

УДК 629.78

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРАВЛЕНИЙ РАЗРАБОТКИ МЕТОДОВ, ТЕХНИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ И СРЕДСТВ СНИЖЕНИЯ ТЕХНОГЕННОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА ОКРУЖАЮЩУЮ СРЕДУ ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ

© 2011 Я. Т. Шатров¹, Д. А. Баранов², В. И. Трушляков³, В. Ю. Куденцов³¹ФГУП «ЦНИИмашиностроения», г. Москва²ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара³Омский государственный технический университет

Рассматривается постановка задачи, основные принципиальные направления разработок конструкторско-технологических предложений (технологические принципы реализации энергетики, заключённой в невыработанных остатках жидкого ракетного топлива в баках, сжатого газа в шар-баллонах, запасов электричества в аккумуляторных батареях, способов их реализации) и проектно-конструкторские параметры выбранных конструкторско-технологических предложений (параметры системы газификации остатков жидкого топлива, тяга специализированной газовой двигательной установки, время её работы, реализуемый импульс, состав бортовой системы увода и т.д.) на примере блока «И» ракеты-носителя «Союз».

Техногенное воздействие, удельный импульс, газифицированное жидкое топливо, космические средства выведения, разгонный блок, газовый ракетный двигатель.

Введение

Разработка перспективных космических ракетных комплексов предусматривает решение ряда научно-технических задач, связанных со снижением техногенного воздействия на окружающую среду. В настоящее время сформулированы требования государственной экологической экспертизы [1], разработаны ряд федеральных и отраслевых ГОСТов [2, 3], определяющих современные требования к проектируемым ракетно-космическим комплексам.

В основу приводимых ниже исследований положены основные концепции и методологии снижения техногенного воздействия ракетных средств выведения, основанные на разработках [4, 6-10]. Предусматривается дальнейшее их развитие, в частности, принципиальные направления разработок конструкторско-технологических предложений (технологические принципы реализации энергетики, заключённой в невыработанных остатках жидкого ракетного топлива в баках, сжатого газа в шар-баллонах, запасов электричества в аккумуляторных батареях, способов их реализации и пр.) и проектно-конструкторских параметров выбранных конструкторско-технологических предложений (тяга

двигательной установки, время её работы, реализуемый импульс, параметры системы газификации и т.д.).

Существо предлагаемых конструкторско-технологических и проектно-конструкторских решений направлено на обеспечение следующих требований [1-4]:

а) снижение засорения космическим мусором, в частности, увод отделяющейся части (ОЧ) космических средств выведения (КСВ), в данном случае ступени ракеты-носителя (РН) или разгонного блока (РБ) на орбиту утилизации после выведения полезной нагрузки на заданную орбиту;

б) оптимизация районов падения ОЧ ступеней РН, в том числе их сокращение и уменьшение числа и площадей районов падения;

в) обеспечение неразрушения конструкции ОЧ ступеней РН при движении в плотных слоях атмосферы;

г) отсутствие жидких остатков компонентов ракетного топлива (КРТ) в баках ОЧ ступеней РН, как остающихся на орбитах в защищаемых областях околоземного косми-

ческого пространства, в соответствии с требованиями [2], так и попадающих в район падения ОЧ ступеней РН, в соответствии с рекомендациями [4].

Реализация вышеприведённых требований приводит к необходимости разработки дополнительных методов проектирования средств выведения, т.к. традиционные методы, например [5], не предусматривают решения этих задач и являются неэффективными.

Рассмотрим возможные подходы реализации требований (а) – (г) на основе проектирования дополнительных бортовых систем, обеспечивающих снижение техногенного воздействия РН с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) на окружающую среду.

Следует отметить, что РН с ЖРД на настоящий момент времени являются классическим транспортным средством, с устоявшимися традициями проектирования и эксплуатации. Поэтому введение новой бортовой системы в состав уже традиционных схемных решений приводит к необходимости учёта дополнительных требований при проектировании бортовых систем, а также к разработке и проведению программ наземной отработки, эксплуатации и т.д.

Очевидно, что обеспечение требований (а) – (г) приводит к дополнительному удорожанию комплекса КСВ, снижению полётной надёжности за счёт введения в состав новой бортовой системы, увеличению объёмов наземной и лётной отработки. В этой связи поиск оптимальных путей при проектировании (оптимизация материально-временных затрат) КСВ с учётом требований (а) - (г) является актуальным.

