

# LEAN-LAUNCH VEHICLE AS THE TRANSPORTATION SYSTEM BASIS AT THE EARLY STAGE OF SPACE INDUSTRIALIZATION

**Valery Yu. KLYUSHNIKOV,**  
*Dr. Sci. (Tech), Senior Fellow, Chief Researcher,  
FSUE "Central Research Institute for Machine  
Building", ROSCOSMOS, Moscow, Russia,  
[wklj59@yandex.ru](mailto:wklj59@yandex.ru)*

**ABSTRACT** | In the paper it is suggested to extend the lean production concept to the launch vehicles principles of design. Maximum design perfection achieved with minimum financial and time costs is the lean-launch vehicle main feature. It is the series of lean-launch vehicles designed for intensive traffic flows «Earth – orbit» that will allow to begin large-scale industrialization of space.

**Keywords:** *financial resources, time resources, spacecraft, launch vehicle, design perfection, payload mass*

# LEAN-НОСИТЕЛЬ — ОСНОВА СИСТЕМЫ ТРАНСПОРТНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАЧАЛЬНОГО ЭТАПА ИНДУСТРИАЛИЗАЦИИ КОСМОСА



**Валерий Юрьевич КЛЮШНИКОВ**,  
доктор технических наук, старший научный  
сотрудник, главный научный сотрудник ФГУП  
«Центральный научно-исследовательский  
институт машиностроения», Роскосмос,  
Москва, Россия,  
[wklj59@yandex.ru](mailto:wklj59@yandex.ru)

**АННОТАЦИЯ** | В статье предложено распространить концепцию так называемого бережливого, или идеального, производства (обозначается англоязычным термином lean production) на принципы конструирования средств выведения космических аппаратов на орбиту – ракет-носителей. Основным признаком lean-носителя является максимальное конструктивное совершенство, достигнутое при минимальных финансовых и временных затратах. Именно ряд lean-носителей, рассчитанный на интенсивные транспортные потоки «Земля – орбита», позволит начать масштабную индустриализацию космоса.

**Ключевые слова:** *финансовые ресурсы, временные ресурсы, космический аппарат, ракета-носитель, конструктивное совершенство, масса полезного груза, станция-завод, крупногабаритная конструкция, технология*

Одной из существенных проблем на пути индустриализации космоса является создание дешевой и эффективной космической транспортной системы. Эксплуатируемые в настоящее время ракеты-носители отличаются чрезвычайно высокой себестоимостью, длительным производственным циклом и продолжительной предстартовой подготовкой (рис. 1).

По данным ежегодного отчета Федерального управления гражданской авиации (министерства транспорта) США (Federal Aviation Administration) [1], по состоянию на 2017 год стоимость выведения 1 кг полезного груза на низкую околоземную орбиту (НОО) высотой 200 км для современных РН составляла от 2,7–2,8 тыс. долл. (РН Falcon 9 и Протон-М) до 90 тыс. долл. (РН Pegasus-XL). Несмотря на запредельно высокие экономические показатели, РН Pegasus-XL попала в книгу рекордов Гиннеса как самый дешевый носитель (!) [2]. Действительно, ее создание обошлось всего в 45 млн долл. Стоимость пуска также более или менее приемлема – порядка 40 млн долл. Однако из-за чрезвычайно высокой стоимости выведения на НОО 1 кг полезного груза эта ракета считается очень дорогой, и за почти 30 лет эксплуатации (с 1990 года) было произведено всего 43 ее пуска.

Внедрение на предприятиях ракетно-космической промышленности различных стран так называемых технологий lean production [3]<sup>1</sup> к коренному улучшению ситуации привести не способно, так как не затрагивает конструкцию изделий. Упомянутая выше РН Pegasus-XL является ярким примером того, как в результате использования производственных lean-технологий (lean production)<sup>2</sup> получилось изделие с неприемлемыми технико-экономическими характеристиками.

В 2014 году профессор Менгу Чо (Технологический институт Кюсю, Япония) и профессор Филиппо Грациани (С. А. U. S. S. Sri, Италия) выдвинули концепцию lean-спутника (Lean Satellite Concept) [4]. К признакам спутника, созданного по технологии lean satellite, были отнесены, в частности, низкая общая стоимость, короткое время поставки, простота, высокая надежность, низкие риски, малая продолжительность миссии, возможность оперативного запуска, небольшие издержки и тому подобное. Следует заметить, что идея lean-спутника получает все большее распространение в мире. В январе 2018 года в Японии в городе Китакою прошел специализированный международный семинар по lean-спутникам.

На наш взгляд, lean-принципы было бы целесообразно распространить и на другие изделия космической техники, в частности на средства

выведения (СВ) космических аппаратов на орбиту (ракеты-носители, далее – носители или РН). В качестве формальной основы такого обобщения предлагается использовать понятие идеальной технической системы (в смысле понятия идеальности<sup>3</sup>, введенного Г. С. Альтшуллером в созданной им теории решения изобретательских задач (ТРИЗ) [5, 6]), которое, на наш взгляд, включает понятие lean-системы.

Под идеальностью  $I$  изделия космической техники будем понимать отношение показателя целевой эффективности применения изделия по назначению  $F$  к значению некоторой обобщенной функции затрат  $C_z$  на его создание и функционирование:

$$I = F/C_z.$$

Показатель целевой эффективности  $F$  может представлять собой сумму некоторых частных показателей, характеризующих целевые (потребительские) свойства космической техники. Для РН основным показателем целевой эффективности является конструктивное совершенство<sup>4</sup>.

Обобщенная функция затрат  $C_z$  определяется стоимостью создания и запуска изделия, затратами времени на создание и производство, массо-габаритными характеристиками и так далее.

$$C_z = f(\Phi, T, P, V, L, E),$$

где  $\Phi$  – финансовые затраты;  $T$  – длительность производственного цикла,  $P$  – масса изделия,  $V$  – объем изделия,  $L$  – характерные размеры изделия,  $E$  – затраты энергии на производство и логистику.

Повышение идеальности изделия космической техники ( $I \rightarrow \max$ ) может происходить как в рамках существующего конструктивного облика, так и в результате радикального изменения конструкции и самого принципа действия изделия.

**В свете изложенных выше теоретических положений к основным признакам lean-носителя следует отнести:**

1. Низкую общую стоимость (стоимость пуска) РН в сочетании с низкой стоимостью выведения единицы массы (1 кг) полезного груза на орбиту.
2. Короткий производственный цикл в сочетании с высокой оперативностью пуска.
3. Максимально высокое совершенство конструкции.

К дополнительным признакам lean-носителя могут быть отнесены использование экологически чистого ракетного топлива и высокая надежность.

<sup>1</sup> Точного перевода на русский язык lean production не имеет. Приблизительный смысл соответствует определению «производство, в котором отсутствует все лишнее и ненужное». Иногда переводится как «бережливое производство».

<sup>2</sup> Например, при создании РН Pegasus-XL широко использовалось замещение наземной экспериментальной отработки математическим моделированием.

<sup>3</sup> В предельном случае габариты и масса в идеальной системе (в смысле понятия идеальности Г. С. Альтшуллера) стремятся к нулю, а целевая функция не ухудшается (системы нет, а функция выполняется).

<sup>4</sup> Конструктивное совершенство характеризуется прямым или обратным отношением массы конструкции РН к массе топлива (коэффициент конструктивного совершенства).

