Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.7.01:629.7.028:004.94

Формирование схемных решений систем разделения ракет-носителей сверхлегкого класса на основе архитектурного моделирования и их классификации по схемообразующим признакам

А.А. Кабанов, В.Д. Борисов

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Formation of schematic solutions for separation systems of ultrasmall-lift launch vehicles based on architectural modeling and classification of their schematic features

A.A. Kabanov, V.D. Borisov

Moscow Aviation Institute (National Research University)

Миниатюризация, рост номенклатуры и количества полезных нагрузок, а также ужесточение требований к срокам и точности их размещения на орбите привели к интенсивному развитию за рубежом транспортных систем на основе ракет космического назначения легкого и сверхлегкого классов. В то же время отечественный опыт и методическое обеспечение создания таких ракет отсутствуют. Для разработки их элементов используют отработанные для средних/тяжелых ракет конструкции и методы их расчета путем их масштабирования и адаптации, что в отрыве от актуального контекста проектирования ведет к неэффективным решениям. Для решения этой проблемы на примере системы разделения головного обтекателя ракет космического назначения сверхлегкого класса поставлены две задачи и предложен метод их решения. Первая задача направлена на увязку внешнего и внутреннего этапов проектирования с использованием метода модельно-ориентированного архитектурного проектирования ARCADIA, чтобы получить формальный механизм трансляции требований верхнего уровня, предъявляемых к ракетам космического назначения в целом к конкретным требованиям для систем разделения. Вторая задача — получение инструмента формирования возможных вариантов схемных решений реализации системы разделения, в качестве которого предложена новая классификация систем разделения по схемообразующим признакам. Полученный результат планируется развить до уровня прикладных моделей с сохранением их связи с концептуальными моделями вышестоящих уровней проектирования систем разделения головного обтекателя ракет космического назначения сверхлегкого класса.

EDN: AWLSOG, https://elibrary/awlsog

Ключевые слова: ракеты-носители космического назначения, механические системы разделения, метод ARCADIA, схемообразующие признаки, Capella, классификация систем разделения

Miniaturization, the growth of the range and quantity of payloads, and increasingly stringent requirements for the timing and accuracy of their placement in orbit have recently led to the intensive development of transport systems based on small-lift and ultrasmall-lift launch vehicles abroad. At the same time, domestic experience and methodological support for the development of small-lift and ultrasmall-lift launch vehicles are virtually nonexistent. Their components are developed using proven designs and calculation methods for medium/heavy-lift launch vehicles, scaling and adapting them, which, when disconnected from the current design context, leads to ineffective solutions. To address this issue, this paper, using the example of the payload fairing separation system of small-lift and ultrasmall-lift launch vehicles, formulates and proposes a method for solving two problems. The first aims to link the external and internal design phases using the Arcadia model-based architectural design methodology in order to develop a formal mechanism for translating high-level requirements for the launch vehicle as a whole to specific requirements for the separation systems. The second objective aims to develop a tool for generating possible design options for the implementation of the separation systems. This work proposes a new S classifier based on the separation systems' schematic features. The resulting result is planned to be further developed into applied models while maintaining their connection with the conceptual models of higher-level design for the fairing separation system of small-lift and ultrasmall-lift launch vehicles.

EDN: AWLSOG, https://elibrary/awlsog

Keywords: ultrasmall-lift launch vehicles, mechanical separation systems, Arcadia method, schematic features, Capella, classification of separation systems

Отделение и сброс головного обтекателя (ГО) от ракеты-носителя (РН) — один из основных этапов запуска космического аппарата (КА). ГО предназначены для защиты полезной нагрузки от нежелательных воздействий внешней среды на различных этапах эксплуатации ракет космического назначения (РКН). Когда необходимость в защите отпадает, ГО отделяется от РН. Удержание ГО в закрытом положении и его дальнейший сброс в требуемый момент времени обеспечивает система разделения (СР).

В отличие от практики предыдущих лет, зафиксированной в соответствующем методическом аппарате для нескольких базовых решений, в последнее время наблюдается многообразие разрабатываемых РН легкого и сверхлегкого классов (СЛК) (более 200 проектов, из них 23 — новые в период 2021–2023 гг. по данным на 2023 г. [1]) и, как следствие, конструкторско-технологических решений (КТР) по их составным системам, что требует другого подхода к их разработке.

Цель работы — разработать альтернативный подход к проектированию подсистем РН в контексте РН в целом в виде методики формирования схемных решений подсистем РН на примере СР РН СЛК на основе архитектурного моделирования и классификации решений по схемообразующим признакам для выбора рациональных КТР подсистем.

Анализ существующих КТР СР РН и методов их проектирования. Традиционно СР ГО базируются на пиротехнических системах, которые расходуют энергию сгорания пиротехнических составов для разрушения механических связей между отделяемыми частями [2–5], либо для создания необходимого импульса для активации механизма разделения ГО [6]. К основным достоинствам СР ГО на основе пиротехнических систем относятся высокая энергоэффективность, простота конструкции и малые габаритные размеры, быстрота и незначительная разновременность в срабатывании, высокая надежность и большой опыт применения [7].

