

## Оценка возможности проекта ракеты-носителя сверхлегкого класса для формирования спутниковых группировок

© П.А. Козёдра<sup>1</sup>, Ю.А. Матвеев<sup>2</sup>, А.А. Позин<sup>1</sup>, Ю.В. Чикачёва<sup>3</sup>,  
В.М. Шершаков<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ИЭМ ФГБУ «НПО «Тайфун» Росгидромета, Обнинск, 249038, Россия

<sup>2</sup>МАИ, Москва, 125993, Россия

<sup>3</sup>Филиал ООО «БрянскЭлектро», Брянск, 241037, Россия

*Проведена оценка возможностей создания ракеты-носителя сверхлегкого класса на основе исследовательской метеорологической ракеты МН-300 для формирования орбитальных группировок малых космических аппаратов. Показано, что в настоящее время не сформирована унифицированная система оценки проекта подобного типа. Для учета значимых свойств системы выведения на орбиту — ракеты-носителя сверхлегкого класса проведен анализ критериев с использованием доступных исходных данных обо всех сравниваемых образцах. При отборе критериев учтены ограничения, накладываемые в связи с модернизацией базового варианта и организационно-технической системы его применения, а также ограничения, зависящие от целевых задач использования системы выведения. Уделено внимание как развитию системы выведения, так и задачам возможной модернизации ее подсистем методом схмотехнических решений, проверенных при создании блоков научной аппаратуры в исследовательских метеорокетах. Без решения этих задач риск при реализации проекта существенно возрастает. Предложено нетривиальное решение задачи о повышении эффективности использования имеющегося научно-технического задела. Решение основано на комплексном подходе к оценке проекта ракеты-носителя методом минимизации стоимости единицы информации с учетом оперативности применения космической орбитальной группировки.*

**Ключевые слова:** *ракета-носитель сверхлегкого класса, малый космический аппарат, средство запуска, орбитальная группировка*

**Введение.** В области создания и эксплуатации ракетно-космической техники (РКТ) наблюдается развитие сегмента малых космических аппаратов (МКА) для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) [1].

Анализ показывает, что в ближайшей перспективе будут создаваться МКА, предназначенные для мониторинга Земли, для связи, исследовательские и другие аппараты массой 1...50 кг. Объем рынка МКА в 2018–2026 гг. может составить примерно 30,1 млрд долл.

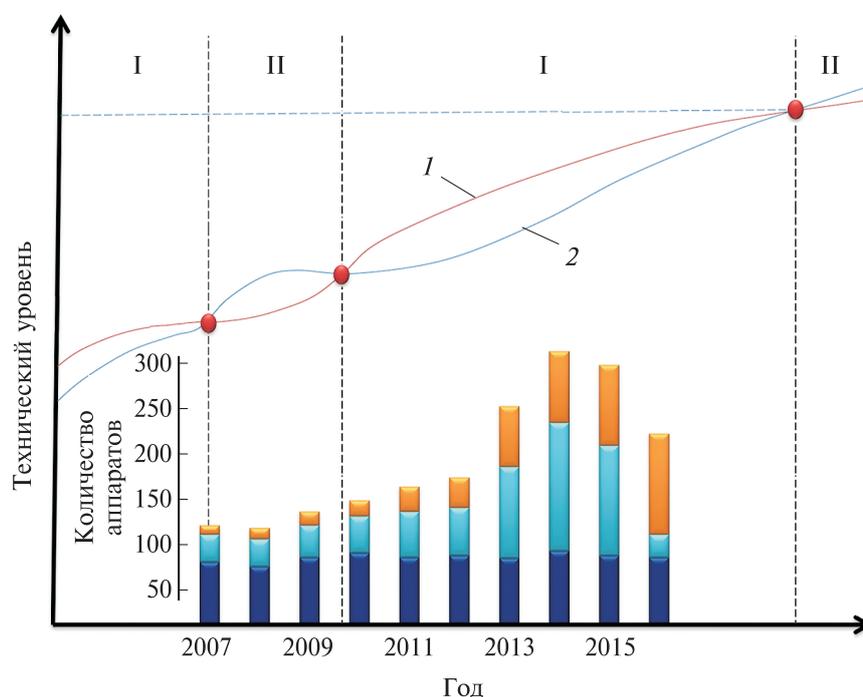
Исследование МКА и его систем способствует внедрению современных инновационных технологий, которые кардинально изменят проектирование, изготовление и эксплуатацию как космических систем (КС), так и их наземных комплексов. Потребность в создании

МКА весьма велика, что подтверждается достаточно широким рынком МКА для правительственных целей, военных и коммерческих структур, а также для обучения специалистов. Возможности запуска МКА классов «микро», «нано» и «пико» ограничены, так как осуществляются попутные запуски ракет-носителей (РН). Это снижает оперативность МКА, поскольку увеличивается время ожидания запуска. Кроме того, выбор района возможного запуска также ограничен, что связано с дислокацией космодромов. Таким образом, весьма актуально создание системы независимого запуска МКА.

При оценке преимуществ и недостатков МКА [2] важно определить, несут ли инновационные технологии его создания прорывной характер в области космической промышленности, создают ли конкуренцию традиционным технологиям [3].

Цель работы — оценка возможностей использования РН сверхлегкого класса (СЛК) при формировании спутниковых группировок.