РИС. 1. ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ПОКАЗАТЕЛИ СУЩЕСТВУЮЩИХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ ОДНОРАЗОВЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ:

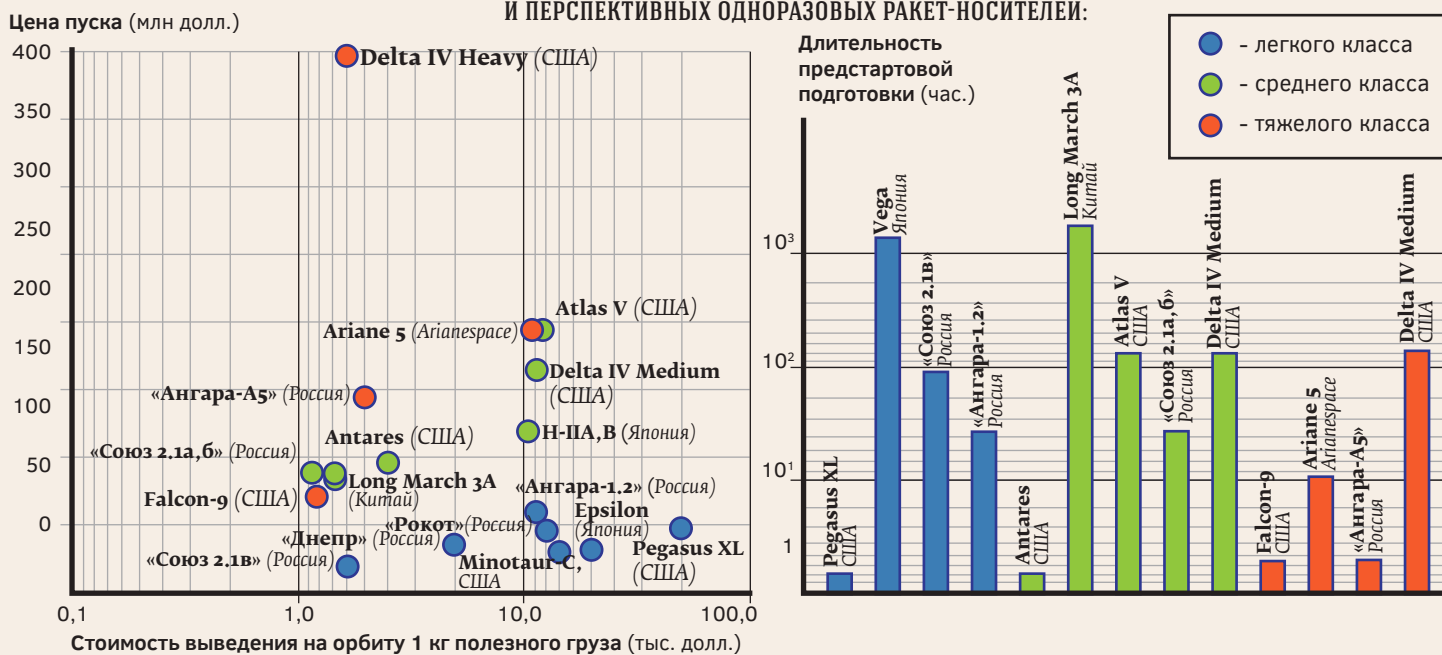
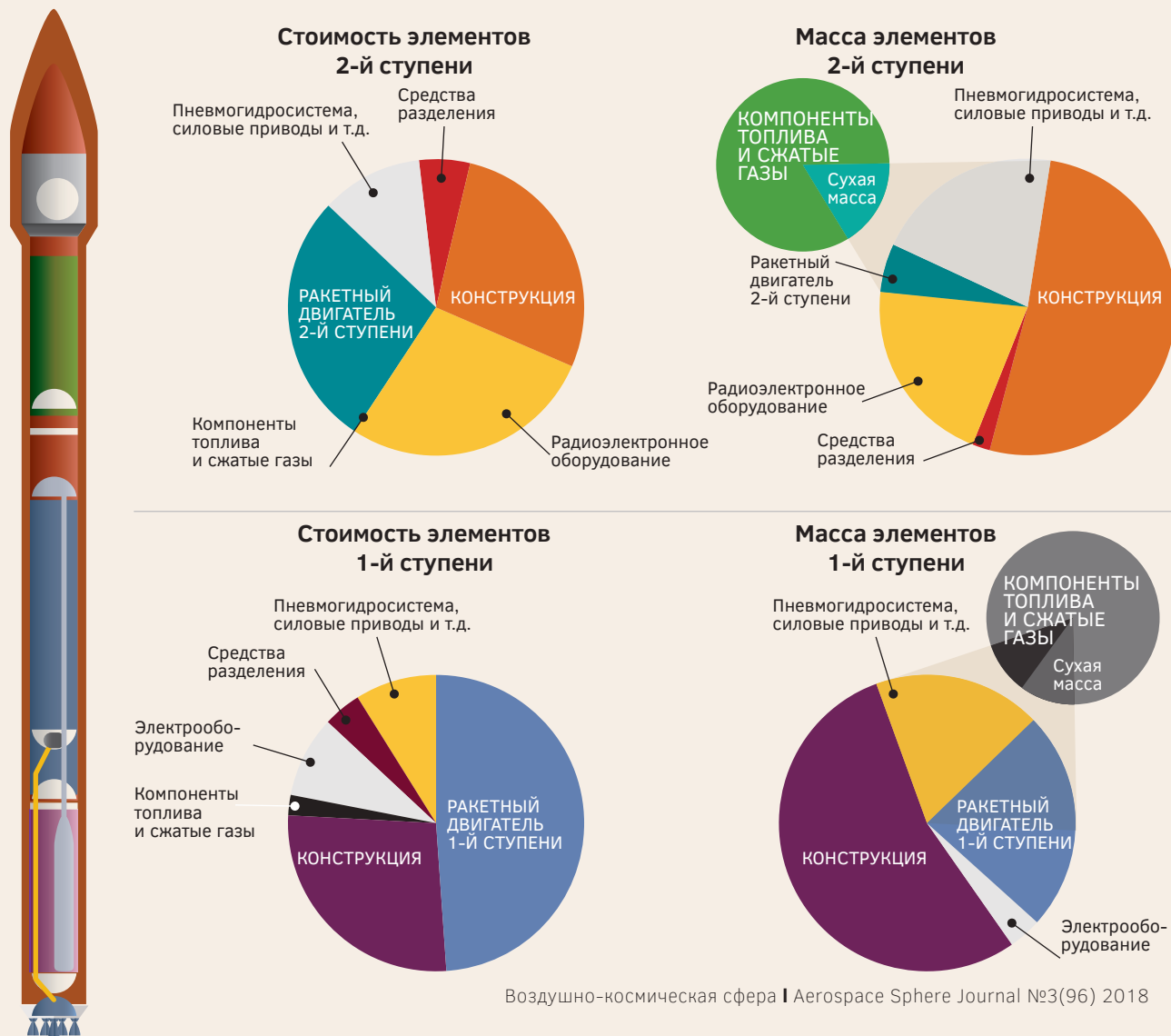


РИС. 2. СТОИМОСТЬ И МАССА ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ [8]



По состоянию на сегодняшний день к леаносителям условно можно отнести лишь РН Falcon 9 (стоимость пуска 61,2 млн долл., стоимость выведения 1 кг на орбиту 2684 долл.).

РН Протон-М незначительно уступает РН Falcon 9 по экономическим характеристикам, но управляется токсичными компонентами ракетного топлива – несимметричным диметилгидразином и тетраоксидом азота.

## МИНИМИЗАЦИЯ ФИНАНСОВЫХ РЕСУРСОВ ПРИ СОЗДАНИИ РН

Относительная стоимость и масса основных элементов РН представлены на *рис. 2*. Как видно из *рис. 2*, наибольшую часть стоимости РН – более 50 % – составляют затраты на изготовление двигательной установки.

