

Многофункциональный демонстратор технологий на базе мобильной оперативной платформы ракеты-носителя сверхлегкого класса

© Ю.А. Матвеев¹, А.А. Позин², М.И. Юрченко²

¹Московский авиационный институт (НИУ), Москва, 125993, Российская Федерация

²НПО «Тайфун», г. Обнинск, Калужская обл., 249038, Российская Федерация

Рассмотрено развитие мирового парка средств выведения (СВ) космических аппаратов. Представлены наиболее заметные проекты и программы разработки транспортных космических систем за рубежом. Отмечены основные инновации, реализуемые в целях повышения экономичности, технического совершенства и конкурентоспособности создаваемых СВ. Основной упор сделан на СВ, применяемые на основе ракеты-носителя сверхлегкого класса как многофункциональные демонстраторы на базе мобильной платформы. Рассмотрена задача оптимизации процесса разработки и обеспечения надежности СВ при многоуровневой организации проектных работ. Сформирована обобщенная модель процесса разработки СВ. Предложена методика, позволяющая оценить влияние ограничений суммарных затрат на проект создания малых космических аппаратов, на сроки его реализации, а также на рациональные сроки и значения степени надежности бортовых систем этих аппаратов применительно к универсальной платформе демонстратора.

Ключевые слова: ракета космического назначения, транспортная космическая система, космодром, технологии ракетостроения, комплексная оптимизация процесса разработки, технико-экономические ограничения

Введение. За прошедшие 70 лет космической эры как в России, так и в мире накоплен значительный опыт проведения космических операций, создана целая система транспортных средств для обеспечения космических полетов [1-3]. В настоящее время перспективные проекты новых средств выведения (СВ) рассматриваются в связи с решением проблем модернизации, совершенствования системы транспортных средств, используемых для выполнения космических миссий. Анализ показывает, что при опытной отработке для сравнительной оценки эффективности новых СВ актуальным является применение многофункционального демонстратора новых технологий на базе мобильной оперативной платформы ракеты-носителя сверхлегкого класса (РН СЛК).

Цель настоящей работы — изучение известного опыта развития СВ, анализ основных инновационных решений, используемых при создании перспективных РН, а также рассмотрение особенностей постановки и решения задачи проектирования перспективных космических транспортных средств с учетом развития техники и технологий и обеспечения требуемой надежности в планируемый период.

Далее рассмотрены особенности развития мирового парка СВ [3, 4], отмечены основные инновации, реализуемые в целях повышения экономичности, технического совершенства и конкурентоспособности создаваемых СВ, оценены возможности использования СВ на основе РН СЛК как многофункциональных демонстраторов на базе мобильной платформы. Задача оптимизации процесса разработки и обеспечения надежности демонстратора на основе РН СЛК рассмотрена при многоуровневой организации проектных работ, когда проводятся взаимосвязанные исследования процесса реализации проектов создания системы, т. е. научно-исследовательская работа (НИР), опытно-конструкторская работа (ОКР), летно-конструкторские испытания (ЛКИ), а также его бортовых систем (БС) [5, 6].

Сформулирована задача двухуровневой системы согласованного процесса разработки и обеспечения надежности применительно к малым космическим аппаратам (МКА) и их БС [7].

Определены возможности, которые дает использование моделей при численном анализе (оптимизации рассматриваемого процесса) для оценки суммарных затрат на проект создания МКА (серии МКА), сроков его (их) реализации, а также значений уровня надежности БС МКА относительно универсальной платформы демонстратора.

Общий подход к оценке программы запусков космических аппаратов. Мировой парк СВ насчитывает свыше 70 моделей ракет космического назначения (РКН) для выведения на низкую околоземную орбиту (НОО) КА массой от нескольких килограммов до почти ста тонн и более.

Сохраняется устойчивая тенденция расширения парка СВ для реализации многочисленных проектов создания разнообразных транспортных космических систем (ТКС). В 2023–2024 гг. могут быть начаты пуски РКН 40 новых моделей. Самая высокая интенсивность разработок наблюдается в США, где ожидается появление в указанный период 14 новых таких моделей, в Китае — 9, в Западной Европе — 7. В разработках ТКС с элементами многоразового использования РКН также сохраняется лидерство США.

Существующие и разрабатываемые РКН с их распределением по странам, классу и грузоподъемности (СЛК — сверхлегкий; ЛК — легкий; СК — средний; ТК (тяжелого класса) — тяжелый, сверхтяжелый) приведены в табл. 1, где отмечены варианты РН с многоразовыми элементами, включая ТКС в стадии проектной проработки. Анализ проведен по наибольшей частоте запусков в 2018–2022 гг.

Лишь девять типов РКН существующей номенклатуры имеют стабильную эксплуатационную загрузку (на уровне трех запусков в год и более). Как видно из табл. 1, на эти ракеты приходится 74 % общего числа запусков, выполненных за последние пять лет. Еще около 11 % запусков было осуществлено с помощью РН шести других типов.

Таблица 1

Типы РКН, имеющие наибольшую частоту пусков в 2018–2022 гг.