**Методика анализа.** Анализ различных методик показывает, что возможности прорывной технологии МКА могут быть реализованы параллельно с разработкой сверхлегкой ракеты. Об этом определенно свидетельствует модель развития рынка МКА — требуется переход от одной инновации к другой (рис. 1).



**Рис. 1.** Модель развития рынка МКА при переходе от одной инновации к другой:  
 1 — потребности; 2 — возможности; I, II — дефицит и переизбыток качества соответственно;  
 ■ — микроспутники; ■ — наноспутники; ■ — спутники массой более 500 кг

К инновациям, способным обеспечить прорывной характер в области космической промышленности, относится новое средство выведения МКА на орбиту.

В мире интенсивно разрабатывается более 15 проектов микроносителей с массой  $M_{ПГ}$  полезного груза от 10 кг (рис. 2).

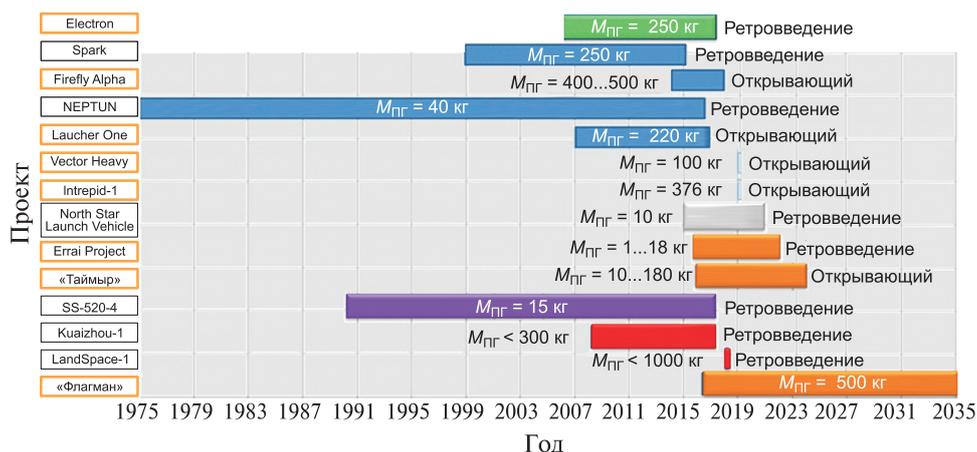


Рис. 2. Проекты сверхлегких РН разных стран с указанием степени их новизны по классификации А.И. Пригожина [4] и сроков реализации:

■ — Новая Зеландия; ■ — США; ■ — Норвегия; ■ — Россия; ■ — Япония; ■ — Китай; □ — псевдоинновации; □ — улучшающая технология

Степень новизны проектов по классификации А.И. Пригожина [4] и сроки их реализации разные. При этом для большинства проектов рассматривается индивидуальная система управления выводом и развертыванием многоспутниковой орбитальной группировкой (ОГ), несовместимая с существующими системами.

Современный этап развития ракетно-космических технологий — создание ОГ МКА. Орбитальная группировка МКА представляет собой новый качественный уровень КС, которые рассматриваются разработчиками как единое целое. Качество функционирования КС определяется ГОСТ Р 57194.1–2016 «Трансфер технологий. Общие положения».

Стоимость МКА невысока, однако сама по себе она не определяет затрат на проведение полета и получение информации. Для корректной оценки общих расходов  $C_{\Sigma}$  на решение плановых задач полета в качестве базового примера следует рассмотреть стоимостную модель [5]

$$C_{\Sigma} = C_{\text{спут}} + C_{\text{вывед}} + C_{\text{прогр}}$$

где  $C_{\text{спут}}$  — затраты на создание спутника;  $C_{\text{вывед}}$  — стоимость выведения, включающая стоимость носителя, затраты на аренду районов падения и возмещение экологического ущерба;  $C_{\text{прогр}}$  — затраты на работу, обеспечивающую сроки активного существования (САС) на орбите, оперативность запуска единичного МКА или постановки ОГ.

В таблице и на рис. 3, 4 приведены расходы  $C_{\text{спут}}$  на создание спутника, включающие затраты на производство, запуск и страховку, а также суммарные затраты на 1 кг полезного груза (ПГ) для различных классов космических аппаратов (КА) — «больших» (БКА), «нано» и «пико» — на этапах жизненного цикла производства и запуска. Тип РН и схема выведения не сравниваются.

Соотношение затрат для различных классов КА

Класс КА	Масса КА, кг	Затраты, млн долл.			Суммарные затраты на 1 кг ПГ, млн долл.	Отношение затрат на страховку к затратам на производство
		на производство	на запуск	на страховку		
БКА	1000	154	100	62	0,32	0,40
«Нано»	1–10	3	0,2	0,8	0,4–4,0	0,26
«Пико»	0,1–1,0	1,5	0,1	2,0	3,6–36,0	1,33

