

Я. Т. ШАТРОВ, д-р техн. наук, начальник отдела, Центральный научно-исследовательский институт машиностроения (Россия, 141070, г. Королев, ул. Пионерская, 4; e-mail: ozhigovaav@tsniimash.ru)

Д. А. БАРАНОВ, главный конструктор по средствам выведения, АО "Ракетно-космический центр "Прогресс" (Россия, 443009, г. Самара, ул. Земеца, 18; e-mail: dimitri.baranov@samspace.ru)

Б. Т. СУЙМЕНБАЕВ, д-р техн. наук, заведующий кафедрой эксплуатации космических средств, Казахский национальный исследовательский технический университет им. К. И. Сатпаева (Республика Казахстан, 050013, г. Алматы, ул. Сатпаева, 22а; e-mail: bts49@mail.ru)

В. И. ТРУШЛЯКОВ, д-р техн. наук, профессор кафедры авиа- и ракетостроения, Омский государственный технический университет (Россия, 644050, г. Омск, просп. Мира, 11; e-mail: vatrushluakov@yandex.ru)

УДК 629.764.7

ПОВЫШЕНИЕ ПОЖАРОВЗРЫВОБЕЗОПАСНОСТИ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ОТРАБОТАВШИХ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ЖИДКОСТНЫМИ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Рассмотрена проблема пожаровзрывобезопасности при пусках ракет-носителей (РН) с маршевыми жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) в районах падения нижних отработавших ступеней (ОС) при пусках с космодромов "Байконур" и "Восточный", а также верхних ОС — на орбитах выведения полезных нагрузок. Показано, что в районах падения ОС при пусках с космодрома "Восточный" последствия пожароопасности, создаваемой невыработанными остатками топлива в баках ОС, существенно повышают уровень дисбаланса экосистемы. На основе системного анализа сформулированы предложения по выбору технологий, схемных и проектно-конструкторских решений ОС, направленных на повышение пожаровзрывобезопасности при эксплуатации отработавших ступеней РН с ЖРД. В качестве базовой технологии предложена конвективная газификация невыработанных жидких остатков топлива в баках, которая предусматривает подачу горячих газов (теплоносителей) в топливные баки ОС после выключения ЖРД и использование полученных продуктов газификации невыработанных жидких остатков топлива в баках ОС (испарившиеся остатки топлива + газ наддува + теплоноситель) для стабилизации и ориентации ОС при движении по траектории спуска. Показано, что использование предлагаемых технологий позволит практически обеспечить требования пожаровзрывобезопасности РН с ЖРД как в районах падения ОС, так и на орбитах.

Ключевые слова: пожаровзрывобезопасность; ракета-носитель; отработавшая ступень; остатки топлива; газификация; район падения.

DOI: 10.18322/PVB.2016.25.04.30-42

Введение

Некоторые экологические проблемы, в том числе пожаровзрывоопасность, связаны с пусками ракет-носителей (РН) с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД), в частности с отделением в полете частей, например отработавших ступеней (ОС), и наличием невыработанных жидких остатков компонентов ракетного топлива в их баках [1–4]. Из этого вытекают следующие проблемы:

а) необходимость выделения в постоянное или временное пользование космодрому значительных площадей территорий хозяйствующих субъектов, подвергающихся потенциально пожароопасному воз-

действию при падении и взрыве ОС, что в условиях таежных районов приводит к появлению проблем, связанных с решением ряда политических, социальных, экономических и организационно-технических вопросов (в настоящее время на территории России под районы падения выделено порядка 19 млн. га [4], в 2015 г. Россией осуществлено 29 пусков ракет-носителей, а общее число пусков в мире достигло 86);

б) потенциальная угроза для функциональных космических систем, создаваемая верхними ОС с невыработанными остатками топлива, которые остаются на орбитах выведения и представляют собой крупногабаритный взрывоопасный космиче-

ский мусор (в настоящее время на орбитах вокруг Земли вращается 1682 отработавших орбитальных ступени общей массой 2705 т, из них на орбитах высотой до 2000 км находится 821 ступень общей массой 1198 т [5, 6]).

Перечисленные проблемы приводят к необходимости проведения значительного по объему комплекса исследовательских и проектно-конструкторских работ, реализуемых разработчиками РН с ЖРД и направленных на повышение пожаровзрывобезопасности ОС в соответствующих областях окружающей среды. К этому комплексу работ относится создание алгоритмов управления расходом топлива в баках, введение индивидуальных заправок (компонентов топлива) в баки при каждом пуске РН, мероприятия по уменьшению количества остатков топлива в баках на момент выключения ЖРД, сокращение количества и площадей районов падения и т. д.

В российской практике выбор проектно-конструкторских параметров ступеней РН, в том числе перспективных, осуществляется из условия выведения максимальной массы полезной нагрузки на заданную орбиту при ограничениях по районам падения, минимизации остатков топлива в баках ОС на момент выключения ЖРД [7–9] в отличие от концепции проектирования, принятой, например, в американской практике (в частности, в фирме “SpaceX” [10]).

В связи с интенсивной программой пусков перспективных РН семейств “Ангара” [7, 8], “Союз” [9] с космодромов “Плесецк” и “Восточный” вопросы пожаровзрывобезопасности приобретают особую актуальность по сравнению с космодромом “Байконур”. Это обусловлено тем, что районы падения ОС при пусках с космодромов “Плесецк” и “Восточный” находятся преимущественно в лесистой таежной местности с повышенной пожароопасностью [11–14], а при пусках с космодрома “Байконур” — в пустынных и степных районах [11, 12]. Кроме того, имеет место тенденция к ужесточению требований международных организаций по снижению загрязнения отработавшими ступенями РН защищаемых областей околоземного космического пространства [6, 17].

В связи с этим решение проблемы пожаровзрывобезопасности при эксплуатации РН с ЖРД является весьма актуальной задачей для космодромов “Плесецк” и “Восточный”. Для космодромов, находящихся на побережье Мирового океана (США, ЕС, Япония, Индия и т. д.), такие проблемы для разработчиков РН и эксплуатантов практически отсутствуют, так как районы падения ОС находятся в Мировом океане.

Решение вопросов по обеспечению требований по пожаровзрывобезопасности районов падения ОС при пусках с космодрома “Восточный” предлагается решать на основе системного подхода [18, 19], в том числе с использованием метода переноса достижения требуемых характеристик на этапы летно-конструкторских испытаний [8].

Оценка пожароопасности в районах падения ОС при пусках РН с космодромов “Байконур” и “Восточный”

Общая пожароопасность района падения ОС складывается из двух составляющих: метеорологической пожароопасности и опасности возгорания растительного покрова, находящегося в этом районе.

Метеорологическая пожароопасность определяется температурным воздействием, влажностным режимом атмосферы, сезонностью и т. д. В настоящее время накоплен значительный фактический и методический материал по оценке метеорологической пожарной опасности, например критерии Нестерова и т. п. [13].

Пожароопасность растительного покрова определяется свойствами материала, т. е. такими показателями, как горючесть [14].

