

## СЖИГАНИЕ ИЛИ МЕЛКОЕ ДИСПЕРГИРОВАНИЕ СТВОРОК ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ЗА СЧЕТ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ПОДВОДА ТЕПЛА ПРИ ДВИЖЕНИИ НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ СПУСКА

Д.Ю. Давыдович, М.М. Дронь, К.И. Жариков, Ю.В. Иордан  
Научный руководитель: профессор, д.т.н. В.И. Трушляков  
Омский государственный технический университет,  
Россия, г. Омск, пр. Мира, 11, 644050  
E-mail: [iordanyuliya@gmail.com](mailto:iordanyuliya@gmail.com)

Падение створок головных обтекателей (СГО) в выделенные районы поверхности Земли служит источником экономических, экологических и социальных проблем. После отделения от ракеты-носителя СГО не сгорают в атмосфере, ввиду случайных параметров движения, и для них требуется выделение значительных площадей районов падения, которые в 3–5 раз превышают площади районов падения отработанных ступеней ракет-носителей.

Расчет программы управления выведением ракеты-носителя для обеспечения падения СГО в выделенные районы приводит к существенному снижению массы выводимого полезного груза (до 10%). Стоимость послепусковых мероприятий, связанных с выводом из хозяйственного оборота указанных территорий, поиском, разделкой, вывозом СГО, их утилизацию достигает 15-40% от стоимости пуска, причем проблема усугубляется расположением этих районов в различных административно-территориальных регионах.

В настоящее время все найденные способы минимизации площадей районов падения отделяющихся СГО, как отечественные, так и зарубежные, основаны на применении парашютных систем увода, например: 1) воздушно-космическая парашютная система, обеспечивающая ориентированный вход в плотные слои атмосферы, гашение гиперзвуковой скорости, снижение теплового нагружения [1]; 2) парашютная система, состоящая из тормозного парашюта и парашюта-крыла для спасения створок головного обтекателя в воздухе [2]; 3) парашютная система, состоящая из тормозного парашюта и основного купольного парашюта, предполагающая спасение створок головного обтекателя в море [2].

Все приведенные выше способы имеют сложную конструкцию, что приводит к проблемам компоновки и размещения внутри головного обтекателя парашютной системы, полезного груза, а также сложность в обеспечении надежности развертывания таких систем, учитывая аэродинамические особенности спуска в атмосфере.

Районы падения европейских ракет-носителей находятся в акваториях Мирового океана, что снижает стоимость их эксплуатации за счет того, что все отделяющиеся части, как правило, тонут. Однако, использование летательных аппаратов, морских судов, систем поиска, большого штата сотрудников обслуживающего персонала для спасения отделяющихся частей, в том числе СГО, ведет к повышению экономических затрат. Использование летательных аппаратов (вертолетов) и морских судов требуют оптимальных погодных условий для их эксплуатации, таким образом вводятся граничные условия по времени пуска и району поисковых работ.

Ко всему прочему, в найденных способах не снимаются ограничения при расчете программы управления выведением ракеты-носителя, обеспечивающей падение створок в заданный район падения, что приводит к уменьшению массы полезного груза.

Для решения проблемы предлагается ввести в конструкцию СГО пиротехнический состав (ПС), который воспламенится в заданный момент времени и доведет температуру материала конструкции до начала его горения при движении на атмосферном участке траектории спуска. Масса пиротехнического состава не должна превышать 15% от массы головного обтекателя из-за снижения выводимой массы полезного груза (до 3-5%) [3]. Однако, в ряде случаев повышение массы выводимого полезного груза за счет отказа от выполнения требования по району падения превышает потери массы от установки системы сжигания.

Головной обтекатель представляет собой трехслойную конструкцию из полимерного композиционного материала в виде двухстворчатой оболочки переменной кривизны, содержащей внешний и внутренний несущие слои из углепластика и алюминиевый сотовый наполнитель.

Характерными особенностями условий эксплуатации головных обтекателей является тот факт, что на участке выведения ракет-носителей максимальная температура головных

обтекателей не превышает 300-500<sup>0</sup>С и в дальнейшем пассивном полете на нисходящем атмосферном участке траектории спуска не увеличивается.