Тип РКН	Страна	Число пусков
<i>Состав в общем числе пусков 74 %</i>		
Falcon	США	151
Союз	Россия	91
CZ-2	Китай	65
CZ-3	Китай	50
CZ-4	Китай	44
Electron	США	31
Atlas-5	США	22
Ariane-5	Страны Западной Европы	19
KZ-1A	Китай	17
<i>Состав в общем числе пусков 11 %</i>		
PSLV	Индия	15
CZ-11	Китай	13
Протон	Россия	11
H-2	Япония	11
Vega	Страны Западной Европы	11
Antares	США	11
<i>Состав в общем числе пусков 15 %</i>		
Остальные РКН 35 разных типов	–	101

Приведенные в табл. 1 данные отражают избыточность мирового парка СВ относительно глобального спроса на пусковые услуги. Чаще других применяется РКН Falcon-9 (США). До 2016 г. лидером были ракеты типа «Союз» российского производства, однако в последние годы Россия по суммарным объемам космических запусков стала заметно уступать США и Китаю (табл. 2).

Таблица 2

Суммарные объемы космических запусков по годам

Страна	2018 г.	2019 г.	2020 г.	2021 г.	2022 г.	Всего
Россия	17	22	15	25	21	100
США	34	27	44	51	87	243
Государства под эгидой Европейского космического агентства (ЕКА)	11	9	7	7	6	40
Китай	39	34	39	56	64	232
Япония	6	2	4	3	1	16
Индия	7	6	2	2	5	22
Другие	–	2	3	3	2	10
Всего	114	102	114	147	186	663

К наиболее значимым направлениям эволюции СВ за рубежом можно отнести разработки многоцелевых ТКС различной грузоподъемности в странах с развитой ракетно-космической промышленностью, включая США, страны Евросоюза, Китай, Индию, Японию.

Одно из наиболее развивающихся направлений СВ — демонстрация новых технологий. Например, технологии многоразовости использования СВ в США доведены до эксплуатационной готовности. Компания SpaceX уже на постоянной основе практикует спасение ракетных блоков (РБ) и головных обтекателей (ГО) ракет семейства Falcon. В ходе запусков КА выполнены более 15 успешных посадок первых ступеней. Период между посадкой и запуском сокращен до 3 недель, достигнуто 15-кратное использование отдельных блоков при заявленном ранее расчетном ресурсе на уровне 10 полетов без ремонта (продлен до 20 полетов). Кратность применения створок ГО доведена более чем до 6 полетов. Одновременно SpaceX продолжает работы по созданию многоразовой двухступенчатой ТКС StarShip, предполагая еще в 2023 г. начать ее запуски с выходом на орбиту. Подобные работы продолжает ряд компаний по более крупным и смежным разработкам, в том числе ракетных ступеней и космопланов. Проекты французского космического агентства CNES направлены на создание перспективных многоразовых (кислородо-метановых) жидкостных ракетных двигателей (ЖРД).

Следует отметить, что интересные проекты представляет Японское агентство аэрокосмических исследований JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency) — создание унифицированных ступеней (ЖРД) из твердотопливных РН ЛК, унифицированных ступеней (ЖРД) и их различных сочетаний — жидкостных и твердотопливных. Цель таких проектов — замена эксплуатируемых РН при снижении стоимости пуска примерно в 2 раза, высокая адаптивность свойств РН к запускам КА различных типов и резкое повышение темпа запусков (до 8–10 шт. ежегодно) [8].

Таким образом, технологии демонстраторов Японии и других стран практически направлены на использование своего опыта и опыта конкурентов в интересах создания инновационных проектов для снижения стоимости запусков и повышения их темпа, а также развития новых технологий.

Концепция создания независимой системы запусков МКА. С учетом зарубежного опыта, а также многолетнего отечественного опыта разработок и применения более чем 50 модификаций исследовательских метеорологических ракет (ИМР), в [5] предложена концепция создания собственной независимой системы запуска МКА. В ее основу заложены принципы эффективной модернизации ракетной системы мониторинга и организации соответствующего инфор-

мационного обеспечения на всех этапах жизненного цикла микро ракетного комплекса (МРК).

Реализация концепции создания независимой системы запуска МКА на основе модернизации геофизического ракетного (ГФР) комплекса предусматривает:

- рассматривать средства запуска как многофункциональные и независимые от наземной космической инфраструктуры;
- снизить экологическую нагрузку на природную среду, в том числе в районах падения (РП) отделяющихся частей РН, а также не увеличивать объемы космического мусора;
- создавать оперативные резервы РН для запуска МКА на случай оперативного развертывания орбитальной группировки (ОГ) или ее наращивания при резком изменении потребностей.

Принципы, заложенные в концепции, подтверждают возможность создания отечественного многофункционального демонстратора технологий на базе мобильной оперативной платформы РН СЛК.



Рис. 1. Цели и требования, связанные с полетом демонстратора с МКА

Проблема создания демонстратора носит системный характер. Цели и требования к системам демонстратора представлены на рис. 1.

Определяющим фактором каждого полета является полезная нагрузка (ПН). Для нормального функционирования модулю ПН требуются ресурсы, которые предоставляют модули смежных систем. Основные функциональные требования, предъявляемые при реализации такого полета:

- 1) модуль ПН должен быть сориентирован в правильном направлении;
- 2) ПН должна быть операбельной;
- 3) данные, поступающие от ПН, должны быть донесены до наземных структур;
- 4) необходимо поддерживать желательную для целей полета орбиту;
- 5) элементы модуля ПН должны находиться вместе, причем на той платформе, на которой они смонтированы;
- 6) элементы ПН должны надежно работать в течение определенного периода;
- 7) обеспечение питания.

Перечисленные требования ведут к дальнейшей разбивке на подсистемы (рис. 2).

