

Научная статья
УДК 621.454.2

Проблемные вопросы обеспечения кратности использования многоразовых средств выведения космических аппаратов

Алексей Эдыгарович Султанов

Аннотация. В статье рассматриваются вопросы обеспечения ресурса многоразовых элементов средств выведения в контексте обеспечения требуемого уровня функциональной надежности при интенсивном задействовании в процессе реализации современных космических программ. Представлены рациональные варианты обеспечения равномерности расходования ресурса в базовых элементах ракет-носителей. Предложен новый способ адаптивного управления расходованием ресурса, базирующийся на анализе многоразового ракетного блока как сложной нестационарной автоколебательной системы.

Ключевые слова: многоразовый ракетный блок; средство выведения; управление расходованием ресурса; надежность

Для цитирования: Султанов А.Э. Проблемные вопросы обеспечения кратности использования многоразовых средств выведения космических аппаратов // Вооружение и экономика. 2026. №3(77). С. 61-68.

Original article

Problematic Issues of the Multiplicity Resources of Reusable Spacecraft Launch Vehicles

Aleksei E. Sultanov

Abstract. The article discusses the issues of resources of reusable launch vehicle elements in the context of the required functional reliability level provision at the intensive employment in the course of modern space programs implementation. Rational options of resource consumption uniformity provision of launch basic elements vehicles are presented. A new method of adaptive resource management based on a reusable rocket block analysis as a complex non-stationary self-oscillating system is proposed.

Keywords: reusable rocket block; launch vehicle; resource management; reliability

For citation: Sultanov A.E. Problematic Issues of the Multiplicity Resources of Reusable Spacecraft Launch Vehicles. Vooruzhenie i ekonomika = Armament and Economics. 2026; 77(3): 61-68. (In Russ.).

Введение

Появление у ведущих в экономическом и технологическом плане государств многоразовых средств выведения в последнее десятилетие значительно расширило их возможности по развертыванию многоплоскостных орбитальных группировок космических аппаратов. Это стало мощным толчком в развитии в том числе роботизированных комплексов различного назначения, управляемых с помощью высокоскоростных каналов передачи информации на значительные расстояния. В том числе это позволило компании «SpaceX» (США) реализовать канал передачи высококачественной видеоинформации с борта ракеты-носителя (РН) «BFR» в реальном масштабе времени [1]. За счет космических аппаратов-ретрансляторов этой компании впервые удалось обеспечить передачу информации с борта второй ступени РН «BFR» при входе в плотные слои атмосферы, нивелируя негативное влияние плазмы.

В то же время переход к использованию многоразовых средств выведения (частично-спасаемых) требует решения новых научно-практических задач, связанных с обеспечением надежности. Деградиационные процессы в элементах конструкции и высоконагруженных элементах пневмогидравлических систем РН при многократном использовании ступеней становятся ведущим фактором, определяющим уровень надежности средства выведения, повышая вероятность критических отказов в процессе функционирования. С другой стороны, накопление скрытых повреждений, например в несущих топливных баках, требует в свою очередь от системы эксплуатации применение средств неразрушающего контроля для оценки степени критичности повреждений и оценивания остаточного ресурса. Указанные

особенности многоразовых средств выведения выступают сдерживающим фактором для многократного использования спасаемых элементов РН, ограничивая их конкурентоспособность.

Актуальность анализа путей обеспечения кратности использования многоразовых РН связана с противоречием между необходимостью обеспечения требуемого уровня надежности (не ниже 0,98 [2]) и возрастанием стоимости разработки.

В разрабатываемом космическом ракетном комплексе «Амур-СПГ» закладывается ресурс многоразовой первой ступени на уровне тридцати. Такая степень многоразовости позволяет в целом решать задачу интенсивного развертывания многоспутниковых группировок космических аппаратов (КА). При этом не до конца исследованным остается вопрос расходования ресурса составных частей многоразовых ракетных блоков.