На рис. 1 представлено расположение районов падения отработавших ступеней РН, запускаемых с космодрома “Байконур” [15]. Судя по географическому положению районов падения, приведенных на рис. 1, они в целом непожароопасны, поскольку большая часть их покрыта сильно разреженной полупустынной растительностью. Имеются лишь отдельные пожароопасные участки местности, но они

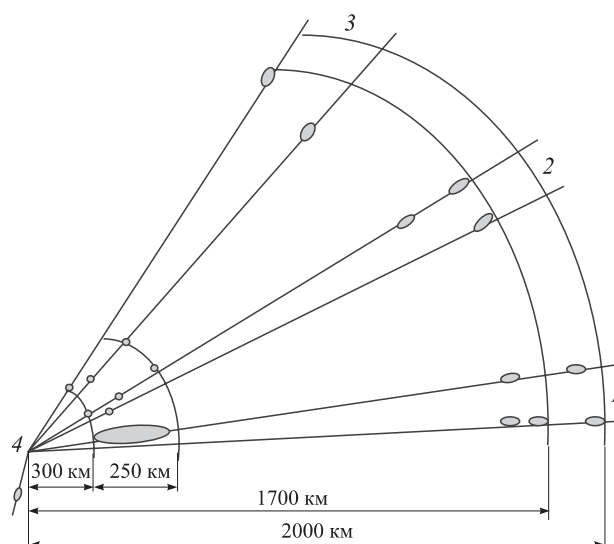


Рис. 1. Районы падения ОС при пусках с космодрома “Байконур” на территории Республики Казахстан: 1 — наклонные орбиты $i = 50^\circ$, $i = (50,6 \dots 50,7)^\circ$, $i = (51,5 \dots 51,8)^\circ$; 2 — $i = 62,25^\circ$, $i = (65,0 \dots 65,7)^\circ$; 3 — $i = 70^\circ$, $i = (71,4 \dots 71,7)^\circ$; 4 — $i = 90^\circ$

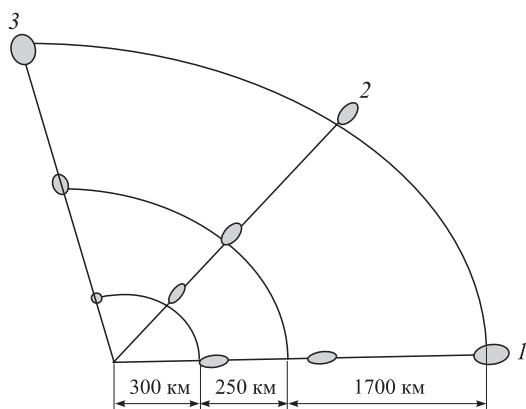


Рис. 2. Районы падения при пусках с космодрома “Восточный”: 1 — $i = 51,7^\circ$; 2 — $i = 63^\circ$, $i = 64,8^\circ$; 3 — $i = 98^\circ$

незначительны по площади и располагаются по долинам рек и ручьев. Пожароопасным считается период с момента схода снежного покрова до наступления устойчивой дождливой осенней погоды или образования снежного покрова. Для рассматриваемого случая это соответствует периоду с конца марта — начала апреля до первой декады ноября [11, 16].

Метеорологическая пожароопасность районов падения ОС при запуске РН с космодрома “Восточный” (рис. 2) в целом близка к пожароопасности рассмотренных районов падения для космодрома “Байконур”, однако по параметрам горючести и воспламеняемости существенно отличается от них. Для районов падения при пусках с космодрома “Байконур” характерна преимущественно пустынная растительность, а с космодрома “Восточный” — хвойные леса. Горючесть хвойной растительности многократно выше по сравнению с пустынной [12].

Другим фактором, влияющим на воспламеняемость растительного покрова, является тип компонентов ракетного топлива. Если с космодрома “Байконур” осуществлялись пуски РН с такими компонентами, как несимметричный диметилгидразин, азотный тетраксид, кислород, керосин, то на космодроме “Восточный” в качестве компонентов ракетного топлива использовались кислород, керосин. В соответствии с предварительно проведенными оценками [15] можно сделать предположение, что условия воспламеняемости одного и того же растительного покрова при использовании таких компонентов топлива, как кислород и керосин, выше, чем при применении несимметричного диметилгидразина и азотного тетраксида.

Постановка задачи по реализации комплексного подхода к проблеме повышения пожаровзрывобезопасности ОС при эксплуатации РН с ЖРД

Для выбора технологических, проектно-конструкторских и схемных решений по РН, обеспечива-

ющих заданный уровень пожаровзрывобезопасности на основе методов системного анализа, предлагается рассмотреть замкнутую систему, включающую отработавшую ступень, систему экологического мониторинга космодрома (СЭМК) и систему принятия проектно-конструкторских решений (СПКР) разработчиком РН, — ОС + СЭМК + СПКР.

При анализе функционирования системы ОС + СЭМК + СПКР проводится разбиение окружающей среды на четыре области, в которых может находиться ОС: $\{R_1\}$, $\{R_{11}\}$, $\{R_{12}\}$, $\{R_3\}$.

$\{R_1\}$ — область, в которой находится ОС после отделения полезной нагрузки [6]. Сроки нахождения ОС в этой области могут колебаться от нескольких до сотен и более лет (например, орбиты высотой более 800 км). $\{R_1\}$ представляет собой область объемом V_{oc} , который можно оценить как произведение максимальной площади сечения (миделя) ОС S_{oc} на длину одного витка орбиты. В случае взрыва ОС эта область возрастает многократно, и, как следствие, повышаются риски столкновения с другими космическими объектами. Например, для орбиты высотой 800 км и площадью миделя $S_{oc} = 10 \text{ м}^2$ объем этой области составит порядка $0,45 \text{ км}^3$. Если учесть, что плоскость орбиты будет перемещаться по долготе восходящего узла, то этот объем по времени будет увеличиваться, и, соответственно, будет повышаться вероятность попадания работающего космического аппарата в этот объем космического пространства. Эта вероятность очень мала, однако она существует. Примером может служить столкновение 10.02.2009 г. КА “Иридиум-33” с КА “Космос-2251” на высоте 790 км, в результате чего область V_{oc} , омеваемая осколками от их фрагментов, многократно увеличилась [5].

Основной проблемой техногенного воздействия ОС на окружающую среду в этой области, помимо прямого столкновения, является высокая вероятность взрыва ОС вследствие теплового нагружения конструкции ОС солнечным излучением, повышения внутреннего давления испарившихся компонентов топлива в баках, снижения прочности конструкции баков ОС под воздействием факторов космического пространства (тепловое нагружение, различные типы излучений). Рекомендуются варианты обеспечения практической взрывобезопасности для ОС, находящихся в области $\{R_1\}$, — полная пассивация, например выброс в окружающее пространство остатков жидкого топлива, находящегося в баках и магистралях ОС [17]. Однако в условиях космического пространства выброс через традиционные дренажные клапаны приводит к их забиванию замерзшими парами компонентов топлива. Наиболее желаемый вариант решения этой проблемы — управляемый и оперативный спуск с орбиты ОС после выполнения

их миссии, который был реализован NASA на второй ступени РН “Дельта-4” с высоты около 800 км [20].

Область $\{R_{11}\}$ характеризуется воздействием на ОС верхних слоев атмосферы, например, при спуске ступеней РН после доставки полезных грузов на международную станцию, солнечно-синхронные орбиты и т. д. Время нахождения ОС в этой области может составлять от нескольких недель до года и более. Наиболее желаемый вариант решения этой проблемы — управляемый и оперативный спуск ОС с орбиты после выполнения их миссии по выведению полезного груза, который был реализован CNES на второй ступени РН “Ариан-5” [21] с круговой орбиты высотой 260 км, JAXA — на второй ступени РН “НП-В” [22] с круговой орбиты 200 км.