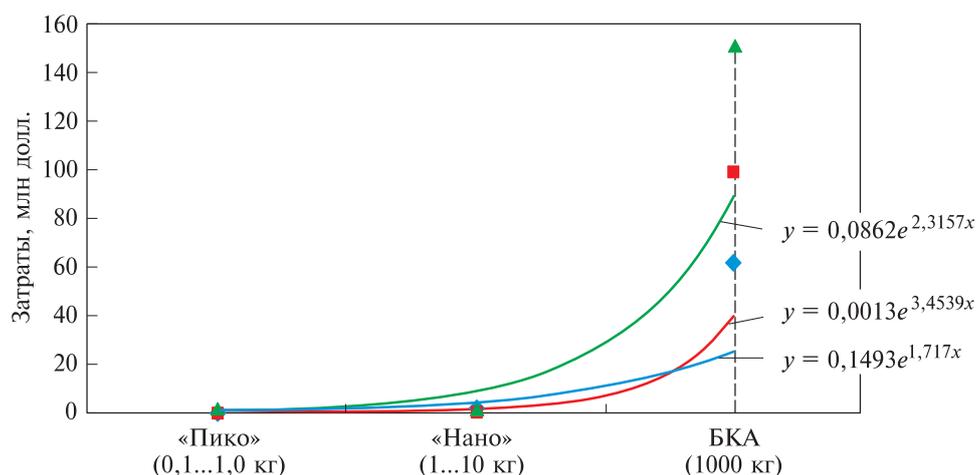


Рис. 3. Затраты на производство (▲), запуск (■) и страховку (◆) КА различных классов и соответствующие им экспоненциальные кривые

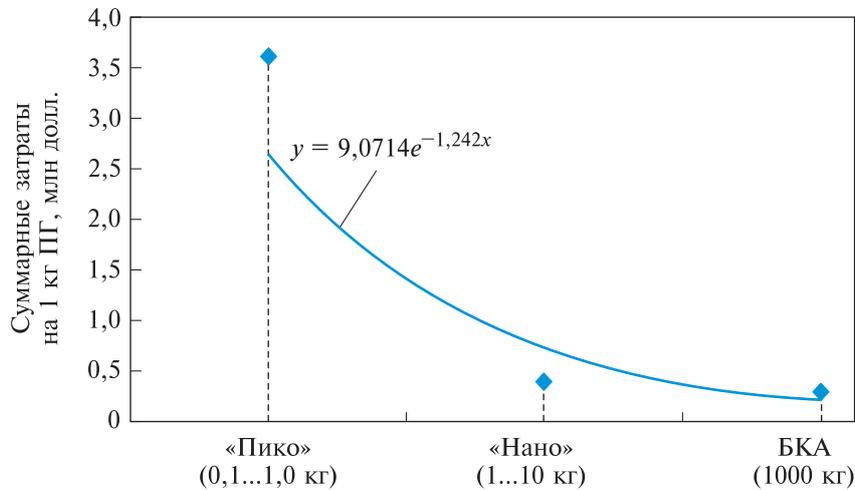


Рис. 4. Суммарные затраты на 1 кг ПГ для различных классов КА

**Выбор и анализ критериев.** Сравнительный анализ способов выведения на орбиту КА классов БКА, «нано» и «пико» выявляет, что если в качестве показателя эффективности использовать критерий стоимости доставки на орбиту 1 кг ПГ, то при попутном выведении МКА и РН СЛК стоимость транспортной операции будет на порядок ниже, чем при использовании единичной схемы выведения. Поэтому возникают определенные сомнения в необходимости создания РН СЛК.

Результаты анализа отечественных и зарубежных РН свидетельствуют о том, что стоимость выведения КА на орбиту характеризуется удельной величиной  $C_{уд}$ , рассчитываемой по формуле

$$C_{уд} = \frac{C_{РН}}{m_{КА} P_{РН}},$$

где  $C_{РН}$  — стоимость РН;  $m_{КА}$  — масса КА, выводимых на орбиту;  $P_{РН}$  — надежность РН.

При развертывании многоспутниковой ОГ применение групповой схемы выведения на орбиту позволяет получить значительный выигрыш по критериям стоимости, надежности и времени развертывания. Для развертывания и восполнения многоспутниковых КС необходимо использовать РН с наименьшим значением  $C_{уд}$  и высоким уровнем надежности (рис. 5, 6). Для сравнения выбраны комплексы РН разных периодов разработки («Протон» — 1965 г., «Союз» — 1966 г., «Зенит» — 1985 г., «Дельта 2» — 1989 г., «Ариан-5ES» — 1996 г.).