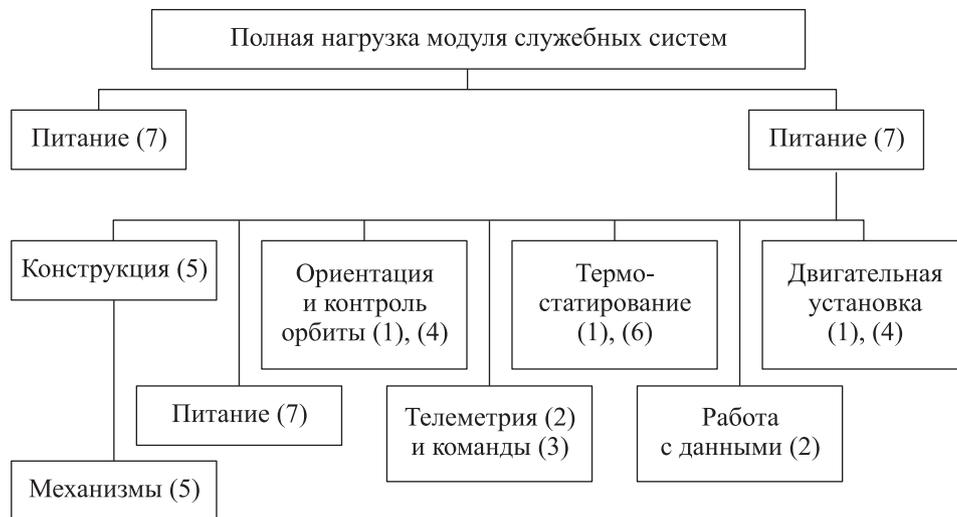


Рис. 2. Подсистемы КА

Конструкция каждой из подсистем влияет, в том числе и с точки зрения ресурсов, на остальные. При проектировании систем КА важно понять специфику полета и отдельных элементов конструкции, так как они могут оказывать решающее влияние на выбор типа МКС, а в некоторых случаях — и на основные свойства оборудования КА.

Различия в требованиях к полету и необходимость снижения массы привели к возникновению множества вариантов конструкций. Однако в настоящее время отрасль, создающая КА, движется в сторону стандартизации — специальные платформы используются в качестве ресурса для разных целей.

Конструкция, избираемая для конкретной миссии, определяется не только характером ПН, хотя она и оказывает на это значительное влияние. На инженерную разработку КА чрезвычайно влияют как коммерческие, так и политические соображения [1]. Все это заставляет подумать еще об одном важном свойстве конструкции КА — надежности, которая в наземных системах не так критична для выживания. Другими словами, система должна быть устойчивой к отказам, иначе она перестанет быть операбельной, вследствие чего миссия заканчивается.

Методы обеспечения надежности КА и их систем. Высокую надежность обеспечивают два основных метода. Первый — использование хорошо зарекомендовавших себя конструкций, что справедливо как для системы в целом, так и для отдельных ее компонентов, особенно электронных. А это, в свою очередь, приводит к росту потребляемой мощности — она может оказаться больше, чем в новейших наземных технологиях [6].

На системном уровне опробованные и протестированные решения минимизируют риски, снижают общие расходы и обеспечивают высокую степень надежности.

Второй метод связан с ограничениями допустимых значений некоторых параметров, к примеру, за счет снижения мощности множества ЭКБ (электронная компонентная база) можно увеличить ожидаемую продолжительность функционирования, что приводит к общему возрастанию массы.

При выборе подсистем КА разработчик должен хорошо представлять себе, как они действуют, какие существуют между ними сложные взаимодействия и каким образом они соответствуют системе более широкого уровня. Кроме того, необходимо найти компромисс между преимуществами в одной области и недостатками в другой, а также достичь баланса, при котором конечный результат будет представлять собой единое и гармоничное целое. И хотя у каждой подсистемы свои критерии производительности, ее производительность должна соответствовать параметрам всей системы МКА и их энергетических систем, электрореактивных двигателей и др.

Широкий круг проектов развивается в Японии, причем на основе твердотопливных технологий: демонстраторы посадочных ступеней многократного использования ракетных двигателей, суборбитальные воздушно-космические системы. Их летные испытания (ЛИ) запла-

нированы на 2026-2028 гг. Цели программ — замена ряда РН при снижении стоимости пуска примерно в 2 раза, адаптивность семейства РН к запускам КА разных типов и повышение темпа запуска в 2 раза и более.

Продолжается развитие технологий изготовления СВ, создание и внедрение новых конструкционных материалов с улучшенными свойствами. Широкое распространение в ракетостроении получили инновации, связанные с внедрением аддитивных технологий (АТ), которые по сравнению с традиционными способами производства позволяют при определенных условиях значительно сократить объемы и этапность обработки, уменьшить количество сборочных единиц, снизить массу и стоимость изделий. Например, для ступени с ЖРД цикл изготовления ракеты с применением АТ будет короче на два месяца.

В работе [5] представлены проектные характеристики демонстратора на основе модернизации отечественной геофизической ракеты МН–300. Предложена методика экономической оценки демонстратора как многоуровневой системы, позволяющей определить рациональные характеристики ее подсистем и конкретной системы в целом [5-7].

