

ТЕХНОЛОГИИ СНИЖЕНИЯ ТЕХНОГЕННОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ПУСКОВ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ОКРУЖАЮЩУЮ СРЕДУ

© 2016 Я. Т. Шатров¹, Д. А. Баранов², В. И. Трушляков³,
В. Ю. Куденцов³, Д. В. Ситников³, Д. Б. Лемперт⁴

¹Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, г. Королёв

²Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара

³Омский государственный технический университет

⁴Институт проблем химической физики Российской академии наук, г. Черноголовка

Приведены технологии снижения техногенного воздействия пусков ракет космического назначения на окружающую среду на основе управляемого спуска с орбит и траекторий выведения отработанных ступеней, сжигания в атмосфере отделившихся створок головного обтекателя и хвостового отсека. Управляемый спуск отработанной ступени осуществляется за счёт установки активной бортовой системы спуска, использующей невыработанные остатки жидких компонентов ракетного топлива в баках. Сжигание головного обтекателя и хвостового отсека основано на введении в состав их конструкций пиротехнических составов. На примере ракеты космического назначения «Союз-2.1в» показана практическая возможность реализации приведённых технологий, позволяющая не только обеспечить решение базовых экологических требований, но и повысить тактико-технические характеристики ракет космического назначения, перейти на новый технический уровень их проектирования и эксплуатации. Использование технологий газификации жидких остатков ракетного топлива позволяет обеспечить управляемый спуск отделившихся ступеней ракет с разбросом точек падения менее 1 км, смещение дальности падения до 15% и обеспечить приращение массы выводимого полезного груза за счёт манёвра нижней ступени ракеты в заданный район падения до 5% от исходной массы полезного груза. Масса дополнительного оборудования, необходимого для реализации данной технологии, может составлять до 3–5% от массы «сухой» конструкции отделившейся части ракеты.

Ракета космического назначения, снижение, техногенное воздействие, газификация, спуск, пиротехнический состав.

Введение

Наличие многоступенчатости ракет космического назначения (РКН) и невыработываемых остатков жидких компонентов ракетного топлива (КРТ) в баках ступеней после выключения маршевого ЖРД привели к тому, что в результате ракетно-космической деятельности кроме прочих проблем, связанных с проектированием, изготовлением и эксплуатацией, возникли две проблемы в части экологического воздействия пусков на окружающую среду [1]:

- появление в защищаемых областях околоземного космического пространства (ОКП) потенциально взрывоопасного крупногабаритного космического мусора

в виде орбитальных ступеней с остатками топлива в баках;

- наличие значительных площадей районов падения, выделяемых под отделившиеся части ступеней, в частности, отработанные ступени (ОС), хвостовые отсеки (ХО), головные обтекатели (ГО).

Первая проблема имеет международный уровень и в настоящее время для разработчиков РКН сформулированы конкретные требования к организационным и проектно-конструкторским мероприятиям, позволяющим снизить поступление в защищаемые области ОКП потенциально взрывоопасного крупногабаритного космического мусора в виде ОС,

Цитирование: Шатров Я.Т., Баранов Д.А., Трушляков В.И., Куденцов В.Ю., Ситников Д.В., Лемперт Д.Б. Технологии снижения техногенного воздействия пусков ракет космического назначения на окружающую среду // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 1. С. 139-150. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-139-150

а также последствиям при неуправляемом спуске в атмосферу [2 – 4].

Вторая проблема имеет преимущественно российскую специфику и связана, прежде всего, с наличием районов падения ОС, ХО, ГО на территории страны, в отличие от других стран, эксплуатирующих РКН и имеющих районы падения в акватории Мирового океана. Наличие районов падения на территории хозяйствующих субъектов приводит к необходимости проведения работ в части выделения этих районов, а также по ликвидации последствий после каждого пуска. Как следствие – значительные организационные и финансовые затраты [1].

В ряде работ рассмотрены различные варианты решения первой проблемы, например, путём повторного запуска маршевого ЖРД для управляемого спуска ОС после выполнения своей миссии в течение 1 – 2 витков [5 – 9]. В [3; 4] для орбит, находящихся в ОКП до высоты 2000 км, рекомендован перевод ОС на орбиту с баллистическим сроком существования не более 25 лет с постепенным входом её в атмосферу и сгоранием в верхних слоях, а для более высоких орбит – перевод на орбиту захоронения со сроком существования свыше 1000 лет. В [8; 9] рассмотрена активная бортовая система спуска (АБСС), обеспечивающая либо перевод ОС на орбиту со сроком существования менее 25 лет, либо управляемый спуск в течение 1 – 2 витков.

Наличие многоступенчатости РКН и влияние этого фактора на окружающую среду заключается в необходимости выделения значительных территорий под районы падения. В [1] подробно рассмотрены составляющие затрат, связанные с выделением и эксплуатацией районов падения, подходы по снижению их площадей. Основное внимание при снижении площадей районов падения уделено повышению точностных характеристик приборного состава системы управления, учёту сезонных факторов состояния атмосферы при расчёте программ выведения и т.д. Известны более радикальные подхо-

ды, исключая районы падения ОС, например, управляемый спуск с обеспечением мягкой посадки в заданный район (в перспективе на базу Ванденберг) нижней ОС для РКН «Фалкон-9» [10], проект «Россиянка» [11] с возвращением в район точки старта, предусматривающие в перспективе повторное использование ОС.