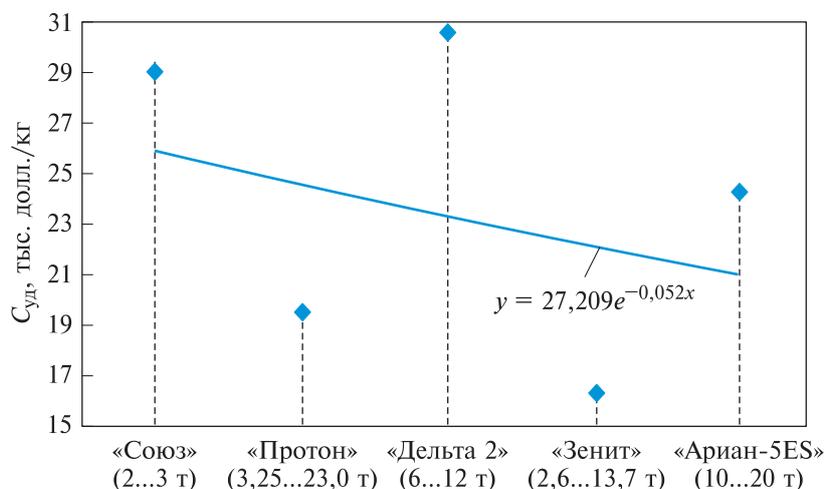


Рис. 5. Удельная стоимость различных комплексов РН

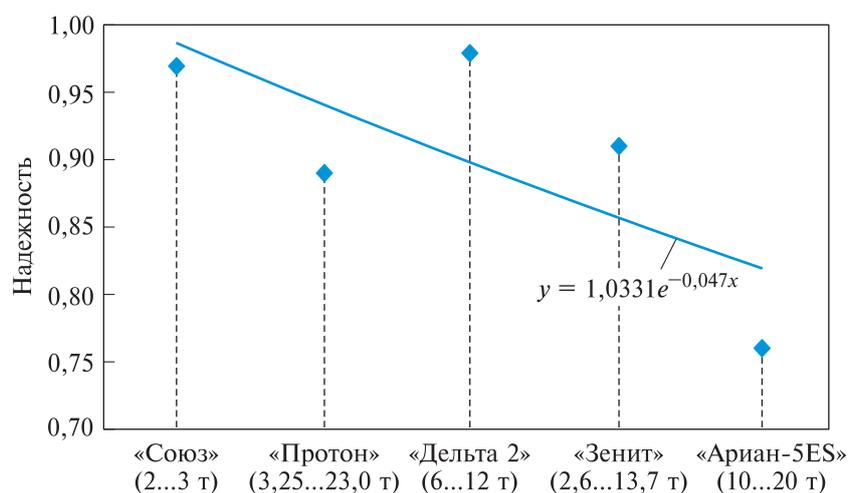


Рис. 6. Надежность различных комплексов РН

При разворачивании многоспутниковых ОГ с применением одиночной схемы выведения время разворачивания значительно больше, чем при использовании групповой схемы, и сравнимо со средним временем функционирования КА на орбите. Это приводит к тому, что процесс восполнения ОГ становится непрерывным. В случае восполнения ОГ при отказах КА на орбите наземный резерв используется на основе одиночной схемы выведения. Соответственно, удельную стоимость  $C_{уд}$  для РН необходимо рассчитывать при  $m_{КА}$ , равной массе одного КА.

Выбор перспективных РН должен быть основан на детальном системном анализе соотношений спроса и предложения на мировом

рынке услуг по доставке аппаратуры на орбиту (себестоимость РН уменьшается с увеличением объема их выпуска и количества запусков).

Оценка эффективности создания РН должна включать стоимостные показатели, в частности  $C_{уд}$ , а также ее влияние на  $C_{\Sigma}$  (для решения одной целевой задачи).

Формально математическая постановка задачи имеет вид

$$\begin{cases} C_{\Sigma}(P_{\text{спут}}, P_{\text{вывед}}, P_{\text{прогр}}) \rightarrow \min; \\ W(P_{\text{спут}}, P_{\text{вывед}}, P_{\text{прогр}}, Y(t)) \geq W; \\ P_{\text{спут}}, P_{\text{вывед}}, P_{\text{прогр}} \in G(t_{\text{пр}}), \end{cases}$$

где  $C_{\Sigma}(\cdot)$  — функция, определяющая сумму затрат на реализацию плановых задач полета;  $P_{\text{спут}}, P_{\text{вывед}}, P_{\text{прогр}}$  — параметры спутника, системы выведения и программы полета соответственно;  $W(\cdot), W$  — вектор показателей эффективности плановых задач и его заданное значение соответственно;  $Y(t)$  — параметры внешних условий, влияющих на эффективность;  $G(t_{\text{пр}})$  — область допустимых изменений параметров  $P_i$  систем, определяющая совокупность изменений функциональных параметрических связей.

Поиск рационального решения является многопараметрической и многокритериальной задачей, так как используется несколько показателей эффективности. Способы решения подобных задач опробованы и проверены при постановке ракетных экспериментов [6, 7].

Затраты на создание и функционирование МКА можно снизить, применив «ограничительные» проектно-конструкторские решения, т. е. реализовав подход ресурсных ограничений ко всей программе полета — от разработки проекта до функционирования на орбите. Малые космические аппараты отличаются от обычных КА не только размером, но и подходом к определению жизненного цикла (технология Lean satellite) от создания до запуска, схода с орбиты и т. п.

Понятно, что для достижения цели разработки не существует одного-единственного решения. Поэтому главная задача — сформировать единое решение на основе множества неоднозначных, учитывающая опыт, интуицию и выбранные показатели эффективности систем.

Базовые способы развертывания и поддержания группировки хорошо известны. Они определяют требования к средствам выведения, формирующие совместно с программой работ на орбите и ценовую политику создания средств выведения. К этим требованиям относятся количество КА для покрытия района обслуживания в заданное

время, количество КА в плоскости, количество плоскостей, а также необходимая оперативность запуска, САС и т. п.

Системотехнические требования предъявляются практически ко всем системам МКА: к средствам запуска, МКА в целом и всем его подсистемам, к наземному сегменту. Однако чтобы дать общетехническую оценку проекта, необходимо учесть ограничения политического и финансового характера. Такие ограничения определяют зачастую надежность системы, орбиты построения, массу коммуникаций, требования к ориентации МКА, а главное — оперативность средств выведения и сложность организационно-технической системы запуска и наземного сегмента системы управления МКА.

Следует отметить, что системотехнические требования к полету МКА и ограничения взаимоувязаны как прямыми, так и обратными связями, неоднозначно влияющими на конечный результат. Успешными можно признать попытки увязать требования и ограничения с помощью системы критериев сравнения [5, 8], а также путем оптимизации систем и подсистем на основе их технических характеристик [9].

