

## Возможные принципы построения малобюджетной ракеты-носителя сверхлегкого класса

© П.М. Бечаснов, А.М. Ильин

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*Рассмотрена возможность снижения стоимости разработки и пуска сверхлегкой ракеты-носителя (СЛРН) путем упрощения ее конструкции, в том числе отказа от использования насосной подачи. Сформулированы ключевые требования к СЛРН на основе анализа отечественного и мирового рынка средств выведения данного класса. Предложено применение вытеснительной подачи низкого давления, абляционно-завесного охлаждения камер сгорания двигателей, повышенной тяговооруженности ступеней для компенсации увеличивающихся потерь на противодавление, сферических баков, а также финального маневра последней ступени по завершении выведения для компенсации его погрешностей. На основе имитационной методики Таунсенда для оценки грузоподъемности ракет-носителей и упрощенной аэробаллистической модели проанализирована эффективность предлагаемых технических решений и определено их влияние на возможную массу полезной нагрузки. Показано, что построенная на указанных принципах трехступенчатая ракета приблизительно соответствует по доле полезной нагрузки иным концепциям ракет-носителей на тех же топливных компонентах.*

**Ключевые слова:** сверхлегкая ракета-носитель, вытеснительная подача, абляционно-завесное охлаждение двигателей

**Введение.** Основным коммерчески значимым сегментом запускаемых космических аппаратов (КА) в последнее время стали большие группировки малых спутников. Их предлагают достаточно много, и большинство из таких проектов предполагается реализовать в ближайшее десятилетие. Следует отметить, что как проектное количество малых КА во вновь разворачиваемых группировках, так и фактически выводимое их число демонстрируют экспоненциальный рост: количество спутников, выведенных в 2020 г., составило 1271, в 2021 г. — 1810, в 2022 г. — 2477 [1]. При этом на коммерческом рынке наряду с ракетами-носителями (РН) легкого и среднего классов в последнее время успешно реализуются и РН сверхлегкого класса. Так, в 2019–2021 гг. ежегодно совершалось по шесть-семь пусков РН Electron, а в 2022 г. их было выполнено уже девять.

Основные преимущества сверхлегкой ракеты-носителя (СЛРН) — это оперативность пуска, возможность выбора целевой орбиты, отсутствие ограничений на пуск КА, которые при попутном или кластерном пуске могут быть сочтены опасными для других аппаратов, сравнительно низкая стоимость единичного пуска. Однако удельная стоимость выведения СЛРН гораздо выше. Например, даже для

экономически успешной РН Electron она составляет 22,7 тыс. долл./кг, в то время как для РН «Союз-2.1б» соответствующая величина равна приблизительно 5 тыс. долл./кг.

Таким образом, возникает актуальная задача поиска места СЛРН на растущем рынке пусковых услуг. Для разных вариантов их решения облик используемой ракеты и серийность ее пусков могут значительно различаться.

Цель данной работы — обоснование возможных технических решений перспективной СЛРН, нацеленной на охват наибольшей доли рынка. В качестве основного метода исследования принят качественный функционально-стоимостной анализ.

Главная целевая функция СЛРН — выведение полезной нагрузки (ПН) на заданную орбиту с максимальной оперативностью и минимальной стоимостью. При этом ввиду сложности объекта исследования стоимость транспортной операции будет существенно зависеть от рыночной ситуации, предъявляемых требований и соответствия им заложенных в СЛРН технических решений, поэтому на данном этапе может быть оценена только на основе качественных сравнений. Следовательно, для достижения поставленной цели необходимо проанализировать рыночные требования к СЛРН, подобрать рациональные для их выполнения технические решения и показать, что их использование способно обеспечить выведение ПН на орбиту.

**Анализ рыночных требований к СЛРН.** В условиях конкуренции на рынке у использования СЛРН всегда есть альтернатива в виде выведения полезной нагрузки на недогруженной РН большей грузоподъемности. Также при разворачивании многочисленных группировок малых КА их суммарная масса становится, как правило, достаточной для использования РН как минимум легкого класса.

Поэтому применение СЛРН становится рациональным в основном при решении задач восполнения уже развернутых ракетами большей грузоподъемности группировок. Однако при таком способе их задействования возможна и альтернатива в виде резервирования дополнительными аппаратами, выводимыми в том же пуске более тяжелыми РН. При достаточно дешевом производстве серийных КА использование более дешевого выведения на ракетах более тяжелого класса с запасом вместо оперативного запуска по потребности может оказаться выгоднее.

При наличии у КА из многочисленной группировки возможности маневра или переключения для восполнения потерь рациональность применения СЛРН выясняется сравнением оперативности выведения СЛРН и орбитального маневра, сроков активного существования и наземного хранения аппарата, а также стоимостей выведения. Пока завершивших развертывание группировок не так много, детальный

количественный анализ описанной задачи невозможен из-за отсутствия исходных данных.

Рассмотрение типовых полезных нагрузок РН Electron показывает следующие особенности решаемых ею задач:

- большое количество пусков на нестандартные орбиты;
- высокая доля технологических демонстраторов среди выводимых КА;
- при выведении КА, принадлежащих к той или иной группировке, СЛРН используется только как дополнительный носитель в основном из-за отсутствия мест на носителях более тяжелого класса;
- высокая частота пусков КА, имеющих массу меньше максимально выводимой, т. е. со значительным недогрузом СЛРН.

В условиях РФ запуски технологических демонстраторов производятся сравнительно редко, а для нестандартных орбит отсутствуют поля падения. С учетом возможностей производства большого количества РН более тяжелого класса, малого количества производимых КА и их массогабаритных характеристик, превышающих зарубежные аналоги, подобное использование СЛРН будет, скорее всего, неэффективным в России. Основным потенциальным рынком для российской СЛРН, учитывая высокую долю оборонных пусков в национальной программе, может быть выведение ПН двойного назначения и, в перспективе, восполнение национальных группировок малых аппаратов, которое, однако, потребует тщательного обоснования исходя из их реальных технико-экономических характеристик.

При этом фактический запрет выведения иностранных полезных нагрузок на российских ракетах делает возможность выхода на международный рынок и конкуренции на нем отодвинутыми в сравнительно далекое будущее. Основные союзники России по БРИКС имеют собственные космические программы и активно практикуют протекционизм (Индия, Китай) либо сотрудничают в космосе с США (Бразилия, Южная Африка). Таким образом, дополнение к национальной пусковой программе ограничивается аппаратами сравнительно низкотехнологичных стран (Иран, КНДР), которые в силу своего политического положения также делают ставку на национальные программы.

Итак, для успешного выхода на российский рынок СЛРН должна отвечать следующим весьма жестким требованиям:

- удельная стоимость выведения ПН на уровне или ниже, чем у РН более тяжелого класса, причем при небольшом количестве пусков в год;
- оперативность выведения не ниже, чем оперативность маневра КА по фазе орбиты, т. е. несколько суток;
- минимальные затраты на разработку проекта.

По сведениям в печати, стоимость разработки, например, РН Electron, составила 100–250 млн долл., а LauncherOne — не менее 700 млн долл. [2] В условиях бюджетных ограничений и дефицита частного инвестиционного капитала подобные затраты могут оказаться непосильными для реализации отечественного проекта вплоть до передачи в серийную эксплуатацию. При этом, однако, низкая степень готовности отечественных группировок малых КА позволяет не форсировать сроки разработки (во всяком случае, для пусков гражданского назначения). Например, группировка «Марафон» по плану будет развернута в 2024–2027 гг., что при достижении ее аппаратами хотя бы трехлетнего срока службы потребует активного восполнения в 2027–2030 гг. К этому времени СЛРН должна быть готова к конкурентной борьбе с прочими вариантами его проведения.