1. Постановка задачи выбора конструкторско-технологических решений и проектно-конструкторских параметров дополнительных бортовых систем ОЧ КСВ из условия снижения техногенного воздействия на окружающую среду

Общая постановка задачи выбора баллистических и проектно - конструктивных параметров РН предлагается следующей:

- выбор традиционных основных проектно-баллистических параметров (число ступеней, начальные тяговооружённости,

соотношения масс ступеней, программы тангажа и т. д.) предлагается осуществлять на основе традиционных подходов, например [5];

- обеспечение дополнительных требований по снижению техногенных воздействий (а) – (г), предусматривающих реализацию на основе автономных дополнительных бортовых систем, принципы которых изложены, например в [6-10], путём выбора их конструкторско-технологических решений и проектно-конструкторских параметров;

- уточнение основных выбранных проектно - баллистических и конструктивных параметров РН.

Учитывается тот факт, что техногенное воздействие КСВ оказывается существенно различным: районы падения для ОЧ ступеней РН и параметры орбит выведения. В этой связи и технические решения, направленные на снижение этого воздействия, являются также существенно различными.

На данном этапе исследований рассматриваются участки жизненного цикла КСВ, на которых ОЧ ступеней РН с ЖРД оказывают наиболее техногенное воздействие на окружающую среду:

- орбитальные ОЧ ступеней РН с остатками жидкого топлива, находящиеся в околоземном космическом пространстве в защищаемых зонах после завершения участка выведения полезных нагрузок на орбиты функционирования в низкоорбитальной части (орбиты до 2000 км и геостационарная орбита [2]);

- районы падения ОЧ ступеней РН, в том числе основные параметры воздействия на окружающую среду: площадь разброса точек падения ОЧ (или их фрагментов) и количество остатков топлива, попадающих на поверхность Земли в одном пуске [4].

Для решения задачи снижения техногенного воздействия ОЧ ступеней РН на окружающую среду предлагается рассмотрение различных направлений использования остатков топлива в баках: от их газификации и выброса в окружающее космическое пространство до использования энергетического ресурса, заключённого в жидких остатках

топлива для совершения дополнительных манёвров [8, 9].

Использование ресурсов, заключённых в невыработанных остатках сжатых газов, электроэнергии в батареях предлагается по их прямому назначению при функционировании бортовой системы снижения техногенного воздействия без трансформации, как физического состояния источников энергии, так и конструкций шар-баллонов и батарей.

Первое направление решения задачи снижения техногенного воздействия КСВ на жидких КРТ на окружающую среду: обеспечение газификации остатков жидкого топлива с целью их выброса в атмосферу до высот 50 км и в окружающее космическое пространство. При этом предполагается, что под воздействием факторов космического пространства произойдёт их разложение до нетоксичных составляющих и допустимых концентраций [4, 10].

В работах [4, 10] показано, что в условиях невесомости реализация выброса жидких остатков топлива в космическое пространство возникает ряд проблем, например, при расположении остатков жидкого топлива вне зоны дренажного отверстия. После истечения газа наддува практически все остатки топлива остаются в баке и магистралях, поэтому гарантированный выброс жидких остатков топлива из баков, топливных магистралей в дальнейшем предлагается обеспечить путём их газификации.

На этом направлении решения задачи снижения техногенного воздействия в соответствии с рекомендациями [2] предлагается следующее:

- орбитальные ОЧ верхних ступеней РН и РБ остаются на орбитах, однако при этом отсутствует вероятность их взрыва;

- площади районов падения ОЧ нижних ступеней РН сохраняются, при этом проливы КРТ на грунты практически отсутствуют.

Это направление решения задач в настоящее время частично (без газификации остатков топлива) используется при эксплуатации РН на токсичных компонентах топлива «Протон-М».

Формульную постановку решения задачи данного направления можно представить в виде следующих условий:

для орбитальных ОЧ ступеней РН и РБ:

$$E_k + E_n = const, \\ m_{ocm}^{moni} = 0, \quad (1)$$

где E_k, E_n - кинетическая и потенциальная энергия ОЧ ступени РН на орбите, т.е. условие (1) говорит о сохранении параметров орбиты при проведении процедуры выброса компонентов топлива (или одного из них);

для ОЧ нижних ступеней РН, движущихся в заданные районы падения:

$$m_{ocm}^{moni} = 0, \quad \vec{R}_{pn} = \vec{R}_{pn0} = const, \quad S_{pn} = S_0, \quad (2)$$

где m_{ocm}^{moni} - суммарные остатки топлива в баках ОЧ ступеней РН как для орбитальных, так и для движущихся в районы падения, \vec{R}_{pn}, S_{pn} - координаты центра масс и площадь района падения ОЧ соответственно.

При обеспечении общего условия проектирования бортовой системы снижения техногенного воздействия космических средств выведения на жидких компонентах ракетного топлива на окружающую среду

$$m_{АБСВ} \leq m_{АБСВ}^{зад}, \quad (3)$$

где $m_{АБСВ}, m_{АБСВ}^{зад}$ - массы и ограничения на допустимую массу проектируемой автономной бортовой системы снижения техногенного воздействия, в частности, для данного случая это автономная бортовая система выброса (АБСВ).

