

УДК 629.7

Разработка теплозащитных покрытий для многоразового космического аппарата

Нгессан Яо Марк Ролан

yaonguessan09@gmail.com

Зарубин Владимир Сергеевич

vszarubin@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Аннотация. Разработка теплозащитных покрытий для многоразового космического аппарата требует комплексного подхода. Исследование начинается с представлением космического аппарата и анализа его теплового режима при атмосферном входе. Ключевыми параметрами являются плотности конвективного теплового потока при ламинарном и турбулентном режимах обтекания, а также радиационная составляющая. Особое внимание уделено температуре в критической точке, испытывающей максимальный нагрев. На основе этих данных выполнено моделирование теплозащитного покрытия, определены его состав и структура. Завершающим этапом является проектирование надежной системы крепления, обеспечивающей целостность теплозащиты при многократных термических и механических нагрузках.

Ключевые слова: многоразовой космического аппарата, тепловой поток, теплозащитное покрытие

Введение. Разработка теплозащитных покрытий для многоразового космического аппарата представляет собой актуальную научно-техническую задачу в контексте активного развития повторного используемых космических систем [1]. Актуальность работы обусловлена необходимостью обеспечения безопасной эксплуатации аппарата при многократных входах в атмосферу, где теплозащитные покрытия подвергаются экстремальным термическим и механическим нагрузкам [2].

Основные задачи включают: анализ конвективных и радиационных тепловых потоков, определение температурных полей в критических зонах, предложение модели теплозащитного покрытия и разработку надежной системы крепления. Практическая значимость заключается в применении результатов для проектирования перспективных космических систем. Решение этих задач позволит создавать эффективные теплозащитные покрытия, обеспечивающие безопасность и многоразовость космических аппаратов [3].

Были определены габариты космического аппарата, рассчитаны его аэродинамические характеристики и спроектирована система крепления теплозащитного покрытия. Проектирование выполнялось в CAD-системе NX, где была разработана трехмерная модель космического аппарата.

На следующем этапе проведен анализ плотности теплового потока, воздействующего на космический аппарат при входе в атмосферу. В рамках анализ выполнена оценка: плотности конвективного теплового потока для ламинарного и турбулентного режимов обтекания, плотности радиационного

теплового потока и суммарного теплового потока на протяжении всего участка входа в атмосферу. Расчеты были выполнены в программном комплексе PTC Mathcad Prime 11 с применением утвержденных методик: для конвективной составляющей использовались формулы Кэмп — Риддела и Сибулкина, а для радиационной — формула Андреевского. На основе полученного теплового потока и с помощью закона Стефана — Больцмана была вычислена температура в критической точке аппарата [4]. Рассчитанное значение температуры в критической точке является ключевым параметром для предложения обоснованной конструкции теплозащитного покрытия, включая выбор материалов, количества и толщины его слоев [5]. На основе головной 3D-модели теплозащитного покрытия авторы предложили надежную систему его крепления к конструкции космического аппарата.

Заключение. На основе проведенного теплового анализа и рассчитанной температуры в критической точке была обоснована конструкция теплозащитного покрытия. Для верифицированной 3D-аппарата разработана надежная система крепления теплозащиты. Все расчеты выполнены в программных комплексах NX и PTC Mathcad Prime 11 с применением утвержденных методик. Полученные решения обеспечивают защиту космического аппарата в условиях экстремальных тепловых нагрузок.

Список источников

- [1] Туманов А.В., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. *Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, 572 с.
- [2] Зрелов В.А. *Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы*. Москва, Машиностроение, 2005, 336 с.
- [3] Миненко В.Е., Столярова Н.А. Система теплозащитного покрытия пилотируемого спускаемого аппарата марсианской экспедиции, входящего в атмосферу Земли с большими сверхзвуковыми скоростями. *Тепловые процессы в технике*, 2023, т. 15, № 4, с. 158–166. <https://doi.org/10.34759/tpt-2023-15-4-158-166>
- [4] Гофин М.Я. *Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов*. Москва, Мир, 2003, 671 с.
- [5] Сорокин О.Ю., Гращенков Д.В., Солнцев С.С., Евдокимов С.А. Керамические композиционные материалы с высокой окислительной стойкостью для перспективных летательных аппаратов (обзор). *Труды ВИАМ*, 2014, № 6. URL: https://www.elibrary.ru/download/elibrary_21611193_12467477.pdf (дата обращения 15.11.2025).