Хотя постановка задачи прямой ценовой конкуренции СЛРН с РН более тяжелого класса противоречит обычно наблюдаемой тенденции снижения удельной стоимости выведения с ростом грузоподъемности носителя, в пользу возможности ее решения свидетельствует следующее:

- снижение стоимости разработки с уменьшением грузоподъемности РН (согласно Advanced Missions Cost Model [3], двукратное уменьшение сухой массы приводит к снижению оценочной стоимости разработки примерно в 1,5 раза). Это позволит наряду с прочим активнее модернизировать изделие и внедрять перспективные технологии и подходы;

- при неизменном общем грузопотоке снижение грузоподъемности увеличивает количество пусков и серийность производства;

- уменьшение масштаба снижает производственные, транспортные и инфраструктурные расходы.

Несмотря на наличие в разработке ряда частных и государственных проектов, в России до сих пор нет сверхлегкой РН, дошедшей хотя бы до этапа наземной стендовой отработки. При этом удовлетворение сформулированных выше требований также не обосновано ни одним из проектов. Поэтому актуальным является формирование принципов построения проекта СЛРН, способных обеспечить их выполнение, в первую очередь, значительно снизив стоимость разработки и единичного пуска.

**Способы снижения стоимости пуска СЛРН.** В целом, задача снижения стоимости выведения ПН на орбиту остается не до конца решенной еще с 1970-х годов. Анализ путей ее решения проводился многократно, и в настоящее время магистральным направлением развития является снижение сухой массы ступеней РН при их минимальном числе и обеспечение максимально многократного использования этих ступеней. Данный подход призван приблизить бизнес-

модель на рынке пусковых услуг к действующей в авиации, где стоимость перевозок всего в 3 раза превышает затраты на топливо. Для РН это означало бы кардинальное снижение стоимости выведения.

Однако до сих пор задача создания полностью многоразовой РН не решена, стоимость ее разработки очень высока, а оборудование, необходимое для безопасного возвращения ступеней, уменьшает долю полезной нагрузки. Окупиться подобная разработка может только при большом количестве пусков, что для отечественного рынка пусковых услуг займет длительное время. Указанные проблемы, хотя и в меньшей степени, характерны и для частично многоразовых РН. Поэтому новые проекты, разработанные в рамках данного направления, будут неизбежно экономически проигрывать существующим ракетам с уже окупившейся разработкой и отлаженным производством.

Существует альтернативный подход, изложенный, например, в [4]. В его рамках было обосновано следующее:

- отказ от безусловной минимизации массы и габаритов РН, унаследованной от проектирования межконтинентальных баллистических ракет;

- проектирование с минимизацией расходов на разработку, что должно снизить и стоимость серийного изделия;

- упрощение конструкции РН при приемлемой потере эффективности;

- применение вытеснительной подачи в двигательных установках;

- использование коммерческой электроники в системе управления;

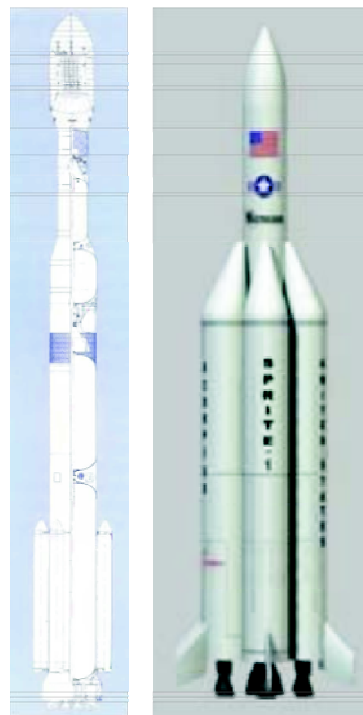
- акцент на технологиях производства, широко распространенных в иных отраслях помимо аэрокосмической;

- применение простых надежных решений вместо резервирования;

- отказ от использования существующих полигонов с одновременным упрощением обслуживания РН на новой, собственной площадке.

В рамках указанного подхода были предложены проекты американской РН Scorpious (разработчик Microcosm Inc., США) [5] и отечественный проект РКК «Энергия» [6] (рис. 1).

Примечательно, что оба этих проекта объединяет использование топливной

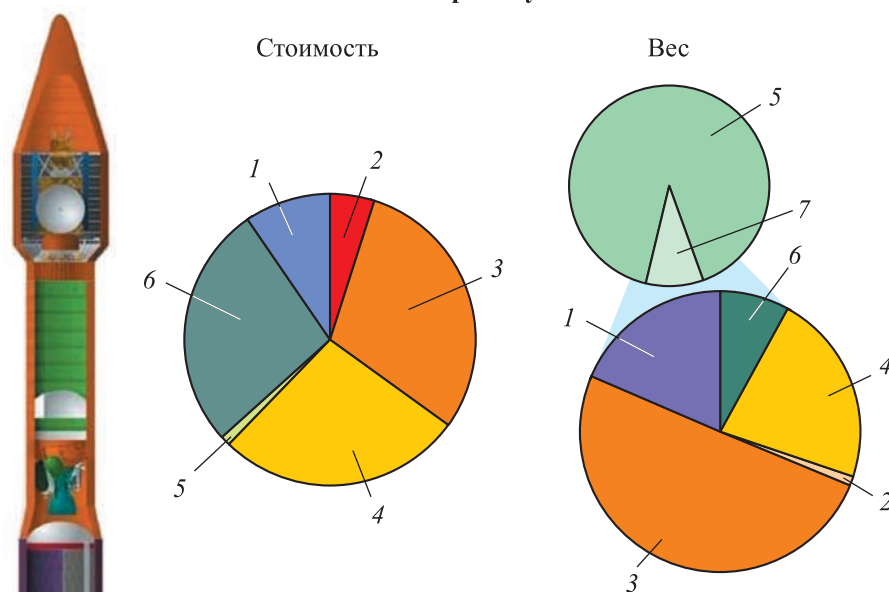


а

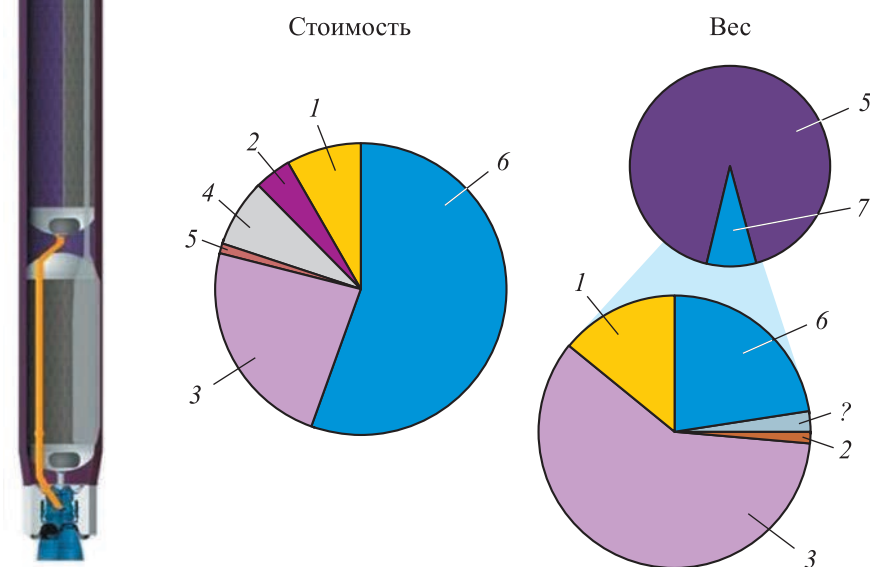
б

Рис. 1. Конструктивно-компоновочные схемы СЛРН, разработанные РКК «Энергия» (а) и Microcosm Inc. (б)

Вторая ступень



Первая ступень



**Рис. 2.** Стоимость и масса основных компонентов РН:

1 — пневмогидравлическая система; 2 — бортовые исполнительные системы; 3 — элементы конструкции; 4 — радиоэлектронные блоки; 5 — топливо и газ; 6 — двигатель; 7 — сухая масса

пары керосин — кислород, композитных баков и конструкций двигателей с рабочим давлением 30...40 бар. При этом активная разработка РН Scorpius, которая велась с 1990-х годов по 2006 г., завершилась макетированием и наземными испытаниями баков, двигателей и

электронных блоков, а также проведением пусков суборбитальных ракет на продемонстрированной технологической основе [7]. Отечественный проект, инициированный в 2007 г., и вовсе не получил финансирования, так как не вошел в Федеральную космическую программу. Описанные неудачи потенциально малобюджетных проектов РН заставляют критически пересмотреть принятые в них технические решения для повышения реализуемости и снижения технических рисков.