Величины остатков КРТ в топливных баках на момент выключения маршевого ЖРД в идеальном случае (когда все возмущающие факторы при заправке РКН, полёте действуют на увеличение фактических остатков топлива в баках) составляют до 3% от начальной заправки и являются результатом проведения значительного объёма работ по их снижению в различных направлениях, в том числе:

- повышение точности измерения уровней заправок КРТ в баках;

- оптимизация конструкции заборных устройств КРТ в баках и разработки системы сброса остатков КРТ после выключения маршевого ЖРД (пример модернизации ЖРД на первой ступени РКН «Протон-М»);

- модернизация системы управления топливом для обеспечения опережающей выработки наиболее токсичного КРТ и доработки ЖРД для безаварийного выключения по окончании одного из КРТ;

- использование терминального управления для движения РКН по «дожигающим» траекториям и разработка соответствующих алгоритмов;

- минимизация гарантийных остатков КРТ и введение индивидуальных заправок КРТ для каждой полезной нагрузки и т.д.

Все эти разработки требуют значительных затрат средств и времени на этапах НИР и ОКР и приводят, как правило, к усложнению конструкции, повышению сложности алгоритмов управления и, соответственно, к снижению тактико-технических характеристик РКН.

Проведённые исследования [12 – 14] показали, что применение АБСС в составе ОС исключает необходимость проведения этих разработок в процессе проектирова-

ния, т.к. предлагаемые технология, схемные и проектно-конструкторские решения позволяют эффективно извлечь невырабатываемые остатки КРТ, а энергетический ресурс, заключённый в них, использовать для снижения техногенного воздействия на окружающую среду в различных направлениях, в том числе и для снижения количества и площадей районов падения. Сравнительный анализ альтернативных вариантов решения данной проблемы показал высокую эффективность и потенциальные возможности АБСС для повышения тактико-технических характеристик РКН, снижения техногенного воздействия на окружающую среду и повышения технического уровня РКН, в частности, для последующего перехода к мягкой посадке ОС.

Постановка задачи

В основу технологий снижения техногенного воздействия пусков РКН с маршевыми ЖРД на окружающую среду положены следующие основные подходы:

- прекращение поступления в низкоорбитальное ОКП потенциально взрывоопасного крупногабаритного космического мусора в виде орбитальных ОС путём их оперативного и управляемого спуска в заданные районы падения на поверхности Земли;

- сокращение количества и площадей районов падения ОС путём управления их угловым движением при спуске на атмосферном участке полёта;

- обеспечение сжигания или мелкодисперсного диспергирования отделяющихся частей, например ГО, ХО при их полёте на атмосферном участке траектории спуска до высоты 5 км.

Реализация первых двух подходов основывается на использовании энергетических ресурсов, находящихся в невырабатываемых остатках жидких КРТ в баках ОС. Технология извлечения этих ресурсов основывается на подаче в топливные баки горячих газов (теплоносителей) и последующем использовании продуктов газификации из каждого бака (испарившиеся

остатки КРТ + остатки газ наддува + теплоноситель) в газореактивной системе (ГРС) для ориентации и стабилизации ОС (сброс без химического взаимодействия) и с химическим взаимодействием, т.е. сжигание в камере ракетного двигателя.

Реализация третьего подхода основана на нагреве отделяющихся частей за счёт добавления в состав конструкций ГО, ХО пиротехнических смесей и последующего задействования (после их отделения от РКН на участке выведения) при входе в плотные слои атмосферы [15].

Методическая общность предлагаемых подходов заключается в подаче дополнительного количества тепла для обеспечения фазового перехода вещества (испарение КРТ, сжигание ГО, ХО), определения типа и количества энергетического материала (газогенерирующие и пиротехнические составы) для получения необходимого количества теплоты, схем размещения энергетических составов на ОС, ГО, циклограмм функционирования и т.д.

Спуск отделяющихся частей с орбит и траекторий выведения

Предлагаемая в [8; 9] АБСС использует общий методический подход для решения обеих обозначенных выше проблем, основанный на использовании энергетических ресурсов, заключённых в невырабатываемых остатках жидких КРТ в баках ОС. Первоначальная задача, поставленная при разработке АБСС, заключалась в максимально возможном извлечении энергетических ресурсов, заключённых в невырабатываемых остатках топлива в баках РКН после выключения маршевого ЖРД для их последующего сброса с целью исключения вероятности взрыва ОС как в случае оставления её на орбите выведения, так и при спуске в атмосфере. В качестве базовой технологии извлечения была предложена конвективная газификация остатков КРТ непосредственно в баках ОС. Проектно-конструкторскими решениями, реализующими эту технологию, являются разра-

ботка системы заправки, хранения и подачи газогенерирующих составов (ГГС) в соответствующие газогенераторы и далее – полученных теплоносителей в топливные баки ОС после выключения маршевого ЖРД и отделения полезной нагрузки.