Анализ существующих и перспективных РН показывает, что минимальная общая стоимость (стоимость пуска) РН в сочетании с низкой стоимостью выведения единицы массы (1 кг) полезного груза на орбиту может быть достигнута следующими путями:

1. Снижением стоимости двигателей РН, которое может быть достигнуто, в свою очередь, за счет снижения энергонапряженности характеристик жидкостного ракетного двигателя (ЖРД): температуры и давления в камере сгорания.

Как известно, ЖРД открытой схемы, по сравнению с ЖРД закрытой схемы, имеет менее напряженные характеристики и пониженный износ турбины, более высокую надежность и меньшую стоимость [7]. Кроме того, в случае аварии процессы в ЖРД открытой схемы развиваются медленнее и, как правило, системе аварийной защиты двигателя хватает времени отключить его, избежав тем самым взрыва и пожара. Однако преимуществами ЖРД закрытой схемы являются более высокие показатели тяги и удельного импульса тяги.

2. Максимальным упрощением конструкции. Это направление особенно перспективно для легких носителей. В качестве примеров такого подхода можно привести замену газотурбинной подачи топлива на вытеснительную (проекты РН Firefly Alpha и РН «Таймыр»), использование для этого электропривода (РН Electron) и тому подобное.

3. За счет использования новых материалов и технологий. Так, например, многие из предлагаемых в настоящее время сверхлегких РН создаются из композитных материалов: Firefly Alpha, «Таймыр», Vector-R, Electron. Все более широкое применение при изготовлении РН и их систем находят аддитивные технологии. Например, двигательная установка РН Electron практически полностью напечатана на 3D-принтере.

4. На основе унификации элементов РН. Унификация при создании РН может рассматриваться как на уровне ракетных блоков, так и на уровне отдельных элементов РН (двигателей, системы управления, механических и электрических интерфейсов с наземным проверочным и стартовым оборудованием). Было бы целесообразно проработать вопрос создания полностью унифицированного стартового комплекса, который можно было бы использовать для пуска РН различных размеров – от легкого класса до сверхтяжелого.

По имеющимся данным [9], за счет унификации ракетных блоков можно достичь снижения стоимости РН на 15–20 %. Низкая себестоимость РН SpaceX достигается во многом благодаря унификации серийного производства всех систем, включая двигатели (для одной ракеты используются 10 практически идентичных двигателей Merlin 1D) [10].

С точки зрения унификации и, одновременно, масштабирования РН под полезные нагрузки различной массы, целесообразно в основу ряда перспективных РН положить блочно-модульный принцип. В настоящее время по этому принципу построены ряды РН «Ангара» и Falcon.

## МИНИМИЗАЦИЯ ФИНАНСОВЫХ РЕСУРСОВ ЗА СЧЕТ МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РН И ЕЕ ЭЛЕМЕНТОВ

В настоящее время большинство специалистов считают, что наиболее эффективным методом снижения стоимости является повторное использование РН или их составных частей (*рис. 3*).

Если исключить неудачный, с точки зрения экономики, опыт эксплуатации многоразового транспортного космического комплекса (МТКК) Space Shuttle<sup>5</sup>, к обнадеживающим результатам в данном направлении можно отнести пока что лишь созданные И. Маском частично многоразовые РН Falcon 9 Block 5 и Falcon Heavy (*рис. 3, 5*).

Американская компания Blue Origin с 2012 года разрабатывает двухступенчатую частично многоразовую РН New Glenn [11] (*рис. 3*). Многоразовая первая ступень этой ракеты будет оснащаться семью двигателями BE-4 (разрабатываются также компанией Blue Origin), работающими на компонентах метан/кислород. Технология спасения и вертикальной (ракетно-динамической) посадки отработавшей ступени спроектирована и испытана в 2015–2016 годах на суборбитальных ракетах New Shepard. Первый пуск РН New Glenn с коммерческим спутником компании Eutelsat запланирован на 2021–2022 годы.

Альтернативой многоразовому ракетному блоку является спасение не всего блока, а только двигательной установки, стоимость которой

<sup>5</sup> Стоимость пуска МТКК Space Shuttle составляла порядка 1,5 млрд долларов.

РИС. 3. РАЗРАБАТЫВАЕМЫЕ ЧАСТИЧНО МНОГОРАЗОВЫЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ

Многоразовые ракеты-носители США

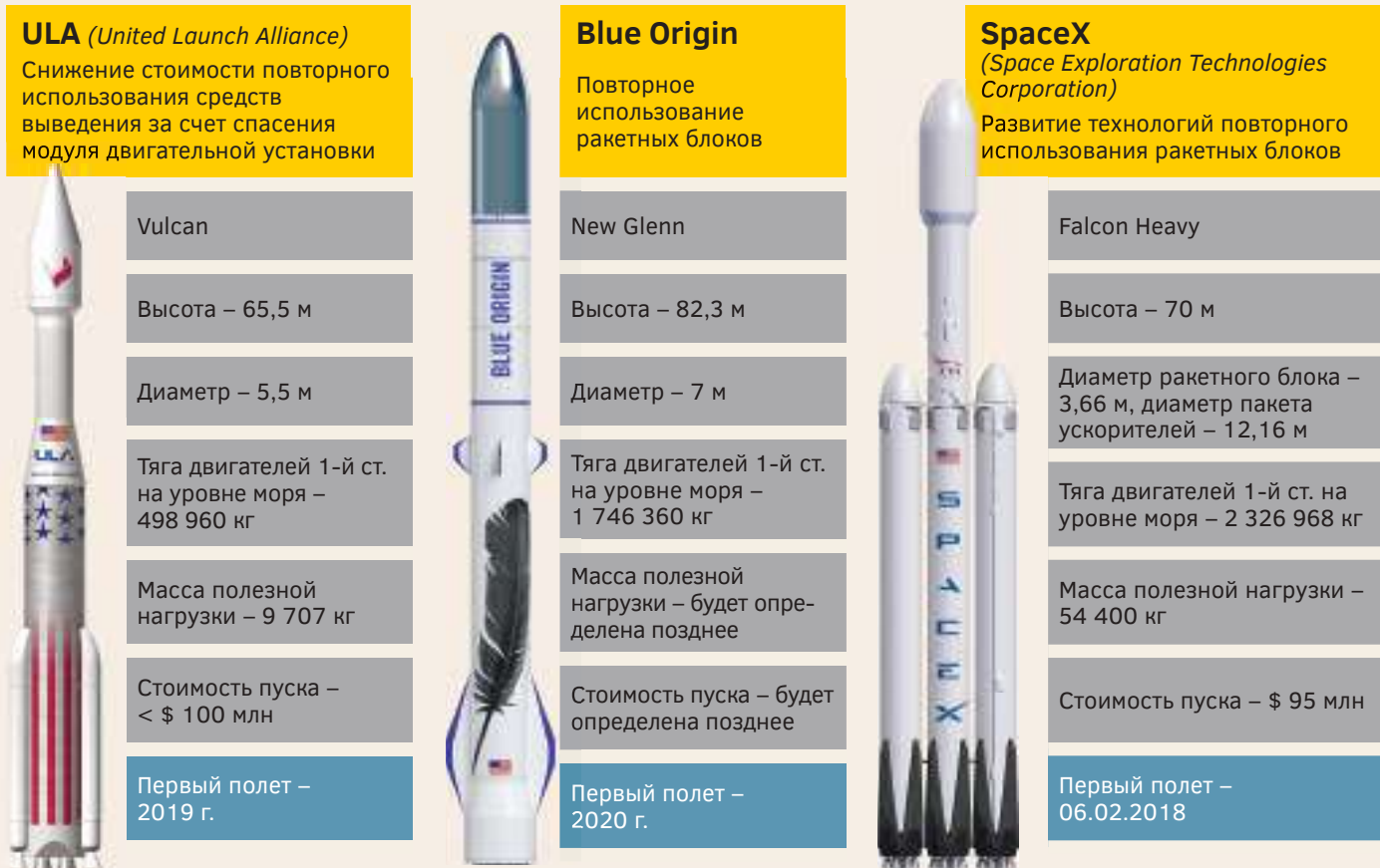


РИС. 4. SMART-ТЕХНОЛОГИЯ [17] ПОВТОРНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МОДУЛЯ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ



составляет более 50 % от стоимости ракетного блока [8] (см. рис. 3, 4).