Однако пиротехнические системы имеют недостатки, которые могут значительно ограничивать их применение [8]: высокие ударная нагрузка и стоимость, отсутствие возможности проверки работоспособности пиротехнических элементов, опасность при обращении с пиротехникой и чрезмерное количество испытаний одноразовой системы для определения ее надежности.

При рассмотрении КТР, используемых в отечественной практике, в условиях отсутствия конкуренции характерно преобладание базового отработанного КТР СР, позволяющего адаптировать ГО под требования полезной нагрузки. Это решение представляет собой дискретное устройство, срабатывание которого происходит следующим образом: наконечник под действием пиротехнического привода поднимается в направлении полета, тянет за собой тяги, присоединенные к механическим замкам (шариковым или рычажным), проворачивая их, что приводит к раскрытию (рис. 1) [6, 9].

Недостатком подхода проектирования СР ГО РН СЛК на основе аналога системы является копирование/масштабирование КТР из РН более тяжелого класса в новую для всех элементов СР с их особенностями и свойствами, которые могут оказаться устаревшими или избыточными вследствие других условий эксплуатации. А при внесении корректировок и введении новых требований к СР может возникнуть ситуация обрыва связей между элементами или логическое отсутствие необходимого элемента, которое можно выявить только на более поздних стадиях жизненного цикла изделия [10], что приведет к увеличению стоимости и сроков разработки.

Анализ отечественного опыта проектирования СР ГО РН, выявил несколько подходов. Первый связан с решением системы дифференциальных уравнений и определением динамики движения отделившихся систем [11–15]. Подход основан на методах оптимизации и определяет создание необходимого и достаточного усилия исполнительных органов СР (толкателей) для безопасного разделения.

Недостаток метода заключается в том, что для упрощения решения системы дифференциальных уравнений использована упрощенная модель разделения, рассматривающая только момент отделения без учета работы силовых