Выбор типов ГГС и их количества, массовых секундных расходов подачи ГГС в соответствующие газогенераторы, системы подачи теплоносителей в топливные баки приводят к решению традиционных оптимизационных проектно-конструкторских задач. Проведённые исследования [8; 9] позволили получить предварительные оценки величин извлечённых энергетических ресурсов, заключённых в остатках топлива в баках ОС после выключения маршевого ЖРД, при использовании предлагаемой технологии конвективной газификации.

На рис. 1, 2 приведены возможные варианты использования энергетических ресурсов на примере блока И РКН «Союз-2.1.в»: сброс газов наддува, продуктов газификации без химического взаимодействия и с химическим взаимодействием.

Как следует из приведённых результатов, наиболее эффективной является реализация энергетических ресурсов с использованием сжигания продуктов газификации в камере ракетного двигателя.

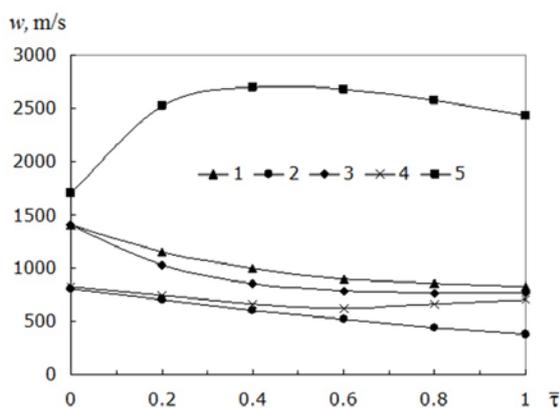


Рис. 1. Графики изменения по времени процесса газификации скоростей истечения: газа наддува через сопла ГРС из баков горючего (1) и окислителя (2), продуктов газификации через сопла ГРС из баков горючего (3) и окислителя (4), сжигание продуктов газификации в ракетном двигателе (автономный или модернизированный маршевый ЖРД) (5)

Однако это требует новой разработки или глубокой модификации маршевого ЖРД, в частности, системы зажигания и т.д.

Для нижних ОС достаточным является использование сброса продуктов газификации через сопла ГРС для обеспечения ориентации и стабилизации при движении на атмосферном участке траектории спуска, а также изменения координат точек падения. На рис. 3 приведена схема сброса газовой фазы при газификации через ГРС из топливных баков ОС.

После выключения маршевого ЖРД и отделения ОС от РКН осуществляется запуск системы газификации невыработанных остатков КРТ 1, 2, находящихся в газожидкостной фазе при условии неопределённости граничного положения, в баках горючего 5 и окислителя 4. Газогенераторы системы газификации 1, 2 подают теплоносители в баки горючего 5 и окислителя 4. После достижения заданного давления в каждом баке прорываются пиромембраны для подачи продуктов газификации из каждого бака в соответствующие сопла ГРС. Для формирования управляющего воздействия с использованием продуктов газификации из бака горючего используют сопла ГРС 6, а из бака окислителя – сопла ГРС 3.

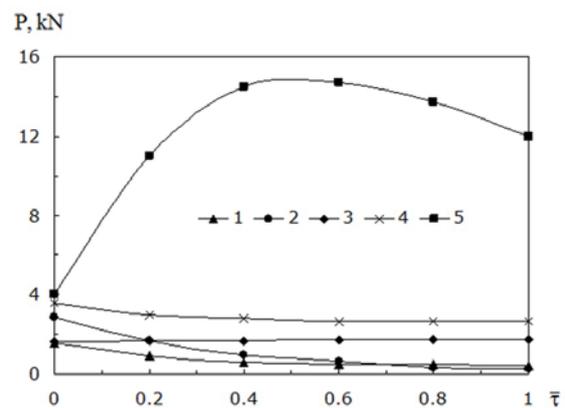


Рис. 2. Графики изменения по времени процесса газификации тяг: газа наддува через сопла ГРС из баков горючего (1) и окислителя (2), продуктов газификации через сопла ГРС из баков горючего (3) и окислителя (4), сжигание продуктов газификации в ракетном двигателе (автономный или модернизированный маршевый ЖРД) (5)

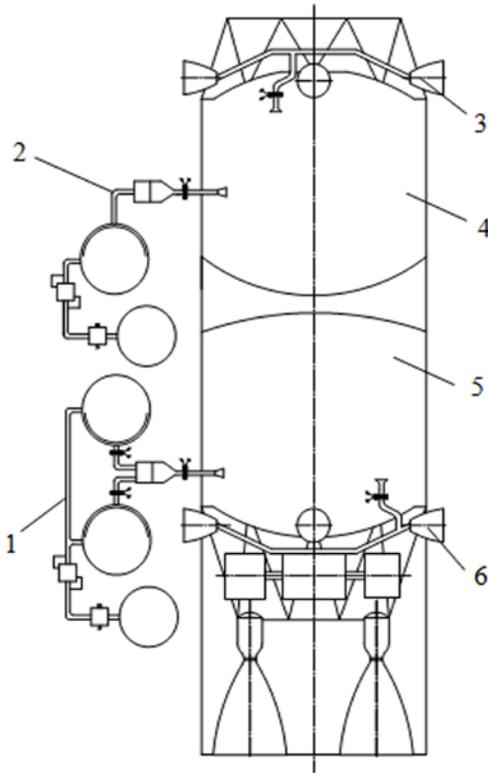


Рис. 3. Схема сброса газовой фазы при газификации через ГРС из топливных баков: 1 – система газификации остатков КРТ в баке горючего; 2 – система газификации остатков КРТ в баке окислителя; 3 – ГРС сброса газовой фазы из бака окислителя; 4 – бак окислителя; 5 – бак горючего; 6 – ГРС сброса газовой фазы из бака горючего