Именно такое техническое решение лежит в основе РН большой грузоподъемности Vulcan [8], создаваемой совместным предприятием United Launch Alliance (ULA, принадлежит компаниям «Боинг» и «Локхид Мартин»). ULA планирует первый запуск новой ракеты не ранее 2019 года.

В отдаленной перспективе спасение и повторное использование ракетного двигателя первой ступени планируется и в перспективной европейской РН Ariane 6 [12].

В России исторически сложилось так, что основные усилия при создании многоразовых и частично многоразовых ракет-носителей были направлены на реализацию не ракетно-динамических, а аэродинамических методов спасения ракетных блоков с целью их дальнейшего повторного использования (рис. 5).

В первую очередь речь идет о проекте полностью многоразовой тяжелой РН «Энергия-2» (ГК-175), предложенной в 1988-1989 годах НПО «Энергия» [13] (рис. 2, а, б, в). Проект не был реализован по причине социально-политических катаклизмов 1980-1990 годов, которые привели к распаду СССР и отбросили отечественную космонавтику на десятилетия назад.

На авиационно-космическом салоне МАКС-2001 ГКНПЦ имени М. В. Хруничева представил полноразмерный макет российского возвращае-

мого ускорителя первой ступени «Байкал» для многоразовых вариантов РН семейства «Ангара», спроектированный по его заказу в НПО «Молния» (рис. 4, 2). «Байкал» был рассчитан на 25 запусков. В дальнейшем их число предполагалось увеличить до 200 [14].

В настоящее время обсуждается вопрос экономической эффективности использования многоразовых космических комплексов и систем.

В таблице 1 представлены результаты анализа экономических показателей выведения компании SpaceX. Он проведен инвестиционным банком Jefferies International, специализирующимся на финансировании спутниковой телекоммуникационной промышленности [10].

Финансовые аналитики отталкивались от стоимости запуска космического аппарата на одноразовой РН в 61,2 млн долл., прибыли в 40 % и себестоимости пуска около 36,7 млн долл. В расчетах использованы заявления И. Маска о том, что стоимость первой ступени (рис. 3, а) составляет 75 % стоимости ракеты при кратности повторного использования равной 15 полетам.

Корректность приведенных результатов анализа ограничена неопределенностями в стоимости межполетного обслуживания многоразового ракетного блока, а также тем, что проблема обеспечения экономически эффективного мел-

**ТАБЛИЦА I. РЕЗУЛЬТАТЫ АНАЛИЗА ЭКОНОМИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ МНОГОРАЗОВЫХ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ КОМПАНИИ SPACEX**

Показатель	Falcon 9	Falcon Heavy
Стоимость пуска	61,2 млн долл.	90 млн долл.
Оценочный размер общей наценки	40%	
Себестоимость	36,7 млн долл.	540 млн долл.
Доля первой ступени в стоимости ракеты	75%	
Стоимость первой ступени	27,5 млн долл.	40,5 млн долл.
Прочие издержки	9,2 млн долл.	13,5 млн долл.
Ресурс (количество полетов)	15	
Оценочная себестоимость первой ступени на полет	1,8 млн долл.	2,7 млн долл.
Оценочная себестоимость одного полета многоразовой РН	11 млн долл.	16,2 млн долл.
Снижение себестоимости	5,7 млн долл.	37,8 млн долл.
Доля экономии, идущая на снижение конечной цены	50%	
Оценочная стоимость пуска	48,3 млн долл.	71,1 млн долл.
Экономия по сравнению с одноразовой ракетой	21%	
Добавленная стоимость одноразовой ракеты	40%	
Добавленная стоимость многоразовой ракеты	77%	
Прибыль до вычетов с одноразовой ракеты	24,5 млн долл.	36 млн долл.
Прибыль до вычетов с многоразовой ракеты	37,3 млн долл.	54,9 млн долл.



РИС. 4. ПРОЕКТЫ КРЫЛАТЫХ МНОГОРАЗОВЫХ РАКЕТНЫХ БЛОКОВ:

а) полностью многоразовая тяжелая РН «Энергия-2» (ГК-175, НПО «Энергия»); б) спасаемый центральный ракетный блок (блок Ц); в) спасаемый боковой ракетный блок (блок А); г) макет многоразового универсального ракетного блока «Байкал» (ГКНПЦ имени М.В. Хруничева совместно с НПО «Молния», Россия)