В качестве возможных вариантов ПС могут быть использованы рецептуры, включающие:

а) смеси порошков активных металлов (*Mg, Al*) с оксидами менее активных металлов (*MnO<sub>2</sub>, Mn<sub>3</sub>O<sub>4</sub>*), у которых равновесная температура реакции  $\approx 2500^0\text{C}$ ;

б) механически активированный состав *B<sub>4</sub>C–Ti* с температурой горения  $\approx 2350^0\text{C}$ .

Для моделирования обтекания летательных аппаратов в атмосфере используются методы, основанные на решении уравнений Навье-Стокса, преимущественно для сверхзвуковых течений и методы с применением решеточных уравнений Больцмана в случае трансзвуковых и дозвуковых режимов обтекания [4]. В связи с тем, что сжигание створок головного обтекателя предлагается с использованием кислорода воздуха, что соответствует высотам менее 70 км, принимается математическая модель сплошной среды. В дополнение к методам прикрепляются модели турбулентности. На сегодняшний день наиболее актуальной для данного класса задач является SST модель Ментера [5]. Для формирования полной системы уравнений, к аэродинамической системе уравнений следует присоединить уравнения тепло- и массообмена, с учётом горения пиротехнического состава и термочувствительности конструкции СГО.

Результаты предварительных экспериментов для смесей порошков металлов показали, что в реальных условиях присутствуют большие тепловые затраты из-за низкой теплопроводности и высокой температуры горения углепластика, поэтому необходимо подобрать энергетически более выгодные смеси, конструктивные пути реализации процесса сжигания.

Эксперименты с механически активированным ПС *B<sub>4</sub>C – Ti* характеризуются полным выгоранием алюминиевых сот и полимерного связующего из углепластика, в результате остаются легко отделяющиеся друг от друга тонкие пластинки исходной графитовой основы.

Проведен баллистический расчет пассивного участка траектории для головного обтекателя для различных программ тангажа, в том числе со снятием ограничений по сбросу головного обтекателя в заданный район падения. Проведен расчет аэродинамических характеристик СГО на участке спуска, для различных углов атаки.

Проведены предварительные оценки температуры СГО на участке спуска в плотных слоях атмосферы без учета теплопритока от сгорания пиротехнического состава.

По результатам проведенных исследований, выявлено, что скорости спуска СГО в атмосфере не превышают значений в 6 Маха; время от момента отделения до касания земли не превышает 350 секунд; температура поверхности конструкции на участке спуска в плотных слоях атмосферы не превышает пределов прочности материала конструкции.

Результаты теоретических и экспериментальных исследований свидетельствуют о возможности снижения площадей районов падения. Полученные научно-технические результаты являются базой для создания нового типа конструкций головных обтекателей, с возможностью снижения площадей районов падения после отделения от ракетносителя.

*Исследования проводились при поддержке гранта РНФ по Соглашению № 16-19-10091 от 18.05.2016 г.*

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пат. 2495802 РФ. МПК В 64 G 1/62. Способ применения парашютной системы для спасения отработанных ступеней ракет-носителей или их частей и спускаемых космических аппаратов / Ю.Н. Гвоздев и др. Заявлено 17.03.2011; Оpubл. 20.10.2013, Бюл. № 29. – 6 с.
2. Wiesendanger A. RUAG Reusable payload fairing // 32nd National Space Symposium. – Colorado Springs, US. – April 11-14, 2016.
3. Пат. 2581636 РФ. МПК F 42 В 10/46, В 64 G 1/64. Головной обтекатель ракеты / В.И. Трушляков и др. Заявлено 17.02.2015; Оpubл. 20.04.2016, Бюл. № 11. – 13 с.: ил.
4. Димитриенко Ю.И. Численное решение сопряженной задачи гиперзвуковой аэродинамики и термомеханики термодеструктурирующих конструкций // Наука и инновации МГТУ. – 2013. – №9. – С. 1–17.
5. Menter, F.R. Kuntz, M., Langtry, R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model, turbulence, heat and mass transfer // Begell House, Inc., – 2003. – pp. 625-632.