Область $\{R_{12}\}$ характеризуется максимальным воздействием атмосферы на ОС. Время нахождения ОС в данной области не превышает 1000 с. Разрушение верхних ОС, входящих в эту область со скоростью до 7–8 км/с, происходит в окрестности высот, начиная с 60 км и заканчивая 20 км. Возможно разрушение нижних ОС, но, как правило, этого не происходит из-за низких скоростей входа их в атмосферу (до 1,4 км/с). Наиболее желаемый вариант решения этой проблемы — управляемый спуск нижних (первых) ОС, который был продемонстрирован РН “Фалкон-9” [10].

Область $\{R_3\}$ представляет собой поверхность, где находятся ОС, их фрагменты и проливы топлива. Время нахождения ОС в этой области может составлять от нескольких суток до нескольких лет и определяется планом-графиком работ в районах падения ОС [4]. Наиболее предпочтительный вариант решения проблемы пожаровзрывобезопасности ОС в этой области — минимизация площади района падения ОС и их фрагментов, удаление остатков топлива из баков и магистралей ОС к моменту достижения района падения.

В настоящее время активно развивается направление ликвидации районов падения ОС и, например, внедрения управляемого спуска ОС мягкой посадкой в районе космодрома (РН “Фалкон-9”, “Шеппард”, проекты “Байкал”, “Россиянка”, “Воздушный старт”) или в выделенной точке, в частности на платформе в Атлантическом океане. В дальнейшем планируется детализация (разработка аналитических выражений) при расчете критериев пожаровзрывобезопасности ОС.

В рамках рассматриваемой постановки задачи по повышению пожаровзрывобезопасности ОС предлагается подход, основанный на сохранении российских традиционных условий эксплуатации РН с ЖРД, минимальных изменениях принятых проектно-конструкторских решений, с одной стороны, и на внедрении технологий, обеспечивающих возможность

повышения тактико-технических характеристик РН (повышения массы выводимого полезного груза, расширения диапазона орбит выведения), — с другой.

Этот подход можно сформулировать в виде трех концепций (K1–K3):

K1 — сохранение выделенных районов падения $\{R_3\}$ с постепенным сокращением их площади и количества за счет внедрения оперативного управляемого спуска ОС с орбит и траекторий выведения с последующей мягкой посадкой нижних ОС в заданной точке существующего района падения;

K2 — сохранение достигнутой полетной надежности РН за счет введения в их состав дополнительных автономных систем, функционирующих после завершения миссии ступени РН по выведению полезных грузов;

K3 — изменение проектно-конструкторских параметров РН на основе рекомендаций СЭМК, международных организаций, с минимальными изменениями проектно-конструкторских параметров существующих бортовых систем и с учетом перспектив дальнейшего повышения тактико-технических характеристик РН.

Введем следующие обозначения, критерии и ограничения:

а) вектор проектно-конструкторских параметров $\vec{X}$, описывающий конструкцию, например, первой ступени РН:

$$\vec{X}(x_1, x_2, \dots, x_k), \quad (1)$$

где $x_1, x_2, \dots, x_k$ — конкретные значения s -го варианта проектно-конструкторских параметров ОС, определяющие в том числе величину остатков соответственно окислителя и горючего в баках и магистралах на момент выключения ЖРД:

$$m_k^{\text{ок}}, m_k^{\text{гор}}; \quad (2)$$

б) критерии W_{R_i} , определяющие вероятность появления событий типа пожара, взрыва, химического загрязнения окружающей среды:

$$W_{R_i}(\vec{X}(x_1, x_2, \dots, x_k), m_k^{\text{ок}}, m_k^{\text{гор}}), \quad (3)$$

где i — соответствующие области окружающей среды:

$$\{R_1\}, \{R_{11}\}, \{R_{12}\}, \{R_3\}; \quad (4)$$

в) ограничения на стоимость C_Σ и сроки создания T_Σ РН:

$$C_\Sigma < C_{\text{зад}}, T_\Sigma < T_{\text{зад}}, \quad (5)$$

где $C_{\text{зад}}, T_{\text{зад}}$ — заданные ограничения соответственно по стоимости и времени создания РН.

Алгоритм расчета критериев (3) предполагает использование методов математической статистики с учетом факторов воздействия на ОС для каждой области (4). Расчет критериев осуществляется на осно-

ве инженерных методик, исключающих использование программных пакетов типа ANSYS и других, требующих значительных затрат времени.

С учетом принятых концепций (К1–К3), системы критериев (3) и ограничений (5) постановка задачи по повышению пожаровзрывобезопасности ОС при эксплуатации РН с ЖРД формулируется следующим образом: найти такой вектор проектно-конструкторских параметров (1), который описывал бы конструкцию ступени РН путем выбора технологических, схемных и проектно-конструкторских решений, приводящих к

$$\min W_{R_i}(\vec{X}(x_1, x_2, \dots, x_k), m_k^{\text{ок}}, m_k^{\text{гор}}). \quad (6)$$

во всех областях (4) при обеспечении ограничений (5) и удовлетворяющих концепциям К1–К3.

Декомпозиция постановки задачи

Формирование проектно-конструкторского облика РН и, соответственно, ОС осуществляется в проектирующей структуре, т. е. в КБ — разработчике РН. В рассматриваемой схеме это соответствует системе принятия проектно-конструкторских решений, представленной на рис. 3. Приведенный на рис. 3 состав систем соответствует функциям разработчика РН в одном из многих направлений проектирования, в частности в повышении пожаровзрывобезопасности, и включает следующие подсистемы (ПС):

- оценку критериев пожаровзрывобезопасности $W_{R_i}(\vec{X}(x_1, x_2, \dots, x_k), m_k^{\text{ок}}, m_k^{\text{гор}})$ в выделенных областях $\{R\}$, которая осуществляется на основе результатов проектирования РН как функция проектно-конструкторских и баллистических параметров ОС (1), остатков топлива в баках (2) с помощью параметров горючести лесного покрова в районах падения ОС и данных из СЭМК;
- синтез возможных технических решений по проектно-конструкторским параметрам ОС (1) в соответствии с условием (6), ограничениями (5) и принятыми концепциями К1–К3;
- базы данных по современным требованиям и современному уровню их решения, в том числе базы конкурентов (NASA, CNES, JAXA и др.);
- оценку эффективности принятых технических решений по сравнению с известными решениями.

На рис. 4 приведена схема ОС, включающая в свой состав подсистемы:

- общие проектно-конструкторские и баллистические характеристики РН и ОС;
- возможные технологии, схемы и проектно-конструкторские решения по уменьшению остатков топлива в баках ОС, площадей районов падения ОС и повышению пожаровзрывобезопасности;

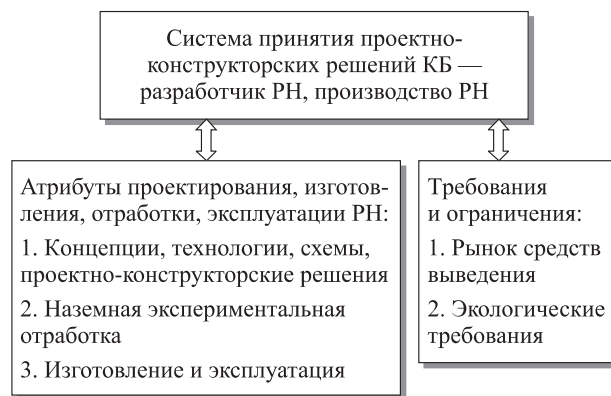


Рис. 3. Схема системы принятия проектно-конструкторских решений по ОС, направленных на повышение пожаровзрывобезопасности ОС при пусках РН с ЖРД