Система ориентации и стабилизации, исполнительные органы которой приведены на рис. 3, предлагается применять на нижних и верхних ОС. На орбитальных ОС для реализации импульсов спуска (перевода на орбиты утилизации со сроком существования до 25 лет или орбиты захоронения) требуются значительные по величине импульсы манёвров, и поэтому для орбитальных ОС необходимо использовать ракетный двигатель. Из результатов (рис. 1, 2), а также предварительных оценок следует, что для решения задачи управляемого спуска нижних ОС с обеспечением точности падения ОС менее 1 км и смещения точки падения ОС до 15% от начальной дальности достаточно использования отдельного сброса продуктов газификации из баков горючего и окислителя через сопла ГРС.

По предварительным оценкам масса АБСС может составлять до 3–5% от массы конструкции «сухой» ОС, при этом масса АБСС для нижних ОС меньше, чем масса АБСС орбитальных ОС. Это отличие обусловлено тем, что для нижних ступеней АБСС решает задачи ориентации и стабилизации ОС и смещение координат точки падения ОС. Для ОС орбитальных ступеней дополнительно возникает задача реализации манёвра перехода с орбиты выведения на орбиту спуска с решением задач ориентации и стабилизации.

Наличие АБСС позволяет обеспечить не только решение задач по снижению техногенного воздействия пусков РКН, но в ряде случаев позволяет и повысить (до 5–7%) массу выводимой полезной нагрузки за счёт снятия ограничений по районам падения ОС.

Использование сопел ГРС на атмосферном участке траектории спуска приводит к возникновению двух эффектов:

- снижение тяги сопла ГРС из-за возрастания давления окружающей среды, что следует из формулы для оценки тяги:

$$P_{грс} = \dot{m}_{грс} w_a + (p_a - p_n) F_a, \quad (1)$$

где $\dot{m}_{грс}$, w_a , p_a , p_n , F_a – массовый секундный расход продуктов сгорания через сопло ГРС, скорость истечения продуктов из сопла, давление в камере сгорания, внешнее атмосферное давление и площадь среза сопла соответственно; «высотная» добавка

$$\Delta P_{грс} = -p_n F_a \quad (2)$$

приводит к тому, что при повышении давления окружающей среды p_n тяга сопла ГРС падает и соответственно падает управляющий реактивный момент $M_{грс}^p$.

На рис. 4 приведено изменение управляющего реактивного момента $M_{грс}^p$ сопла ГРС от угла атаки α .

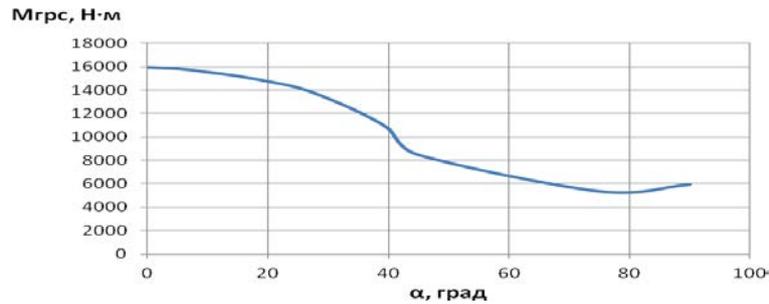


Рис. 4. Изменение управляющего реактивного момента $M_{грс}^p$ сопла ГРС от угла атаки

По результатам расчётов можно сделать вывод, что эффективность ГРС как управляющего органа может существенно снижаться на больших углах атаки α . Например, при $\alpha = 45^\circ$ тяга и, соответственно, управляющий момент ГРС $M_{грс}^p$ снижаются примерно в два раза.

С другой стороны, воздействие струи газа, вытекающего из сопла ГРС перпендикулярно набегающему потоку атмосферы, приводит к появлению изменения картины обтекания ОС и, соответ-

ственно, к дополнительному аэродинамическому моменту $M_{грс}^{aэп}$.

На рис. 5 приведено изменение аэродинамического момента $M_{грс}^{aэп}$, вызванного воздействием струи газа из сопла ГРС, для высоты $H=4,5$ км и массового секундного расхода $\dot{m}_{грс} = 5 \text{ кг/с}$.