Постановка задачи исследования

Для поиска рационального облика РН с многоразовым ракетным блоком (МРБ) при обосновании конструкторских решений необходимо учитывать как предельный ресурс всей ступени РН, так и возможность использования в дополнение к элементам разового действия также и составных частей с ограниченным ресурсом.

С точки зрения минимизации затрат на эксплуатацию таких РН, очевидно, можно найти такое сочетание удельных стоимостей составных частей C_i , при которых с учетом заложенных в них кратности использования (ресурса) можно достичь минимума общей стоимости изделия.

Математическая постановка такой задачи может быть записана как задача поиска минимума функции X^* , описывающей распределение всей совокупности составных частей по категориям многоразовости с учетом ограничений δ_i :

$$X^* = \underset{\delta \in Wi}{argmin} C_{\Sigma}(X),$$

где: C_{Σ} – суммарная стоимость разработки и эксплуатации МРБ.

Суммарная стоимость учитывает стоимость составной части (СЧ) РН и наибольшее целое число замен на всем периоде эксплуатации МРБ:

$$C_{\Sigma}(X) = \sum_{i=1,n} C_i \left\lceil \frac{N_{МРБ}}{N_i} \right\rceil.$$

Для корректного учета специфики реализации технологии многоразовости РН целесообразно все СЧ МРБ разделять на три категории:

- *базовые элементы*, имеющие максимальный ресурс и определяющие предельную кратность использования МРБ (I);
- элементы с малым ресурсом (с ресурсом существенно меньшим, чем ресурс базовых элементов) (II);
- элементы разового действия (III).

Схематично структуру распределения ресурса между СЧ МРБ иллюстрирует схема на рисунке 1.

Последние представляют собой наиболее простую группу элементов, ресурс которых определять нецелесообразно в силу однократности их срабатывания (пироклапаны, пирозамки, сминаемые накладки под посадочные опоры). Как правило, их вклад в стоимость изделия незначителен в силу простоты конструктивного исполнения, а также унификации.

Важно, что подходы к их проектированию хорошо отработаны, а требования к ресурсу – детерминированы. Также стоит отметить, что для данной категории составных частей МРБ достаточно просто можно оценить вероятность безотказной работы (ВБР). Примерами таких СЧ могут выступать: пиросредства (клапаны, замки, фиксаторы); элементы теплозащиты; деформируемые элементы посадочных опор и др.

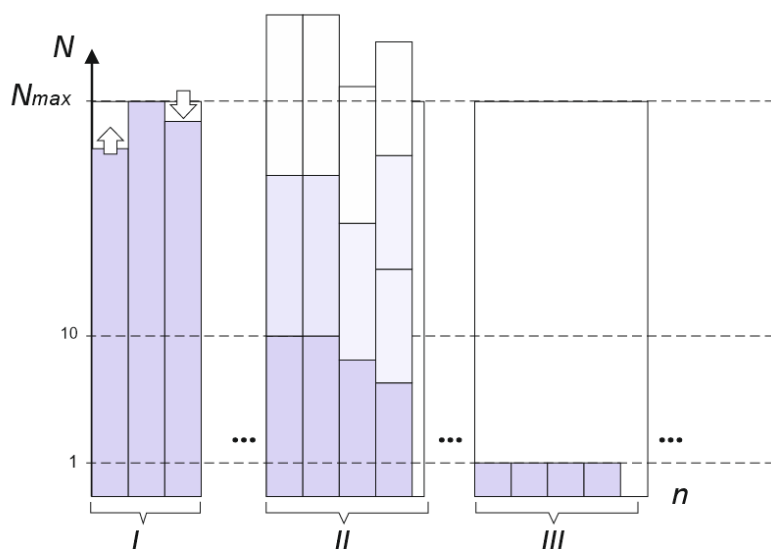


Рисунок 1 – Схема распределения ресурса СЧ МРБ

Категория элементов с малым ресурсом включает в себя наиболее нагруженные элементы МРБ, для которых характерно интенсивное накопление повреждений D_{ij} . Для таких элементов как жидкостный ракетный двигатель также необходимо учитывать ограничения по контролепригодности, снижающие результативность использования средств неразрушающего контроля (НК).