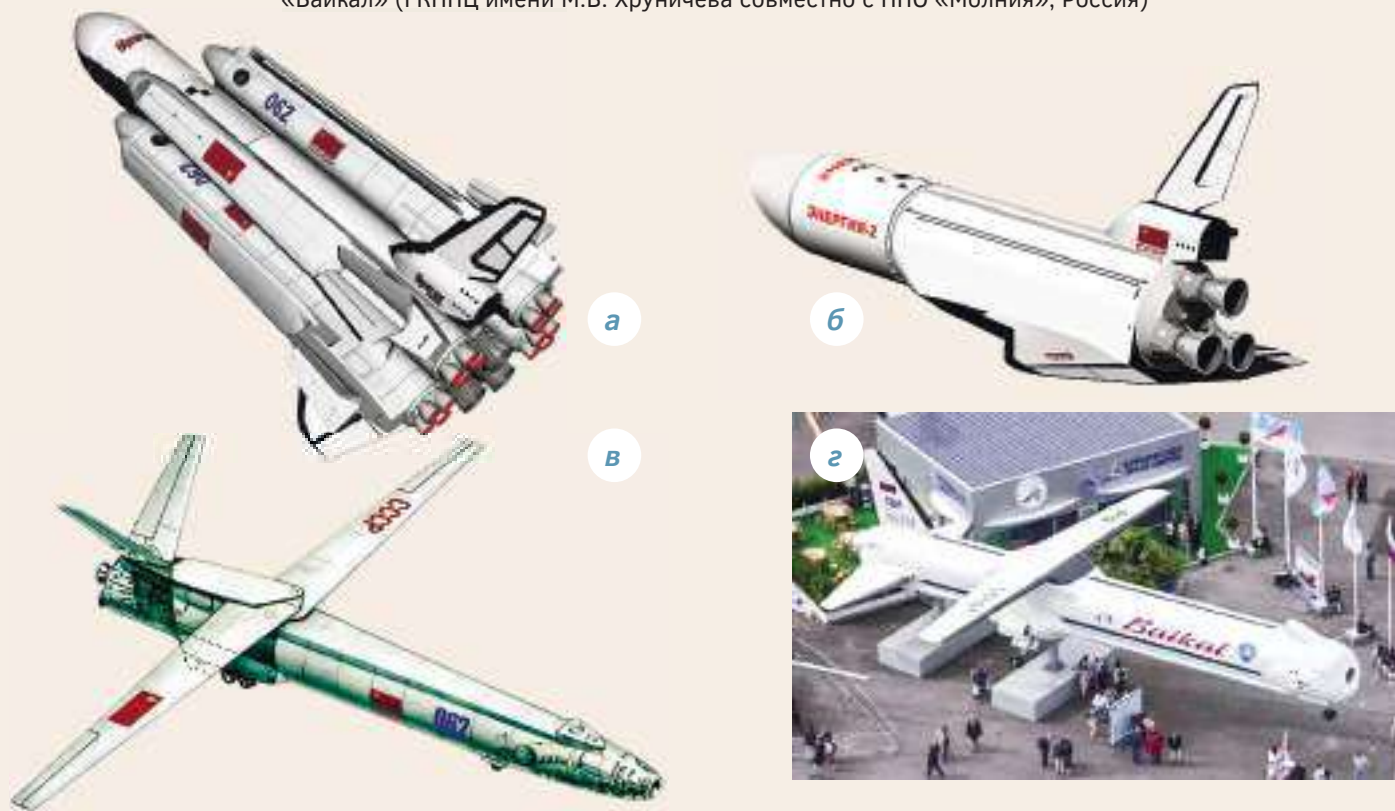
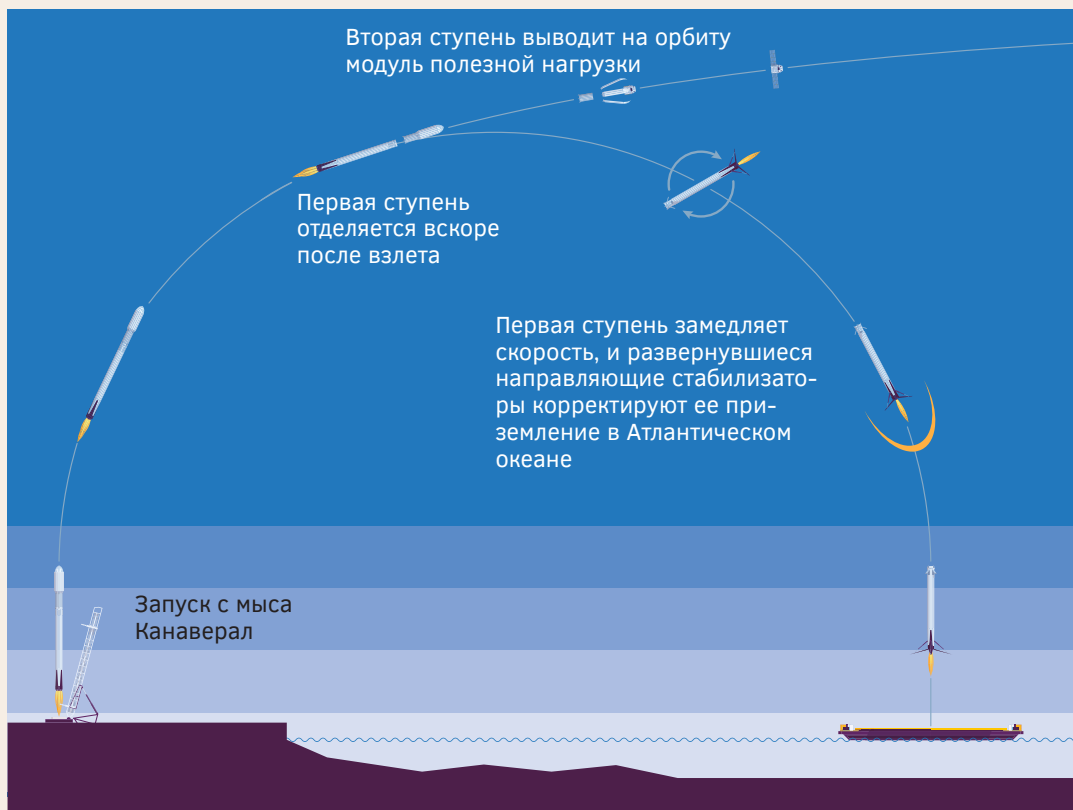


РИС. 5. СПАСЕНИЕ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РН FALCON 9 (SPACEX, США)





косерийного производства многоразовых изделий остается нерешенной.

Тем не менее большое число специалистов сходится во мнении, что многоразовые РН (при условии спасения и повторного использования всего ракетного блока) будут экономически выгодны при темпе пусков порядка 20–30 в год. Граничное значение темпа пусков РН со спасаемой двигательной установкой первой ступени, обеспечивающее значимый экономический выигрыш по сравнению с одноразовым вариантом, составляет порядка 10 пусков в год [8].

Если в настоящее время высокая интенсивность пусков, в общем, не требуется (последствия существенного увеличения надежности и сроков активного функционирования космических объектов), то для организации грузопотока «Земля – орбита» при развертывании и развитии космической индустрии будет необходима и более высокая интенсивность запусков.

## ПОВЫШЕНИЕ КОНСТРУКТИВНОГО СОВЕРШЕНСТВА РН

Главным целевым предназначением ракеты-носителя является выведение полезной нагрузки в космическое пространство. Универсальным показателем эффективности решения этой задачи средствами выведения различного класса (легкого, среднего, тяжелого и так далее) может служить их конструктивное совершенство. Конструктивное совершенство принято характеризовать рядом массовых соотношений: между массой полезного груза и начальной стартовой массой, между начальной стартовой массой и массой конструкции и другими. Однако наиболее адекватным с рассматриваемой точки зрения является, пожалуй, коэффициент конструктивного совершенства  $\alpha_k$  [15], вычисляемый как отношение пассивной массы РН (массы конструкции, остатков топлива и газов к моменту выключения двигателей) к активной массе РН (массе топлива на момент старта). Для удобства в дальнейшем под конструктивным совершенством будем понимать обратное отношение.

Этот обобщенный показатель интересен тем, что он демонстрирует достигнутый уровень и проектно-конструкторских решений, и производства (рис. 4).

Анализ конструктивного совершенства РН различных классов, а также многоразовых космических систем Space Shuttle и «Энергия» – «Буран», показывает:

1. Конструктивное совершенство слабо зависит от начальной стартовой массы РН и массы выводимого на орбиту полезного груза.

2. Прослеживается прямая корреляция между конструктивным совершенством и удельными показателями экономической эффективности РН. Так, низкое конструктивное совершенство многоразовых космических систем Space Shuttle и «Энергия» – «Буран» сопровождалось за пределами высокими затратами на пуск и выведение на орбиту одного килограмма массы полезного груза.

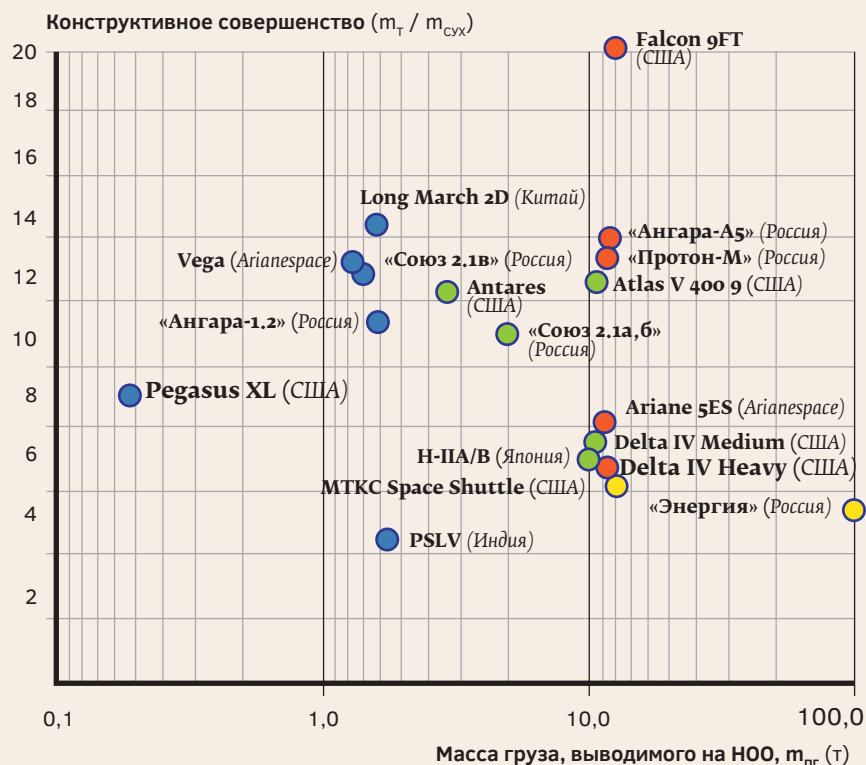
3. Из ряда рассмотренных средств выведения особо выделяется РН Falcon 9, конструктивное совершенство которого в среднем в два раза превышает конструктивное совершенство других средств выведения.