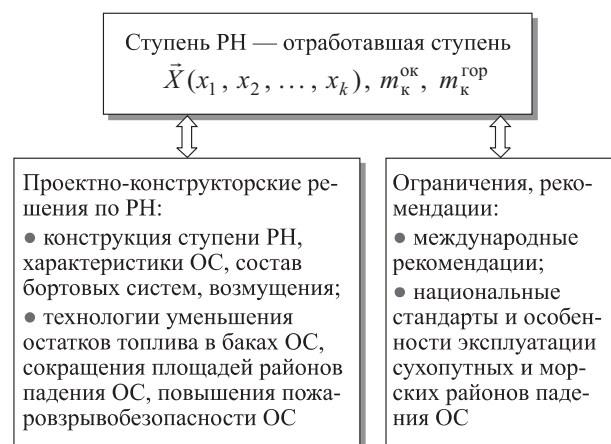


Рис. 4. Схема отработавшей ступени как элемента системы ОС + СЭМК + СПКР

- бортовые системы, оказывающие негативное воздействие на окружающую среду в различных областях $\{R\}$, в том числе: а) конструкция ОС как источник космического мусора на орбитах и причина наличия районов падения на поверхности Земли; б) остатки топлива в баках и магистралях ОС как источник энергии для взрыва конструкции ОС и пожароопасности в районах падения.

На рис. 5 приведена схема системы экологического мониторинга космодрома, являющейся в общем случае распределенной системой [12], подсистемы которой находятся как непосредственно на космодроме, так и в организациях Роскосмоса, Казкосмоса, проводящих работы непосредственно на космодроме, в районах падения, в КБ — разработчиках РН, Центре контроля космического пространства и т. д. Эта система в настоящее время находится в состоянии развития, модернизации, интеграции в международную деятельность по экологическим и юридическим вопросам использования околоземного космического пространства, обмену информацией по готовящимся пускам РН и т. д.

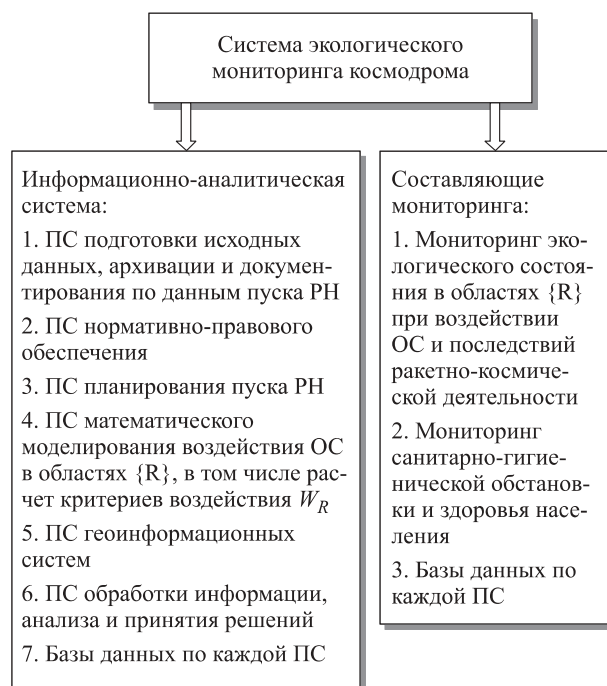


Рис. 5. Схема система экологического мониторинга космодрома

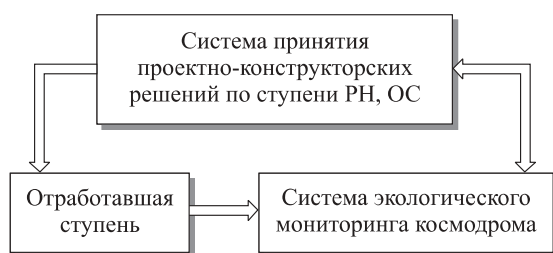


Рис. 6. Замкнутая система ОС + СЭМК + СПКР

На рис. 6 приведена замкнутая система ОС + СЭМК + СПКР, функционирование которой предполагается следующим образом. Информация по исходным данным на ОС поступает в СЭМК из СПКР и на основании ее в СЭМК производится математическое моделирование воздействия результатов пуска РН на окружающую среду и расчет критериев (3). Параллельно на основании результатов пуска РН на основе приборного мониторинга воздействия ОС в областях (4) осуществляется уточнение результатов математической оценки критериев (3). Формируются исходные данные для системы СПКР в виде критериев (3) для направленного изменения параметров конструкции ОС (1) и (2), алгоритмов функционирования бортовых систем, управления движением и т. д. Система функционирует как на этапе летных испытаний до сдачи в эксплуатацию проектируемого комплекса РН, так и в процессе эксплуатации РН.

Проведенная декомпозиция общей постановки задачи позволяет в первом приближении рассматривать каждую подсистему как независимую. Ниже

описывается методический подход к обеспечению пожаровзрывобезопасности отработавших нижних и верхних ступеней РН в рассматриваемых областях окружающей среды $\{R\}$.

Разработка технологических, схемных и проектно-конструкторских решений по повышению пожаровзрывобезопасности ОС

В соответствии с атрибутами проектирования сложных технических систем и методами системного анализа [7–9, 18, 19] на этапе НИР рассматриваются возможные варианты решения сформулированной задачи. Для решения задачи (1)–(6) предлагается использовать несколько технологий. Из них стоит выделить технологию извлечения энергетических ресурсов из невыработанных остатков топлива в баках ОС на основе их конвективной газификации, которая является базовой и уникальной. Среди других технологий можно назвать технологию использования извлеченных энергетических ресурсов для реализации возможности маневрирования ОС, применение более оптимальных схем выведения РН и спуска ОС [23, 24].

Предварительные исследования [23] показали возможность удовлетворения основных концепций К1–К3 на основе предлагаемых технологий.

Извлечение традиционно не используемых энергетических ресурсов (невыработанные остатки топлива в баках и магистралях РН после выключения ЖРД) предлагается обеспечивать путем подачи горячих газов (теплоносителей) в топливные баки для конвективной газификации (испарения) остатков топлива [25]. При этом предварительно осуществляется продувка топливных магистралей для подачи по ним топлива в баки. Полученные продукты газификации (испарившиеся остатки топлива + газ наддува + теплоноситель) используются для решения задач управления движением центра масс и вокруг центра масс ОС [26] либо для безмоментного сброса в окружающее космическое пространство в целях выполнения международных рекомендаций по обеспечению взрывобезопасности орбитальных ОС в защищаемых областях околоземного космического пространства [23].

Практическая реализация предлагаемых концепций заключается в использовании дополнительной автономной бортовой системы спуска (АБСС), в состав которой входят подсистемы [23, 25, 26]:

- газификации невыработанных остатков топлива (емкости для хранения газогенерирующих составов, газогенерирующие составы, газогенераторы, магистрали подачи теплоносителей в баки, магистрали подачи продуктов газификации на

газореактивные сопла сброса, система продувки магистралей подачи топлива в ЖРД);

- управления движением ОС (системы навигации, управления движением центра масс и вокруг центра масс, исполнительные органы в виде регулируемых сопел сброса продуктов газификации из каждого бака).

При установке АБСС наблюдается увеличение массы конструкции ступени РН, однако, учитывая тот факт, что осуществляется утилизация невыработанных остатков топлива, а также газогенерирующих составов (их сжигание, сброс через сопла), мы получаем энергетический выигрыш по характеристической скорости (например, для второй ступени РН он составляет до 5 % по сравнению с традиционной схемой использования топлива [24]).