Учет стоимостных показателей

Для оценки удельной стоимости выведения полезного груза может быть использовано математическое соотношение, описанное в [3]:

$$C = \frac{1}{k} (C_{ДУ1} m_{ДУ1} \left(\frac{a}{n} + b \right) + C_{б01} m_{б01} + C_{нб1} m_{нб1} \left(\frac{a}{n} + b \right) + C_{о2} m_{о1} + C_T m_{T1} + C_{ДУ2} m_{ДУ2} + C_{б02} m_{б02} + C_{нб2} m_{нб2} + C_{о2} m_{о2} + C_T m_{T2} + \frac{C_{пу}}{M_{РН}}).$$

При учете ресурса двигателей первой ступени на уровне 10 пусков зависимость удельной стоимости от числа циклов использования имеет вид, представленный на рисунке 2.

Максимальный ресурс N_{max} МРБ в конечном счете будет определяться ресурсом его базовых элементов, замена которых либо чрезмерно затратна, либо не имеет смысла по причине доминирования СЧ в топологии блока ракеты. Очевидно, что такие элементы как несущие топливные баки (окислителя и горючего), а также ряд отсеков РН делать заменяемыми нецелесообразно. Такие элементы, как правило, интегрируют в себе значительное число деталей всех систем РН. Сложным является отнесение крупногабаритных топливных магистралей подачи топлива, связывающих топливные баки и двигатели РН. В силу того, что в отечественном ракетостроении фактически отсутствует сколь-нибудь значимый опыт эксплуатации многоразовых средств выведения, остается открытым вопрос степени деградации элементов баковых отсеков и топливных магистралей при пусках РН.

Вопрос выбора рационального сочетания одноразовых, многоразовых (с малым ресурсом) и базовых СЧ МРБ должен решаться с учетом не только общей стоимости эксплуатации средства выведения, но и с позиции обеспечения требуемого уровня надежности. Так, например для поддержания того же уровня безаварийности космической программы в 1 аварию на 50 пусков вероятность безотказной работы РН с МРБ на первой ступени требуется повысить с 0,98 до 0,995 (для 10-кратного использования).

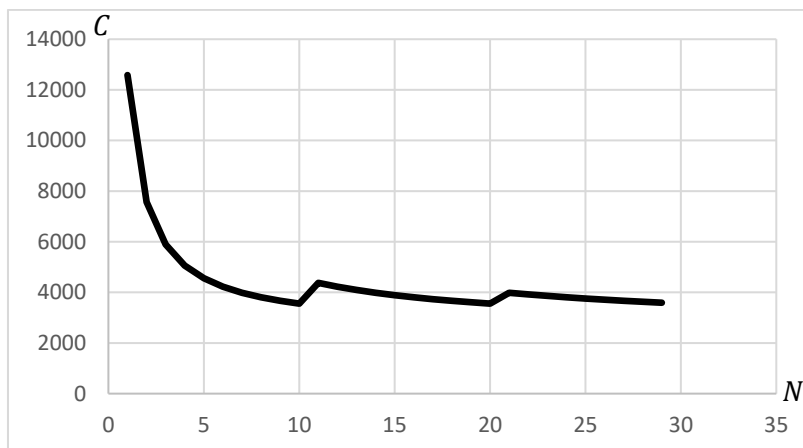


Рисунок 2 – Зависимость стоимости (долл.) выведения 1 кг полезной нагрузки на низкую околоземную орбиту от количества пусков РН с возвращаемой двигательной установкой (ДУ) 1 ступени и ограничении ресурса ДУ 10 пусками

Учитывая возрастание сложности многоразовых космических технологий «стоимость» достижения такого уровня надежности может стать недопустимо высокой. Так, например, по данным¹ стоимость средств обеспечения многоразовости (СОМ) для РН «Falcon-9» составляет более 50% от стоимости РН (рисунок 3)².