Условие (6) соответствует неизменности точек падения ОЧ ступени РН и сохранению существующего района разброса точек падения.

Второе направление решения задачи: использование энергетики, заключённой в невыработанных остатках топлива для совершения манёвра с максимальным изменением

ем геометрических параметров орбиты в сторону максимального снижения высоты перигея с целью оперативного и контролируемого увода ОЧ с орбиты в плотные слои атмосферы.

Постановку решения задачи данного направления можно представить в виде следующих условий:

- для орбитальных ОЧ ступеней РН

$$f(E_k + E_n) \rightarrow \max, \quad (4)$$

что обеспечивает оптимальный перевод на эллиптическую орбиту утилизации с параметрами

$$P = f(H_a, H_n) \text{ при } T^{\text{сущ}} \leq T^{\text{зад}}, \quad (5)$$

где H_a, H_n - параметры орбиты утилизации, на которых время существования $T^{\text{сущ}}$ не превышает заданного $T^{\text{зад}}$ в соответствии с [2].

В рассматриваемом случае условие (4) выдвигает требования к величине располагаемой энергетики на борту ОЧ ступени РН для обеспечения необходимых параметров изменения орбиты и соответствует:

$$\Delta V_{\text{хар}} \geq \Delta V_{\text{хар}}^{\text{зад}}. \quad (6)$$

Здесь $\Delta V_{\text{хар}}$ - располагаемые запасы характеристической скорости на борту орбитальной ОЧ ступени РН, которые определяются по формуле Циолковского:

$$\Delta V_{\text{хар}} = P_{\text{уд}} g_0 \ln \frac{m_0}{m_{\text{ккс}}}, \quad (7)$$

где $P_{\text{уд}}$ - удельная тяга газовой двигательной установки, если планируется её установка, в данном случае - газовой ракетной двигательной установки; m_0 - начальная масса орбитальной ОЧ КСВ с бортовой системой газификации; $m_{\text{ккс}}$ - сухая масса конструкции орбитальной ОЧ КСВ после отделения полезной нагрузки с системой газификации для перевода ОЧ РН, РБ на орбиту утилизации.

Масса m_0 определяется выражением

$$m_0 = m_{\text{ккс}} + m_{\text{топл}}, \quad (8)$$

где $m_{\text{ккс}}$ - сухая масса конструкции орбитальной ОЧ после отделения полезной нагрузки, в том числе и масса автономной бортовой системы увода (АБСУ) ОЧ для перевода ОЧ ступени РН на орбиту утилизации, определяемая по формуле

$$m_{\text{ккс}} = m_{\text{ккс}}^{\text{оч}} + m_{\text{АБСУ}}, \quad (9)$$

где $m_{\text{ккс}}^{\text{оч}}, m_{\text{АБСУ}}$ - сухая масса ОЧ КСВ и конструкции системы газификации.

Масса конструкции системы газификации определяется по формуле

$$m_{\text{АБСУ}} = m_{\text{сг}} + m_{\text{сч}}, \quad (10)$$

где $m_{\text{сг}}$ - масса конструкции системы газификации, в состав которой входят элементы пневмогидросистемы подачи теплоносителя в топливные баки, запасы сжатого газа, выжимные ёмкости для топлива газогенератора (твёрдотопливный газогенератор), $m_{\text{сч}}$ - масса системы управления АБСУ, в состав которой входят измерительная аппаратура, БЦВМ, исполнительные органы (приводы камер газового ракетного двигателя), система энергопитания.

Запасы топлива, имеющиеся на борту ОЧ КСВ, можно определить:

$$m_{\text{топл}} = m_{\text{оч}}^m + m_{\text{АБСУ}}^m, \quad (11)$$

где $m_{\text{оч}}^m$ - невыработанные запасы топлива в баках орбитальной ОЧ, в том числе гарантийные, недозабор, заливки магистралей ЖРД (может достигать до 3 % от начальной заправки топливом); $m_{\text{АБСУ}}^m$ - запасы топлива для получения теплоносителя для системы газификации, например, масса твёрдотопливного или жидкостного газогенератора;

$\Delta V_{\text{хар}}^{\text{зад}}$ - значение характеристической скорости, необходимое для решения транспортной

задачи, например увода ОЧ на орбиту утилизации в соответствии с [2], или решения других специальных задач.

Схемы газификации КРТ могут быть различны, например, для керосина и кислорода потребные величины тепловой энергии существенно различны, и, таким образом, схемы подачи теплоносителя будут различны.