### **Высокий коэффициент конструктивного совершенства РН может быть обеспечен следующими особенностями технологии производства и конструкции [16]:**

- оптимизацией силового набора сухих отсеков и топливных баков;
- снижением давления в баках за счет введения бустерных насосов, повышения точности настройки предохранительных клапанов, снижения гидросопротивления магистралей и клапанов;
- внедрением новых технологий, в том числе аддитивных, контактно-стыковой сварки, сварки трением с перемешиванием, нагартовки обечаек и так далее;
- уменьшением остатков компонентов топлива;
- снижением массы расходных магистралей, агрегатов автоматики, трубопроводов за счет применения высокопрочных материалов, увеличения числа алюминиевых труб и сильфонов;
- оптимизацией пневмогидравлической системы за счет уменьшения количества баллонов наддува, использования агрегатов автоматики под заданные параметры (диаметры проходных сечений магистралей, максимальные давления и тому подобное), введения бустерных насосов;
- снижением массы бортовых электро- и электронных систем за счет применения единой бортовой вычислительной машины для систем управления и измерения, введения двухпроводной кабельной сети системы измерения и другое;
- использованием переохлажденного ракетного топлива, что позволит не только увеличить массу направляемого топлива, но и резко сократить время заправки<sup>7</sup>, а также увеличить время нахождения РН в запрограммированном состоянии и другое.

<sup>7</sup> При понижении температуры ниже точки кипения при нормальных условиях (то есть при переохлаждении) компоненты ракетного топлива приобретают новые качества, среди которых главное для быстрой заправки – высокая текучесть.

РИС. 6. КОНСТРУКТИВНОЕ СОВЕРШЕНСТВО СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ:



*В недавнем прошлом, благодаря 100%-ной автоматизации процессов предстартовой подготовки, были достигнуты уникальные результаты по уменьшению времени готовности к пуску некоторых носителей, снятых в настоящее время с эксплуатации: так, пуск РН «Циклон-3» мог быть осуществлен через 1,5 часа после вывоза ракеты на стартовый комплекс.*

## МИНИМИЗАЦИЯ ВРЕМЕННЫХ РЕСУРСОВ ПРИ СОЗДАНИИ И ЭКСПЛУАТАЦИИ РН

Радикально снизить сроки создания РН позволяет разработка и внедрение интегрированных систем цифрового автоматизированного проектирования (САПР – CAD – от англ. computer-aided design), а также переход к проектному принципу организации космической деятельности.

### САПР, в частности, позволяет:

- автоматизировать оформление проектной документации;
- осуществлять информационную поддержку и автоматизацию принятия решений;
- использовать технологии параллельного проектирования;
- унифицировать проектные решения и процессы проектирования;
- повторно использовать проектные решения, данные и наработки;
- заменять натурные испытания и макетирование математическим компьютерным моделированием;
- эффективно использовать методы вариантного проектирования и оптимизации;
- уменьшить объем испытаний и доводки опытных образцов в результате повышения уровня достоверности проектных решений.

Проектное управление позволяет достигать цели проекта создания образца ракетно-космической техники путем достижения определенного баланса между объемом работ, ресурсами, временем, качеством и рисками. При этом в качестве критерия успешности управления проектом принимается точное соответствие утвержденным показателям объема, сроков и качества.

Таким образом, цифровое проектирование с широким использованием САПР работает на радикальное сокращение сроков создания РН, а проектное управление гарантирует качество.

За счет внедрения цифрового проектирования с широким использованием САПР и методов проектного управления время, затрачиваемое на разработку, создание и испытания ракетно-космической техники, может быть снижено от сегодняшних сроков в 2–10 и более лет до 6–9 месяцев [17].

Низкая стоимость и высокая оперативность пуска РН определяются прежде всего уровнем автоматизации процессов предстартовой подготовки и запуска РН [18].

Наивысшие достижения (не превзойденные до сих пор ни в России, ни в других странах) в части оперативности пуска, к сожалению, относятся к истории. Речь идет о советских РН серий «Циклон» и «Зенит».

Уровень автоматизации по циклу предстартовой подготовки и пуска РН «Циклон-2»

и «Циклон-3» составлял 100 %, а в целом по работам на комплексе – не менее 80 %. Продолжительность предстартовой подготовки РН «Циклон-3» составляла менее 90 минут (включая транспортировку РН из пристартового хранилища к пусковой установке). За время 13–14,5 часов с одного стартового комплекса (СК) теоретически могло быть произведено до шести пусков.

Примером высокого уровня автоматизации является также ракетно-космический комплекс «Зенит», где подготовка РН на СК также проходила без участия обслуживающего персонала. Продолжительность предстартовой подготовки РН «Зенит» составляла 90 минут, включая 20-минутную заправку компонентами ракетного топлива. С учетом продолжительности ремонтно-восстановительных работ на СК очередной пуск можно было осуществлять каждые 12 часов.

Для сравнения: время предстартовой подготовки российских РН серий «Союз-2» и «Ангара» составляет порядка 3–4 суток, РН Falcon 9 – до 5 суток<sup>8</sup>, РН Atlas 5 – до 12 часов, РН Delta 4–8–10 суток.

Таким образом, уровень автоматизации предстартовой подготовки всех современных РН существенно ниже 100 %.

Что касается типа двигательной установки РН, то следует заметить, что подготовка к пуску РН с ракетным двигателем на твердом топливе (РДТТ) не требует времени для заправки РН. Однако РДТТ свойственен целый комплекс недостатков (невозможность регулирования тяги, чувствительность к перепадам температуры и влажности, пожаро-, взрывоопасность и другое). Стоимость пуска РН с РДТТ в целом выше стоимости пуска РН с ЖРД. Поэтому ракетные блоки с РДТТ используются в основном только в качестве стартовых ускорителей в ряде РН.

## ЗАМЕЧАНИЯ ОБ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОСТИ И ЭКОЛОГИЧНОСТИ РН

Анализ результатов эксплуатации РН с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) показывает, что более 50 % их аварий так или иначе связаны с отказами двигателей [19]. Как правило, такие отказы приводят к аварии РН с потерей полезной нагрузки. В том случае, когда отказ двигателей происходит на начальном участке полета, существует риск разрушения сооружений стартового комплекса в результате падения аварийной ракеты.

Применительно к РН может быть поставлена задача обеспечения устойчивости к отказам двигателя. Анализ [19] показывает, что простое увеличение количества двигателей (резервирование) приводит к снижению надежности РН. Однако

снижение надежности многодвигательных установок может быть скомпенсировано своевременным (без взрыва или пожара) отключением отказавшего двигателя, локализацией возможного взрыва или пожара (если это не удалось предотвратить) и переводом исправных двигателей в форсированный по тяге режим для компенсации потери тяги и расхода топлива.