Этот фактор становится доминирующим при обосновании концепции построения перспективных многоразовых космических систем, к которым предъявляются такие требования как высокое конструктивное совершенство, кратность применения и безусловное выполнение требований по надежности, а также приемлемая стоимость изделия.

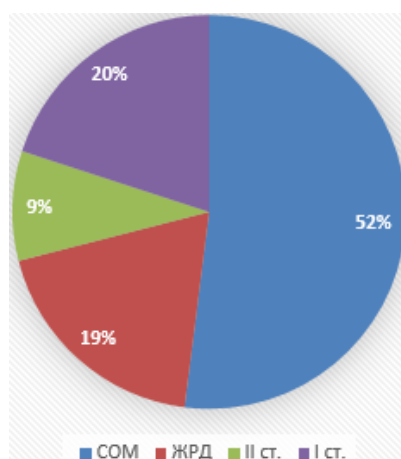


Рисунок 3 – Распределение стоимости между составными частями РН с МРБ (на примере РН «Falcon-9»): СОМ – средства обеспечения многоразовости; ЖРД – двигатели первой ступени (МРБ); I, II ст. – соответственно конструкция первой и второй ступени

¹ Wertz J.R. Economic Model of Reusable vs. Expendable Launch Vehicles // 51st International Astronautical Congress (IAF Congress). Rio de Janeiro, Brazil, 2000, 02-06 Oct. URL: <https://smad.com/wp-content/uploads/2000/10/iafpaper1.pdf>

² Stappert S., Wilken J., Calabuig G.J.D., Sippel M. Evaluation of Parametric Cost Estimation in the Preliminary Design Phase of Reusable Launch Vehicles // 9th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS). Lille, France, 2022, 27 Jun.-1 Jul. URL: <https://elib.dlr.de/187238/1/EUCASS2022-4838.pdf>

Учет современных тенденций в ракетостроении

Среди основных тенденций, способствующих обеспечению требуемого уровня надежности, можно отметить следующие:

- переход на топливную пару «кислород-метан», что не только снижает трудоемкость послепускового обслуживания, но и обеспечивает менее напряженный режим работы камеры жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) [4];
- использование однотипных ЖРД как на первой (многоразовой) ступени, так и на второй (верхней) ступени с минимальными доработками;
- применение специальных средств (систем), снижающих динамические нагрузки на элементы конструкции МРБ на всех этапах полета.

В то же время для современного этапа создания РН с МРБ характерным является переход на ЖРД с дожиганием генераторного газа, что, с одной стороны, позволяет сократить габариты камер двигателей (сопел) и скомпоновать большое число агрегатов в поперечный размер блока, а с другой – существенно усложняет динамические характеристики РН в полете. Также высокие давления в камере повышают интенсивность расходования ресурса.

Отдельным сложным вопросом обеспечения требуемого уровня кратности использования РН с МРБ является выравнивание ресурса для наиболее нагруженных элементов из состава базовых СЧ. Учитывая, что уровни динамических нагрузок в полете, действующих на такие элементы как топливные баки и расходные магистрали существенно меняются по мере выработки топлива, вопрос обеспечения равномерного расходования заложенного в конструкцию ресурса является нетривиальным. Разгрузка элементов ракетных блоков, характеризующихся ускоренным накоплением повреждаемости в процессе полета (кривая 1 на рисунке 4), позволяет повысить кратность использования $N_{ц}$ при обеспечении требуемого уровня ВБР. Целевая задача обеспечения равномерности расходования ресурса базовых элементов ракетных блоков может быть определена как сокращение разрыва между кривыми, описывающими изменение ВБР «слабого» и «сильного» элементов (кривые 2 и 3 на рисунке 4).