В связи с тем, что запасы топлива $m_{АБСУ}^m$ участвуют в газификации топлива в баках, в виде газа подаются в камеру газового ракетного двигателя и суммируются к массовому секунднему расходу топлива, они принимаются как дополнительная энергетика на борту для реализации импульса перехода.

Для ОЧ нижних ступеней РН, движущихся в заданный район падения, – обеспечение управляемого спуска с параметрами по координатам движения ОЧ в конечной точке:

$$\max(\delta\bar{R}_{pn}), \min(S_{pn} + \delta S_{pn}), \quad (12)$$

где $\delta\bar{R}_{pn}$, δS_{pn} – возможное смещение координат центра района падения и снижение площадей разбросов точки падения ОЧ ступени РН за счёт манёвра ОЧ при спуске в рамках располагаемой энергетике (11).

Условие неразрушения корпуса ОЧ (3) при движении ОЧ нижних ступеней предлагается обеспечить за счёт управляемого полёта ОЧ, реализуемого АБСУ, в частности, условием:

$$\alpha_{прог} = 0 \text{ в диапазоне } \rho V^2 = \max, \quad (13)$$

где $\alpha_{прог}$ – программное значение угла атаки ОЧ при входе в плотные слои атмосферы; ρV^2 – скоростной напор, действующий на ОЧ.

Основные допущения

1. Наличие достаточных величин невыработанных остатков топлива в баках ОЧ ступеней РН на момент выключения маршевого ЖРД (как горючего $m_{ост.факт}^{ок}$, так и

окислителя $m_{ост.факт}^{зор}$) для функционирования АБСУ (направление 2):

$$m_{ост.факт}^{ок} \geq m_{ост.зад}^{ок}, \quad m_{ост.факт}^{зор} \geq m_{ост.зад}^{зор}, \quad (14)$$

в том числе и по их соотношению.

Для направления 1 эти допущения не накладываются, т.к. в этом случае не рассматривается химическое взаимодействие компонентов топлива.

Как правило, фактические остатки (14) являются величинами случайными, и их соотношение χ может быть в широком диапазоне значений:

$$\chi_{факт}^{min} \leq \chi \leq \chi_{факт}^{max}, \quad (15)$$

что, соответственно, может привести к невозможности эффективного извлечения химической энергии, заключённой в топливе. Само понятие «топливо» предполагает наличие горючего и окислителя в заданном соотношении χ .

Следовательно, для реализации процесса газификации топлива необходимо обеспечение условия (15) на момент выключения маршевого ЖРД, при использовании которых может работать предлагаемый метод.

Таким образом, значения величин $\chi_{факт}^{min}$, $\chi_{факт}^{max}$ являются исходными требованиями к системе управления расходом топлива РН при её работе на активном участке выведения.

2. Для реализации процесса газификации остатков жидкого топлива необходимо наличие химически нейтрального теплоносителя с заданными параметрами. С целью сокращения запасов энергетике на борту ОЧ РН для получения теплоносителя предлагается рассмотреть возможность использования традиционной схемы утилизации части тепла от работающего ракетного двигателя, например [5].

В частности, при газификации кислорода предлагается рассмотреть возможность подачи в бак О паров керосина, который, в свою очередь, газифицирован в баке Г. Смесь газов керосина и кислорода не самовоспламеняемая, однако взрывоопасна.

3. Для повышения эффективности процесса газификации, в частности керосина, предлагается использование дополнительных источников энергии – акустического воздействия. В рассматриваемом случае под эффективностью подразумевается уменьшение затрат тепловой мощности (количества теплоносителя) на газификацию остатков жидкого топлива.

Параметры акустического воздействия (амплитуды, частоты, параметры модуляции) планируется определять на основе теоретико-экспериментальных исследований на последующих этапах исследования [8, 9].

Способ сброса газифицированных остатков КРТ является определяющим проектно-конструктивным и технологическим параметром, определяющим уровень решения задачи. В частности, безмоментный сброс остатков топлива – первое направление решения поставленной задачи. Использование газового ракетного двигателя (с управлением вектором тяги или без управления) определяет второе направление.

Второе направление решения задачи предполагает дополнительное размещение на борту ОЧ ступени РН следующих основных систем:

- бортового цифрового вычислительного комплекса (БЦВК),
- навигации с использованием спутниковых навигационных систем типа GPS, ГЛОНАСС,
- управления системами АБСУ (двигательная установка, система газификации и т.д.),
- управления движением центра масс и вокруг центра масс,
- определения параметров программно-го движения,
- ГРД с приводами, установленного на верхней части топливного отсека,
- системы энергопитания,
- системы передачи телеизмерений,
- системы подачи добавок в горючее для повышения удельного импульса,
- системы акустического воздействия и т.д.