Суммарный управляющий момент равен

$$M_{грс} = M_{грс}^p + M_{грс}^{aэп} . \quad (3)$$

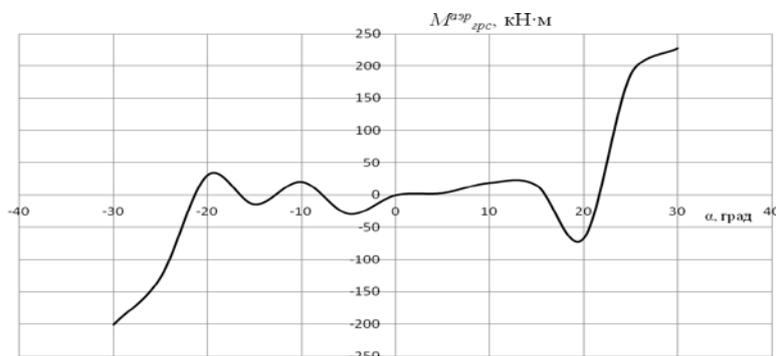


Рис. 5. Изменение аэродинамического момента $M_{грс}^{aэп}$ от угла атаки

Исключение районов падения головных обтекателей

На активном участке траектории выведения температура ГО, например для РКН «Союз-2.1в», достигает значения до 155°C . Сброс ГО происходит на высоте около 116 км при скорости 2641 м/с на восходящей части траектории. Падение створок ГО осуществляется со значительно меньшей скоростью, чем при отделении, и при этом температура створок ГО не превышает 155°C . Площадь района падения створок ГО, как правило, превышает

ет площадь падения ОС в 2–3 раза [1]. Кроме того, отделение ГО производится не в тот момент времени, когда набегающий аэродинамический поток практически равен нулю, а в момент времени, когда траектория спуска ГО попадает в выделенный район падения. Следствием этого требования являются необходимость выбора программы тангажа и момента времени отделения ГО, которые существенно отличаются от оптимальных значений, получаемых при отсутствии этих требований. Отклонения от оптимальной траектории, вызванные необходимостью

удовлетворения этих требований, приводят к снижению массы выводимой полезной нагрузки до 10–15%.

Проблема уменьшения количества и площадей районов падения ОС стоит и в других странах [5-7]. Однако, поскольку районы падения находятся в акваториях Мирового океана, затраты на их эксплуатацию (выделение, предупреждение хозяйствующих субъектов о пусках РКН, компенсация утерянной прибыли и т.д.) существенно меньше российских. В [15] рассматривалась задача разрушения топливных баков отработанных ступеней РКН «Ариан», изготовленных из титана, с помощью дополнительного их разогрева термитным составом до температуры начала горения (1200⁰С) с целью их гарантированного затопления при падении в акватории Мирового океана.

Предлагаемый подход для решения проблемы районов падения ГО заключается в обеспечении сжигания отделившегося ГО на нисходящей части траектории спуска за счёт подачи дополнительного тепла к конструкции ГО, приводящей к её разогреву до температуры воспламенения и последующему сгоранию в слоях атмосферы с достаточным содержанием кислорода, начиная с высот 25-30 км и завершения процесса до высоты 5 км.

Дополнительное тепло к конструкции ОС передаётся за счёт сгорания пиротехнического состава, размещаемого внутри конструкции ОС. На примере ГО, изготовленного из сплава АМг-6, были рассмотрены несколько вариантов пиротехнических составов (ПС) для их установки внутри конструкции ГО и рассчитаны величины масс для разогрева в зависимости от типа пиротехнического состава и его доли от массы ГО [16].

Для проведения предварительных оценок рассмотрено несколько различных рецептур ПС, включающих:

а) смеси порошков активных металлов (Mg, Al) с оксидами менее активных металлов (Fe₂O₃, CoO, MnO₂, V₂O₃ и др.);

б) смеси порошков двух металлов или металла с углеродом, способные го-

реть с выделением большого количества тепла без образования газообразных продуктов реакции.

В первом приближении принимается, что процесс сгорания собственно ПС происходит мгновенно и всё выделенное тепло распределяется между материалом ГО и конденсированными продуктами сгорания ПС. Соответственно теплотери в окружающую среду не учитываются.

Необходимое количество ПС, требуемое для нагрева единицы массы ГО на заданную величину ΔT, можно приблизительно оценить по уравнению теплового баланса [16]:

$$mQ = \Delta T C_1 M + \Delta T C_2 m, \quad (4)$$

где Q – величина тепловыделения при горении собственно ПС; m и M – массы ПС и ГО соответственно; C₁ и C₂ – теплоёмкости материала ГО и продуктов сгорания ПС соответственно.

Более точную оценку, с учётом зависимости теплоёмкостей от температуры, можно сделать с помощью программы термодинамических равновесий ТЕРРА [17], если задать состав ПС (массовое содержание компонентов и их энтальпии образования) и его массу, а также массу материала, из которого изготовлены ГО. В расчёте принято, что ГО изготовлены из алюминия.

На рис. 6 приведены результаты оценок массы ПС и соответствующие приращения температуры.

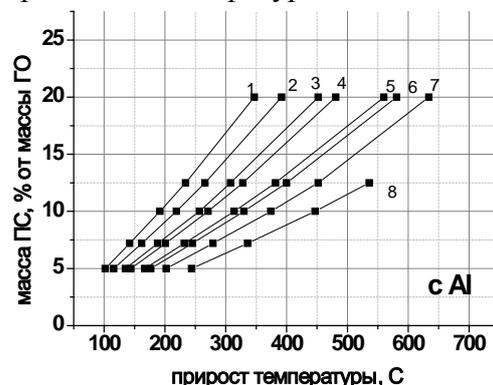


Рис. 6. Необходимое количество ПС для обеспечения заданного прироста температуры алюминиевого ГО для разных ПС на базе стехиометрической смеси алюминия с оксидами:

1 – MnO; 2 – V₂O₃; 3 – Cr₂O₃; 4 – Mn₃O₄; 5 – MoO₂; 6 – CoO; 7 – Fe₂O₃; 8 – MnO₂

Следует отметить, что установка ПС на элементы ГО увеличивает массу конструкции РКН, что может привести к снижению массы выводимого на орбиту полезного груза. Расчёт баллистической эффективности РКН с модернизированным ГО показывает, что если масса ПС составляет до 10% от массы ГО, то баллистическая эффективность снижается незначительно. Однако, как указывалось выше, при этом снимаются ограничения при расчёте программы выведения РКН, обеспечивающей попадание ГО в заданный район падения. По предварительным оценкам для РКН «Союз-2.1в» это даёт возможность прироста массы полезной нагрузки до 10%.