Стоимость РН в основном складывается из стоимости двигателей, электронных блоков и элементов конструкции (в таком порядке) (рис. 2) [8]. Следовательно, должны рассматриваться технические решения по снижению стоимости всех этих компонентов.

**Возможные технические решения по снижению стоимости СЛРН.** Стоимость турбонасосных агрегатов (ТНА) составляет 60...80 % стоимости двигателей, на которые приходится около половины стоимости РН, а также более половины отказов двигательной установки. При их функционировании повышаются давление в камере сгорания и удельный импульс двигателя, однако они оказывают существенное влияние только при работе двигателя в атмосфере. Если не использовать ТНА, то уменьшится удельный импульс двигателя, однако при этом значительно снизится его стоимость.

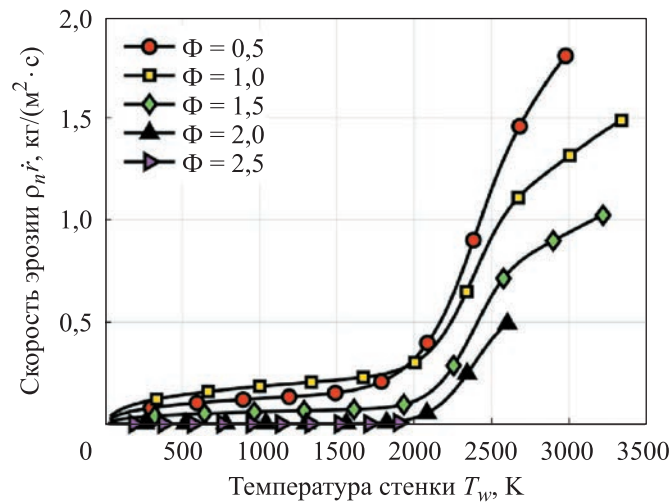
Отсутствие ТНА потребует резкого снижения давления в камере сгорания (КС) и заставит отказаться от регенеративного охлаждения, требующего от хладагента существенного запаса теплоемкости до вскипания, что недостижимо при давлении ниже 50 бар, при котором масса баков под вытеснительную подачу становится неприемлемой.

**Абляционно-завесное охлаждение.** Альтернативой регенеративному является абляционное охлаждение. Так, компания Microcosm получила следующие параметры абляционного кислород-керосинового двигателя — при входном давлении около 35 бар вакуумный удельный импульс составил 280 с [9]. Из-за высоких потерь давления в использованной штифтовой форсунке рабочее давление в КС было только 17...27 бар. Следовательно, была получена эффективность горения 94...95 %.

Для этих двигателей было заявлено соотношение тяги к массе 85:1 при проектном времени работы 300 с [10], однако опубликованные впоследствии отчеты об испытаниях подтверждают только 30 с непрерывной работы при скорости эрозии выше допустимой. Стоимость производства — 6 долл. США/кгс тяги, что вдвое меньше, чем у РД-107.

Повышенная скорость абляции в отчетах об испытаниях соответствует доступным данным об эффективности чисто абляционного охлаждения в ракетных двигателях. Так, результаты для графита [11]

показывают, что в критическом сечении унос массы при стехиометрическом соотношении компонентов при заданном *Microcosm* давлении составляет около  $3 \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$ , или  $1,5 \text{ мм}/\text{с}$ , поэтому абляционное охлаждение должно дополняться либо пристеночным слоем, добиться устойчивости которого не удалось, либо завесным охлаждением. Как показывают опыты [11], при уменьшении температуры стенки ниже  $2000\text{К}$  скорость эрозии резко снижается (рис. 3), причем она практически линейно зависит от давления в КС.

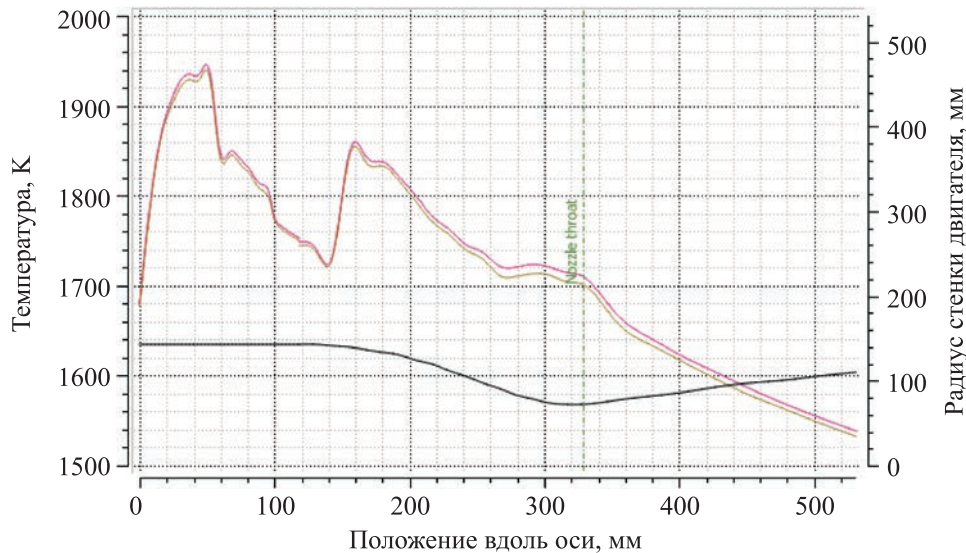


**Рис. 3.** Зависимость скорости эрозии графитового сопла в критическом сечении от эффективности его охлаждения при давлении  $P_c = 3 \text{ МПа}$ , окислителе  $\text{O}_2$  и диаметре критического сечения  $d_t = 23 \text{ мм}$  ( $\Phi$  — соотношение окислитель/горючее по сравнению со стехиометрическим)

Расчетная эффективность основных компонентов в составе завесы низка, что делает целесообразным использование в составе РН отдельной емкости с водой для создания завесы. При этом удельный импульс снижается ориентировочно на  $0,3 \%$  на каждый процент расхода воды в общем расходе. Такой подход к охлаждению стенок КС исключает второй дорогой и высокотехнологичный узел двигателя — рубашку охлаждения, создающую перепад давления для расхода компонентов. На рис. 4 изображен пример проведенного в программном пакете RPA (Robotic Process Automation) моделирования температурного поля в абляционном двигателе тягой  $2 \text{ тс}$ , охлаждаемом двумя поясами водяной завесы с суммарным расходом  $5 \%$  расхода компонентов. Температура стенки нигде не превышает  $2000\text{К}$ , удельный импульс снижен на  $1,5 \%$  по сравнению с только радиационным охлаждением. При создании завесы лишь в критическом сечении потери удельного импульса будут еще ниже. Следует отметить, что при увеличении рабочего давления свыше  $10...15 \text{ бар}$



водяное завесное охлаждение по результатам моделирования быстро теряет эффективность, что заставляет ограничивать рабочее давление для двигателей данной величиной.