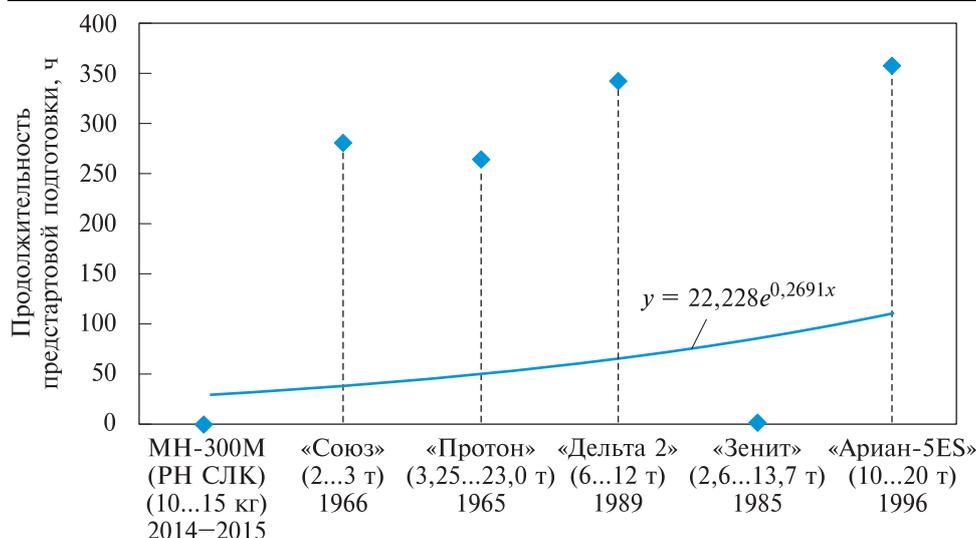
Поскольку практически все МКА входят в какие-либо информационные системы, оценку системы проводят по затратам  $C_{\Sigma}$  на получение информации. Тогда целевая отдача по объему  $W_a$  получаемой информации определяется пропускной способностью каналов связи. Удельные затраты по целевой отдаче рассчитывают по формуле

$$C_o = \frac{C_{\Sigma}}{G_a W_a}, \frac{\text{руб.}}{\text{кг} \cdot \text{бит}}.$$

Затраты  $C_o$  характеризуют стоимость вложений на получение единицы информации с единицы массы целевой нагрузки КА для выполнения полетной программы. Объем целевой информации пропорционален САС КА или ОГ и характеризует эффективность комплекса и системы в целом.

Немаловажными показателями эффективности являются и параметры предстартовой подготовки, такие как ее продолжительность (приведена на рис. 7 для наиболее часто применяемых космических комплексов). Эти комплексы имеют разную степень новизны организационно-технических решений и технологических инноваций.

Исходя из продолжительности предстартовой подготовки (см. рис. 7) наиболее оперативной представляется РН «Зенит» (предстартовая подготовка занимает ~1 ч благодаря высокой степени автоматизации технологической подготовки к запуску). Однако технологии создания РН «Зенит» в настоящее время утрачены.



**Рис. 7.** Продолжительность предстартовой подготовки РН разных лет разработки от начала применения

Оперативность подготовки РН СЛК (проект), созданной на основе модернизированной ракеты МН-300 (МН-300М), по предварительным оценкам, повысится в 4,6–8,0 раза.

На оперативность существенно влияет также время задержки старта систем. Например, для некоторых представленных систем задержка старта на 4-5 сут значительно (до 40...50 %) повышает стоимость запуска, т. е. возрастают затраты  $C_{\Sigma}$  на выполнение программы.

При разработке космической информационной системы (КИС), построенной на базе малых и микроКА (например, КА ДЗЗ), различные стадии ее создания, модернизации и поддержания эффективной эксплуатации рассматривают на верхнем (государственном) уровне управления. Группировка КА такой КИС должна обеспечивать требуемый информационный поток в течение всего срока эксплуатации. Уменьшение информационного потока (что связано с выбытием малых КА) приводит к потерям на уровне надсистемы (государства), а также к дополнительным затратам на получение информации с околоземной орбиты.

Таким образом, если использовать главный критерий — показатель функциональной эффективности КИС при ограниченных затратах в заданные сроки эксплуатации и учитывать затраты на восстановление (на запуск дополнительных КА), а также финансовые потери от неполучения необходимой информации при задержке запусков КА, то в случае значительных потерь от отсутствия информации использование РН СЛК для восстановления систем ОГ экономически целесообразно.

С учетом системотехнических требований к полету МКА предложена концепция реализации проектно-конструкторского задела по исследовательским метеорологическим ракетами (ИМР). Концепция основана на использовании твердотопливных технологий и на технологической приемственности при создании РН СЛК (рис. 8).



**Рис. 8.** Схемотехнические решения и методы модернизации ИМР, используемые для разработки микроракетного комплекса:

СК — стартовый комплекс; ПУ — пусковая установка; ИРК — исследовательский ракетный комплекс; ГЧ — головная часть; РИ — ракетные исследования; ДУ — двигательная установка; СТРТ — смесевое твердое ракетное топливо; РДТТ — ракетный двигатель на твердом топливе; ЦН — целевая нагрузка; ЛА — летательный аппарат

**Пример использования схмотехнических решений при модернизации ракетного комплекса.** В предложенной концепции заложен опыт унификации стартового и пускового оборудования, модернизации исследовательских ракетных комплексов и стандартизации на уровне подсистем, применяются принцип наращивания «ступенчатости», переход на высокоимпульсные СТРТ и интеграция заимствованных элементов подвижных платформ для повышения высотности и массы ПГ. В концепции учитывается высокая степень технологической готовности предприятий к серийному производству образцов РКТ [10].