Характеристическую скорость ΔV при истечении газа из камеры сгорания рабочей смеси (в рассматриваемом случае продуктов газификации) для приближенных оценок можно записать в виде формулы Циолковского [28]:

$$\Delta V = \sqrt{2 \frac{k}{k-1} RT \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \ln \frac{m_{oc}}{m_{oc}^{cux}}, \quad (7)$$

где k , R , T — показатель адиабаты, газовая постоянная и температура в камере сгорания (сопле сброса) продуктов газификации соответственно;
 p_c , p_k — давление соответственно на срезе сопла и в камере сгорания;
 m_{oc} , m_{oc}^{cux} — масса отработавшей ступени с АБСС и “сухая” масса ступени РН с элементами конструкции АБСС;

$$m_{oc} = m_{oc}^{cux} + m_{ггс} + m_{ост}^{топ} + m_{кон}; \quad (8)$$

m_{oc}^{cux} — сухая масса исходной ступени РН (без АБСС);

$m_{ггс}$ — масса газогенерирующих составов для получения теплоносителей;

$m_{ост}^{топ}$ — масса невыработанных остатков топлива в баках;

$m_{кон}$ — масса конструкции АБСС (газогенераторы; магистрали подачи теплоносителей, продуктов газификации; система управления и т. д.).

Утилизация продуктов газификации требует либо разработки нового ЖРД, либо модернизации существующего ЖРД, как это сделано, например, на ЖРД LE-5B-2 для второй ступени РН “Н-ПВ”. При сжигании продуктов газификации в камере сгорания ЖРД реализуются другие условия по параметрам k , R , T по сравнению со штатным режимом работы ЖРД, в результате чего происходит уменьшение тяги в

36 раз [22]. Этой тяги ЖРД, невыработанных остатков топлива в баках и газа наддува достаточно для совершения маневра спуска ОС с орбиты с последующим сгоранием их в плотных слоях атмосферы.

Первый сомножитель (выражение под корнем) в формуле Циолковского (7) представляет собой скорость истечения продуктов сгорания. Для рассматриваемых параметров она на 25–30 % меньше, чем при штатном режиме работы ЖРД, и изменяется в диапазоне 1500–2700 м/с [25].

Второй сомножитель в (7) определяет массовые характеристики АБСС, однако даже при практически нулевой массе элементов конструкции АБСС в (8) этот сомножитель существенно не изменяется: например, для рассматриваемого диапазона масс m_{oc}^{cux} , $m_{ггс}$, $m_{ост}^{топ}$, $m_{кон}$ это приводит к его изменению не более чем на 15 % от исходного.

Приведенные в [25] оценки на примере отработавших ступеней РН “Союз-2.1.в” дают следующие величины характеристических скоростей (по (7)) при утилизации газифицированных продуктов в камере сгорания ракетного двигателя с учетом их химического взаимодействия: для отработавшей первой ступени — приблизительно до 1000 м/с, второй ступени — примерно до 500 м/с. При этом полагается, что суммарная масса остатков топлива составляет до 3 % от начальной заливки, масса газогенерирующих составов для получения теплоносителей для горючего и окислителя — до 15 % от массы остатков топлива, масса конструкции АБСС — до 5 % от массы конструкции “сухой” ступени.

Существенную значимость имеет вопрос о величине невыработанных остатков топлива в баках отработавших ступеней, которые представляют собой пассивную массу и характеризуют эффективность использования топлива данной конструкцией РН и ЖРД. Фактическая масса остатков топлива в каждом баке является случайной величиной, имеющей постоянную и переменную составляющие.

К постоянной составляющей остатков топлива относятся: а) остатки недозабора в баках; б) остатки в топливных магистралях до входа в ЖРД; в) остатки топлива на стенках баков; г) топливо в виде паров в газе наддува баков; д) номинальные невыработанные рабочие остатки топлива.

К переменным остаткам топлива относятся: а) возможные невыработанные остатки рабочего топлива; б) остатки гарантийных запасов топлива, которые могут колебаться в интервале от 0 до их удвоенной величины [4].

При расчете гарантийных остатков топлива учитываются все возможные разбросы параметров бортовых и наземных систем РН, в том числе: точность систем заправки топливом РН на старте; дискретность уровней заправки; сортность топлива; темпе-

ратурные разбросы для топлива; точность системы регулирования расходов топлива; разбросы значений параметров конструкции баков; условия полета и работы ЖРД и т. д.

Результаты исследования и их обсуждение

Рассмотрено обеспечение пожаровзрывобезопасности штатного (неаварийного) процесса эксплуатации ОС с ЖРД на предпоследнем этапе жизненного цикла РН. Последним этапом жизненного цикла РН является утилизация ОС в районах их падения для нижних ОС и спуск с орбиты со сгоранием в плотных слоях атмосферы для верхних ОС. Как отмечалось выше, специфика эксплуатации РН в России заключается в том, что космодромы находятся внутри страны. Этим обуславливается повышенная пожароопасность в местах падения ОС — сухопутных таежных районах, в частности, при запуске РН с перспективного космодрома “Восточный”.

В России имеются и морские районы падения ОС, однако в основном при пусках, осуществляемых с космодромов “Байконур” и “Плесецк”, а в перспективе и с космодрома “Восточный”, используют внутренние сухопутные районы падения.

С точки зрения взрывоопасности орбитальных ОС российские проблемы идентичны проблемам зарубежных средств выведения на орбиту РН [5, 6]. В настоящее время число взрывов ОС на орбитах (включая российские, американские, французские, китайские, индийские, японские ОС) превышает 200. Подобные проблемы отсутствуют при эксплуатации ОС с твердотопливными ракетными двигателями.

Предлагаемый в настоящей статье подход предусматривает отказ от традиционного подхода, основанного на минимизации остатков топлива в баках отработавших ступеней РН после выключения ЖРД, что является исходной и основной причиной их повышенной пожаровзрывоопасности при штатной эксплуатации.

Для решения фундаментальной научно-технической проблемы снижения техногенного воздействия на окружающую среду при пусках РН с ЖРД предлагается технология практически полного извлечения невыработанных остатков топлива из баков и магистралей ОС, что практически решает проблему пожаровзрывобезопасности. Более того, извлеченные энергетические ресурсы направляются на повышение тактико-технических характеристик РН [23–26].

Как показали проведенные исследования [23–26], при решении основной (первой) задачи по повышению пожаровзрывобезопасности ОС (что соответствует решению краевой задачи (1)–(6)) существует

возможность решить и сопутствующие задачи — повышение тактико-технических характеристик РН (увеличение массы выводимого полезного груза, расширение диапазона орбит выведения), снижение стоимости пуска РН за счет уменьшения объема послепусковых работ в районах падения (поиск, разделка, складирование, вывоз в места утилизации фрагментов ОС, проведение работ по обезвреживанию почвогрунтов, приведение территории в исходное состояние, что может составлять до 15 % от стоимости пуска [4]).

Эффективность решения сопутствующих задач определяется критерием (7), при этом существуют отличия их решения для верхних (орбитальных) и нижних ОС. Если для верхней (орбитальной) ОС решение задач заключается в спуске с орбиты с последующим сгоранием в плотных слоях атмосферы, то для нижней ОС, которая возвращается в район падения, — в управляемом спуске с обеспечением пожаровзрывобезопасности во избежание возгорания растительных покровов и с минимальным отклонением от расчетной точки приземления.