На начальном этапе проведения проектных работ рассматривается целый ряд вопросов, касающихся определения рациональных характеристик перспективных КА, оценки технико-экономической эффективности реализации проекта, организации разработки и обеспечения их надежности и качества, в том числе при производстве и эксплуатации. В связи с этим создание методов комплексного анализа указанных вопросов и проведение соответствующих исследований является актуальной задачей. Комплексный подход позволит найти функционально эффективное проектное решение при наличии технико-экономических ограничений и заданных сроков реализации проекта.

Особенности решения отдельных задач комплексной оптимизации характеристик КА (масса, показатели надежности, срок активного существования и т. д.), процесса разработки и обеспечения надежности на этапах разработки, производства, эксплуатации рассматриваются, например, в работах [2-4]. При исследовании основной задачи комплексной оптимизации указанных характеристик, а также процесса разработки КА и обеспечения его надежности используются приемы пространственно-временной и параметрической декомпозиции. Кроме того, отдельно рассматриваются главные задачи, а именно оптимизации характеристик КА и оптимизации процесса разработки и обеспечения надежности КА в ходе реализации проекта (при заданных проектных характеристиках КА).

В данном случае учитываются особенности анализа процесса разработки и обеспечения надежности КА при многоуровневой организации проектных работ, когда проводятся взаимосвязанные исследования

процесса реализации проекта создания КА в целом и подробный анализ процесса разработки (стадии НИР, ОКР, ЛКИ) отдельных БС.

В процессе исследований формулируется задача двухуровневой согласованной оптимизации процесса разработки и обеспечения надежности применительно к БС КА и КА в целом, выводятся основные соотношения проектных моделей для решения главных задач: задачи оптимизации процесса обеспечения надежности на верхнем, $(l - 1)$ -м, уровне управления разработкой КА и задачи оптимизации процесса разработки и обеспечения надежности БС КА на нижнем, l -м, уровне. Указанные задачи являются многокритериальными и многопараметрическими. При постановке многокритериальных задач используется метод ограничений. В качестве главного показателя эффективности на верхнем, $(l - 1)$ -м, уровне применительно к КА служат суммарные затраты на проект, на нижнем, l -м, уровне применительно к каждой БС КА — суммарные затраты на ее разработку и обеспечение надежности БС.

В случае модульного построения КА и использования как оригинальных, так и унифицированных БС (в проектной модели $j \in [1, m^1]$ — номера оригинальных БС; $j \in [m^1, m]$ — номера унифицированных БС (модулей)) отработка надежности проводится только в отношении оригинальных БС. Отработка надежности унифицированных БС не выполняется, но стоимость и сроки их поставки влияют на основные характеристики процесса разработки и обеспечения надежности КА на верхнем, $(l - 1)$ -м, уровне.

Методы организации многоуровневого программно-целевого управления при разработке технических устройств являются общими [5-7]. На их основе можно построить схему многоуровневой оптимизации процесса разработки КА.

На верхнем уровне при решении поставленной задачи определяются функциональные связи между этапами разработки, производства и эксплуатации КА. Результаты таких исследований используются на нижнем уровне, на котором решается задача оптимизации процесса разработки БС КА и обеспечения их надежности, формируется математическая модель изменения надежности на этапах разработки — НИР и проектно-конструкторских работ (ПКР), при наземной отработке (НО) БС и в ходе ЛИ [7-9].

Постановка задачи оптимизации процесса разработки и обеспечения надежности КА на верхнем, $(l - 1)$ -м, уровне управления разработкой. При постановке такой задачи полагают, что известны состав БС КА и их основные характеристики. Тогда ее формулируют как параметрическую задачу следующим образом: требуется найти значения надежности БС КА в конце разработки и производства P_{1j}^* , P_{2j}^* , длительности этапов разработки и производства τ_{1j} , τ_{2j} и число БС,

используемых при отработке в подпроцессах N_{1j} , N_{2j} , для того чтобы суммарные затраты C_{Σ} на выполнение поставленной задачи в течение заданного срока $T^{\text{зад}}$ были минимальны:

$$C_{\Sigma}(P_{ij}^*, N_{ij}, \tau_{ij}) \rightarrow \min \quad (1)$$

при

$$W(\dots, \dots(t)) \geq W^{\text{зад}},$$

$$\sum_{i=1}^2 \max_j \tau_{ij} + \tau_3 \leq T^{\text{зад}},$$

$$P_{ij}^*, N_{ij}, \tau_{ij} \in G,$$

где $C_{\Sigma}(\cdot)$ — функция, определяющая суммарные затраты на разработку, производство, а также эксплуатацию КА в течение заданного срока; $W(\dots, \dots(t))$ — функция, определяющая эффективность применения, которая зависит от характеристик КА, надежности его БС, целевой нагрузки $\Pi(t)$; G — допустимая область изменения варьируемых параметров.

Задача (1) является многопараметрической и многокритериальной. В рамках многокритериальной задачи проектирования процесса разработки и обеспечения надежности используется метод ограничений [10]. В данном случае главный показатель качества — суммарные затраты на проект, т. е. на разработку, производство и эксплуатацию КА в течение τ_{ϵ} .

Задание параметров $P_{ij}^*, N_{ij}, \tau_{ij}$ ($i \in [1, n]$; $j \in [1, m^1]$, i — номер этапа работ, j — номер БС) позволяет найти суммарные затраты на проект и построить функцию изменения надежности объекта в рассматриваемый период.