**Рис. 4.** Пример расчета температурного поля для кислород-пропанового двигателя тягой с абляционно-завесным охлаждением при двух поясах водяной завесы с суммарным расходом 5 %:

черная линия — радиус стенки двигателя; розовая и серая линии — температура внутренней и наружной поверхности стенки двигателя соответственно

#### **Двухкомпонентные форсунки предварительного смешения.**

Третьим дорогим и высокотехнологичным узлом двигателя является блок форсунок, на котором также возникает перепад давления. Величина этого перепада определяет эффективность распыления топлива, однако его высокие значения в случае вытеснительной подачи утяжеляют баки либо снижают рабочее давление в КС, дополнительно снижая удельный импульс. Принятый в двигателях Microcosm перепад на форсунке 8...18 бар весьма высок, но, несмотря на технологичность ее конструкции, находится на верхней границе диапазона 3...15 бар, рекомендованного в отечественной литературе, что приводит к росту давления подачи и перетяжелению баков.

При этом наиболее желательным способом смешения является полное предварительное перемешивание компонентов в жидкой фазе до поступления в КС. Такое смешивание приведет к испарению части жидкого кислорода теплом горючего и расширению паров с выделением механической энергии, заменяющей недополученную смесь за счет гидрореактивного ускорения перепадом давления. Для этого необходимо как минимум, чтобы горючее не замерзло при температуре кипения кислорода во избежание засоров или значительного роста вязкости. За исключением жидкого водорода (замораживающего

кислород), из доступных горючих таким свойством обладает только пропан.

Термодинамически оптимальное соотношение окислителя/горючего для пары кислород/пропан составляет около 2,5 для двигателей, работающих в атмосфере, и 3,0 — для вакуумных. Охлаждение пропана до температуры жидкого кислорода приведет к выделению около 421 кДж/кг, таким образом, при смешении в форсунке будет испаряться 67...80 % кислорода. Расширяясь изотермически от плотности жидкости до плотности пара, газообразный кислород совершит работу 53,6 кДж/кг, что соответствует, по получаемой смеси механической энергии, перепаду давлений 34,8...42,6 МПа. Таким образом, необходимая для распыления смеси энергия обеспечивается с запасом, позволяющим упростить конструкцию форсунки и ограничить перепад давления на ней до необходимых для предотвращения пульсаций 3 бар.

Согласно справочным данным, вязкость жидкого пропана при температуре получаемой смеси составляет  $1,49 \cdot 10^{-3}$  Н·с/м<sup>2</sup>, что всего вдвое превосходит вязкость воды, т. е. существенных проблем с его распылением ожидать не стоит. Примечательно, что повышение рабочего давления до обычно используемого в ЖРД с турбонасосной подачей делает такой способ организации смешения неработоспособным, так как при давлении выше критического будет подавлено кипение жидкого кислорода.

Следовательно, вместо цельнокомпозитного абляционного двигателя Microcosm с давлением подачи 35 бар и штыревыми форсунками со значительным запасом аблирующего состава в конструкции СЛРН с вытеснительной подачей предлагается использовать двигатели с давлением подачи 15...20 бар при малой толщине аблирующего покрытия, что компенсируется водяным завесным охлаждением. При той же степени расширения такие двигатели будут иметь существенно меньшую массу и стоимость, но также и еще более низкий удельный импульс, чем разработка Microcosm, что, однако, может быть компенсировано преимуществами, которые они позволяют реализовать в конструкции ракеты в целом. Тяга модернизированного двигателя должна оставаться в диапазоне 2...3 тс, огневые испытания в котором можно проводить на специально построенных относительно простых и дешевых стендах вместо задействования дорогостоящей отраслевой стендовой базы.

**Сферические баки.** Анализ компоновочных схем существующих проектов СЛРН, представленных на рис. 1, показывает высокую степень удлинения баков, что для вытеснительной подачи приводит к существенному увеличению сухой массы. Поскольку стенки баков относительно тонкие, их оценочный расчет на прочность можно

вести по безмоментной теории оболочек. В этом случае потребная толщина цилиндрической обечайки

$$\delta = \frac{pD}{2n\sigma},$$

где  $p$  — давление в баке;  $D$  — диаметр цилиндрической части бака;  $n$  — коэффициент запаса;  $\sigma$  — допускаемое материалом напряжение.

Для полусферических днищ толщина стенки вычисляется по формуле

$$\delta_{\text{дн}} = \frac{pD}{4n\sigma},$$

т. е. при том же диаметре она в 2 раза меньше, чем для цилиндрической обечайки.

При этом для достаточно длинного цилиндра отношение площади поверхности к внутреннему объему в 1,5 раза выше, чем для шара того же объема. Итого, переход от цилиндрических баков большого удлинения к шаровым способен снизить их массу в 3 раза при тех же объеме и рабочем давлении.

Это пропорционально повысит аэродинамические потери за счет увеличения площади миделя РН, однако они, как таковые, малы по сравнению с гравитационными. Например, для РН Saturn V [12] суммарные гравитационные потери составляют 1667 м/с, потери на управление — 187,5 м/с, в то время как аэродинамические — всего лишь 46 м/с.

Рассматривая стартовую массу СЛРН в районе 20 т, можно оценить аэродинамические потери для нее пересчетом через соотношение  $S/M$  из известной величины для Saturn V. Учитывая, что масса пропорциональна кубу калибра, а площадь миделя — квадрату, соотношение  $S/M$  для СЛРН вырастет пропорционально кубическому корню из отношения стартовых масс, т. е. в 5,3 раза. Соответственно, аэродинамические потери для СЛРН того же удлинения, что и Saturn V, составят 244 м/с.

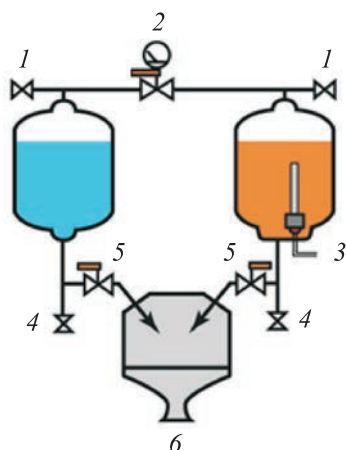
Удлинение РН Н-1 (с шаровыми баками) составляло 6,2, Saturn V — 11, РН Electron с удлиненными композитными баками — около 18. Таким образом, «цена» увеличения аэродинамических потерь СЛРН при переходе к шаровым бакам составит не более 163 м/с (без учета изменения коэффициента аэродинамического сопротивления). Анализ коэффициентов влияния показывает, что для рассматриваемого давления в баках результирующее увеличение ПН вследствие их облегчения в 3–4 раза превосходит снижение, возникающее из-за роста аэродинамических потерь. Кроме того, сравнительно более удобное обеспечение управления тягой позволит дросселировать безнасосные двигатели в районе максимума скоростного напора, дополнительно

снижая аэродинамические потери. Такой подход успешно применяет американская компания SpaceX в РН Falcon 9.

Использование давления подачи 15...20 бар, при котором еще эффективно абляционно-завесное охлаждение, делает нерациональным применение как дорогостоящих композитных баков, так и вафельных конструкций, поскольку расчетные толщины стенок несущих баков при их выполнении из алюминиевых сплавов не превосходят для СЛРН нескольких миллиметров. Более высокая удельная прочность дюралюминия по сравнению со свариваемыми сплавами позволяет отказаться от сварки бака зацело без снижения массового совершенства и перейти к сборке из штампованных листовых элементов, фланцы которых скрепляются болтовыми соединениями с последующей герметизацией. Расчеты показывают, что массовое совершенство сферического дюралевого кислородного бака, собранного по такой технологии при давлении подачи 20 бар, может составить около 2 %, что сравнимо с достигнутым для баков РН с насосной подачей.