Заключение

1. Разработка АБСС и её использование для ОС позволяет:

- исключить вероятность взрыва верхней ОС в случае её оставления на орбитах введения;

- обеспечить управляемый манёвр верхней ОС либо на орбиту утилизации (прямой спуск в течение 1–2 витков), либо на орбиту со сроком существования менее 25 лет;

- обеспечить управляемый спуск нижней ОС с разбросом точек падения менее 1 км;

- обеспечить возможность смещения точек падения нижней ОС до 15% от начальной дальности падения ОС;

- обеспечить приращение массы выводимого полезного груза за счёт манёвра нижней ОС в заданный район падения до 5% от исходной массы полезного груза;

- рассмотреть в перспективе реализацию спуска ОС с использованием аэродинамического торможения и снижения скорости касания ОС поверхности Земли в несколько раз (до 5), что позволит сократить затраты топлива на реализацию мягкой посадки ОС.

2. Использование АБСС предусматривает размещение на борту ОС дополнительных газогенерирующих составов (на основе жидких или твёрдых топлив) до 15% от массы остатков невырабатываемого топлива; разработку конструкции АБСС (дополнительные баки, система подачи, газогенераторы, сопла ГРС стабилизации, магистрали подачи продуктов газификации, сопла ввода газа в погранслои и т.д.); автономной системы управления и навигации и т.д. (до 5% от массы конструкции «сухой ступени»).

3. Разработка сжигаемого ГО обеспечивает исключение районов падения, что в свою очередь позволяет:

- повысить массу выводимого полезного груза за счёт снятия ограничений по обеспечению падения ГО в заданный район (до 10% от массы выводимого полезного груза);

- исключить затраты на отведение районов падения ГО и послепусковые затраты на поиск, складирование и утилизацию ГО.

4. Использование сжигаемого ГО предусматривает:

- размещение на конструкции ГО зажигательных и пиротехнических составов до 10% от массы ГО;

- выбор оптимальных составов, количества и способов размещения, механизма задействования СГО;

- проведение научно-исследовательских работ по выбору составов и методам доработки конструкций ГО;

- проведение наземной отработки на макетах моделей СГО, в том числе продувки в аэродинамической трубе с тепловым нагружением;

- проведение лётных испытаний.

5. Использование аэродинамического торможения позволит в перспективе перейти к разработке спасаемого варианта ОС.

Библиографический список

1. Шатров Я.Т. Обеспечение экологической безопасности ракетно-космической деятельности: учебно-методическое пособие в 3 частях. Королёв: ЦНИИМАШ, 2010.
2. Update of the IADC space debris mitigation guidelines. IADC-11-02. Beijing, May 2014.
3. Compilation of approaches to re-entry casualty risk assessment. IADC-11-02. Beijing, May 2014.
4. ГОСТ Р52925-2008. Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства. М.: Стандартинформ, 2008. 8 с.
5. Patera R.P., Bohman K.R., Landa M.A., Pao C., Urbano R.T., Weaver M.A., White D.C. Controlled deorbit of the Delta IV upper stage for the DMSP-17 mission // European Space Agency (Special Publication). 2007. Iss. SP-645. 8 p.
6. Takase K., Tsuboi M., Mori Sh., Kobayashi K. Successful Demonstration for Upper Stage Controlled Re-entry Experiment by H-IIВ Launch Vehicle // Technical Review – Mitsubishi Heavy Industries . 2011. V. 48, no. 4. P. 11-16
7. Ariane-5. Data relating to Flight VA205 by Hugues Lanteri. Kourou, March, 2012. www.astrium.eads.net/
8. Шатров Я.Т., Баранов Д.А., Трушляков В.И., Куденцов В.Ю. Определение направлений разработки методов, технических решений и средств снижения техногенного воздействия на окружающую среду для реализации на борту космических средств выведения // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 1(25). С. 38-48.
9. Makarov Yu.N., Shatrov Ya.T., Baranov D.A., Trushlyakov V.I. Development of an active on-board of deorbiting system of an upper stages of a Space launch vehicle with main engine on oxygen-kerosene. Comparative analysis with existing of deorbiting system of stages of SLV // Proceedings of the 64th International Astronautical Congress. 2013.
10. www.spacex.com
11. Проект РКН «Россиянка». АО «ГРЦ им. В.П. Макеева www.makeyev.ru
12. Makarov Yu.N., Shatrov Ya.T., Baranov D.A., Trushlyakov V.I. Self-contained onboard LV stage disposal system based on energy resources unexpended after space craft orbital insertion // Proceedings of the 65th International Astronautical Congress. 2014. P. 28.
13. Makarov Yu.N., Shatrov Ya.T., Baranov D.A., Trushlyakov V.I. The energy performance improving of the slv using active deorbiting stages after completion of their mission // The Third European Workshop on Active Debris Removal. 2014.
14. Trushlyakov V.I., Sitnikov D.V. The design procedure of the aerodynamic maneuver for the fall location changing of the carrier rocket stage // Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines (Dynamics). P. 1-4. DOI: 10.1109/dynamics.2014.7005700/
15. Моногаров К.А., Пивкина А.Н., Муравьев Н.В. и др. Разрушение деталей спутников, отработавших на околоземной орбите // Сборник статей «Горение и взрыв». Вып. 7 / под ред. С.М. Фролова. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2014. С. 327-330.
16. Trushlyakov V., Lempert D., Zarko V. The use of thermite-incendiary compositions for burning of fairing of space launch vehicle // 18th International Seminar «New Trends in Research of Energetic Materials». 2015. V. 2. P. 901-904.
17. Trusov B.G. Program System TERRA for Simulation Phase and Thermal Chemical Equilibrium // Proceedings of the XIV Intern. Symposium on Chemical Thermodynamics. St.-Petersburg, 2002. P. 483-484.