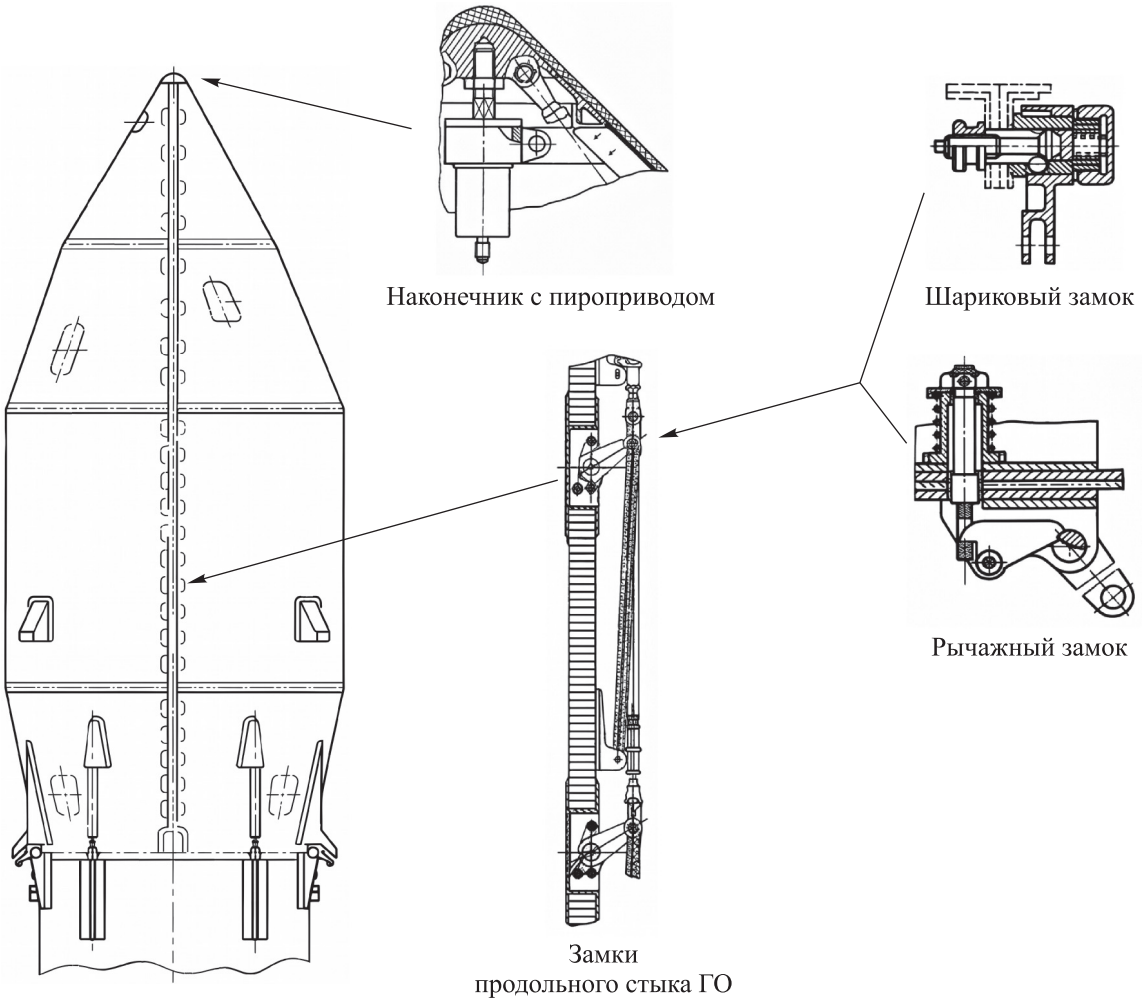


Рис. 1. Схема базового КТР, используемого в СР ГО РН отечественного производства

замков и возможных флуктуаций системы после их отработки. Поэтому такой подход позволяет определить только проектные параметры толкателей и нагрузку, которую испытывают элементы конструкции, сопровождающие движение ГО в момент отделения и не определяет ни требования, ни проектные параметры других составных частей СР.

Второй подход, предложенный Б.В. Грабиным, О.И. Давыдовым и В.И. Жихаревым [9], позволяет определить нагрузку, испытываемую СР в момент выведения. Он позволяет оптимизировать нагрузку воспринимаемым одним структурным элементом, изменяя шаг их расположения относительно друг друга. Подход также применим только при решении частной задачи — в условиях продольного стыка разделения и дискретной схемы закрепления СР ГО.

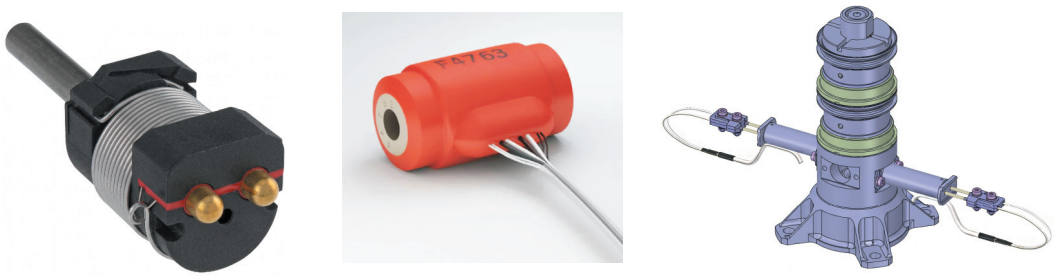
Вследствие указанных недостатков мировая практика создания новых РКН имеет тенденцию к отказу от пиротехнических СР в пользу механических без использования любых пиротехнических зарядов [16]. По данным интернет-сайтов разработчиков РН СЛК, более половины из девятнадцати зарубежных компаний используют непиротехнические решения в СР (табл. 1).

Альтернативой пиротехническому приводу служат СР на основе пневматического [17], электрического [18] или термического привода [19–21], а в качестве запирающих механизмов выступают цанговые [22] и шариковые замки [19, 23], сегментные гайки [17], разрывные болты [24] и др. Многие из этих решений приведены к унифицированному виду и поставляются компаниями-производителями (Eaton, Ensign-Bickford Aerospace & Defense Company, Airbus Defence and Space Netherlands) в виде готовых компонентов конечной продукции, из которых собирают СР. Примеры готовых компонентов зарубежных компаний-производителей, используемых в механических СР ГО РКН СЛК [21, 24, 25], приведены на рис. 2.

Таблица 1

Типы СР ГО, используемых в РН СЛК

Компания	Название РН СЛК	Год начала разработки	Тип СР ГО
Perigee	Blue Whale	2018	–
Innospace	HANBIT-Nano, HANBIT-Micro	2017	Сплав с памятью формы, сегментная гайка
Space One	Kairos	2018	–
Interstellar Techonologies	Zero	2013	Механическая
JAXA	Epsilon	2007	–
Gilmour Space	Eris	2012	–
ABL Space Systems	RS1	2017	Пневматическая защелка и электрическая сегментная катушка
Firefly Aerospace	Alpha	2017	Пневматическая
RocketLab	Electron	2014	Пневматическая
ORBEX	Orbex Prime	2015	Механическая
PLDSPACE	Miura 5	2011	Пневматическая
RFA	RFA One	2018	Пневматическая
ISAR Aerospace	Spectrum	2018	Механическая
Skyroot	Vikaram-1	2018	–
ISRO	SSLV	2017	–
ZeroOneSpace	OS-X	2015	–
CAS SPACE	Lijian	2018	–
Galactic Energy	CERES-1	2018	–
iSpace	SQX-1	2016	–



а *б* *в*

Рис. 2. Примеры готовых компонентов компаний-производителей, используемых в механических СР ГО РКН СЛК:
а — электромеханическая катушка; *б* — элемент на основе сплава с памятью формы; *в* — термический нож

В зарубежной практике при проектировании СР ГО на основе номенклатурного ряда готовых компонентов принят метод, связанный с анализом работоспособности конечного изделия: его кинематики и прочности [17, 23, 26, 27] с использованием аналитического аппарата и/или имитационного моделирования. Этот метод проектирования удобен при верификации КТР, значительно упрощает и ускоряет разработку сложных технических систем, когда многопараметрическая задача сводится к простому перебору конкретных известных параметров унифицированных изделий. Однако такое проектирование требует жесткой увязки и зависимости вышестоящей системы от ее подсистем, что приводит к решению частной задачи оптимизации параметров системы и невозможности ее дальнейшей модернизации без функциональных изменений принятых КТР.