При разработке средств выведения МКА воспользуемся существующими технологиями создания многоцелевого геофизического ракетного комплекса (РК) МР-30 (ракета МН-300) для зондирования верхней атмосферы и ионосферы, рассматривая его в качестве прототипа.

#### Основные характеристики ракеты МН-300

Длина ракеты, мм .....	8012
Диаметр ракеты, мм .....	445
Площадь миделя, м <sup>2</sup> .....	0,155
Стартовая масса, кг .....	1558,34
Масса ПГ, кг .....	50–150
Внутренний объем корпуса (герметичный отсек), м <sup>3</sup> .....	90·10 <sup>-3</sup>
Высота вершины траектории, км .....	300
Минимальная высота выполнения научных экспериментов, км .....	60
Скорость вращения (имеется парирующая система), об/с, не более ...	5–7
Масса топлива двигателя, кг .....	1039,8
Время работы двигателя, с .....	23
Удельная тяга, м/с .....	2432,9

Ракетный комплекс МР-30 для геофизических исследований отличается высокой эксплуатационной эффективностью. Он прост в изготовлении и эксплуатации, при этом стоимость его производства и эксплуатации относительно невысока.

Ракету МН-300 изготавливают отдельными составными частями, что упрощает транспортировку. Сборка и хранение ракет осуществляются на технической позиции рядом со стартовым комплексом. Пусковая установка ферменного типа с винтовыми направляющими, которые обеспечивают вращение ракеты при выходе из фермы, рассчитана на запуск примерно 200 ракет. Ее можно трансформировать для перевозки любым видом транспорта, собрать в течение суток на подготовленной площадке.

Оперативность развертывания комплекса составляет не более 3 сут, запуск можно проводить каждые 30...50 мин при высокой степени готовности блока МКА.

Ракета МН-300 содержит средства связи и передачи информации и обеспечивает практически любые азимуты стрельбы.

Для снижения затрат на создание и производство РН используется унификация средств запуска: заимствуются ПУ и транспортно-заряжающая машина (рис. 9). Модернизируются ракета, контрольно-проверочная аппаратура (точнее, ее схема) и комплект технологического оборудования.



Рис. 9. Модернизированные (■) и заимствованные (□) элементы РК МР-30

Наличие ПУ ферменного типа накладывает ограничения на степень модернизации базовой ракеты МН-300 при изменении ее калибра, длины, центровки (запас аэродинамической устойчивости), аэродинамической схемы и пр.

Предложенный РК РН СЛК входит в систему транспортных средств, обеспечивающих гарантированную доставку грузов на орбиту для поддержания обороноспособности (конкурентоспособности) и заданной эффективности информационной системы.

По сравнению с существующими комплексами РН СЛК имеет ряд преимуществ, в частности более низкие суммарные затраты на выполнение транспортных операций, обеспечение эффективного функционирования группировки КА на орбите и восполнение ОГ в заданные сроки. Кроме того, РК РН СЛК превосходит аппараты других классов по оперативности. Все это свидетельствует о целесообразности его применения.

Комплексный подход к созданию РК РН СЛК на основе модернизации РН путем наращивания ее вертикальной ступенчатости и «ограничения калибра» может применяться и для использования боковых ускорителей из блоков на основе РДТТ меньшего калибра (пакетная схема), что обеспечит различные высотные характеристики ОГ (250...300 км) при высокой степени оперативности разработки проекта и минимальной стоимости его реализации (2,5–3,0 млрд руб.). Срок реализации такого проекта оценивается в один-два года.

**Заключение.** Анализ опыта отечественных предприятий, реализующих проекты РН СЛК, показал, что в России нет завершенных проектных разработок. Были рассмотрены системные и технико-экономические вопросы реализации проектов создания РН СЛК для доставки КА классов «микро» и «нано» на орбиту Земли.

Экономическая целесообразность использования РН СЛК для восполнения систем ОГ оценивалась по показателю функциональной эффективности КИС при ограниченных затратах в заданные сроки эксплуатации. Оценка проводилась с учетом затрат на восстановление ОГ (на запуск дополнительных КА) и финансовых потерь от недополучения необходимой информации при задержке запусков КА. В случае значительных потерь от отсутствия информации применение РН СЛК будет целесообразным, однако при этом необходимо решить задачу оптимизации характеристик РН СЛК и МКА, при которых транспортные затраты на выполнение целевых задач будут минимальными.

Комплексная проработка проекта РН СЛК как сложной организационно-технической системы на основе модернизации обеспечивает развертывание различных ОГ МКА при высокой оперативности и минимальной стоимости проекта благодаря высокой степени готовности технологий. Риск при реализации проекта в заданные сроки минимальный.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Rapp L., Paulino V., Martin A. *Satellite Miniaturization. Are new space entrants about to threaten existing space industry*. Space Institute for Research on Innovative Uses of Satellites, 2014, 26 p.  
URL: <http://publications.ut-capitole.fr/id/eprint/23563>
- [2] Prospects for the small satellite market. A global supply and demand analysis of government and commercial satellites up to 500 kg. *A Euroconsult Executive Report*, 2017. URL: <https://mailchi.mp/euroconsult-ec/smallsat2020>
- [3] Бомштейн К.Г., Гранич В.Ю. Миниатюризация космических аппаратов: разработка и применение. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2018, № 7, с. 24–35.
- [4] Пригожин А.И. *Цели и ценности. Новые методы работы с будущим*. Москва, Дело, 2010, 432 с.
- [5] Фортескью П., Суайнерд Г., Старк Д., ред. *Разработка систем космических аппаратов*. Москва, Альпина Паблицер, 2015, 765 с.