Информация об авторах

Шатров Яков Тимофеевич, доктор технических наук, главный научный сотрудник, начальник отдела, Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, г. Королёв. E-mail: ozhigovaav@tsniimash.ru. Область научных интересов: техногенное воздействие космических средств выведения на окружающую среду.

Баранов Дмитрий Александрович, заместитель генерального конструктора по средствам выведения, Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара. E-mail: dimitri.baranov@samspace.ru. Область научных интересов: проектирование и проектирование космических средств выведения.

Трушляков Валерий Иванович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Авиа- и ракетостроения», Омский государственный технический университет. E-mail: vatrushlyakov@yandex.ru. Область научных интересов: проектирование средств снижения техногенного воздействия космических средств выведения на окружающую среду.

Куденцов Владимир Юрьевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Авиа- и ракетостроения», Омский государственный технический университет. E-mail: kvu_om@mail.ru. Область научных интересов: проектирование средств снижения техногенного воздействия космических средств выведения на окружающую среду.

Ситников Дмитрий Владимирович, кандидат технических наук, доцент кафедры «Основы теории механики и автоматического управления», Омский государственный технический университет. E-mail: d.sitnikov@list.ru. Область научных интересов: динамика и управление движением летательного аппарата.

Лемперт Давид Борисович, кандидат химических наук, старший научный сотрудник, зав. лабораторией Института проблем химической физики РАН, г. Черноголовка. E-mail: lempertdavid@yandex.ru. Область научных интересов: вопросы горения пиротехнических составов.

TECHNOLOGIES OF REDUCING THE TECHNOLOGICAL ENVIRONMENTAL IMPACT OF SPACE ROCKET LAUNCHES

2016 © J. T. Shatrov¹, D. A. Baranov², V. I. Trushlyakov³,
V. Yu. Kudentsov³, D. V. Sitnikov³, D. B. Lempert⁴

¹Central Research Institute for Machine Building, Korolyov, Russian Federation

²Joint Stock Company «Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation

³Omsk State Technical University, Omsk, Russian Federation

⁴Institute of Problems of Chemical Physics of the Russian Academy of Sciences,
Chernogolovka, Russian Federation

The paper presents technologies of reducing the technological environmental impact of man-made space launch vehicles (SLV) based on controlled descent and trajectories of deorbiting the spent stages, burning of the separated nose fairing halves and tail section in the atmosphere. Controlled descent of a spent stage is accomplished due to the installation of an active on-board recovery system that uses unexpended remnants of the liquid components of propellant in the tanks. The burning of the fairing and tail section is based on the introduction of pyrotechnic compositions in their designs. Practical possibility of implementing this technology is shown taking the SLV «Soyuz-2.1.b» space rocket as an example. It makes it possible not only to provide a solution to the basic environmental requirements, but also to improve the performance characteristics of the SLVs, move to a new technical level of their designing and operation. Using the technology of gasification of liquid residual propellants allows controlled descent of separating SLV stages with the scatter of impact points less than 1 km,

Citation: Shatrov J.T., Baranov D.A., Trushlyakov V.I., Kudentsov V.Yu., Sitnikov D.V., Lempert D.B. Technologies of reducing the technological environmental impact of space rocket launches. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 1. P. 139-150. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-139-150

displacement of the impact range to 15% and increasing the mass of the payload due to the maneuver of the SLV lower stage to the intended impact area to 5% of the initial payload mass. The mass of additional equipment required for the implementation of this technology can be up to 3-5% of the «dry» structure of the SLV separating part.

Space launch vehicle, reducing technogenic impact, gasification, descent, pyrotechnic composition.