Этот метод удобен при проектировании единичных сложных технических систем, когда время использования СР может быть равно или даже меньше времени ее разработки, а следовательно, уменьшение сроков и стоимости разработки значительно важнее, чем конструктивное совершенство. При проектировании многосерийных сложных систем, особенно таких как РН СЛК, когда время разработки намного меньше, чем время эксплуатации системы, комплексный анализ проектно-конструкторских и технологических решений всех подсистем повысит их качество и сократит число недоработок, что уменьшит сроки и затраты на реализацию и изготовление всей системы, несмотря на увеличение стоимости разработки.

Анализ рассмотренных методов выполнен с точки зрения современных подходов к проектированию, определенных INCOSE [28] в виде модельно-ориентированной системной инженерии (MBSE), включая RFLP (Requirements Engineering, Functional Analysis, Logical Design, Physical Design), предложенной С. Клейнером и К. Крамером [29], основанных на управлении требованиями, функциональном анализе, логическом и физическом проектировании.

Результаты проведенного анализа показали их бессистемный характер. В рассмотренных методах проектирования СР можно выделить

Таблица 2

Характерные особенности проектирования СР РН

Этап проектирования	Особенности проектирования	
	в Российской Федерации	за рубежом
Внешнее проектирование	Связи, учитывающие внешнее окружение СР в целом не формализованы. Частные расчеты выполняются исходя из нагрузок СР	Известны только общие подходы к архитектурному проектированию для учета внешнего окружения. Методики их реализации для СР РН отсутствуют или недоступны
Внутреннее проектирование	Проектирование на основе базового КТР, отработанного для нерелевантной области (условий) применения. Решение частных расчетных аналитических моделей для базового КТР	Проектирование на основе комбинации из набора готовых унифицированных компонентов, ориентированных на конкретную область применения (класс РН) с валидацией решений на имитационных моделях

отсутствие в полной мере этапов функционального анализа и логического проектирования, где система рассматривается как взаимодействие различных функций без непосредственной привязки к готовым техническим решениям, а также где ведется поиск альтернативных схемных решений для реализации, определенных на предыдущем этапе функций при соблюдении требований к механической СР в целом. То есть отсутствуют некоторые основные этапы системного подхода к проектированию системы и/или их интеграции между собой. Характерные особенности проектирования СР РН в России и за рубежом приведены в табл. 2.

Предлагаемый подход, увязывающий этапы внешнего и внутреннего проектирования на основе архитектурной модели СР РН. Вследствие сложности учета всех требований и функционального описания технической системы, а также отражения взаимодействия всех компонентов между собой и внешней средой рационально представлять систему на начальном этапе в виде архитектурной модели [30].

Для разработки архитектурной модели СР РН СЛК в работе использован метод ARCADIA (ARChitecture Analysis and Design Integrated Approach) в программной среде Capella [31]. Метод ARCADIA представляет собой систему в виде набора связанных между собой моделей на разных уровнях абстракции и позволяет анализировать ее с разных точек зрения, рассматривая каждый значимый аспект проектирования [32]. ARCADIA вводит следующие четыре уровня проработанности СР: операционный анализ (чего должны достичь пользователи системы), анализ потребностей системы (чего она должна достичь для участников), логическая архитектура (как система будет работать в соответствии с ожиданиями) и физическая архитектура (как будет реализована система).

В соответствии с методом ARCADIA с помощью открытого программного обеспечения Capella разработана архитектурная модель СР РН (рис. 3–5).

Задача моделирования на этапе операционного анализа СР ГО (см. рис. 3) состояла в том, чтобы сосредоточиться на выявлении потребностей и целей будущих пользователей системы. В рамках данного анализа архитектура представляет собой функциональное взаимодействие различных составных частей РКН на стартовом комплексе до пуска и их функциональное взаимодействие при пуске. На этом этапе СР ГО не определяется как система, не выделяются ее функции и структура, а определяется только то, чего пользователи системы должны достичь в рамках работы или миссии, независимо от какого-либо схемного решения подсистем РКН.