**Испарительный наддув.** Для снижения стоимости и повышения массового совершенства системы подачи топлива ее рационально выполнить на основе испарения жидкого азота смешением с перегретой водой, подаваемых давлением собственных насыщенных паров. Автономность такого источника тепла и способность обеспечивать подачу высокоэнтальпийной среды для смешивания с испаряемой дают предлагаемой схеме существенные преимущества перед альтернативой в виде испарения теплотой работающего двигателя.

Схожая схема, в которой вытеснение как жидкого азота, так и перегретой воды производится газообразным азотом высокого давления, была испытана японскими исследователями [13], причем в ходе экспериментов было продемонстрировано практически полное испарение жидкого азота (рис. 5).



**Рис. 5.** Схема газогенератора на жидком азоте и перегретой воде:

1 — клапан сброса; 2 — дроссель; 3 — нагреватель;  
4 — сливная горловина; 5 — клапаны подачи; 6 — смеситель с выходной трубкой

Данная схема может быть упрощена использованием подачи насыщенных паров перегретой воды под давлением в бак с жидким азотом, что приведет к испарению последнего и вытеснению из бака. Такая модификация позволит полностью исключить из схемы пневмоарматуру высокого давления, а также снизит массу газогенератора и упростит его конструкцию. Охлажденная же вода может быть отфильтрована из потока газа перед подачей в баки циклонным фильтром и направлена на создание завес в двигателях.

Количество и температура нагрева воды в данной схеме определяются потребным расходом на создание завес и необходимым давлением подачи. Как показали предварительные оптимизационные расчеты, максимальное удельное энергосодержание перегретой воды достигается при ее температуре 250 °С, соответствующей давлению 40 бар. Минимальный расход воды соответствует температуре смеси на выходе 0 °С, чтобы исключить образование льда. Термодинамический расчет показывает, что при этом соотношение массы перегретой воды к испаряемому ею жидкому азоту должно составлять 0,4:1. При этом за счет отказа от тяжелых газовых баллонов и получения на выходе термостатированного газа (в отличие от охлажденного при дросселировании из баллона) масса газогенератора наддува может быть снижена почти в 5 раз по сравнению с чисто газобаллонным. При увеличении потребного расхода воды для создания завес могут быть повышены равновесная выходная температура и, соответственно, температура газа наддува.

Предлагаемая концепция создания двигательных установок РН приводит к их низкой стоимости, но и большой массе при малом удельном импульсе на первой ступени. Это делает рациональной трехступенчатую конструкцию РН, поскольку стоимость создания такой сравнительно тяжелой ступени относительно невелика.

**Высокая тяговооруженность.** Как указывалось выше, основной статьей потерь характеристической скорости при выведении являются гравитационные потери. Баллистический анализ [14], подтвержденный непосредственным моделированием в рамках данной работы, показал, что их минимум обеспечивается при стартовой тяговооруженности ступеней около 2,0. При этом обычно ее значение составляет около 1,4, что позволяет уменьшить потребную тягу двигателей и, соответственно, их стоимость. При дешевом легком двигателе такой подход существенно снижает гравитационные потери и позволяет частично отыграть потери удельного импульса.

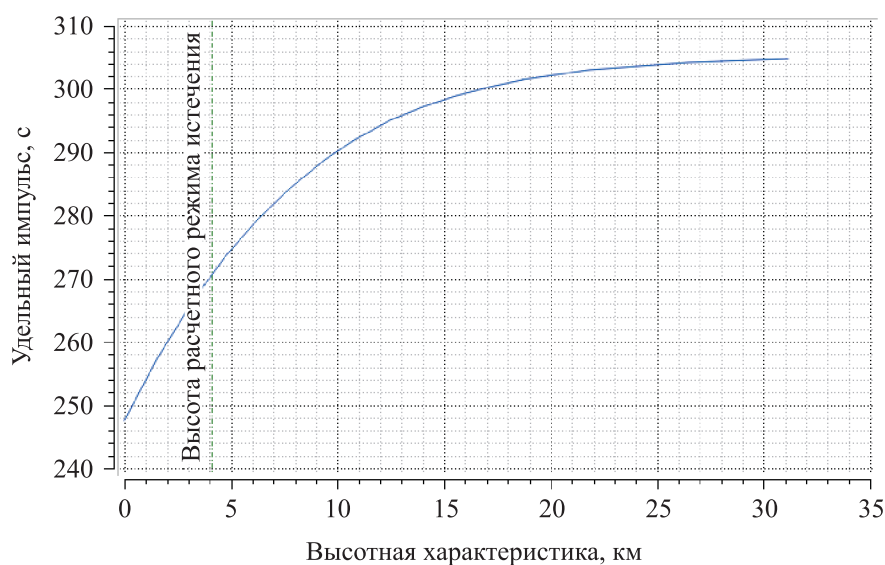
Это можно обосновать следующими соображениями. Введем понятие приведенного удельного импульса как отношения силы инерции РН к массовому расходу:

$$I_1^{\text{пр}} = ma/G.$$

В данном показателе автоматически учитываются гравитационные и аэродинамические потери, а соответствующая ему приведенная характеристическая скорость выведения в точности соответствует орбитальной на конечной высоте. Тогда сравнение по этому показателю на старте, когда аэродинамическими потерями можно пренебречь, следует проводить по зависимости

$$I_1^{\text{пр}} = I_1 \frac{(n_0 - 1)}{n_0},$$

а условный КПД двигателя составит  $(n_0 - 1)/n_0$ . По аналогичной зависимости можно сравнивать двигатели в конце работы ступени, когда аэродинамические потери уже равны нулю. Сравним по этому показателю предлагаемые двигатели и, например, двигатели РН «Союз». Высотная характеристика теоретического удельного импульса предлагаемого двигателя для первой ступени, рассчитанная в RPA (Robotic Process Automation), представлена на рис. 6.



**Рис. 6.** Высотная характеристика двигателя с вытеснительной подачей при давлении в камере с давлением 15 бар и на срезе сопла 0,6 бар

С учетом потерь всех видов (суммарная эффективность 90 %) его удельный импульс на старте составляет 223 с, на высоте 30 км (практически в вакууме) — 275 с. Пусть первая ступень с его использованием имеет стартовую перегрузку 2,0g и конечную — 8g. Тогда приведенный удельный импульс на старте составит 111,5 с, в конце работы — 240,6 с.

Для двигателя РД-108, как известно, удельный импульс на уровне моря равен 257,3 с, в вакууме — 320,3 с. При стартовой перегрузке 1,4g и конечной 4,0g значения приведенного удельного импульса для него составят 73,5 с и 240,2 с соответственно. Как показали результаты, дешевый двигатель с низким удельным импульсом за счет создания оптимальной тяговооруженности выигрывает в удельном расходе топлива на 1 м/с набора скорости на 34 % в начале полета и практически эквивалентен в конце, обеспечивая приблизительный паритет с куда более сложной и дорогой конструкцией.

При этом, в отличие от РН «Союз», в СЛРН двигатель с атмосферным соплом прекращает работу точно на границе атмосферы и не работает длительное время в вакууме в составе центрального блока. В силу замкнутой схемы у двигателя с вытеснительной подачей также отсутствуют потери топлива на работу турбонасоса.