Использование разработанного методического подхода на основе фазовых превращений при реализации тепло- и массообмена позволяет перейти к решению задачи по сжиганию отделяющихся от РН частей при полете в плотных слоях атмосферы, например межступенных отсеков, головных обтекателей, что позволит исключить районы их падения [27].

Выводы

1. Рассмотрена проблема воздействия последствий пусков РН с ЖРД на окружающую среду, в частности определены основные факторы на орбитах выведения последних ступеней, на траекториях спуска, в районах падения ОС, приводящие к взрывам и пожарам.

2. Показано, что в районах падения ОС при пусках РН с космодрома “Восточный” по сравнению с космодромом “Байконур” последствия пожаровзрывоопасности, создаваемой невыработанными остатками топлива в баках ОС, более существенно повышают уровень дисбаланса экосистемы.

3. Предложена замкнутая система с обратной связью ОС + СЭМК + СПКР, позволяющая формировать оптимальные направления изменения проектно-конструкторских параметров ОС для обеспечения их пожаровзрывобезопасности.

4. Сформулированы предложения по выбору технологий, схемных и проектно-конструкторских решений. В качестве базовой технологии предложена конвективная газификация невыработанных остатков топлива в баках, основанная на том, что после выключения ЖРД в топливные баки подаются горя-

чие газы, а полученные продукты газификации используются для стабилизации и ориентации ОС при движении по траектории спуска.

5. Проектно-конструкторская реализация предлагаемой технологии заключается в установке активной бортовой системы спуска отработавших ступеней РН, при этом “сухая” масса конструкции этой системы не превышает 5 % от массы “сухой” конструкции ступени РН. Использование АБСС позволяет обеспечить не только практически полную утилизацию невыработанных остатков топлива (практическое решение проблемы пожаровзрывобезопасности), но и возможность реализации энергетически оптимальных схем и траекторий выведения полезных нагрузок на орбиты, что, помимо компенсации увеличения массы конструкции ОС,

в ряде случаев повышает массу выводимого полезного груза, расширяет диапазон орбит выведения РН и т. д.

6. Внедрение предлагаемых технологий, основанных на подаче дополнительного количества теплоты для реализации фазовых переходов веществ, позволяет в перспективе рассматривать их распространение на решение других задач, например сжигание элементов конструкций (межбаковых отсеков, головных обтекателей) в процессе их полета по траектории спуска, что даст возможность отказаться от использования районов их падения.

Работа выполнена при поддержке гранта Минобрнауки РФ по соглашению № 14.577.21.0157 от 28.11.2014 г.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Руководство по организации безопасной эксплуатации космических средств российского космического агентства (РОБЭКС-99). — М. : РКА, 1999. — 195 с.
2. Экологические проблемы и риски воздействий ракетно-космической техники на окружающую природную среду : справ. пособие / Под общ. ред. В. В. Адушкина, С. И. Козлова, А. В. Петрова. — М. : Анкил, 2000. — 640 с.
3. Кондратьев А. Д., Кречетов П. П., Королева Т. В. Обеспечение экологической безопасности при эксплуатации районов падения отделяющихся частей ракет-носителей. — М. : Пеликан, 2007. — 80 с.
4. Шатров Я. Т. Обеспечение экологической безопасности ракетно-космической деятельности : учеб.-метод. пособие. Ч. 2: Экономические и производственные аспекты. Экологический мониторинг. Методические подходы, методики и результаты оценок экологической безопасности средств выведения. — Королев : ЦНИИМаш, 2010. — 222 с.
5. Руссо М. Космическая экология. URL: http://polit.ru/article/2014/07/11/sk_space_debris (дата обращения: 14.02.2016).
6. Anselmo L., Pardini C. Ranking upper stages in low Earth orbit for active removal // Acta Astronautica. — 2016. — Vol. 122. — P. 19–27. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.01.019.
7. Сердюк В. К. Проектирование средств выведения космических аппаратов : учеб. пособие / Под ред. А. А. Медведева. — М. : Машиностроение, 2009. — 504 с.
8. Бахвалов Ю. О., Абросимов Ю. В., Азаров А. В. и др. Новые подходы к вопросам проектирования и экспериментальной отработки космической техники // Научно-технические разработки КБ “Салют” 2012–2013 гг. / Под общ. ред. Ю. О. Бахвалова. — М. : Машиностроение, 2014. — Вып. 4. — С. 4–6.
9. Куренков В. И. Основы проектирования ракет-носителей. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика : учеб. пособие / Под ред. А. Н. Кирилина. — Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. — 458 с.
10. Website of SpaceX. URL: www.spacex.com (дата обращения: 13.02.2016).
11. Чернокульский А. В., Мохов И. И., Школьник И. М. Риск пожароопасности в различных регионах России и его возможные изменения в XXI веке по модельным расчетам. URL: <http://www.myshared.ru/slide/361923> (дата обращения: 17.02.2016).
12. Космодром “Восточный” на карте, планы космодрома. URL: <http://vostokdrom.ru/map> (дата обращения: 17.02.2016).
13. Кац А. Л., Гусев В. Л., Шабунина Т. А. Методические указания по прогнозированию пожарной опасности в лесах по условиям погоды. — М. : Гидрометеиздат, 1975. — 16 с.
14. Шерстюков Б. Г. Оценки потенциальной горимости лесов в России по месячным метеорологическим данным. URL: http://downloads.igce.ru/publications/pemem/PEMEM25/14_Sherstyukov_B_G.pdf (дата обращения: 14.02.2016).

15. Суйменбаев Б. Т. Экологическая безопасность эксплуатации ракетно-космических комплексов. — Алматы : Гига трейд, 2009. — 240 с.
16. Разработка структуры и подготовка исходных данных для базы данных СЭМК в соответствии с требованиями уполномоченных органов РК и РФ : отчет о НИР / НТЦ “Экон-ЦНИИМаш”. — М., 2005.
17. Update of the IADC space debris mitigation guidelines. IADC-11-02. Beijing, May 2014.
18. Гайкович А. И. Основы теории проектирования сложных технических систем. — СПб. : НИЦ МОРИНТЕХ, 2001. — 432 с.
19. Диксон Дж. Проектирование систем: изобретательство, анализ и принятие решений / Пер. с англ. — М. : Мир, 1969. — 440 с.
20. Patera R. P. *et al.* Controlled deorbit of the Delta IV upper stage for the DMSP-17 mission // Proceedings of the 2nd IAASS Conference “Space Safety in a Global World”, 14–16 May 2007. — USA, Chicago, 2007.
21. Ariane-5. Data relating to Flight VA205 by Hugues Lanteri. Kourou, March 2012. URL: http://space-airbusds.com/media/document/flight-va205_atv3.pdf (дата обращения: 15.02.2016).
22. Takase K. *et al.* Successful demonstration for upper stage controlled re-entry experiment by H-PIB launch vehicle // Mitsubishi Heavy Industries Technical Review. — 2011. — Vol. 48, No. 4. — P. 11–16.
23. 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. Королева (национального исследовательского университета). — 2011. — № 1(25). — С. 38–48.
24. Трушляков В. И., Лемперт Д. Б., Белькова М. Е. Исследование возможности использования газогенерирующих составов для повышения эффективности жидкостных ракет // Физика горения и взрыва. — 2015. — Т. 51, № 3. — С. 48–54. DOI: 10.15372/FGV20150307.
25. Makarov Yu., Shatrov Ya., Baranov D., Trushlyakov V. Self-contained onboard LV stage disposal system based on energy resources unexpended after space craft orbital insertion // Proceedings of the 65th International Astronautical Congress, 29 September – 3 October 2014. — Canada, Toronto, 2014. — IAC-14.A6.P.28.
26. Пат. 2456217 С2 Российская Федерация. МПК В64G 1/40, В64G 1/24. Способ управления ракетами космического назначения / Трушляков В. И., Куденцов В. Ю., Шатров Я. Т. — № 2010113169/11; заявл. 05.04.2010; опубл. 20.07.2012, Бюл. № 20.
27. Лемперт Д. Б., Трушляков В. И., Зарко В. Е. Оценка массы пиротехнической смеси для сжигания головного обтекателя космической ракеты // Физика горения и взрыва. — 2015. — Т. 51, № 5. — С. 121–125. DOI: 10.15372/FGV20150514.
28. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования : учеб. для вузов / Под ред. Д. А. Ягодникова. — М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. — 488 с.