2. Разработка конструкторско-технологических схем реализации остатков энергетики в отделяющихся частях ракет-носителей на основе газификации остатков жидких компонентов топлива

В соответствии с приведённой постановкой задачи рассмотрим возможные варианты схемных решений.

На данном этапе исследований в качестве КРТ рассмотрим только топливную пару “кислород + керосин”. Все другие варианты топливных пар будут являться линейно зависимыми и принципиальных отличий содержать не будут.

В таблице 1 представлены предлагаемые основные схемные решения при синтезе бортовой системы снижения техногенного воздействия КСВ с ЖРД на окружающую среду на выделенных участках жизненного цикла на основе газификации остатков КРТ.

В таблице использованы следующие обозначения:

$\{X_i\}_{i=1,\dots,7}$ – конструкторско-технологические варианты решения состава бортовой системы снижения техногенного воздействия;

$\{Y_j\}_{j=1,\dots,4}$ – проектно-конструкторские варианты реализации бортовой системы снижения техногенного воздействия;

ЖГГ, ТГГ – жидкостной или твёрдотопливный газогенератор соответственно;

ГРД – газовый ракетный двигатель.

Варианты возможных конструкций бортовых систем для реализации схемных решений таблицы 1 и её составляющих $\{X_i, Y_j\}$ приведены на рисунке 1 (варианты а-г).

В качестве дополнительных мер повышения эффективности в дальнейшем будут использованы:

- акустическое воздействие при проведении процесса газификации остатков КРТ;
- введение добавок и консистенций (гелей), например пентаборана, в состав горючего.

Таблица 1. Синтез конструкторско-технологических схем вариантов бортовой системы газификации

Вариант Xi	X ₁	X ₂	X ₃	X ₄	X ₅	X ₆	X ₇
	Источник теплоносителя (ТН)	Газификация горючего (Г)	Газификация окислителя (О)	Движение паров О и Г	Схема управления движ. ц.м. и вокруг ц.м.	Обеспечение соотн. остатков КРТ	Многократность включения ГРДУ
Варианты Yi	Автономный ЖГГ или ТГГ	Нет	Подача ТН из автономного источника	Поток из бака О поступает в сопла сброса	Управл. поворотом камер	Нет	Нет
	Автономный ЖГГ или ТГГ	Нет	Подача ТН из автономного источника	Поток из бака О поступает в гибридную ДУ	Закрутка ОЧ вокруг продольной оси	Нет	Нет
	Автономный ЖГГ или ТГГ	Подача ТН из автономного источника	Подача газифицированного Г в бак О	Из бака Г в О и в ГРД	Управление поворотом камер	Нет	Нет
	Автономный ЖГГ или ТГГ	Подача ТН из автономного источника	Подача ТН из автономного источника	Автономно из баков О и Г в ГРД	Управление поворотом камер	Да	Нет/да

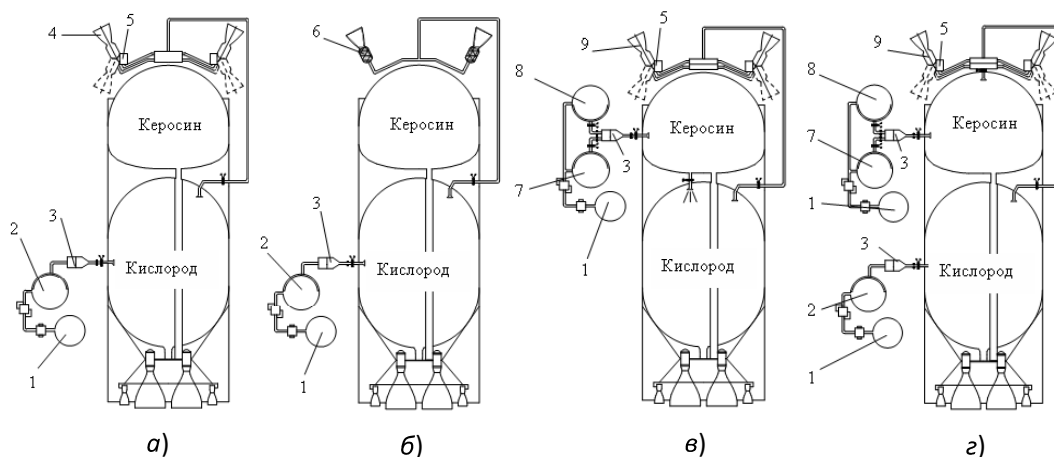


Рис. 1. Варианты дополнительных бортовых систем увода

1 – шар-баллон с нейтральным газом; 2 – вытеснительная ёмкость с реагентом; 3 – газогенератор; 4 – сопла сброса; 5 – приводы сопел; 6 – гибридная двигательная установка; 7 – вытеснительная ёмкость с горючим; 8 – вытеснительная ёмкость с окислителем; 9 – сопла газового ракетного двигателя