Изложенные соображения в некоторой степени сохраняют свою силу и для второй ступени, где высокая тяговооруженность также позволит снизить гравитационные потери, хотя они и значительно ниже, чем на первой ступени. Однако отсутствие противодействия на заатмосферных ступенях делает роль рабочего давления менее значимой, выводя на передний план степень геометрического расширения сопла. Здесь вытеснительная подача приводит к менее компактному двигателю, размеры сопла которого могут ограничиваться поперечным габаритом РН (который, однако, высок из-за использования шаровых баков). Компоновка ограничивает степень расширения сопла вытеснительного двигателя от 1 : 70 до 1 : 100, что, однако, вполне соответствует типично используемым степеням расширения для двигателей насосных. Также более высокая степень уширения сопла для двигателя с низким рабочим давлением может быть обеспечена при меньшей массе в силу более слабых тепловых потоков и механических нагрузок.

Итого, для заатмосферных ступеней от двигателей с вытеснительной подачей на изложенных принципах следует ожидать значений удельного импульса, схожих с обеспечиваемыми турбонасосными двигателями. Так, при степени расширения 1:100 и эффективности сгорания 90 % вытеснительный двигатель обеспечит удельный импульс 338,5 с (при 359 с — у РД-0124 и 326 с — у РД-0110). При этом дросселирование тяги вытеснительных двигателей реализуется проще, чем у насосных, вследствие отсутствия потребности в подстройке турбины, и может обеспечить дополнительно отсутствие потерь характеристической скорости на управление при стабилизации изделия разнотягом между несколькими двигателями на ступени. Значит, на верхних ступенях, как и на первой, двигатели с вытеснительной подачей могут обеспечить примерный паритет с турбонасосными по технико-экономической эффективности.

**Инерциальное управление полетом с корректирующим орбитальным маневром.** Наконец, для снижения стоимости электроники РН предлагается использовать коммерческие инерциальные датчики с многократным резервированием. Сопутствующее снижение точности выведения предполагается парировать маневром третьей ступени после завершения выведения. В настоящее время точность выведения на большинстве РН обеспечивается как терминальная, в конце работы маршевых двигателей, что в свое время было необходимо для обеспечения точности наведения МБР. Точность же выведения РН можно существенно повысить, обеспечив долговременное существование и возможность маневрирования с помощью рулевых двигателей для последней ступени изделия. При этом она должна компенсировать ошибки, возникающие на предшествующем этапе.

При стартовой перегрузке всех трех ступеней  $2g$  выведение, по результатам моделирования, продолжается около 150 с. Пусть уход гироскопа составляет 1 град/ч, что в настоящее время достигнуто для датчиков промышленного уровня [15]. Тогда за время выведения накопится ошибка  $0,04^\circ$ . Наихудшим случаем следует считать такой, при котором вся ошибка будет в наклонении плоскости орбиты, однако даже тогда суммарная характеристическая скорость третьей ступени для маневра коррекции составит 5,2 м/с. Этот маневр может быть выполнен в том числе на стравливание вытеснительного газа, без задействования даже рулевых двигателей. При этом точность орбитального маневра может быть повышена до разумных величин установкой приемников спутниковой навигации, солнечных датчиков и т. д.

**Оценочные характеристики СЛРН с использованием описанных решений.** На основании предложенных принципов были рассчитаны тяги и оптимальные массы ступеней трехступенчатой РН сверхлегкого класса на пропане и жидком кислороде для стартовой массы 20 т. Разделение на ступени проводилось по критерию локального максимума приведенного удельного импульса, т. е. в точке разделения ступеней его значение для следующей ступени должно быть не ниже, чем для предыдущей. Оценочные составляющие массы ступеней и удельные импульсы двигателей приведены ниже:

<i>Параметры ступени</i>	
Топливные компоненты .....	ЖК + пропан
Доля массы:	
несущих баков, % .....	2,5
вытеснительного газа, % .....	2,0
системы наддува .....	0,5
двигателей, % .....	2,0
системы управления и конструкции .....	2,0
топлива, % .....	91
Стартовая тяговооруженность (для всех ступеней), g .....	2,0



*Параметры двигателей*

Удельный импульс:	
на уровне моря, с .....	223
первой ступени в конце работы, с .....	275
в вакууме .....	338,5
Отношение тяги к массе .....	100:1

Масса полезной нагрузки такой ракеты оценивалась с помощью модели Таунсенда [16], позволяющей свести задачу к прямому выведению на опорную орбиту с последующим орбитальным маневром. Расчеты показали, что для такой ракеты выведение на полярную орбиту высотой 200 км может производиться с обеспечением полезной нагрузки около 400 кг (2 % стартовой массы), что обеспечивает ее приблизительно равную эффективность с существующими кислород-керосиновыми ракетами. Вариант компоновки такой СЛРН представлен на рис. 7. Высота ракеты может быть дополнительно снижена при переходе к бакам с совмещенными днищами, что упростит ее обслуживание.

Это подтверждается полученными в оценочных расчетах схожими показателями массового совершенства и значений удельного импульса. При этом оценочная стоимость пуска, определенная на данном этапе с помощью приблизительных соотношений [3], составляет около 100 млн руб. Показатель удельной стоимости выведения существенно лучше, чем у РН Electron, и находится на одном уровне с более тяжелыми РН семейства «Союз».

**Задел и перспективы развития проекта.** Ряд описанных выше технологий уже реализовывался не только государственными, но и частными отечественными компаниями. Так, ЖРД низкого давления с использованием завесного охлаждения и частичной газификации окислителя (хотя и на других компонентах) был создан и испытан ООО «Лин Индастриал» [17] Этой же фирмой впоследствии был создан и испытан кислород-пропановый двигатель низкого давления с вытеснительной подачей [18] Абляционное охлаждение в рамках отработки гибридного ракетного двигателя проводила группа «Многоцелевые Реактивные Платформы» [19] Наконец, создание сборных отсеков из штампованного и фрезерованного дюралюминия, по доступным данным, прорабатывало КБ «Салют».

При этом проект потенциально имеет следующие направления дальнейшего развития:

– придание третьей ступени способности разведения ПН по орбитам, недалеко отстоящим от орбиты выведения, с суммарной характеристической скоростью маневра от 175 м/с (при маневре стравливанием вытеснительного газа) до 800 м/с (при использовании на третьей ступени наддува парами компонентов и их сжигании в двух-компонентных газовых двигателях);

