрии сопла. В качестве критерия эффективности приняты сохранение работоспособности на основных режимах, снижение потерь на нерасчетных режимах и технологическая реализуемость сопла в составе МГТД малой тяги. Это позволило ограничить поиск решений схемами, пригодными для дальнейшей конструкторской проработки.

Выполнение работы осуществлялось в два этапа. На первом этапе был выполнен анализ условий работы и термодинамическое моделирование двигателя в САЕ-системе АСТРА 9.80 на основных режимах. Для максимальной скорости полета на режиме форсирования было определено лобовое сопротивление ЛА. На втором этапе для рассчитанных параметров было подобрано наиболее подходящий тип реактивного сопла и выполнена конструктивно-силовая схема проектируемого малоразмерного газотурбинного двигателя. На этапе термодинамического анализа оценивалось влияние форсирования на тягу, удельный расход топлива и параметры истечения, что дало возможность определить область рационального применения регулируемого сопла. На этапе компоновки проверялась согласованность сопла с форсажной камерой и газогенератором.

В результате выполнения первого этапа работы было установлено, что режим форсирования повышает удельный расход топлива в 1,72 раза. При увеличении тяги на 50%. При этом скорость полета составила 308 м/с, что соответствует числу Маха 0,95. Стоит отметить, что преодоление сверхзвукового барьера для МГТД труднодостижимо в виду низких эшелонов полета и как следствие высокого сопротивления, что ставит под вопрос целесообразность применения сверхзвуковых сопел (эжекторного, всережимного сопла Лаваля [2]) в виду их более низкой технологичности и высокой стоимости.

На втором этапе работы была выбрана и доработана типовая схема МГТД в классе тяг от 100 Н до 1000 Н (рисунок 1). Схема выполнена с форсажной камерой и регулируемым дозвуковым соплом. Для проектируемого изделия было выбрано регулируемое всережимное сопло Лавала, что позволяет обеспечить меньшие потери при работе двигателя на режимах отличных от основного за счет изменения площади критического сечения сопла.

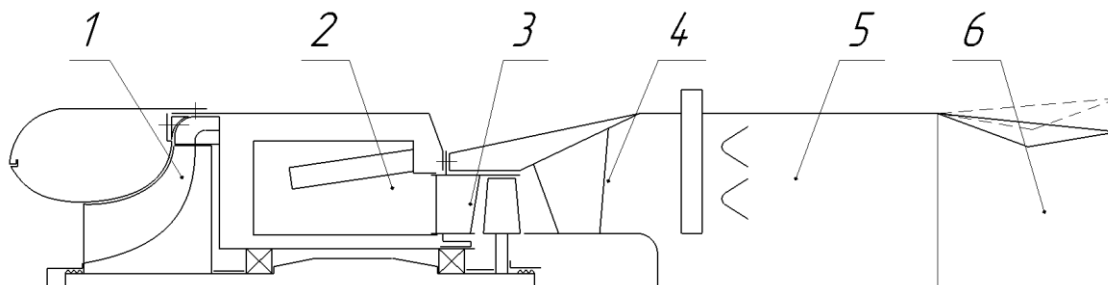


*Рис 1 – Схема проектируемого МГТД:
1 – центробежный компрессор; 2 – камера сгорания; 3 – осевая турбина;
4 – диффузор; 5 – форсажная камера; 6 – сопло*

Полученные результаты подтверждают целесообразность применения регулируемого сопла в форсированных МГТД, работающих в условиях ограниченного диапазона режимов и повышенных требований к маневренности ЛА. Дальнейшая проработка должна быть сосредоточена на уточнении геометрии, прочностной оценке и расчетно-экспериментальной верификации сопла.

В работе был сформирован концептуальный облик форсированного МГТД с регулируемым соплом, показано влияние форсажа на тягу, удельный расход и параметры истечения. Выбор регулируемого сопла обоснован как средство согласования режимов и снижения потерь. Дальнейшие исследования следует направить на оптимизацию геометрии, прочностную оценку, учет нестационарных режимов и стендовую верификацию.

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

Список литературы

1. Кулагин В.В., Кузьмичев В.С. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. – Общество с ограниченной ответственностью Научно-техническое издательство Машиностроение, 2013.
2. Лаврухин, Г.Н. Аэрогазодинамика реактивных сопел. Т. 1: Внутренние характеристики сопел: монография; ЦАГИ. – Москва: Физматлит, 2003. – 376 с. – ISBN 5-9221-0013-0.

Сведения об авторах

Загадов Илья Александрович – аспирант первого года обучения, инженер – конструктор.

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.

CONCEPTUAL DESIGN OF A SMALL TURBOJET WITH ADJUSTABLE NOZZLE

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

¹Samara University, Samara, ilyazagadov@yandex.ru

Small-scale gas turbine engines (SGTE) are widely used in unmanned aerial vehicles requiring a broad thrust range and high maneuverability. This paper presents the conceptual design of an afterburning SGTE with a variable-area nozzle. Thermodynamic modeling was performed using the ASTRA 9.8 CAE system across primary operating modes. Results show that the afterburner increases specific fuel consumption by a factor of 1.72 while raising thrust by 50%, with a maximum flight speed of 308 m/s ($M = 0.95$). A variable convergent–divergent nozzle was selected to minimize off-design losses. Further work should focus on geometry refinement, structural analysis, and experimental verification.