Необходимо отметить, что в состав различных вариантов бортовых систем снижения техногенного воздействия ОЧ ступеней РН с ЖРД могут входить следующие бортовые системы $\{X_i\}$:

- система газификации горючего и окислителя в различных вариантах с запасом топлива (ЖГГ или ТГГ), в том числе и с отбором горячего газа из камеры сгорания ГРД после его запуска, например [5];

- варианты систем подачи газифицированных компонентов топлива для выброса в

окружающую среду через безмоментные клапаны, сопла сброса, ГРД;

- четырёхкамерный ГРД с камерами, установленными в одностепенные управляемые приводы;

- система управления, включающая в свой состав систему навигации, БЦВМ для расчёта программного движения, стабилизации движения центра масс и вокруг центра масс относительно программного движения при работе ГРД;

- система телеметрии;

Таблица 2. Парк эксплуатируемых в настоящее время и разрабатываемых РН

№ п/п	Модель РН	Стартовая масса, т	Количество ступеней (без учёта РБ)	Компоненты топлива
1.	Н-II (Япония)	260	2	ж.О ₂ /ж.Н ₂
2.	Atlas V(США)	390	2	1 ст. (ж.О ₂ /РГ1) 2 ст. (ж.О ₂ /ж.Н ₂)
3.	Falcon 9 (США)	325	3	ж.О ₂ /РГ1
4.	Delta IV (США)	325	2	ж.О ₂ /ж.Н ₂
5.	Ariane 5 (ЕКА)	777	2	1 ст. (ж.О ₂ /ж.Н ₂) 2 ст. АТ/НДМГ Ariane 5G ж.О ₂ /ж.Н ₂ Ariane 5ECA
6.	GSLV Mk.3 (Индия)	644	2	1 ст. АТ/НДМГ 2 ст. (ж.О ₂ /ж.Н ₂)
7.	Long March CZ-3 (Китай)	202	3	1 ст. АТ/НДМГ 2 ст. АТ/НДМГ 3 ст. О ₂ /Н ₂
8.	«Зенит-3SL», «Зенит-3SLБ»	473	3	ж.О ₂ /РГ1
9.	Циклон-4	127,4	3	АТ/НДМГ
10.	Днепр	209	3	АТ/НДМГ
11.	Mayak 12	130	2	ж.О ₂ /РГ1
12.	Mayak 22	250	2	ж.О ₂ /РГ1
13.	Mayak 23	320	3	ж.О ₂ /РГ1
14.	Свитель	250	3 (4)	ж.О ₂ /РГ1
15.	Протон-К, Протон-М	700 702	3	АТ/НДМГ
16.	Рокот	107,5	2	АТ/НДМГ
17.	Ангара 1.1	149	2	ж.О ₂ /РГ1
18.	Космос	109	2	АК27И/НДМГ
19.	Воздушный старт	~100	2	ж.О ₂ /РГ1
20.	Волна	35,5	2	АТ/НДМГ
21.	Штиль, Штиль-2.1, Штиль-2Р	39,7 – 39,9	3	АТ/НДМГ
22.	Россиянка	750	2	1 ст. ж.О ₂ /сжиженный природный газ 2 ст. ж.О ₂ /РГ1
23.	Союз-У	309	3	ж.О ₂ /РГ1/Н ₂ О ₂
24.	Союз-1	158	2	ж.О ₂ /РГ1/Н ₂ О ₂
25.	Союз-2	312	3	ж.О ₂ /РГ1/Н ₂ О ₂

- система энергоснабжения (возможно использование невыработанного ресурса);
- система подачи порошковых (гелевых) смесей в состав газообразного топлива;
- система акустического воздействия;
- конструкция бортовой системы, объединяющая магистрали, клапаны, кабели и т.д.

3. Анализ парка существующих космических средств выведения

Проанализируем парк существующих и перспективных российских и иностранных космических средств выведения с ЖРД.

В таблице 2 сведены все рассмотренные основные типы РН с указанием применяемых КРТ.

Как следует из результатов проведенного анализа парка существующих и проектируемых космических средств выведения, предлагаемые методы и средства применимы. Следует отметить необходимость дополнительных технических разработок для адаптации предложенных проектно-конструкторских и конструкторско-технологических решений при их использовании на конкретных РН.

В соответствии с рекомендациями МККМ для разработчиков и эксплуатантов РН считаются целесообразными затраты до 15% от стоимости пуска на решение задачи по ликвидации космического мусора. Предлагаемые технические решения значительно меньше рекомендуемых затрат.

Выводы

На основании проведенных исследований сформулированы основные направления разработок бортовых систем ОЧ РН с ЖРД, обеспечивающих снижение техногенного воздействия на окружающую среду.