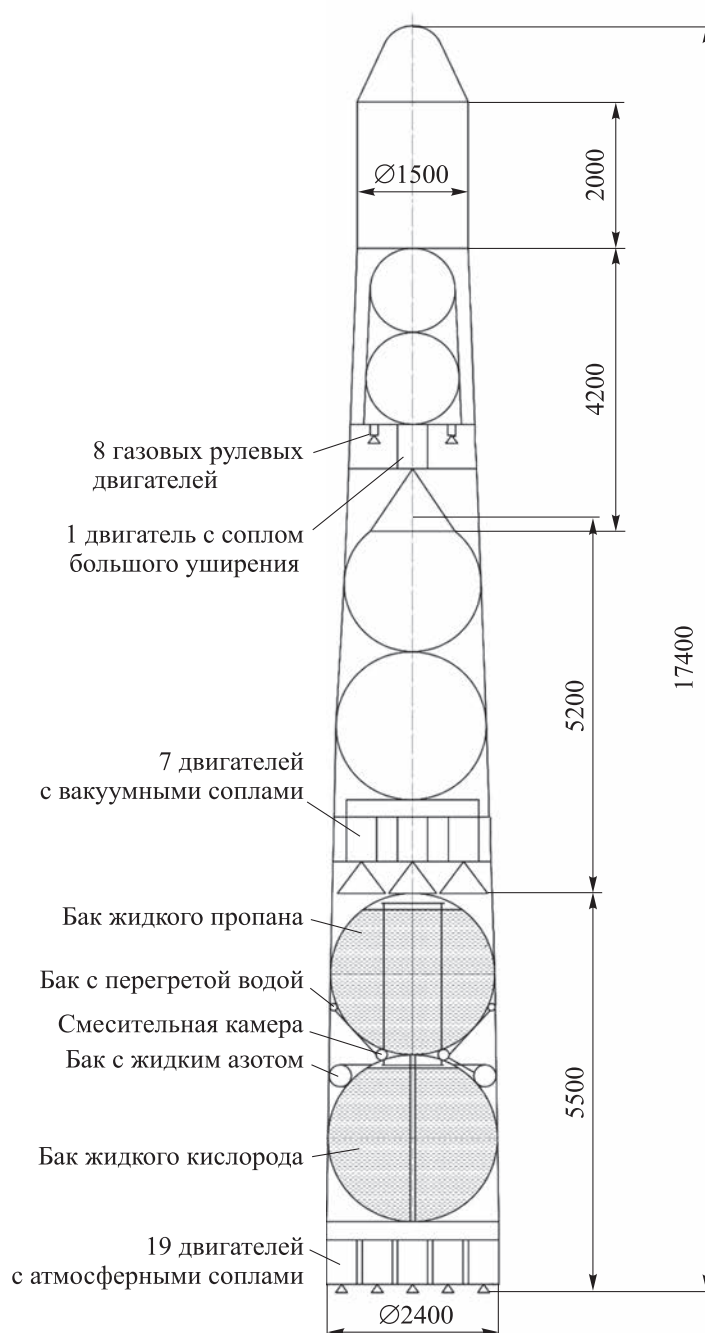


Рис. 7. Вариант компоновочной схемы СЛРН на предлагаемых принципах

– создание малогабаритного разгонного блока для увеличения на отлетной траектории массы ПН с 15 кг (обеспечиваемых без РБ) до 50 кг;

– повышение грузоподъемности до 2...2,5 т (увеличением диаметра баков и тяги единичных двигателей);

– возможность обеспечения многоразового использования ступеней (примерный план маневра: вход в атмосферу без повторного включения маршевых двигателей, абляционная теплозащита ступеней при торможении, посадка на парашютах в воду с обеспечением плавучести с последующей буксировкой в порт) со снижением стоимости пуска до 15...20 млн руб.

**Заключение.** Проведенный анализ рыночных требований к СЛРН показал, что одним из основных факторов ее конкурентоспособности, наряду с наличием прочих преимуществ, является стоимость выведения грузов, в том числе в условиях низкой серийности пусков. Поэтому перспективная концепция СЛРН нуждается в использовании простых и малобюджетных в разработке и производстве технических решений. К их числу можно отнести: абляционно-завесное охлаждение двигателей, двухкомпонентные форсунки предварительного смешения, сферические баки, испарительный наддув баков, высокую тяговооруженность ступеней, а также инерциальное управление полетом с корректирующим орбитальным маневром. На основе данных решений потенциально может быть создана СЛРН, конкурентоспособная по доле полезной нагрузки и стоимости пуска при сравнении как с зарубежными ракетами-носителями аналогичного класса, так и с отечественными РН большей грузоподъемности, причем с существенно меньшими капиталовложениями, чем при использовании существующих подходов.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] McDowell J. *Space Activities in 2022*. URL: <https://planet4589.org/space/papers/space22.pdf> (дата обращения 23.02.2023).
- [2] *Inside Virgin Orbit Richard Branson's Small Satellite Bid To Match Musk And Bezos In The Billionaire Space Race*. URL: <https://www.forbes.com/sites/daviddawkins/2020/09/06/inside-virgin-orbit-richard-bransons-small-satellite-bid-to-match-musk-and-bezos-in-the-billionaire-space-race/?sh=433837c07ab9> (дата обращения 23.02.2023).
- [3] *Advanced Missions Cost Model*. URL: <https://www.globalsecurity.org/military/intro/reference/calc/AMCM.htm> (дата обращения 23.02.2023).
- [4] London J.R. LEO on the cheap methods for achieving drastic reductions in space launch costs. 1996. URL: <https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/7/79/LEOonthecheap.pdf> (дата обращения 23.02.2023).
- [5] Wertz J., Keith E. The Scorpion Low Cost Launch System. *Presented at the 9th AIAA/USU Conference on Small Satellites, Technical Session VI: Delivery Systems*, 1995. URL: <http://digitalcommons.usu.edu/smallsat/1995/all1995/39/> (дата обращения 23.02.2023).
- [6] *Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва в первом десятилетии XXI века. (2001–2010)*. Москва, РКК «Энергия», 2011, 832 с.
- [7] *Scorpius*. URL: <http://www.astronautix.com/s/scorpius.html> (дата обращения 23.02.2023).

- [8] Bruno T. *Interesting infographic on some of the Systems Engineering characteristics of LVs*. URL: <https://twitter.com/torybruno/status/561933155951595520> (дата обращения 23.02.2023).
- [9] Muss J.A., Chakroborty S., Leyva I.A. *Development of the Scorpius® LOX/Kerosene Engine Family*. URL: [https://smad.com/wp-content/uploads/2005/05/JANNAF\\_LPS\\_2005-Muss1.pdf](https://smad.com/wp-content/uploads/2005/05/JANNAF_LPS_2005-Muss1.pdf) (дата обращения 23.02.2023).
- [10] Bauer T.P., Conger R.E., Keith E.L., Wertz J.R. *Status of the Scorpius Low Cost Launch Services Program*. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2465&context=smallsat> (дата обращения 23.02.2023).
- [11] Kamps L. *Mechanisms of Graphite Nozzle Erosion in Hybrid Rockets*, 2019. URL: [https://eprints.lib.hokudai.ac.jp/dspace/bitstream/2115/75906/1/KAMPS\\_Landon\\_Thomas.pdf](https://eprints.lib.hokudai.ac.jp/dspace/bitstream/2115/75906/1/KAMPS_Landon_Thomas.pdf) (дата обращения 23.02.2023).
- [12] Шунейко И.И. Пилотируемые полеты на Луну, конструкция и характеристики Saturn V Apollo. *Итоги науки и техники, серия «Ракетостроение»*, т. 3. Москва, 1973. URL: <https://epizodyspace.ru/bibl/raketostr3/1-3.html> (дата обращения 23.02.2023).
- [13] Kawanami, Osamu & Suzuki, Tomoya & Honda, Itsuro & Kawashima, Yousuke. *Development of non-combustible rocket engine by using explosive boiling of liquid nitrogen. Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, 2009, 7*. DOI: 10.2322/tstj.7.Ph\_75 URL: [https://www.jstage.jst.go.jp/article/tstj/7/ists26/7\\_ists26\\_Ph\\_75/\\_article](https://www.jstage.jst.go.jp/article/tstj/7/ists26/7_ists26_Ph_75/_article) (дата обращения 23.02.2023).
- [14] Варфоломеев В.И. Копытов М.И., ред. Проектирование и испытания баллистических ракет. Москва, Оборонгиз, 1970, 392 с.
- [15] Сыроева С. Тенденции рынка High-end МЭМС-датчиков инерции. Новые уровни характеристик и исполнения. URL: <https://sensor-e.ru/mems/mems-datchiki-inerczii/> (дата обращения 23.02.2023).
- [16] Schilling J. *Launch Vehicle Performance Estimation*. URL: <https://silverbirdastronautics.com/LaunchMethodology.pdf> (дата обращения 23.02.2023).
- [17] ЖРД на 100 кгс тяги собран и готов к испытаниям. URL: <https://spacelin.ru/novosti/zhrd-na-100-kgs-tyagi-sobran-i-gotov-k-isyptaniyam/> (дата обращения 23.02.2023).
- [18] Начались огневые испытания прототипа двигателя второй ступени РН «Сибирь». URL: <https://spacelin.ru/novosti/nachalis-ognevye-isyptaniya-prototipa-dvigatelya-vtoroy-stupeni-rn-sibir/> (дата обращения 23.02.2023).
- [19] Гибридные ракетные двигатели совершенствуются. URL: <https://www.nkj.ru/news/20935/> (дата обращения 23.02.2023)