На $(l - 1)$ -м уровне управление осуществляется в три этапа: разработка, производство, эксплуатация, т. е. $i = 1, 2, 3$; $j \in [1, m^1]$, m^1 — число БС в КА. В этом случае суммарные затраты на выполнение поставленной задачи можно записать в виде

$$C_{\Sigma} = \sum_{i=1}^3 \sum_{j=1}^{m^1} C_{ij}. \quad (2)$$

Затраты на разработку и производство j -х БС (при $i = 1, 2$) определяются следующим образом:

$$C_{ij} = \left\{ \left[C_{ij}^1(P_{ij}^*, P_{ij}, t_{np}) \right] \frac{N_{ij}^{1-\alpha_{ij}}}{1-\alpha_{ij}} + C_{ij}^u + \Delta C_{ij} \right\} \eta_{ij}; \quad (3)$$

$$C_{ij}^1(\cdot) = \bar{C}(t_{np}) (1 - P_{ij}^*)^{-\beta_{ij}^*(t_{np})} (1 - P_{i+1j})^{-\beta_{ij}(t_{np})}; \quad (4)$$

$$P_{ij}^* \geq P_{i+1j};$$

$$C_{ij}^u = \bar{C}_{ij}^u(t_{np}) N_{ij} \xi_{ij}; \quad (5)$$

$$\tau_{ij} = (1 + \tau)_{ij}^{\tau_{np}}. \quad (6)$$

Затраты на эксплуатацию КА ($i=3$) рассчитываются с помощью соотношений

$$C_{3j} = \bar{C}_{3j}(P_{2j}, t_{np}) N_{3j} Q_{3j} \eta_{3j}(t), \quad (7)$$

$$\bar{C}_{3j}(\cdot) = \bar{C}_{3j}^1(t_{np}) + \bar{C}_{3j}^2(t_{np}) (-\ln P_{2j}^*); \quad (8)$$

$$\eta_{3j} = (1 + E)_{3j}^{\tau_{np}}. \quad (9)$$

Математическая модель включает в себя также зависимости, определяющие функцию изменения надежности и эффективности применения:

$$P_{ij}^* = P_{ij}^*(P_{ij}, N_{ij}, \tau_{ij}), \quad (10)$$

$$P_{ij}^* = 1 - (1 - P_{ij}) \exp(-b_{ij}^*(t_{np}) \tau_{ij} - b_{ij}^{**}(t_{np}) N_{ij} \xi_{ij}), \quad (11)$$

$$P_{3j}^* = P_{2j}^* \exp(-\lambda_j(t_{np}) \tau_{3j}), \quad (12)$$

$$P_3^* = \prod_j^m P_{3j}^*; \quad (13)$$

$$W(\cdot) = 1 - (1 - P_3^*)^{N_3}; \quad (14)$$

$$N_{3j} = f_j(N_3). \quad (15)$$

В приведенных выражениях C_{ij}^u — затраты на испытания j -й системы на i -м этапе; ΔC_{ij} — дополнительные затраты; η_{ij} — коэффициент приведения затрат; α_{ij} , ξ_{ij} , Q_{3j} , E — нормативные коэффициенты;

$\bar{C}_{ij}(t_{\text{пр}})$; $\beta_{ij}^*(t_{\text{пр}})$; $\beta_{ij}(t_{\text{пр}})$; $\bar{C}_{ij}^u(t_{\text{пр}})$; $\bar{C}_{3j}^1(t_{\text{пр}})$; $\bar{C}_{3j}^2(t_{\text{пр}})$; $b_{ij}^*(t_{\text{пр}})$; $b_{ij}^{**}(t_{\text{пр}})$; $\lambda_j(t_{\text{пр}})$ — статистические коэффициенты модели, устанавливаемые по результатам разработки КА-аналогов и их БС, значения которых зависят от времени реализации проекта $t_{\text{пр}}$; исследование их динамики при анализе перспективных разработок имеет принципиальное значение, так как позволяет учесть фактор научно-технического прогресса и ограничения промышленной базы.

При решении задачи (1) находим, в частности, $P_{1j}^{\text{опт}}$, $\tau_{1j}^{\text{опт}}$, $N_{1j}^{\text{опт}}$, $j \in [1, m^1]$. Таким образом, полученное решение определяет параметрические и функциональные связи, на основе которых проводится анализ процесса разработки на нижнем уровне.

Задача оптимизации процесса разработки БС КА на l -м уровне управления разработкой. Требуется определить значения надежности j -х БС КА на i -х этапах разработки (ПКР, НО, ЛКИ), длительность подпроцессов разработки и число проводимых испытаний j -х БС КА, для того чтобы суммарные затраты на разработку КА были минимальны и выполнялись условия по ее длительности и уровню надежности КА в конце разработки. Формально такую задачу можно записать следующим образом:

$$C_p^{i-1}(P_{ij}, N_{ij}, \tau_{ij}) \rightarrow \min; \quad (16)$$

$$\sum_i \max_j \tau_{ij} \leq \psi_i(\tau_{1j}^{\text{опт}}, j \in [1, m^1]); \quad (17)$$

$$N_{ij} = f(N_{1j}^{\text{опт}}, j \in [1, m^1]); \quad (18)$$

$$P_{3j}^* = P_{3j}^{\text{зад}}; \quad (19)$$

$$P_{4j}^* = P_{4j}^{\text{зад}}; \quad (20)$$

$$P_{3j}^{\text{зад}} = \Phi_j(P_{1j}^{\text{опт}}, j \in [1, m^1]);$$

$$P_{4j}^{\text{зад}} = Q_j(P_{2j}, j \in [1, m^1]);$$

$$j \in [1, m^2],$$

где $C_p^{i-1}(\cdot)$ — суммарные приведенные затраты на разработку КА; P_{ij}^* — уровни надежности j -х БС на i -х этапах разработки; N_{1j}^* , τ_{ij} —

объемы испытаний и длительность отработки j -х БС на i -х этапах соответственно.