Дальнейшее развитие работ в этом направлении связано с разработкой методик определения проектно-конструктивных параметров бортовой системы снижения техногенного воздействия и уточнением основных проектно-конструкторских параметров ОЧ, в том числе:

- схемы функционирования ОЧ ступени РН после отделения полезной нагрузки;
- параметров пневмогидросистемы топливного отсека;

- системы управления расходом топлива для обеспечения заданных количеств остатков топлива в каждом баке (либо дополнительно заправляемого топлива);
- расчёта программ управления спуском ОЧ и т.д.

Библиографический список

1. Об экологической экспертизе: федеральный закон от 23.11.1995 № 174-ФЗ.

2. ГОСТ Р52925-2008. Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства. – Введен 2009-01-01. - Москва: Федеральное агентство по техническому регулированию и метрологии, 2008.

3. Jakovlev M. V., Shatrov J. T., Trushlyakov V. I., Shalay V. V., DeLuca L. T., Galfetti L. Active de-orbiting system of launcher upper stages and spacecraft based on hybrid gas rocket engines // Proc. of 3rd European Conference on Space Science, Versailles, France, 6-9 July, 2009.

4. Компаниец Э. П., Кучма Л. Д., Подолнин А. М., Шатров Я. Т. Исследование путей сокращения размеров районов падения отделяющихся частей ракет. - М.: Машиностроение, 1990.

5. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы): учеб. для тех. вузов/ В. П. Мишин и др.; ред. В. П. Мишин. – М.: Машиностроение, 1985.

6. Развитие технологий снижения техногенного воздействия ракетных средств выведения на окружающую среду / Куденцов В. Ю., Одинцов П. В., Трушляков В. И., Шалай В. В. // Космонавтика и ракетостроение. - 2008. - №4 (53).- С. 117-124.

7. Куденцов В. Ю. Разработка бортовой системы для реализации маневра увода средств выведения с орбиты функционирования КА на основе газификации токсичных остатков компонентов топлива/ В. Ю. Куденцов, П. В. Одинцов, В. И. Трушляков, В. В. Шалай // Космонавтика и ракетостроение. – 2009. - №4 (57). – С. 122-129.

8. Обоснование и создание дополнительных бортовых систем РН с ЖРД из условия снижения техногенного воздействия на окружающую среду: отчет о НИР (промежуточный) / ОмГТУ; науч. рук. В. И. Труш-

ляков; исполн.: В.Ю. Куденцов и др. – Омск, 2009. – 154 с. – Гос. рег. № 01200960927.

9. Обоснование технологии снижения техногенного воздействия ракет-носителей и разгонных блоков на окружающую среду методом газификации компонентов топлива в баках и реализации тормозных импульсов в баллистических схемах перевода отделяющихся частей ракет-носителей и разгонных блоков на орбиты увода (утилизации): отчет о НИР (промежуточный) / ОмГТУ; науч. рук. В. И. Трушляков; исполн. В.Ю. Куденцов. – Омск, 2009. - 124 с. – Инв. №80/09-1НИР, гос. рег. № 012009123768.

10. Трушляков В. И. Снижение техногенного воздействия ракетных средств выведения на жидких токсичных компонентах ракетного топлива на окружающую среду: монография / В. И. Трушляков, В. В. Шалай, Я. Т. Шатров; ред. В. И. Трушляков. – Омск: изд-во ОмГТУ, 2004.

References

1. About ecological examination: federal law of 11.23.1995 № 174-FL.

2. GOST R 52925 - 2008. Items of space equipment. General requirements to space facilities on the restriction of technogenic contamination of circumterrestrial space [Text] - Introduced 2009-01-01. - Moscow: Federal agency on technical regulation and metrology, 2008. - 8 p.

3. Jakovlev M. V., Shatrov J. T., Trushlyakov V. I., Shalay V. V., DeLuca L. T., Gillette L. Active de-orbiting system of launcher upper stages and spacecraft based on hybrid gas rocket engines// Proc. of 3rd European Conference on Space Science, Versailles, France, 6-9 July, 2009.

4. Kompaniets, E. P. Research into ways of reducing the size of areas of falling of separated parts of rockets [Text] / E. P. Kompaniets, L. D. Kuchma, A. M. Podolinny, Ya. T. Shatrov.

- M.: Mashinostroyeniye (Mechanical engineering), 1990. - 238 p.

5. Foundations of aircraft design (transport systems) [Text]: manual for higher technical school/ V. P. Mishin [et. al.]. - M.: Mashinostroyeniye (Mechanical engineering), 1985. - 360 p.