На этапе анализа потребностей СР РН проводился внешний функциональный анализ исследуемой системы (см. рис. 4) с целью определения ее функций, необходимых пользователям

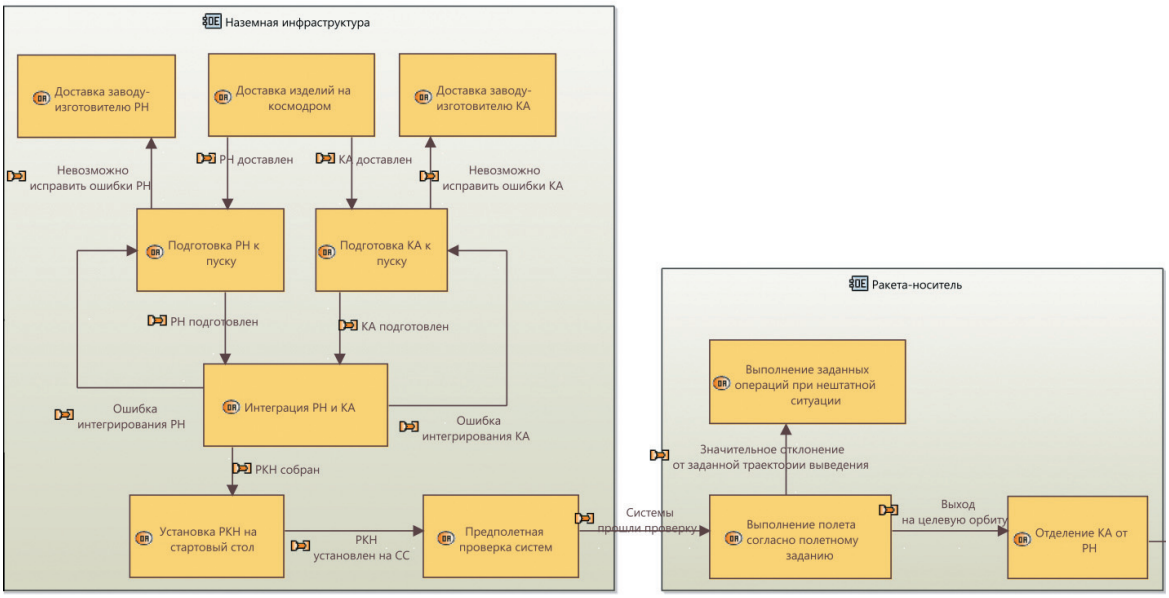


Рис. 3. Фрагмент архитектурной модели СР РН на этапе операционного анализа

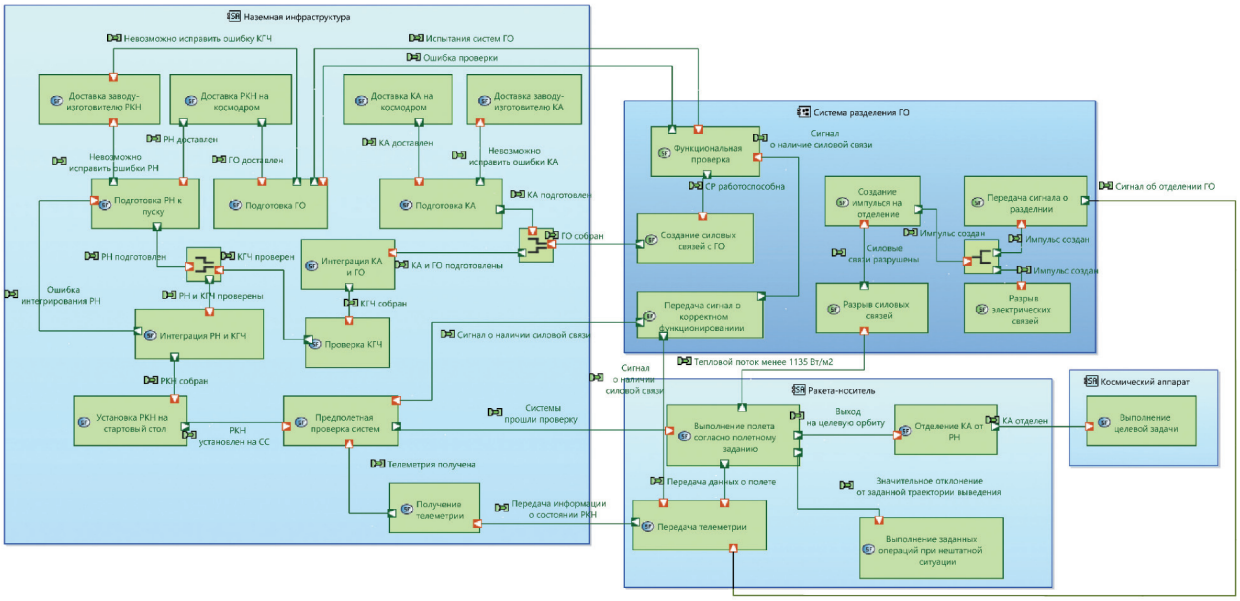


Рис. 4. Фрагмент архитектурной модели СР РН на этапе анализа потребностей системы