- [6] Матвеев Ю.А., Позин А.А., Юнак А.И. *Прогнозирование и управление экологической безопасностью при реализации сложных технических проектов*. Москва, Изд-во МАИ, 2005, 367 с.
- [7] Матвеев Ю.А., Позин А.А., Шершаков В.М. Ракетные технические средства геофизического мониторинга, их развитие и возможность. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2017, № 8, с. 26–31.
- [8] Биркин И.А. О возможностях использования метода анализа иерархий для сравнительной оценки средств выведения космических аппаратов. *Космонавтика и ракетостроение*, 2019, вып. 6 (111), с. 145–157.
- [9] Мосин Д.А., Северенко А.В., Михайленко А.В. Подход к созданию облика малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли как элемента низкоорбитальной многоспутниковой орбитальной группировки. *Научное наследие и развитие идей К.Э. Циолковского. Материалы 54-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Часть 1*. Калуга, 17–19 сентября 2019 г. Калуга, Политоп, 2019, с. 88–92.
- [10] Петров А.Н., Сартори А.В., Филимонов А.В. Комплексная оценка состояния научно-технических проектов через уровень готовности технологий. *Экономика и наука*, 2016, т. 2, № 4, с. 244–260.

Статья поступила в редакцию 24.11.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Козёдра П.А., Матвеев Ю.А., Позин А.А., Чикачёва Ю.В., Шершаков В.М. Оценка возможности проекта ракеты-носителя сверхлегкого класса для формирования спутниковых группировок. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-2-2055>

**Козёдра Пётр Андреевич** — ведущий конструктор лаборатории № 6 «Экологические и геофизические исследования ракетно-космических технологий» ИЭМ ФГБУ «НПО «Тайфун» Росгидромета. Область научных интересов: ракетно-космическая техника, проектирование и конструирование новых образцов ракетно-космической техники. Автор 15 печатных работ. e-mail: [kozendra@rpatyphoon.ru](mailto:kozendra@rpatyphoon.ru)

**Матвеев Юрий Александрович** — д-р техн. наук, профессор кафедры № 601 Института № 6 МАИ. Область научных интересов: ракетно-космическая техника, прогноз развития и управление разработками сложных организационно-технических систем. Автор более 100 печатных работ и ряда монографий, а также патентов на изобретения. e-mail: [matveev\\_ya@mail.ru](mailto:matveev_ya@mail.ru)

**Позин Анатолий Александрович** — д-р техн. наук, заведующий лабораторией № 6 «Экологические и геофизические исследования ракетно-космических технологий» ИЭМ ФГБУ «НПО «Тайфун» Росгидромета. Автор свыше 100 печатных работ, монографий и более 30 авторских свидетельств и патентов на изобретения. Область научных интересов: постановка и проведение ракетно-космических экспериментов, проектирование ракетно-космической техники и управление ее разработкой. e-mail: [pozin@rpatyphoon.ru](mailto:pozin@rpatyphoon.ru)

**Чикачёва Юлия Владимировна** — инженер 1-й категории ситуационно-аналитического отдела филиала ООО «БрянскЭлектро». Область научных интересов: ракетно-космическая техника, суборбитальные и орбитальные технологии, космические эксперименты. Автор 7 печатных работ. e-mail: [uditta2202@gmail.com](mailto:uditta2202@gmail.com)

**Шершаков Вячеслав Михайлович** — д-р техн. наук, генеральный директор «НПО «Тайфун» Росгидромета. Область научных интересов — теория и методы создания систем поддержки принятия решений в области гидрометеорологии и мониторинга состояния окружающей среды при возникновении чрезвычайных ситуаций, связанных с опасными природными явлениями и экстремальным загрязнением окружающей среды. Автор свыше 150 печатных работ, 2 монографий.  
e-mail: shershakov@rpatyphoon.ru

## Estimating the possibility of designing a small-lift launch vehicle to form satellite constellations

© P.A. Kozedra<sup>1</sup>, Yu.A. Matveev<sup>2</sup>, A.A. Pozin<sup>1</sup>,  
Yu.V. Chikacheva<sup>3</sup>, V.M. Shershakov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Federal State Budgetary Institution Research and Production Association Typhoon,  
Obninsk, 249038, Russia

<sup>2</sup>Moscow Aviation Institute, Moscow, 125993, Russia

<sup>3</sup>Branch of BryanskElectro LLC, Bryansk, 241037, Russia

*The paper estimates the possibility of using the MN-300 meteorological research rocket as the basis for designing a small-lift launch vehicle to form satellite constellations. The paper shows that at present there exist no standard systems of evaluating a project of this type. In order to account for all the meaningful properties of a small-lift launch vehicle to form satellite constellations, we analyse criteria using the initial data available on all the specimens under comparison. We introduced a range of constraints while selecting the criteria, substantiated by upgrading the base option, the logistics of its application and the ultimate goals of the system. While developing the launch system, we also address the problems of possible upgrade in the structural subsystems of the new design by means of circuit design solutions validated during research instrumentation unit development for meteorological research rockets; letting these problems remain unsolved incurs substantial risks to project implementation. We present a non-trivial solution to the problem of increasing the efficiency of existing achievements in research and technology, related to an integrated approach to evaluating the launch vehicle design via operational efficiency of the space constellation by means of minimising the cost of an information unit, decreasing development risks and employing the space system as a whole.*