Материал поступил в редакцию 19 февраля 2016 г.

Для цитирования: Шатров Я. Т., Баранов Д. А., Суйменбаев Б. Т., Трушляков В. И. Повышение пожаровзрывобезопасности при эксплуатации отработавших ступеней ракет-носителей с жидкостными ракетными двигателями // Пожаровзрывобезопасность. — 2016. — Т. 25, № 4. — С. 30–42. DOI: 10.18322/PVB.2016.25.04.30-42.

English

FIRE AND EXPLOSION SAFETY IMPROVEMENT DURING THE LAUNCH VEHICLE WORKED-OFF STAGES WITH LIQUID PROPULSION ENGINE OPERATION

SHATROV Ya. T., Doctor of Technical Sciences, Head of the Department,
Central Research Institute of Machine Building (Pionerskaya St., 4, Korolev,
141070, Russian Federation; e-mail address: ozhigovaav@tsniimash.ru)

BARANOV D. A., Chief Designer for Launch Vehicles, Joint Stock Company "Space Rocket Centre Progress" (Zemetsa St., 18, Samara, 443009, Russian Federation; e-mail address: dimitri.baranov@samspace.ru)

SUIMENBAYEV B. T., Doctor of Technical Sciences, Head of Department of Operation of Space Systems, Kazakh National Research Technical University named after K. I. Satpayev (Satpayeva St., 22a, Almaty, 050013, Republic of Kazakhstan; e-mail address: bts49@mail.ru)

TRUSHLYAKOV V. I., Doctor of Technical Sciences, Professor of Aircraft and Rocket Building Department, Omsk State Technical University (Mira Avenue, 11, Omsk, 644050, Russian Federation; e-mail address: vatrushluakov@yandex.ru)

ABSTRACT

The parts separating in flight, in particular worked-off stages with unused liquid propellant residues components in tanks is one of the major problems related to launch vehicles (LV) with liquid-propellant engines launches.

This problem results in:

a) the necessity of economic entities territories vast areas providing for the cosmodrome on a permanent or temporary basis, these areas being exposed to fire impact in case of the stage falling and explosion that in taiga impact areas results in problems arising when addressing a number of political, social, economic, organizational and technical issues (nowadays 19 millions hectares territory is allocated for impact areas in Russia, in 2015 Russia realized 29 LV launches with 86 worldwide);

b) potential risk for the functioning space systems because of the existence of the LV upper stages with unused propellant residues that remains in the insertion orbits and represent bulk explosive space debris (nowadays 1682 spent upper stages with a total weight of 2705 tons are orbiting the Earth, including 821 stages with a mass of 1189 tons are orbiting at an altitude up to 2000 km).

The above issues lead to the necessity of carrying out of the high-volume set of studies and design and construction works implemented by the engineers of LV aimed at the stages fire and explosion safety improvement in relevant areas of the environment. This complex of works includes works on propellant expenditure in tanks management algorithm developing, introducing separate propellant filling in tanks for each LV launch, works on propellant residues quantity in stages tanks reduction at the time of engine cutoff, the impact areas quantity and territories reducing, etc.

If there is an intensive launch program of advanced LV of "Angara", "Soyuz" families from Vostochny cosmodrome, the fire and explosion safety issues become more relevant in comparison with the similar problems arising on LV launches from Baikonur cosmodrome. This difference results from the fact that the impact areas of Baikonur cosmodrome are mostly situated in desert and steppe regions, while the impact areas of Vostochny cosmodrome are mostly situated in taiga forest regions with the high fire hazard. In addition, there is a requirement-strengthening tendency of international organizations to reduce pollution of near-Earth space environment protected areas based on the results of aerospace activities.

The proposed approach presupposes the abandoning a traditional approach to fire and explosion risk addressing. To solve the referred task, the technology of liquid propellant residues in stage tanks and feed lines almost total extraction is proposed on the basis of these residues convective gasification that practically solves the problem of fire and explosion safety, moreover, the obtained energy resources are targeted to improve launch vehicles performance characteristics including:

a) the increase of launched payload mass,
b) the range of placing orbits widening,
c) LV launch cost decreasing by means of amount of after launch work in the impact areas reduction (search, scrapping, storage, remove to stages fragments disposal places, work for soil neutralization, returning the territory to its original state).

The suggested technical solution for LV stages fire and explosion safety ensuring is realized by the installation of the active onboard de-orbiting system of the worked-off stages providing extra propellant reserves for getting by heat carriers (up to 15 % from the propellant residues in tanks mass), this system structure elements (up to 5 % from the mass of "dry" stage structure), the additional autonomous control system over the lower stage.

Keywords: fire and explosion safety; launch vehicle; worked-out stages; propellant residues; gasification; fall areas.