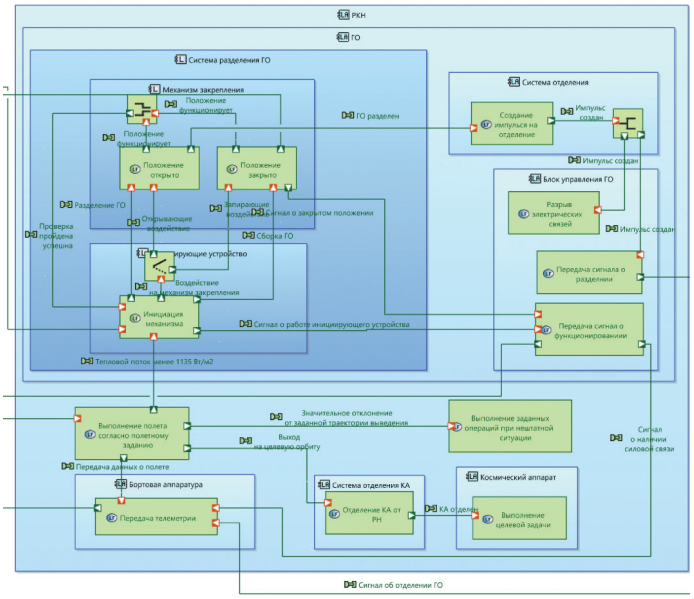


Рис. 5. Фрагмент логической архитектуры СР РН

с учетом требований и ограничений, определенных на уровне операционного анализа. На этом уровне СР ГО уже идентифицировалась как элемент моделирования, в котором определяются функции и функциональное взаимодействие этих элементов с внешними пользователями системы на стартовом комплексе до пуска и функциональное взаимодействие при пуске. На данном этапе невозможно задать структурное подчинение проектируемой системы, он представляет собой лишь черный ящик, содержащий только функции. Например, в рамках данной архитектуры СР ГО задавались функции разделения и отделения, передачи телеметрической информации и возможности функциональной проверки.

Уровень логической архитектуры СР был направлен на определение логических компонентов внутри системы, их взаимосвязей и взаимодействия, независимо от каких-либо определенных КТР. Все функции и формулировки на этом этапе проектирования, как и на предыдущих, задавались обобщено, чтобы не ограничивать в дальнейшем разработчика при выборе КТР. На этом уровне СР ГО (см. рис. 5) представляет собой уже белый ящик, уточняются

многие функции и порядок их взаимодействия с внешними пользователями. Определяется структурная входимость проектируемой системы, а также уточняется и определяется (при необходимости) структура смежных систем, взаимодействующих с проектируемой. Это позволяет уточнить или делегировать определенные функции другим подсистемам, найденные на предыдущем этапе, но на этапе уточнения проектируемой системы оказавшиеся для нее избыточными. Например, функция по созданию импульса на отделение была передана системе отделения, а передача телеметрической информации — блоку управления ГО. Следует отметить, что определенные функции на предыдущем этапе не удаляются, а делегируются другим системам. Такой подход позволяет не упустить ранее полученные функциональные требования при функциональном изменении проектируемой системы.

Переход к заключительному этапу моделирования и детальному определению физической архитектуры затруднителен без понимания источников основных схемообразующих КТР решений СР, которые бы позволяли учитывать требования конкретного проекта и выбирать наиболее рациональное проектное решение для разрабатываемой РН среди множества вариантов возможных реализаций схемных решений СР РН. Поэтому необходимо рассмотреть и обобщить множество разработанных КТР.

Предлагаемая классификация как основа для разработки физической архитектуры СР РН. В настоящее время существуют две классификации СР, предложенные К.С. Колесниковым, В.В. Кокушкиным и их соавторами в работе [11]: по конструктивно-кинематическим признакам и элементам СР. Недостаток классификации по конструктивно-кинематическим признакам заключается в том, что она группирует СР по процессу разделения всей системы и не выделяет области применения различных схемных решений СР для каждого выделенного признака. Недостаток классификации по элементам СР состоит в том, что она определяет непосредственно готовые КТР СР, разделяя их на подгруппы, но определяя в качестве СР только пиротехнические устройства.

Результаты анализа существующих КТР СР РН, позволили обобщить основные схемообразующие признаки СР:

• схема закрепления — то, как расположены СР на разделяемых частях;

• инициирующее устройство — то, что активирует механизм закрепления СР;

• механизм закрепления — то, как формируются силовые связи между разделяемыми частями.

На основании указанных схемообразующих признаков сформирована классификация КТР СР для формирования физической архитектуры при проектировании СР РН, приведенная на рис. 6.

В линейной схеме закрепления разрыв силовых связей происходит по всей длине стыка разделения. Такой способ закрепления позволяет получить более жесткое соединение разделяющихся частей и более равномерную передачу нагрузки между ними, однако при увеличении габаритных размеров разделяемого отсека усложняется способ их установки. К устройствам с линейной схемой закрепления относятся удлиненный кумулятивный заряд, СР на основе детонирующего шнура и стяжные хомуты.

В дискретной схеме закрепления закрепляющие устройства расположены на некотором шаге друг от друга. К основному преимуществу дискретной схемы закрепления перед линейной

Схема закрепления	Линейная			Дискретная		
Инициирующее устройство	Пиротехническое		Электрическое	Пневматическое		Термическое
Механизм закрепления	Разрывная конструкция	Рычажный	Тросовый	Шариковый	Цанговый	Сегментная гайка

Рис. 6. Предлагаемая классификация КТР СР для формирования физической архитектуры при проектировании СР РН

можно отнести высокую степень управляемости и гибкости компоновки, которая позволяет задать точную временную последовательность срабатывания узлов, корректировать задержки для компенсации разбросов параметров, контролировать направление и значение импульса в каждой точке и т. д. К устройствам дискретной схемы закрепления относятся пироболт, СР на основе сплавов с памятью формы, электромеханическая катушка и термический нож.