Такой подход к обеспечению устойчивости РН к отказам двигателей требует эффективной системы аварийной защиты двигательной установки, а также специальных взрывозащитных экранов, изолирующих каждый двигатель от поражающих факторов взрыва или пожара (реализовано в РН Falcon 9). Оптимальное количество двигателей в этом случае, в зависимости от степени форсирования, может составить три-четыре и более. В leap-носителе устойчивость РН к отказам двигателей, очевидно, должна сочетаться с пониженной энергонапряженностью, простотой конструкции (открытая схема или вообще вытеснительная подача ракетного топлива без турбонасосного агрегата), относительно невысоким давлением в камере сгорания и т. д.

Что касается экологичности РН, существует закономерность уменьшения воздействия технических систем на окружающую среду по мере их развития [20]. Действительно, легко заметить, что перспективные космические комплексы и системы характеризуются улучшенными экологическими характеристиками (полный отказ от токсичных компонентов ракетного топлива, минимизация площади размещения объектов наземной космической инфраструктуры, отказ от районов падения отделяющихся частей РН при переходе к многоуровневым космическим системам и так далее).

Существенного прогресса на пути создания дешевой, эффективной и универсальной транспортной космической системы в настоящее время не просматривается. Для решения задач начального этапа индустриализации космоса в данной статье предложена паллиативная концепция РН, основанная на максимальном использовании отработанных технологий, – концепция leap-носителя. В дальнейшем, по мере роста грузопотока «Земля – орбита», на более поздних этапах индустриализации космоса, будут созданы более совершенные средства выведения. Возможно, это будут одноступенчатые, полностью многоуровневые СВ. Возможно, будут созданы СВ на новых физических принципах перемещения в пространстве. Может быть, даже появятся безракетные средства доступа в космос типа космического лифта или петли Лофстрома. Но для целей запуска процесса индустриализации космоса и развития его начального этапа было бы достаточно РН, созданных на основе leap-принципов, изложенных в настоящей статье.

<sup>8</sup> Такая большая длительность подготовки РН Falcon 9 на СК связана с предварительным технологическим прожигом двигательной установки первой ступени, последующим снятием ракеты с пусковой установки для стыковки космической головной части на технической позиции и повторным вывозом на старт.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ.

### ОСНОВНЫЕ ЧЕРТЫ ОБЛИКА LEAN-НОСИТЕЛЯ

---

Таким образом, реализация концепции lean-носителя (lean space launch) подразумевает сочетание максимального конструктивного совершенства и минимальных затрат финансовых и временных ресурсов с высокой надежностью и экологичностью. Следует подчеркнуть, что реализация концепции lean-носителя ни в коем случае не исключает переход к lean-технологиям (технологиям lean production). Наоборот, концепция lean-носителя и технологии lean production должны дополнять и усиливать друг друга.

К основным чертам облика lean-носителя следует отнести:

1. Модульный принцип масштабирования носителей для увеличения массы выводимого полезного груза. Максимальная унификация модулей, используемых для комплектации РН различного класса, как на уровне ракетных блоков, так и на уровне отдельных элементов (двигателей, системы управления, механических и электрических интерфейсов с наземным проверочно-пусковым и стартовым оборудованием).

2. Частичная или полная многоразовость носителя. Частичная многоразовость может быть реализована на уровне двигательных установок либо ракетных блоков первой ступени (модулей двигательных установок или унифицированных ракетных модулей).

3. Многодвигательная установка, по крайней мере, на ракетном блоке первой ступени, с неэнергонапряженными ЖРД простой конструкции, с возможностью форсирования/дросселирования в широких пределах.

4. Топливо: углеводородное горючее (например, сжиженный природный газ или метан) – жидкий кислород (окислитель). Ракетное топливо перед заправкой целесообразно переохлаждать.

5. Максимально простая конструкция (замена газотурбинной подачи топлива на вытеснительную или использование для этого электропривода, как альтернатива – снижение давления в баках за счет введения бустерных насосов, повышения точности настройки предохранительных клапанов).

6. Использование в конструкции РН новых материалов и технологий, в первую очередь композитных материалов и аддитивных технологий.

7. Высокий коэффициент конструктивного совершенства РН – порядка 20–30 (по отношению массы заправленного топлива к массе конструкции), достигаемый за счет как технологии производства, так и конструкции изделия (внедрение аддитивных технологий, контактно-стыковой сварки, сварки трением с перемешиванием, нагартовки обечаек; уменьшение гарантийных остатков компонентов ракетного топлива; оптимизация пневмогидравлической системы; снижение массы бортовых электро- и электронных систем и так далее).

8. Низкая удельная стоимость выведения 1 кг полезного груза на орбиту: менее 1,5–2 тыс. долл. для РН среднего класса.

9. Высокий уровень автоматизации процессов предстартовой подготовки и пуска РН.

Технологии lean production невозможны без разработки и внедрения интегрированных систем цифрового автоматизированного проектирования (САПР – CAD) и перехода к проектному принципу организации космической деятельности.

В общем случае необходимо решать задачу оптимизации: поиска такого сочетания характеристик РН и КА, при котором стоимость транспортных затрат на обеспечение конкретных проектов индустриализации космоса была бы минимальна.



Литература

1. Surplus missile motors. Sale Price Drives Potential Effects on DOD and Commercial Launch Providers. Report to Congressional Addressees//United States Government Accountability Office (GAO-17-609), August 2017. 58 p.
2. Самый дешевый носитель [Электронный ресурс]//Книга рекордов Гиннесса. URL: [http://www.guinnessrecords.ru/info/sputniki\\_i\\_rakety/samyi\\_deshevyi\\_positel.htm](http://www.guinnessrecords.ru/info/sputniki_i_rakety/samyi_deshevyi_positel.htm) (Дата обращения: 15.05.2018).
3. **Левинсон У., Рерик Р.** Бережливое производство. Синергетический подход к сокращению потерь. М.: ЦентрОргПром, 2007. 270 с.
4. **Graziani F., Cho M.** Lean Satellite Concept//Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites, Mission Lessons, SSC16-P2-09. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=3509&context=smallsat> (Дата обращения: 25.02.2017).
5. **Сибиряков В. Г., Лекомцева Е. Б.** Лин по-русски – это ТРИЗ [Электронный ресурс]//Методолог, 2003–2017. URL: <http://www.metodolog.ru/01123/01123.html> (Дата обращения: 13.01.2017).
6. **Альтшуллер Г. С., Злотин Б. Л., Филатов В. И., Зусман А. В.** Поиск новых идей: от озарения к технологии. Кишинев: «Карта Молдовеняскэ», 1989. 381 с.
7. **Сердюк В. К.** Проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. пособие для вузов/Под ред. А. А. Медведева. М.: Машиностроение, 2009. 504 с.
8. **Mohamed Ragab, F. McNeil Cheatwood,** Launch Vehicle Recovery and Reuse. August 2015, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)//AIAA SPACE 2015 Conference and Exposition Pasadena, California. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2015-4490> (Дата обращения: 16.06.2018).
9. Использование модульного принципа построения при разработке перспективных ракет-носителей. Часть II [Электронный ресурс]//Необычный, 2010. URL: <http://unnatural.ru/r-evo-ch> (Дата обращения: 16.06.2018).
10. Анализ ценовой политики SpaceX при использовании многоразовых ракет [Электронный ресурс]//Космическая лента. 26.04.2016. URL: <http://kosmolenta.com/index.php/863-2016-04-26-resuability-economy> (Дата обращения: 16.06.2018).
11. Blue Origin introduces 'New Glenn' Reusable Orbital Launch Vehicle. September 12, 2016. URL: <http://spaceflight101.com/blue-origin-introduces-new-glenn-reusable-orbital-launch-vehicle> (Дата обращения: 16.06.2018).
12. «Ариан 6» в будущем сможет использовать многоразовый двигатель [Электронный ресурс]//Космотуризм. 06.10.2017. URL: <http://kosmoturizm.ru/arian-6-v-buduschem-smozhet-ispolzovat-mnogorazovyy-dvigatel> (Дата обращения: 16.06.2018).
13. **Губанов Б. И.** Триумф и трагедия «Энергии». Размышления главного конструктора. Т. 4. «Полет в небытие». Нижний Новгород: Изд-во НИЭР, 1999. 432 с.
14. **Сердюк В. К.** Проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. пособие для вузов/Под ред. А. А. Медведева. М.: Машиностроение, 2009. 504 с.
15. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов/Под ред. В. П. Мишина. М.: Машиностроение, 1991. 415 с.
16. **Жук Н. П., Макаренко А. А., Шевцов Е. И.** О конструктивном совершенстве ракеты космического назначения «Циклон-4»//Космическая техника. Ракетное вооружение. 2017. Вып. 2 (114). С. 2–28.
17. **Романов А. А.** Смена парадигмы разработки инновационной продукции: от разрозненных НИОКР к цифровым проектам полного жизненного цикла//Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2017. Том 4. Вып. 2. С. 68–84.
18. **Бирюков Г. П.** Обзор автоматизированных технологий в современном старто-строении//Актуальные проблемы космонавтики. Труды XXXIII Академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С. П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства. Москва, 26–30 января 2009 г. МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2018. С. 173.
19. **Солнцев В. Л., Радугин И. С., Задеба В. А.** Основные требования к маршевым двигателям перспективных ракет-носителей сверхтяжелого класса с жидкостными ракетными двигателями//Космическая техника и технологии. 2015. № 2 (9). С. 25–38.
20. **Клюшников В. Ю.** Общие экологические закономерности в развитии технических систем и их проявление в космонавтике//Сборник докладов IX Международной конференции «ТРИЗ. Практика применения и развитие методических инструментов». М., 10–11 ноября 2017 г. Том 2. С. 186–195.