6. Kudentsov, V. Yu. Development of technologies for decreasing technogenic influence of orbital injection facilities on the environment [Text] / V. Yu. Kudentsov, P. V. Odintsov, V. I. Trushlyakov, V. V. Shalay// Astronautics and rocketry. - 2008. - No. 4 (53). - PP. 117-124.

7. Kudentsov, V. Yu. Development of an onboard system of gasification and disposal of the remaining from the tanks of separated parts of rockets [Text] / V. Yu. Kudentsov, V. I. Trushlyakov// Astronautics and rocketry. - 2009. - No. 4 (57). - PP. 122-129.

8. Substantiation and creation of additional onboard systems RC with LPE based on the decreasing of technogenic influence on the environment [Text]: report on research (intermediate) / OmSTU; Trushlyakov V. I.; V. Yu. Kudentsov [et. al.]. - Omsk, 2009. - 154 p. - № SR 01200960927.

9. Substantiation of the technology of decreasing the technogenic influence of carrier rockets and unit blocks on the environment using the method of gasification of fuel components in tanks and realization of brake impulses in ballistic schemes of transfer of separated parts of carrier rockets and unit blocks into orbits of utilization [Text]: report on research (intermediate) / OmSTU; Trushlyakov V. I.; V. Yu. Kudentsov [et. al.]. - Omsk, 2009. - 124 p. - № SR 012009123768.

10. Trushlyakov, V. I. Decreasing the technogenic influence of rocket launch vehicles using liquid toxic components of rocket fuel on the environment [Text] / V. I. Trushlyakov, V. V. Shalay, Ya. T. Shatrov. - Omsk: OmSTU, 2004. - 220 p.

**DEFINITION OF DIRECTIONS OF DEVELOPING METHODS,
TECHNICAL DECISIONS AND MEANS OF DECREASING THE TECHNOGENIC
INFLUENCE ON THE ENVIRONMENT FOR THE OMPLEMENTATION
ON BOARD OF SPACE LAUNCH VEHICLES**

© 2011 Ya. T. Shatrov¹, D. A. Baranov², V. I. Trushlyakov³, V. Yu. Kudentsov³

¹Federal State Unitary Enterprise "TSNIImashinostroeniya", Moscow

²State Research and Production Space Rocket Center "TsSKB - Progress", Samara

³Omsk State Technical University

Proposals to reduce anthropogenic pollution on the environment caused by separating parts of space launch vehicle and upper stage (boosters) with liquid propellants are under consideration. Residual power sources that can not be used directly are gasified before being fed into the combustion chamber of a gas rocket engine. Different design and construction solutions of active on-board systems to reduce anthropogenic pollution, using all types of energy resources available on board of upper stage (boosters) are discussed.

Anthropogenic pollution, specific impulse, liquid propellant gasification, space launch vehicle, booster, gas rocket engine.

Информация об авторах

Шатров Яков Тимофеевич, доктор технических наук, главный научный сотрудник, начальник отдела, ФГУП «ЦНИИмашиностроения». Область научных интересов: вопросы экологической безопасности в районе падения отделяющихся частей ракет с жидкими остатками топлива.

Баранов Дмитрий Александрович, заместитель генерального конструктора по средствам выведения – директор программы «Союз в ГКЦ», ГКНПЦ РКЦ «ЦСКБ – Прогресс». Область научных интересов: вопросы общего проектирования ракетных средств выведения с жидкостными ракетными двигателями.

Трушляков Валерий Иванович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Авиа- и ракетостроения», ГОУ ВПО «Омский государственный технический университет», e-mail: trushlyakov@omgtu.ru. Область научных интересов: вопросы общего проектирования ракет с жидкостными ракетными двигателями, баллистика ракет.

Куденцов Владимир Юрьевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Авиа- и ракетостроения», ГОУ ВПО «Омский государственный технический университет». Область научных интересов: динамика ракет.

Shatrov Yakov Timofeyevitch, doctor of technical science, senior researcher, chief of department, Federal State Unitary Enterprise "TSNIImashinostroeniya". Area of research: technogenic influence of space launch vehicles on the environment.

Baranov Dmitry Aleksandrovich, assistant to the general designer on space launch vehicles - director of the program "Soyuz in GSC", State Research and Production Space Rocket Center "TsSKB - Progress". Area of research: designing of space launch vehicles.

Trushlyakov Valeriy Ivanovich, doctor of technical science, professor, professor of the department of aircraft and rocket production, Omsk State Technical University, vatrushlyakov@yandex.ru. Area of research: designing means of decreasing the technogenic influence of space launch vehicles on the environment.

Kudentsov Vladimir Yurevich, candidate of technical science, senior lecturer, senior lecturer of the department of aircraft and rocket production, Omsk State Technical University. Area of research: designing means of decreasing the technogenic influence of space launch vehicles on the environment.