References

1. Shatrov J. T. *Obespechenie ekologicheskoy bezopasnosti raketno-kosmicheskoy deyatel'nosti: uchebno-metodicheskoe posobie v 3 chastyakh* [Ensuring environmental security of space-rocket activities (study guide)]. Korolev: TSNIIMASH Publ., 2010.
2. Update of the IADC space debris mitigation guidelines. IADC-11-02. Beijin, May 2014.
3. Compilation of approaches to re-entry casualty risk assessment. IADC-11-02. Beijin, May 2014.
4. GOST R52925-2008. Space technology items. General requirements for mitigation of near-earth space debris population. Moscow: Standartinform Publ., 2008. 8 p. (In Russ.)
5. Patera R.P., Bohman K.R., Landa M.A., Pao C., Urbano R.T., Weaver M.A., White D.C. Controlled deorbit of the Delta IV upper stage for the DMSP-17 mission. *European Space Agency (Special Publication)*. 2007. Iss. SP-645. 8 p.
6. Takase K., Tsuboi M., Mori Sh., Kobayashi K. Successful Demonstration for Upper Stage Controlled Re-entry Experiment by H-IIB Launch Vehicle. *Technical Review – Mitsubishi Heavy Industries*. 2011. V.48, no. 4. P. 11-16.
7. Ariane-5. Data relating to Flight VA205 by Hugues Lanteri. Kourou, March, 2012. www.astrium.eads.net/
8. Shatrov J.T., Baranov D.A., Trushlyakov V.I., Kudentsov V.Yu. Definition of directions of developing methods, technical decisions and means of decreasing the technogenic influence on the environment for the implementation on board of space launch vehicles. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2011. No. 1(25). P. 38-48. (In Russ.)
9. Makarov Yu.N., Shatrov Ya.T., Baranov D.A., Trushlyakov V.I. Development of an active on-board of deorbiting system of an upper stages of a Space launch vehicle with main engine on oxygen-kerosene. Comparative analysis with existing of deorbiting system of stages of SLV. *Proceedings of the 64th International Astronautical Congress*. 2013.
10. www.spacex.com
11. Proekt RKN «Rossijanka». AO «GRC im. akademika V. P. Makeeva». www.makeyev.ru (accessed 03.09.2015)
12. Makarov Yu.N., Shatrov Ya.T., Baranov D.A., Trushlyakov V.I. Self-contained onboard LV stage disposal system based on energy resources unexpended after space craft orbital insertion. *Proceedings of the 65th International Astronautical Congress*. 2014. P. 28.
13. Makarov Yu.N., Shatrov Ya.T., Baranov D.A., Trushlyakov V.I. The energy performance improving of the slv using active deorbiting stages after completion of their mission. *The Third European Workshop on Active Debris Removal*. 2014.
14. Trushlyakov V.I., Sitnikov D.V. The design procedure of the aerodynamic maneuver for the fall location changing of the carrier rocket stage. *Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines (Dynamics)*. P. 1-4. DOI: 10.1109/dynamics.2014.7005700/
15. Monogarov K.A., Pivkina A.N., Murav'ev N.V. et al. Razrushenie detaley sputnikov, otrabotavshikh na okolozemnoy orbite. *Sbornik statey «Gorenie i vzryv». Vyp. 7 / pod red. S.M. Frolova*. M.: TORUS PRESS Publ., 2014. P. 327-330. (In Russ.)
16. Trushlyakov V., Lempert D., Zarko V. The use of thermite-incendiary compositions for burning of fairing of space launch vehicle. *18th International Seminar «New Trends in Research of Energetic Materials»*. 2015. V. 2. P. 901-904.

17. Trusov B.G. Program System TERRA for Simulation Phase and Thermal Chemical Equilibrium. *Proceedings of the XIV Intern. Symposium on Chemical Thermodynamics*. St.-Petersburg, 2002. P. 483-484.

About the authors

Shatrov Jakov Timoveevich, Doctor of Science (Engineering), Senior Research Associate, Head of Department, Central Research Institute for Machine Building, Korolyov, Russian Federation. E-mail: ozhigovaav@tsniimash.ru. Area of Research: technological environmental impact of SLV.

Baranov Dmitry Aleksandrovich, Deputy General Designer on space launch vehicles, Director of the «Soyuz» program, Joint Stock Company «Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: dimitri.baranov@samspace.ru. Area of Research: designing of space launch vehicles.

Trushlyakov Valeriy Ivanovich, Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Aircraft and Rocket Construction, Omsk State Technical University, Omsk, Russian Federation. E-mail: vatrushlyakov@yandex.ru. Area of Research: designing means of reducing the technological environmental impact of space launch vehicles.

Kudentsov Vladimir Yurevich, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Assistant Professor of the Department of Aircraft and Rocket Construction, Omsk State Technical University, Omsk, Russian Federation. E-mail: kvu_om@mail.ru. Area of Research: designing means of reducing the technological environmental impact of space launch vehicles.

Sitnikov Dmitry Vladimirovich, Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Department of Fundamentals of the Theory of Mechanics and Automatic Control, Omsk State Technical University, Omsk, Russian Federation. E-mail: d.sitnikov@list.ru. Area of Research: dynamics and control of aircraft motion.

Lempert David Borisovich, Candidate of Science (Chemistry), Senior Researcher, Head of Laboratory, Institute of Problems of Chemical Physics of the Russian Academy of Sciences, Chernogolovka, Moscow Region, Russian Federation. E-mail: lempertdavid@yandex.ru. Area of Research: combustion of pyrotechnic compositions.