## References



1. Surplus missile motors. Sale Price Drives Potential Effects on DOD and Commercial Launch Providers. Report to Congressional Addressees//United States Government Accountability Office (GAO-17-609), August 2017. 58 p.
2. Samiy desheviy nositel. Kniga rekordov Ginnesa. Available at: [http://www.guinnessrecords.ru/info/sputniki\\_i\\_rakety/samiy\\_desheviy\\_nositel.htm](http://www.guinnessrecords.ru/info/sputniki_i_rakety/samiy_desheviy_nositel.htm) (Retrieval date: 15.05.2018).
3. **Levinson U., Rerik R.** Berezhlivoe proizvodstvo. Sinergeticheskiy podkhod k sokrashcheniyu poter. Moscow, TsentrOrgProm, 2007. 270 p.
4. **Graziani F., Cho M.** Lean Satellite Concept//Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites, Mission Lessons, SSC16-P2-09. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=3509&context=smallsat> (Retrieval date: 25.02.2017).
5. **Sibiriyakov V. G., Lekomtseva E. B.** Lin po-russki – eto TRIZ. Available at: <http://www.metodolog.ru/01123/01123.html> (Retrieval date: 13.01.2017).
6. **Altshuller G. S., Zlotin B. L., Filatov V. I., Zusman A. V.** Poisk novykh idey: ot ozareniya k tekhnologii. Kishinev, Kartya Moldovenyasko, 1989. 381 p.
7. **Serdyuk V. K.** Proektirovanie sredstv vyvedeniya kosmicheskikh apparatov: ucheb. posobie dlya vuzov. Ed. by A. A. Medvedeva. Moscow, Mashinostroenie, 2009. 504 p.
8. **Mohamed Ragab, F. McNeil Cheatwood,** Launch Vehicle Recovery and Reuse. August 2015, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)//AIAA SPACE 2015 Conference and Exposition Pasadena, California. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2015-4490> (Retrieval date: 16.06.2018).
9. Ispolzovanie modulnogo printsipa postroeniya pri razrabotke perspektivnykh raket-nositeley. Chast II. Available at: <http://unnatural.ru/r-evo-ch> (Retrieval date: 16.06.2018)
10. Analiz tsenovoy politiki SpaceX pri ispolzovanii mnogorazovykh raket. Available at: <http://kosmolenta.com/index.php/863-2016-04-26-resuability-economy> (Retrieval date: 16.06.2018).
11. Blue Origin introduces 'New Glenn' Reusable Orbital Launch Vehicle. September 12, 2016. URL: <http://spaceflight101.com/blue-origin-introduces-new-glenn-reusable-orbital-launch-vehicle> (Retrieval date: 16.06.2018).
12. «Arian 6» v budushchem smozhet ispolzovat mnogorazoviy dvigatel Available at: <http://kosmoturizm.ru/arian-6-v-buduschem-smozhet-ispolzovat-mnogorazovyy-dvigatel> (Retrieval date: 16.06.2018).
13. **Gubanov B. I.** Triumf i tragediya «Energii». Razmyshleniya glavnogo konstruktora. Vol. 4. «Polet v nebytie». Nizhniy Novgorod, NIER Publ., 1999. 432 p.
14. **Serdyuk V. K.** Proektirovanie sredstv vyvedeniya kosmicheskikh apparatov. Ed. by A. A. Medvedev. Moscow, Mashinostroenie, 2009. 504 p.
15. Osnovy konstruirovaniya raket-nositeley kosmicheskikh apparatov. Ed. by V. P. Mishin. Moscow, Mashinostroenie, 1991. 415 p.
16. **Zhuk N. P., Makarenko A. A., Shevtsov E. I.** O konstruktivnom sovershenstve rakety kosmicheskogo naznacheniya «Tsiklon-4». Kosmicheskaya tekhnika. Raketnoe vooruzhenie, 2017, iss. 2, pp. 2-28.
17. **Romanov A. A.** Smena paradigmy razrabotki innovatsionnoy produktsii: ot razroznennykh NIOKR k tsifrovym proektam polnogo zhiznennogo tsikla//Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informatsionnye sistemy, 2017, vol. 4., iss. 2, pp. 68-84.
18. **Biryukov G. P.** Obzor avtomatizirovannykh tekhnologii v sovremennom startostroenii. Aktual'nye problemy kosmonavtiki in Trudy XXXIII Akademicheskikh chteniy po kosmonavtike, posvyashchennykh pamyati akademika S. P. Koroleva i drugikh vydayushchikhsya otechestvennykh uchenykh – pionerov osvoiniya kosmicheskogo prostranstva (January 26–30, Moscow, 2009). MG TU im. N. E. Baumana, 2018, p. 173.
19. **Solntsev V. L., Radugin I. S., Zadeba V. A.** Osnovnye trebovaniya k marshevym dvigatelyam perspektivnykh raket-nositeley sverkhlyazhelogo klassa s zhidkostnymi raketnymi dvigatelyami. Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2015, no. 2 (9), pp. 25–38.
20. **Klyushnikov V. Yu.** Obshchie ekologicheskie zakonomernosti v razvitiy tekhnicheskikh sistem i ikh proyavlenie v kosmonavtike in sbornik dokladov IX Mezhdunarodnoy konferentsii «TRIZ. Praktika primeneniya i razvitiye metodicheskikh instrumentov» (November 10–11, Moscow, 2017), vol. 2, pp.186–195.

© Ключников В. Ю., 2018

### История статьи:

Поступила в редакцию: 17.06.2018

Принята к публикации: 17.07.2018

Модератор: Дмитрюк С. В.

Конфликт интересов: отсутствует

### Для цитирования:

Ключников В. Ю. Leap-носитель – основа системы транспортного обеспечения начального этапа индустриализации космоса // Воздушно-космическая сфера. 2018. №3(96). С. 38–51.