Имеют место функциональные ограничения на сроки разработки, объем испытаний, уровни надежности. Видно, что задача (16)–(20) является также многокритериальной и многопараметрической.

Модель процесса разработки. Обобщенная модель процесса разработки КА формируется в соответствии с подробным графом работ. На графе выделяются элементы первого типа, надежность которых меняется в процессе разработки, и второго типа — унифицированные системы, комплектующие элементы с заданным уровнем надежности, которые поступают в оговоренные сроки и по известной цене. Эта модель включает в себя соотношения, определяющие функцию изменения надежности и функцию изменения затрат.

Суммарные затраты на разработку КА рассчитываются по формуле

$$C_p = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^{m^1} C_{ij} (P_{ij}^*, N_{ij}, \tau_{ij}) \eta_{ij} + \sum_{i=1}^n \sum_{j=m^1+1}^m C_{ij} (\tau_{ij}, N_{ij}) \eta_{ij}, \quad (21)$$

где n — число этапов разработки; $j \in [1, m^1]$ — номера элементов первого типа; $j \in [m^1 + 1, m]$ — номера элементов второго типа, затраты на которые не связаны с надежностью.

Для решения задачи согласованной двухуровневой оптимизации процесса разработки и обеспечения надежности КА рассмотрим следующую постановку такой задачи. Требуется определить:

$$P_{1k}^{*\text{опт}}, N_{1k}^{\text{опт}}, t_{1k}^{\text{опт}} \in G^B(\cdot), k \in [1, m^1],$$

$$P_{ij}^{*\text{опт}}, N_{ij}^{*\text{опт}}, t_{ij}^{\text{опт}} \in G^H(\cdot), i \in [1, 2, 3], j \in [1, m^2],$$

такие, что

$$C_\Sigma (C_p^B (P_{1k}^{*\text{опт}}, N_{1k}^{\text{опт}}, t_{1k}^{\text{опт}}, \beta), \dots) \rightarrow \min, \quad (22)$$

$$C_p^H (P_{ij}^{*\text{опт}}, N_{ij}^{\text{опт}}, t_{ij}^{\text{опт}}) \rightarrow \min, \quad (23)$$

и

$$|C_p^B(\dots, \beta) - C_p^H(\cdot)| \leq \Delta C^{1\text{зад}},$$

$$\beta = A \left\{ (P_{1k}^*, N_{1k}, \tau_{1k})_l \in U_\delta (P_{1k}^{*\text{опт}}, N_{1k}^{\text{опт}}, t_{1k}^{\text{опт}}), l \in [1, L] \right\}, \quad (24)$$

где $G^B(\cdot)$, $G^H(\cdot)$ — допустимые области изменения варьируемых параметров.

При решении приведенных выше задач верхнего и нижнего уровней последние задаются системой функциональных связей в виде равенств и неравенств в рамках соответствующих задач; $\beta = (\bar{C}_{1k} \beta_{1k}^*, \beta_{1k}, b_{1k}^*, b_{1k}^{**})$ — вектор коэффициентов модели верхнего уровня, значения которых уточняются в процессе оптимизации; условие (23) определяет согласованность решений задач оптимизации параметров процесса разработки и обеспечения надежности КА в целом и его БС; $\Delta C^{1\text{зад}}$ — заранее заданная малая величина; $A\{\cdot\}$ — оператор получения коэффициентов статических моделей на верхнем уровне управления разработкой исходя из результатов проведенных расчетов (оптимизации процесса разработки) на нижнем уровне. Этот оператор используется при адаптации модели верхнего уровня на каждом шаге итерационного процесса решения рассматриваемой задачи.

Применяется статистический метод согласованной двухуровневой оптимизации. Реализация многоуровневой оптимизации процесса разработки и обеспечения надежности КА позволяет уменьшить число варьируемых переменных при решении соответствующих экстремальных задач на каждом уровне управления разработкой, а также упростить поиск оптимальных решений. При модернизации проекта (техники), когда изменяются отдельные этапы работ, в модели верхнего уровня изменяются лишь соответствующие коэффициенты.

Алгоритм согласованной двухуровневой оптимизации решения сформулированной задачи включает в себя решение трех главных задач: оптимизации процесса разработки КА верхнего уровня управления разработкой, оптимизации процесса разработки и обеспечения надежности БС КА на нижнем уровне, а также направленной адаптации модели верхнего уровня управления и согласования решений.

При оптимальном процессе разработки требования к надежности БС КА в конце этапов ПКР ($i = 1$), НО ($i = 2$) и ЛКИ ($i = 3$) различны. Повышение требований к надежности КА в конце разработки обуславливает увеличение затрат средств и времени.

Анализ показывает, что за счет повышения эффективности НО и уменьшения количества ЛКИ требуемый уровень надежности КА в конце этапа ЛКИ будет достигнут при меньших затратах.

Результаты комплексного исследования процесса разработки и обеспечения (нормирования) надежности БС КА при наличии ограничений на длительность этапа создания КА свидетельствуют о том, что при уменьшении этой длительности затраты возрастают, что объясняется возможными недоработками, сравнительно низким уровнем надежности, необходимостью увеличения числа КА для выполнения задания. Затраты также увеличиваются в случае превышения значения длительности $\tau_{\text{опт}}$.