REFERENCES

1. *Rukovodstvo po organizatsii bezopasnoy ekspluatatsii kosmicheskikh sredstv rossiyskogo kosmicheskogo agentstva* (ROBEKS-99) [The guide for Russian Space Agency launch vehicles safe operation (GLVSO-99)]. Moscow, Russian Space Agency Publ., 1999. 195 p.
2. Adushkin V. V., Kozlov S. I., Petrov A. V. (eds). *Ekologicheskiye problemy i riski vozdeystviy raketno-kosmicheskoy tekhniki na okruzhayushchuyu prirodnuyu sredu* [The environmental problems and the risks of rocket-space technology impact on the natural environment]. Moscow, Ankil Publ., 2000. 640 p.
3. Kondratyev A. D., Krechetov P. P., Koroleva T. V. *Obespecheniye ekologicheskoy bezopasnosti pri ekspluatatsii rayonov padeniya otdeyayushchikhsya chastey raket-nositeley* [The environmental safety ensuring of rocket-space activity]. Moscow, Pelican Publ., 2007. 80 p.
4. Shatrov Ya. T. *Obespecheniye ekologicheskoy bezopasnosti raketno-kosmicheskoy deyatel'nosti. Chast 2: Ekonomicheskkiye i proizvodstvennyye aspekty. Ekologicheskyy monitoring. Metodicheskkiye podkhody, metodiki i rezultaty otsenok ekologicheskoy bezopasnosti sredstv vyvedeniya* [Providing ecological safety of rocket-space activities. Environmental monitoring. Methodological approaches, methods and results of launch vehicles ecological safety estimations]. Korolev, TsNIIMash Publ., 2010. Part 2, 222 p.
5. Russo M. *Kosmicheskaya ekologiya* [Space ecology]. Available at: http://polit.ru/article/2014/07/11/sk_space_debris (Accessed 14 February 2016).
6. Anselmo L., Pardini C. Ranking upper stages in low Earth orbit for active removal. *Acta Astronautica*, 2016, vol. 122, pp. 19–27. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.01.019.
7. Serdyuk V. K. *Proyektirovaniye sredstv vyvedeniya kosmicheskikh apparatov* [The launch vehicles launching methods designing]. A. A. Medvedev (ed.). Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 2009. 504 p.
8. Bakhvalov Yu. O. (ed.), Bakhvalov Yu. O., Abrosimov Yu. V., Azarov A. V. et al. *Novyye podkhody k voprosam proyektirovaniya i eksperimental'noy otrabotki kosmicheskoy tekhniki* [The new approaches to the space technology design and experimental development issues]. *Nauchno-tekhnicheskkiye razrabotki KB "Salyut" 2012–2013 gg.* [Research and technology developments of design bureau "Salyut" 2012–2013]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 2014, vol. 4, pp. 4–6.
9. Kurenkov V. I. *Osnovy proyektirovaniya raket-nositeley. Vybór osnovnykh proyektnykh kharakteristik i formirovaniye konstruktivnogo oblika* [The principles of launch vehicles design. The selection of the main design characteristics and the formation of the constructive concept]. Samara, Samara State Aerospace University Publ., 2011. 458 p.
10. Website of SpaceX. Available at: www.spacex.com (Accessed 13 February 2016).
11. Chernokul'skiy A. V., Mokhov I. I., Shkolnik I. M. *Risk požaroopasnosti v razlichnykh regionakh Rossii i yego vozmozhnyye izmeneniya v XXI veke po model'nykh raschetam* [The risk of fire hazard in different regions of Russia and its possible changes in the XXI century on the model calculations]. Available at: <http://www.myshared.ru/slide/361923> (Accessed 17 February 2016).
12. Kosmodrom "Vostochnyy" na karte, plany kosmodroma [Cosmodrome "Vostochnyy" on the map, plans to launch site]. Available at: <http://vostokdrom.ru/map> (Accessed 17 February 2016).
13. Kats A. L., Gusev V. L., Shabunina T. A. *Metodicheskkiye ukazaniya po prognozirovaniyu požarnoy opasnosti v lesakh po usloviyam pogody* [The methodology instructions for fire safety prediction in the forests based on the weather conditions]. Moscow, Gidrometeoizdat Publ., 1975. 16 p.
14. Sherstyukov B. G. *Otsenki potentsialnoy gorimosti lesov v Rossii po mesyachnym meteorologicheskim dannym* [Assessing the potential flammability of forests in Russia using monthly meteorological data]. Available at: http://downloads.igce.ru/publications/pemem/PEMEM25/14_Sherstyukov_B_G.pdf (Accessed 14 February 2016).
15. Suimenbayev B. T. *Ekologicheskaya bezopasnost ekspluatatsii raketno-kosmicheskikh kompleksov* [The ecological safety of rocket-space systems operation]. Almaty, Giga Treyd Publ., 2009. 240 p.
16. *Razrabotka struktury i podgotovka iskhodnykh dannykh dlya bazy dannykh SEMK v sootvetstviy s trebovaniyami upolnomochennykh organov RK i RF* [The development of the structure and basic data preparation for CEMS database in accordance with the RK and RF authorities requirements]. Moscow, Science and Technology Center "Ekon-TsNIIMash" Publ., 2005.

17. Update of the IADC space debris mitigation guidelines. IADC-11-02. Beijing, 2014.
18. Gaykovich A. I. *Osnovy teorii proyektirovaniya slozhnykh tekhnicheskikh sistem* [The principles of the complex technical systems design theory]. St. Petersburg, Research Center MORINTECH Publ., 2001. 432 p.
19. Dixon John R. *Design engineering: inventiveness, analysis and decision making*. New York, McGraw-Hill, 1966. (Russ. ed.: Dikson Dzh. *Proyektirovaniye sistem: izobretatelstvo, analiz i prinyatiye resheniy*. Moscow, Mir Publ., 1969. 440 p.).
20. Patera R. P. et al. Controlled deorbit of the Delta IV upper stage for the DMSP-17 mission. *Proceedings of the 2nd IAASS Conference "Space Safety in a Global World"*, 14–16 May 2007. USA, Chicago, 2007.
21. Ariane-5. Data relating to Flight VA205 by Hugues Lanteri. Kourou, March, 2012. Available at: http://space-airbusds.com/media/document/flight-va205_atv3.pdf (Accessed 15 February 2016).
22. Takase K. et al. Successful demonstration for upper stage controlled re-entry experiment by H-IIB launch vehicle. *Mitsubishi Heavy Industries Technical Review*, 2011, vol. 48, no. 4, pp. 11–16.
23. Shatrov Ya. T., Baranov D. A., Trushlyakov V. I., Kudentsov V. Yu. *Opredeleniye napravleniy razrabotki metodov, tekhnicheskikh resheniy i sredstv snizheniya tekhnogennogo vozdeystviya na okruzhayushchuyu sredu dlya realizatsii na borte kosmicheskikh sredstv vyvedeniya* [The definition of lines of methods development, technical solutions and means of technogenic impact reduction on environment: all to implement on-board space means of launch]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika S. P. Koroleva — Vestnik of the Samara State Aerospace University*, 2011, no. 1(25), pp. 38–49.
24. Trushlyakov V. I., Lempert D. B., Belkova M. E. Possibility of using gas-generating compositions for increasing the rocket propulsion efficiency. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2015, vol. 51, issue 3, pp. 326–332. DOI: <http://dx.doi.org/10.1134/S0010508215030077>.
25. Makarov Yu., Shatrov Ya., Baranov D., Trushlyakov V. Self-contained onboard LV stage disposal system based on energy resources unexpended after space craft orbital insertion. *Proceedings of the 65th International Astronautical Congress*, 29 September – 30 October 2014. Canada, Toronto, 2014, IAC-14.A6.P.28.
26. Trushlyakov V. I., Kudentsov V. Yu., Shatrov Ya. T. *Sposob upravleniya raketami kosmicheskogo naznacheniya* [Method of controlling space rockets]. Patent RU, no. 2456217, 20.07.2012.
27. Lempert D. B., Trushlyakov V. I., Zarko V. E. Estimating the mass of a pyrotechnic mixture for burning the launch vehicle nose fairing. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2015, vol. 51, no. 5, pp. 619–622. DOI: [10.1134/s0010508215050147](http://dx.doi.org/10.1134/s0010508215050147).
28. Dobrovolskiy M. V. *Zhidkostnyye raketnyye dvigateli. Osnovy proyektirovaniya* [Liquid propellant engines. The principles of design]. Moscow, Bauman Moscow State Technical University Publ., 2005. 488 p.

For citation: Shatrov Ya. T., Baranov D. A., Suimenbayev B. T., Trushlyakov V. I. *Povysheniye požarovzryvbezopasnosti pri ekspluatatsii otrabotavshikh stupeney raket-nositeley s zhidkostnymi raketnymi dvigatelyami* [Fire and explosion safety improvement during the launch vehicle worked-off stages with liquid propulsion engine operation]. *Pozharovzryvbezopasnost — Fire and Explosion Safety*, 2016, vol. 25, no. 4, pp. 30–42. DOI: [10.18322/PVB.2016.25.04.30-42](http://dx.doi.org/10.18322/PVB.2016.25.04.30-42).