Статья поступила в редакцию 04.04.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Бечаснов П.М., Ильин А.М. Возможные принципы построения малобюджетной ракеты-носителя сверхлегкого класса. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 5. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-5-2271>

**Бечаснов Павел Михайлович** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: [bechasnov@bmsu.ru](mailto:bechasnov@bmsu.ru)

**Ильин Александр Михайлович** — инженер кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: [linlin82@yandex.ru](mailto:linlin82@yandex.ru)

## **Presumable principles in constructing a low budget ultralight launch vehicle**

© P.M. Bechasnov, A.M. Ilyin

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

*The paper considers possibility of reducing the cost of design, development and launching an ultralight launch vehicle (ULLV) by simplifying its design, including rejection of the use of pump feeding. Key requirements to the ULLV are formulated on the basis of analyzing domestic and world markets of launch vehicles of this class. The paper proposes introduction of low-pressure displacement supply, ablative curtain cooling of the engine combustion chambers, increased thrust-to-weight ratio in stages to compensate for increasing losses due to backpressure, spherical tanks, as well as the final maneuver of the last stage after completing the insertion to compensate for its errors. Based on the Townsend simulation technique to assess the launch vehicle carrying capacity and on the simplified aeroballistic model, effectiveness of the proposed technical solutions is being analyzed and their influence on the possible payload mass is determined. It is shown that a three-stage rocket built on the above principles approximately corresponds in terms of the payload share to the other concepts of a launch vehicle using the same fuel components.*

**Keywords:** *ultralight launch vehicle, displacement feeding, engine ablative curtain cooling*

### REFERENCES

- [1] McDowell J. *Space Activities in 2022*. Available at: <https://planet4589.org/space/papers/space22.pdf> (accessed February 23, 2023).
- [2] *Inside Virgin Orbit, Richard Branson's Small Satellite Bid To Match Musk and Bezos in the Billionaire Space Race*. Available at: <https://www.forbes.com/sites/daviddawkins/2020/09/06/inside-virgin-orbit-richard-bransons-small-satellite-bid-to-match-musk-and-bezos-in-the-billionaire-space-race/?sh=433837c07ab9> (accessed February 23, 2023).
- [3] *Advanced Missions Cost Model*. Available at: <https://www.globalsecurity.org/military/intro/reference/calc/AMCM.htm> (accessed February 23, 2023).
- [4] London J.R. *LEO on the cheap methods for achieving drastic reductions in space launch costs*. 1996. Available at: <https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/7/79/LEOonthecheap.pdf> (accessed February 23, 2023).
- [5] Wertz J., Keith E. *The Scorpius Low Cost Launch System*. Presented at the *9th AIAA/USU Conference on Small Satellites, Technical Session VI: Delivery Systems*, 1995. Available at: <http://digitalcommons.usu.edu/smallsat/1995/all1995/39/> (accessed February 23, 2023).
- [6] *Raketno-kosmicheskaya korporatsiya Energiya imeni S.P. Koroleva v pervom desyatiletii XXI veka (2002–2010)* [S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia in the first decade of the XXI century (2001–2010)]. Moscow, RKK “Energiya” Publ., 2011, 832 p.
- [7] *Scorpius*. Available at: <http://www.astronautix.com/s/scorpius.html> (accessed February 23, 2023).

- [8] Bruno T. *Interesting infographic on some of the Systems Engineering characteristics of LVs*. Available at: <https://twitter.com/torybruno/status/561933155951595520> (accessed February 23, 2023).
- [9] Muss J.A., Chakroborty Sh., Leyva I. *Development of the Scorpius® LOX/Kerosene Engine Family*. Available at: [https://smad.com/wp-content/uploads/2005/05/JANNAF\\_LPS\\_2005-Muss1.pdf](https://smad.com/wp-content/uploads/2005/05/JANNAF_LPS_2005-Muss1.pdf) (accessed February 23, 2023).
- [10] Bauer T.P., Conger R.E., Keith E.L., Wertz J.R. *Status of the Scorpius Low Cost Launch Services Program*. Available at: [https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2465&context=smal\\_sat](https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2465&context=smal_sat) (accessed February 23, 2023).
- [11] Kamps L. *Mechanisms of Graphite Nozzle Erosion in Hybrid Rockets*, 2019. Available at: [https://eprints.lib.hokudai.ac.jp/dspace/bitstream/2115/75906/1/KAMPS\\_Landon\\_Thomas.pdf](https://eprints.lib.hokudai.ac.jp/dspace/bitstream/2115/75906/1/KAMPS_Landon_Thomas.pdf) (accessed February 23, 2023).
- [12] Shuneyko I.I. Pilotruemye polety na lunu, konstruksiya i kharakteristiki Saturn V Apollo [Manned flights to the Moon, design and characteristics of Saturn V Apollo]. In: *Itogi nauki i tekhniki iz serii Raketostroenie* [Results of science and technology from the rocket engineering series]. Vol. 3. Moscow, 1973. Available at: <https://epizodyspace.ru/bibl/raketostr3/1-3.html> (accessed February 23, 2023).
- [13] Kawanami O., Suzuki T., Honda I., Kawashima Y. Development of Non-Combustible Rocket Engine by Using Explosive Boiling of Liquid Nitrogen. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan*, 2009, 7. DOI: 10.2322/tstj.7.Ph\_75. Available at: [https://www.jstage.jst.go.jp/article/tstj/7/ists26/7\\_ists26\\_Ph\\_75/\\_article](https://www.jstage.jst.go.jp/article/tstj/7/ists26/7_ists26_Ph_75/_article) (accessed February 23, 2023).
- [14] Varfolomeev V.I., Kopytov M.I., eds. *Proektirovanie i ispytaniya ballisticheskikh raket* [Design and testing the ballistic missiles]. Moscow, Oborongiz Publ., 1970, 392 p.
- [15] Sysoeva S. *Tendentsii rynka High-end MEMS-datchikov inertsii. Novye urovni kharakteristik i ispolneniya* [Trends in the market of the high-end inertia MEMS sensors. New levels of characteristics and implementation]. Available at: <https://sensor-e.ru/mems/mems-datchiki-inerczii/> (accessed February 23, 2023).
- [16] Schilling J. *Launch Vehicle Performance Estimation*. Available at: <https://silverbirdastronautics.com/LaunchMethodology.pdf> (accessed February 23, 2023).
- [17] *ZHRD na 100 kgs tyagi sobran i gotov k ispytaniyam* [LRPE of 100 kg/s thrust is assembled and ready for testing]. Available at: <https://spacelin.ru/novosti/zhrd-na-100-kgs-tyagi-sobran-i-gotov-k-ispytaniyam/> (accessed February 23, 2023).
- [18] *Nachalis ognеvye ispytaniya prototipa dvigatelya vtoroy stupeni RN «Sibir»* [Fire testing started of the Saturn LV second stage prototype]. Available at: <https://spacelin.ru/novosti/nachalis-ognevye-ispytaniya-prototipa-dvigatelya-vtoroy-stupeni-rn-sibir/> (accessed February 23, 2023).
- [19] *Gibridnye raketnye dvigateli sovershenstvuyutsya* [Hybrid rocket engines are being modernized]. Available at: <https://www.nkj.ru/news/20935/> (accessed February 23, 2023).

**Bechasnov P.M.**, Cand. Sc. (Eng.), Assistant Professor, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University.  
e-mail: bechasnov@bmstu.ru

**Ilyin A.M.**, Engineer, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: linlin82@yandex.ru