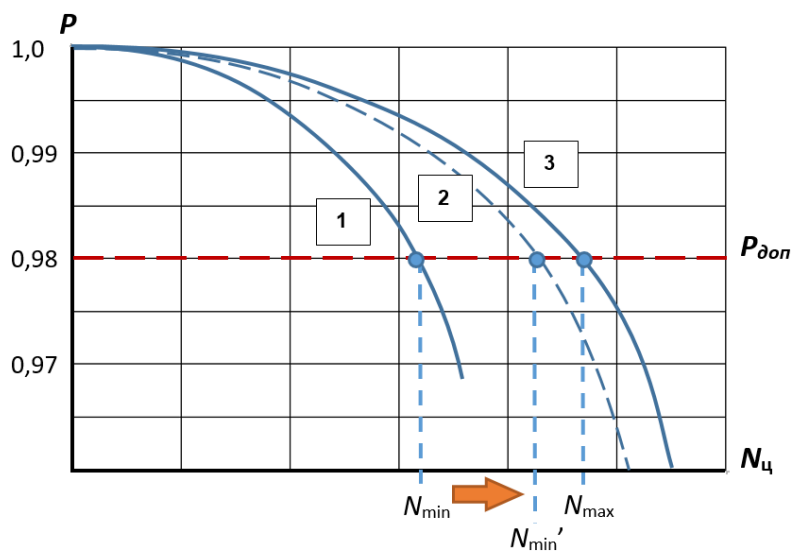


Рисунок 4 – Характер изменения ВБР при накоплении повреждений

Еще одним аспектом проблематики можно считать применение многорежимных двигателей с расширенным диапазоном регулирования тяги на основном режиме работы. Природа регуляторных автоколебаний в условиях сильно различающихся режимных

параметров на сегодняшний день изучена недостаточно подробно и полно. Это позволяет предположить, что частотные характеристики двигателей в полете могут заметно изменяться, уменьшив запас устойчивости РН в плане продольных автоколебаний. Примечательным здесь является то, что величина смещения фазы отклика по тяге двигателя на пульсации давления топлива сильно зависит именно от параметров регулятора расхода (регулятора тяги). Характер же самих пульсаций давления окислителя и горючего на входе в ЖРД во многом определяются первыми двумя, тремя формами собственных продольных колебаний корпуса в полете.

С другой стороны, названные аспекты входят в противоречие с требованиями по обеспечению надежности РН на этапе выведения полезного груза. Для обеспечения требуемого уровня надежности многоразовых средств выведения требуется решать задачи, связанные с накоплением повреждений в различных критичных элементах (камеры двигателей, элементы пневмогидравлической системы двигательной установки, высоконагруженные элементы конструкции). В частности, для баков требуется, с одной стороны, обеспечить контроль их состояния на межполётном интервале средствами неразрушающего контроля, а с другой – добиться управляемого снижения пиковых нагрузок на всех этапах полета.

Отдельным сложным вопросом обеспечения требуемого уровня кратности использования РН с МРБ является задача выравнивания ресурса для наиболее нагруженных элементов из состава базовых СЧ. Учитывая, что уровни динамических нагрузок в полете, действующих на такие элементы как топливные баки и расходные магистрали, существенно меняются по мере выработки топлива, вопрос обеспечения равномерного расходования заложенного в конструкцию ресурса является нетривиальным.

Так, например, для современных ракет-носителей в качестве проектных значений показателей надежности составных частей ракетного блока (ступени) различают:

- конструкцию (корпус): $P_{\text{кон}}(\tau_{\text{в}}) = 1,0$;
- двигательную установку: $P_{\text{ДУ}}(\tau_{\text{в}}) = 0,999$;
- маршевый двигатель: $P_{\text{ЖРД}}(\tau_{\text{в}}) = 0,995$;
- системы: $P_{\text{с}}(\tau_{\text{в}}) = 0,9999 - 0,999999$.

Таким образом, для многоразовых средств выведения при циклическом нагружении конструкции корпуса во время многократного использования вклад снижения надежности (вероятности $P_i(\tau_{\text{в}})$ сохранения работоспособного состояния) базовых элементов может стать значимым фактором достижения заданных показателей кратности использования N . Очевидно, что критичные значения $P_i(\tau_{\text{в}})$ для таких элементов как корпус составляют значения, соизмеримые с надежностью маршевого двигателя, т.е. на уровне 0,995.