**Keywords:** small-lift launch vehicle, small spacecraft, launch vehicle, constellation

### REFERENCES

- [1] Rapp L., Paulino V., Martin A. *Satellite Miniaturization. Are new space entrants about to threaten existing space industry*. Space Institute for Research on Innovative Uses of Satellites, 2014, 26 p. Available at: <http://publications.ut-capitole.fr/id/eprint/23563>
- [2] Prospects for the small satellite market. A global supply & demand analysis of government & commercial satellites up to 500 kg – an extract. *A Euroconsult Executive Report*, 2017. Available at: <https://mailchi.mp/euroconsult-ec/smallsat2020>
- [3] Bomshteyn K.G., Granich V.Yu. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal "Polet" — All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" (Flight)*, 2018, no. 7, pp. 24–35.
- [4] Prigozhin A.I. *Tseli i tsennosti. Novye metody raboty s budushchim* [Goals and values. New methods of working with the future]. Moscow, Izdatelstvo Delo, RANEPa Publ., 2010, 432 p.
- [5] Fortescue P., Swinerd G., Stark J., ed. *Spacecraft Systems Engineering*. 4th ed. Wiley, 2011, 724 p. [In Russ.: Fortescue P., Swinerd G., Stark J., ed. *Razrabotka sistem kosmicheskikh apparatov*. Moscow, Alpina, 2016, p. 655].
- [6] Matveev Yu.A., Pozin A.A., Yunak A.I. *Prognozirovanie i upravlenie ekologicheskoy bezopasnostyu pri realizatsii slozhnykh tekhnicheskikh proektov*

- [Prediction and control of environmental safety while implementing complex technological projects]. Moscow, MAI Publ., 2005, 368 p.
- [7] Matveev Yu.A., Pozin A.A., Shershakov V.M. *Obscherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal "Polet" — All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" (Flight)*, 2017, no. 8, pp. 26–31.
- [8] Birkin I.A. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2019, no. 6 (111), pp. 145–157.
- [9] Mosin D.A., Severenko A.V., Mikhaylenko A.V. Podkhod k sozdaniyu oblika malogo kosmicheskogo apparata distantsionnogo zondirovaniya Zemli kak elementa mnogosputnikovoy orbitalnoy gruppirovki [On an approach to designing the exterior of a small remote sensing spacecraft as a part of a multi-satellite constellation]. *Nauchnoe nasledie i razvitie idey K.E. Tsiolkovskogo. Materialy 54 Nauchnykh chteniy pamyati K.E. Tsiolkovskogo* [The scientific legacy and further development of ideas of K.E. Tsiolkovsky. Proc. of 53rd K.E. Tsiolkovsky Memorial readings]. Part 1. Kaluga, Politop ACC Publ., 2019, pp. 90–94.
- [10] Petrov A.N., Sartori A.V., Filimonov A.V. *Ekonomika nauki — The Economics of Science*, 2016, vol. 2, no. 4, pp. 244–260.

**Kozedra P.A.**, Lead Designer, Laboratory no. 6 of environmental and geophysical research in aerospace technology, Institute of Experimental Meteorology, Research and Production Association Typhoon, Federal Service for Hydrometeorology and Environmental Monitoring. Specialises in aerospace technology, design and engineering of novel aerospace equipment. Author of over 15 publications. e-mail: kozedra@rpatyphoon.ru

**Matveev Yu.A.**, Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department 601, Institute no. 6, Moscow Aviation Institute (National Research University). Specialises in aerospace technology, predicting and controlling development in the field of complex logistical systems. Author of over 100 publications, a range of monographs and invention patents. e-mail: matveev\_ya@mail.ru

**Pozin A.A.**, Dr. Sc. (Eng.), Head of Laboratory no. 6 of environmental and geophysical research in aerospace technology, Institute of Experimental Meteorology, Research and Production Association Typhoon, Federal Service for Hydrometeorology and Environmental Monitoring. Author of over 100 publications, monographs and over 30 inventor's certificates and patents. Specialises in setting up and conducting aerospace experiments, prediction, design and development control in the aerospace industry. e-mail: pozin@rpatyphoon.ru

**Chikacheva Yu.V.**, Engineer of the 1st rank, Department of command and analytics, branch of BryanskElectro LLC, Bryansk. Specialises in aerospace technology, suborbital and orbital solutions, space experiments. Author of over 7 publications. e-mail: uditta2202@gmail.com

**Shershakov V.M.**, Dr. Sc. (Eng.), Director General, Research and Production Association Typhoon, Federal Service for Hydrometeorology and Environmental Monitoring. Specialises in theory and methods of developing decision-making support systems in the field of hydrometeorology and environmental condition monitoring at times of emergency caused by natural disasters and extreme environmental pollution. A whole range of advanced information technology solutions for decision-making support in emergency response. Author of over 150 publications, 2 monographs. e-mail: shershakov@rpatyphoon.ru