Указанные задачи рассмотрены с учетом особенностей согласования двухуровневой оптимизации процесса разработки КА, демонстратора и его подсистем.

Заключение. Рассмотрен опыт развития СВ, выполнен анализ основных инновационных решений, использованных при создании перспективных РН, а также отмечены особенности постановки и решения задачи проектирования перспективных космических ТС с учетом развития техники и технологий обеспечения требуемой надежности в планируемый период.

В результате анализа состояния развития мирового парка СВ КА выявлены устойчивые тенденции технологического процесса в ракетостроении. Развитие наукоемких технологий является актуальной задачей для выполнения требований долгосрочной государственной политики России. Одно из таких направлений развития — системы демонстраторов технологий на базе мобильной оперативной платформы РН СЛК. Рассмотрены особенности оптимизации процесса разработки и обеспечения надежности КА, демонстратора на основе РН СЛК при многоуровневой организации проектных работ, когда проводятся взаимоувязанные исследования процесса реализации проектов создания системы (НИР, ОКР, ЛКИ), а также его БС.

Сформулирована задача двухуровневой системы согласованного процесса разработки и обеспечения надежности применительно к МКА и его БС. Приведены основные соотношения проектных моделей на различных уровнях разработки. Установлено, что применение моделей при численном анализе (оптимизации рассматриваемого процесса) позволяет, в частности, оценить влияние ограничений на суммарные затраты на проект создания МКА (серии МКА), на сроки его реализации, а также на рациональные сроки и значения степени надежности БС МКА применительно к универсальной платформе демонстратора.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Фортегско П., Суайнерд Г., Старк Д., ред. *Разработка систем космических аппаратов*. Москва, Альпина Паблшер, 2016, 764 с.
- [2] Матвеев Ю.А., Позин А.А., Шершаков В.М. Ракетные технические средства геофизического мониторинга, их развитие и возможности. *Общероссийский научно-технический журнал «Полёт»*, 2017, № 8, с. 26–31.
- [3] Биркин И.А., Зацерковный С.П., Кузнецов И.И., Медведев А.А., Юрченко В.С. Состояние и тенденции развития мирового парка средств выведения космических аппаратов. *Космонавтика и ракетостроение*, 2023, вып. 2 (131), с. 150–172.
- [4] Гостев Ю.А., Колосов Ю.А., Медведев А.А., Назаров С.С., Шахов Г.В. Перспективный способ спасения многоразового ускорителя первой ступени ракет-носителей вертикальной посадки. *Космонавтика и ракетостроение*, 2022, вып. 3 (126), с. 51–60.

- [5] Матвеев Ю.А., Позин А.А., Шершаков В.М. Системные вопросы создания ракет-носителей сверхлёгкого класса. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2019, № 2, с. 37–43.
- [6] *Тори Бруно раскрывает секреты ракетостроения*. aboutspacejournal.net, 19:42 16/03/2023.
- [7] Матвеев Ю.А., Шевченко С.Н. Оптимизация процесса и обеспечения надёжности перспективных космических аппаратов при многоуровневой организации работ. Основные соотношения проектной модели. *Космонавтика и ракетостроение*, 2023, вып. 3 (132), с. 160–169.
- [8] Китай запускает 14 спутников с помощью новой твердотопливной ракеты с мобильной морской платформы. *Ракетная и космическая техника*, 2022, № 51, с. 30–32.
- [9] Шевченко С.Н. Метод планирования объёмов наземной отработки ракет космического назначения до начала лётных испытаний. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2019, № 1, с. 27–30.
- [10] Золотов А.А., Нуруллаев Э.Д. Методы обеспечения надёжности при разработке ракетно-космических систем. *Общероссийский научно-технический журнал «Полёт»*, 2019, № 2, с. 24–31.

Статья поступила в редакцию 23.04.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Матвеев Ю.А., Позин А.А., Юрченко М.И. Многофункциональный демонстратор технологий на базе мобильной оперативной платформы ракеты-носителя сверхлёгкого класса. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 6.

EDN UDOJEG

Матвеев Юрий Александрович — д-р техн. наук, профессор кафедры № 601 Института № 6 МАИ; автор более 100 печатных работ и ряда монографий, а также патентов на изобретения. Область научных интересов: ракетно-космическая техника, прогноз развития и управление разработками сложных организационно-технических систем. e-mail: 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

Юрченко Максим Игоревич — инженер-конструктор лаборатории № 6 «Экологические и геофизические исследования ракетно-космических технологий» ИЭМ ФГБУ «НПО «Тайфун» Росгидромета. Область научных интересов: космические аппараты, проектирование и конструирование новых образцов ракетно-космической техники. e-mail: yurchenko@rpatyphoon.ru

Multifunctional technology demonstrator based on the mobile operation platform of the ultralight launch vehicle

© Yu.A. Matveev¹, A.A. Pozin², M.I. Yurchenko²

¹ Moscow Aviation Institute, Moscow, 125993, Russian Federation

² RPA “Typhoon”, Obninsk, 249038, Russian Federation

The paper considers developments in the world fleet of the spacecraft launch vehicles. It presents the most notable projects and programs in development of the space transportation systems abroad. The main innovations implemented in order to increase efficiency; technical excellence and competitiveness of the created launch vehicles are noted. Primary emphasis is placed on the ultralight launch vehicle as the multifunctional demonstrators on a mobile platform. The problem of optimizing the development process and ensuring reliability of the launch vehicles is analyzed with the design multi-level organization. Generalized model of the launch vehicle development process is formed. The paper proposes a methodology making it possible to assess the impact of limitations in the project total cost to create small spacecraft, timing of its implementation, as well as rational reliability period and values of the small spacecraft on-board systems in relation to the universal demonstrator platform.