Важно отметить также, что современный этап технологического перевооружения заводов-изготовителей при производстве ракетно-космической техники, в том числе с привлечением аддитивных технологий, сопряжен с некоторым отрицанием предыдущего опыта тонкой и кропотливой наладки технологических процессов. Это неминуемо приводит к снижению стабильности рабочих характеристик и параметров элементов РН в условиях мелкосерийного, а подчас и штучного производства. Сказываются также и частые доработки, внесения изменений в конструкцию. В этих условиях стабильность динамических характеристик ЖРД при производстве не обеспечивается, что является достаточно сложным фактором, корректно учесть действие которого на запас устойчивости по регуляторным автоколебаниям РН весьма затруднительно.

Указанные особенности современных и перспективных РН подчеркивают актуальность развития методологического аппарата, позволяющего обосновать требования к средствам адаптивного управления расходом ресурса. Такие средства должны обеспечить контролируемое нагружение критичных по надежности базовых элементов.

Пути снижения уровня продольной вибрации ракет-носителей, оснащённых двигателями с дожиганием

Анализ летных испытаний ряда современных РН с двигателями, выполненными по схеме с дожиганием генераторного газа, указывает на сложный характер изменения амплитуд продольных низкочастотных колебаний (в диапазоне 8...40 Гц) в полете [5]. Можно выделить отдельные этапы работы двигателя, на которых амплитуды продольной вибрации, соответствующей частотам первой и второй форм собственных продольных колебаний конструкции, имеют значительный разброс от пуска к пуску (рисунок 5). Примечательным является также наличие отдельных и кратковременных забросов интенсивности колебаний. Такие всплески амплитуды вибрационных нагрузок могут негативно повлиять на интенсивность расходования ресурса, заложенного в многоразовые ракетные блоки перспективных РН.

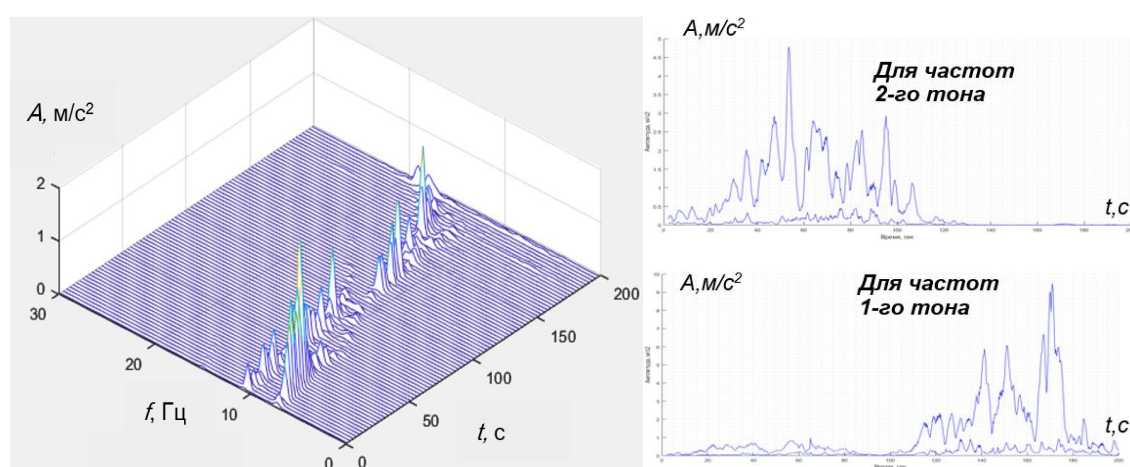


Рисунок 5 – Характер изменения амплитуды виброускорения на частотах первых двух форм продольных колебаний корпуса для двухступенчатой РН

Проведённый анализ летных испытаний ряда РН указывает на весьма сложный характер изменения амплитуд продольных низкочастотных колебаний (в диапазоне 8...40 Гц) в процессе полета. Анализ телеметрической информации позволяет выделить этапы работы двигателя, на которых амплитуды продольной вибрации, соответствующей частотам первой и второй форм собственных продольных колебаний конструкции для серии летных испытаний, имеет значительный разброс. Это указывает на значимое влияние некоторых факторов, не учитываемых в рамках существующей системы создания РН.