Пиротехническое инициирующее устройство использует энергию сгорания пиротехнических составов для активации механизмов разделения — разрушения конструкции и придания необходимого импульса. Особенности пиротехнических устройств рассмотрены выше.

Электрическое инициирующее устройство преобразует энергию электрического заряда в механическое движение. Их классическим примером служат СР, где в качестве инициирующего устройства выступают сервоприводы или маховики [18, 33].

Пневматическое инициирующее устройство использует давление сжатого газа для создания необходимого усилия, чтобы активировать механизмы разделения [17]. Многие устройства с пиротехническими приводами можно заменить пневматическими. По сравнению с пиротехническим средством пневматическое более безопасное, а также имеет возможность функциональной проверки СР, так как при активации инициирующее устройство не разрушается. Однако оно имеет большую массу из-за наличия дополнительных компонентов: баллонов сжатого газа, патрубков, клапанов и др.

Термическое инициирующее устройство задействует тепловую энергию для активации механизма разделения. Выделяют устройства с разрушением и без разрушения. К термическим устройствам без разрушения инициирующего устройства относятся термический нож, основанный на термическом перерезании предварительно натянутого кевларового или арамидного троса [21], и электромеханическая катушка, базирующаяся на разрушении проволоки при подаче электрического тока, которая в нормальном состоянии ограничивает работу механизма разделения [34].

К термическим устройствам без разрушения инициирующего устройства можно отнести устройства на базе парафинового привода [35], который начинает плавиться и расширяться после подачи электрического заряда на нагревательные элементы, создавая давление внутри корпуса привода и активируя механизм разделения, а также устройства на основе материала с памятью формы [19], при подаче напряжения на которые происходит нагрев материала, возвращая его к первоначальной форме и создавая необходимое усилие на механизм закрепления.

Механизм закрепления определяет конструкцию СР, которая будет воспринимать нагрузку и

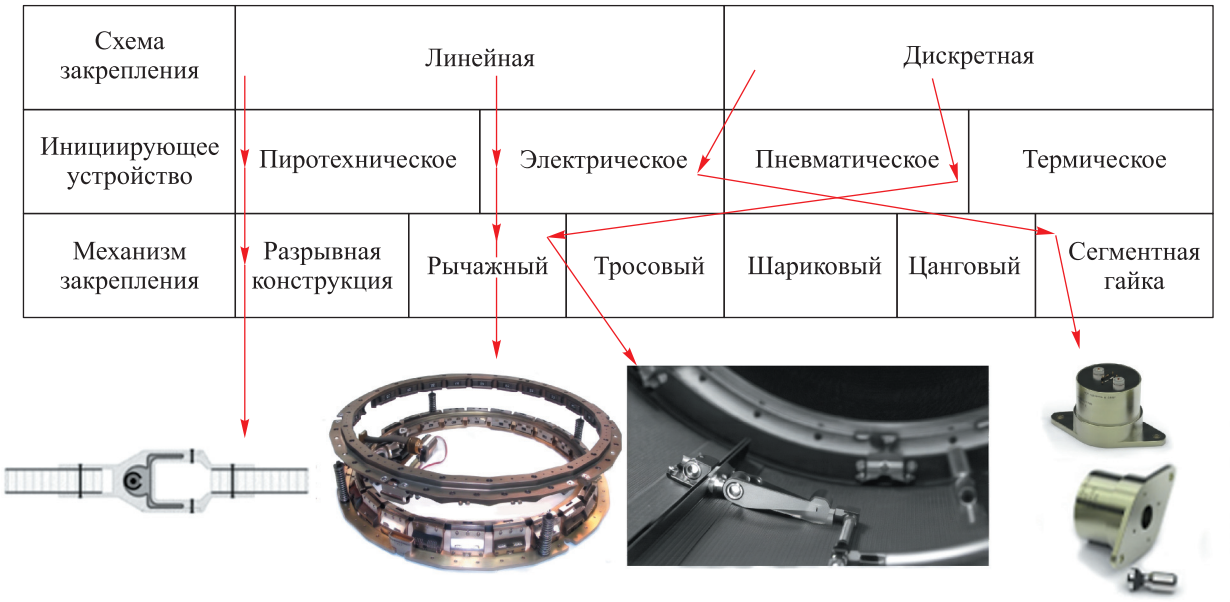


Рис. 7. Схема формирования схемных решений СР на основе предложенной классификация с примерами получения конкретных КТР

не давать преждевременно раскрыться разделяющимся частям во время транспортировки и полета РН, а также определяет кинематику движения соответствующих механизмов в момент разделения. Механизм разделения представляет собой дискретный элемент, конструктивный облик которого определен в его названии. Определить этот механизм можно только после выявления всех предыдущих схемообразующих признаков.