Keywords: space rocket, space transportation system, cosmodrome, rocket engineering technology, design and development comprehensive optimization, technical and economic limitations

REFERENCES

- [1] Fortescue P. (editor), Swinerd Gr. (editor), Stark J. (editor). *Spacecraft systems engineering*. Wiley, 2011 [In Russ.: Razrabotka sistem kosmicheskikh apparatov. P. Forteskyu, G. Suaynerda, D. Starka, reds. Moscow, Alpina Publisher Publ., 2016, 764 p.].
- [2] Matveev Yu.A., Pozin A.A., Shershakov V.M. Raketnye tekhnicheskie sredstva geofizicheskogo monitoringa, ikh razvitie i vozmozhnosti [Rocket technical means of geophysical monitoring, their development and capabilities]. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal “Polet” — All-Russian Scientific-Technical Journal “Polyot” (“Flight”)*, 2017, no. 8, pp. 26–31.
- [3] Birkin I.A., Zatserkovny S.P., Kuznetsov I.I., Medvedev A.A., Yurchenko V.S. Sostoyanie i tendentsii razvitiya mirovogo parka sredstv vyvedeniya kosmicheskikh apparatov [Status and development trends in the global fleet of the spacecraft launch vehicles]. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2023, iss. 2, no. 131, pp. 150–172.
- [4] Gostev Yu.A., Kolosov Yu.A., Medvedev A.A., Nazarov S.S., Shakhov G.V. Perspektivnyi sposob spaseniya mnogorazovogo uskoritelya pervoy stupeni raketnositeley vertikalnoy posadki [A promising way to save the reusable first stage booster of the vertical landing launch vehicles]. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2022, iss. 3, no. 126, pp. 51–60.
- [5] Matveev Yu.A., Pozin A.A., Shershakov V.M. Sistemnye voprosy sozdaniya raket-nositeley sverkhlegkogo klassa [System level issues of the ultralight launch vehicles development]. *Journal “Vestnik “NPO imeni S.A. Lavochkina”*, 2019, no. 2, pp. 37–43.

- [6] *Tori Bruno raskryvaet sekrety raketostroeniya* [Tory Bruno reveals the secrets of rocket engineering]. *aboutspacejournal.net*, 19:42 16/03/2023.
- [7] Matveev Yu.A., Shevchenko S.N. Optimizatsiya protsessa i obespecheniya nadezhnosti perspektivnykh kosmicheskikh apparatov pri mnogourovnevnoy organizatsii rabot, Osnovnye sootnosheniya proektnoy modeli [Optimization of the process and ensuring reliability of the promising spacecraft with the multi-level organization of work, main relations in the design model]. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2023, iss. 3, no. 132, pp. 160–169.
- [8] Kitay zapuskaet 14 sputnikov s pomoshchyu novoy tverdotoplivnoy rakety s mobilnoy morskoy platformy [China launches 14 satellites using a new solid-fuel rocket from the mobile marine platform]. *Raketnaya i kosmicheskaya tekhnika — Rocket and Space Technology*, 2022, no. 51, pp. 30–32.
- [9] Shevchenko S.N. Metod planirovaniya obyemov nazemnoy otrabotki raket kosmicheskogo naznacheniya do nachala letnykh ispytaniy [Method of planning of ground verification scopes for the integrated launch vehicles prior to a start of their flight tests]. *Journal “Vestnik “NPO imeni S.A. Lavochkina”*, 2019, no. 1, pp. 27–30.
- [10] Zolotov A.A., Nurullaev E.D. Metody obespecheniya nadezhnosti pri razrabotke raketno-kosmicheskikh sistem [The space-rocket systems development reliability ensuring methods]. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskii zhurnal “Polet” — All-Russian Scientific-Technical Journal “Polyot” (“Flight”)*, 2019, no. 2, pp. 24–31.

Matveev Yu.A., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department 601, Institute no. 6, Moscow Aviation Institute (National Research University); author of more than 100 publications, number of monographs and invention patents. Scientific interests: aerospace technology, predicting and controlling development of the complex organization and technical systems. e-mail: matveev_ya@mail.ru

Pozin A.A., Dr. Sc. (Eng.), Head of Laboratory no. 6 “Ecological and Geophysical Research in Aerospace Technology”, Institute of Experimental Meteorology, RPA “Typhoon”, Federal Service for Hydrometeorology and Environmental Monitoring; author of more than 100 publications, monographs and over 30 author certificates and patents. Scientific interests: rocket and space experiments, rocket and space technology design and its development control. e-mail: pozin@rpatyphoon.ru

Yurchenko M.I., Design Engineer, Laboratory no. 6 “Ecological and Geophysical Research in Aerospace Technology”, Institute of Experimental Meteorology, RPA “Typhoon”, Federal Service for Hydrometeorology and Environmental Monitoring. Scientific interests: spacecraft, design and development of modern rocket and space technology. e-mail: yurchenko@rpatyphoon.ru