В качестве основных направлений решения указанных проблем можно выделить следующие:

- исследование влияния отдельных параметров корпуса РН и двигателей на их динамические характеристики и изменение запаса продольной устойчивости по регуляторным автоколебаниям во время полета;
- совершенствование научно-методического аппарата прогнозирования вибрационных характеристик РН в полете с учетом нестабильности производства;
- совершенствование бортовой системы измерений в части повышения точности определения амплитуд низкочастотных продольных колебаний корпуса РН, амплитуд низкочастотной пульсации давления в системе подачи топлива, а также смещения фазы отклика двигателя по тяге на пульсации давления в расходных магистралях;
- создание новой системы управления динамическими характеристиками ЖРД с целью обеспечения требуемого уровня запаса устойчивости к регуляторным автоколебаниям;

- совершенствование научно-методического аппарата контроля однородности выборки камер при производстве многокамерных ЖРД с целью обеспечения стабильности частотных характеристик в процессе полета.

Предполагается, что одним из направлений стабилизации колебаний корпуса РН может быть использование принципа фазовой стабилизации системы «упругий корпус-двигатель» за счет прогнозируемого и контролируемого изменения фазовой составляющей частотной характеристики.

Конструктивно это может быть реализовано путем использования специальной конструкции регулятора расхода с возможностью изменения его динамических характеристик без изменения режима работы самого двигателя.

Другим возможным направлением может стать расширение каналов управления режимными параметрами двигателя, в необходимой мере изменяющее вид его частотных характеристик.

Заключение

Проведенный анализ вариантов повышения кратности использования многоразовых РН показывает целесообразность перехода к концепции управления расходом ресурса МРБ за счет использования адаптивных средств. Подобная концепция предполагает способность РН не только обеспечить требуемую точность вывода КА на заданную орбиту или траекторию полета, но и обеспечить стабильно-низкие уровни вибрационного нагружения со стороны маршевого двигателя, что позволит повысить надежность элементов конструкции ракеты и ее систем, а также снизить вероятность повреждения чувствительных элементов полезного груза. Использование концепции управляемой динамической системы при построении ракеты-носителя даст возможность расширить диапазон проектных параметров, позволяя достичь в конечном итоге более высокого конструктивного совершенства.

Список источников

1. Викулов С.Ф. Военно-экономический анализ. М.: Воениздат, 2001. 350 с.
2. Оценка научно-технической и производственно-технологической реализуемости проектов на стадиях жизненного цикла сложных технических систем: монография / Под ред. С.Н. Остапенко. Тверь: ОПВЭИФ, 2015. 276 с.
3. Буренок В.М., Ляпунов В.М., Мудров В.И. Теория и практика планирования и управления развитием вооружения. 2-е изд., испр. и доп. М.: Граница, 2005. 519 с.
4. Галеев А.Г., Иванов В.Н., Катенин А.В., Лисейкин В.А., Пикалов В.П., Поляхов А.Д., Сайдов Г.Г., Шибанов А.А. Методология экспериментальной отработки ЖРД и ДУ, основы проведения испытаний и устройства испытательных стендов: монография. Киров: МЦНИП, 2015. 436 с.
5. Перфильев А.С., Султанов А.Э., Герасименко С.Ю. Условия возникновения высокоамплитудных низкочастотных колебаний корпуса ракеты-носителя, снижающих надежность агрегатов двигательных установок // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2018. №8. С. 56-64.

Информация об авторе

А.Э. Султанов – кандидат технических наук, доцент, SPIN 1710-4105.