Разработанная классификация (см. рис. 6) позволяет формировать физическую архитектуру СР на основе конечного числа системообразующих элементов без привязки непосредственно к конструкции, а также генерировать альтернативные варианты СР на базе принятой архитектуры для дальнейшего анализа с целью выбора наиболее предпочтительного варианта на основании существующих требований и ограничений, предъявляемых к СР. Так, исходя только из предложенной классификации, можно определить как минимум 48 различных решений, как показано на рис. 7 [5, 7, 34, 36].

Следует отметить, что предложенная классификация не ограничивает область возможных КТР, а лишь обобщает уже существующие для удобства проектирования и разработки новых СР РН. Так, при открытии или использовании новых физических принципов и механизмов она должна быть расширена в соответствии с новым КТР. Например, при разработке СР РН, основанных на магнитном инициирующем устройстве, предложенная классификация должна быть расширена в соответствующей позиции. Однако при отсутствии существующих аналогов СР преждевременный ввод в классификации нового признака может затруднить проектную деятельность разработчика: потребовать изыскательских работ, что увеличит время и стоимость разработки новой системы, а также риски применения новых решений.

Выводы

1. Выполнен анализ существующих КТР СР РН и методов их проектирования с позиции современных подходов к разработке сложных технических систем.

2. На основе метода ARCADIA предложены альтернативные методические подходы к проектированию СР РН СЛК в контексте создания системы в целом, увязывающие для СР этапы внешнего и внутреннего проектирования, пример реализации которых показан для СР ГО РН. Результат — система связанных цифровых архитектурных моделей представления СР РН ГО СЛК на этапах разработки, которые можно использовать при создании РН данного класса.

3. В целях получения основы для формирования схемных решений СР РН и дальнейшего выхода на КТР предложена новая классификация СР с их описанием. Результат — формальный механизм, позволяющий проводить выбор конкретного схемного решения в зависимости от предъявляемых требований к разрабатываемой системе.

4. Дальнейшие исследования будут направлены на разработку методик формирования физической архитектуры СР с последующей детализацией этих КТР, для верификации и валидации которых предусмотрено создание прикладных моделей в контексте разрабатываемых архитектурных представлений.

Литература

[1] Kulu E. Small launchers — 2023 industry survey and market analysis. *74TH IAC,* 2023. URL: https://www.researchgate.net/publication/374557499_Small_Launchers_-_2023_Industry_Survey_and_Market_Analysis (дата обращения: 15.02.2026).

[2] Фролов К.В. *Машиностроение.* Т. IV-22. Кн. 1. *Расчет и конструирование машин*. Москва, Машиностроение, 2012. 924 с.

[3] Li Y.H., Wang J.C., Xiong S.H. et al. Numerical study of separation characteristics of piston-type explosive bolt. *Shock Vib*., 2019, vol. 2019, art. 092796, doi: https://doi.org/10.1155/2019/2092796

[4] Мишин В.П., ред. *Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы)*. Москва, Машиностроение, 1985. 360 с.

[5] Кондратьев А.В., Чумак А.А., Стэнилэ К.Д. Сравнение систем крепления и отделения современных композитных головных обтекателей ракет-носителей. В: *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов*. Харьков, ХАИ, 2012, с. 165–177.

[6] Оленин И.Г. *Разработка углепластиковой стержневой системы разделения продольного стыка головных обтекателей*. Дисс. … канд. тех. наук. Москва, 2001. 106 с.

[7] Sanchez A., Halter U., Gerngross T. RUAG's approach to develop a modular low shock separation and jettison system. *8TH EUCASS*, 2019, doi: https://doi.org/10.13009/EUCASS2019-745

[8] Karl C., Esteves J., Faber J. et al. Development of low-shock separation systems for payload fairings. *10TH EUCASS – 9TH CEAS*, 2023, doi: https://doi.org/10.13009/EUCASS2023-395

[9] Грабин Б.В., Давыдов О.И., Жихарев В.И. *Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1991. 415 с.

[10] Пауков Д.И. Современные подходы к проектированию систем космических аппаратов. *Авиация и космонавтика. Тез. 23-ей Межд. конф*. Москва, Перо, 2024, с. 209–210.

[11] Колесников К.С., Кокушкин В.В., Борзых С.В. и др. *Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 376 с.

[12] Круглов Г.Е. *Аналитическое проектирование механических систем*. Самара, СГАУ им. С.П. Королева, 2001. 131 с.

[13] Oh C., Sun B., Park Y. et al. Payload fairing separation analysis using constraint force equation. *Int. Conf. on Control, Automation and Systems*, 2010. URL: https://www.researchgate.net/publication/251976569_Payload_fairing_separation_analysis_using_constraint_force_equation (дата обращения: 10.02.2026).

[14] Wang H., Hong J., Meng D. et al. Numerical simulation of the effect of elastic deformation on the fairing separation process. *J. Phys.: Conf. Ser*., 2023, vol. 2599, art. 012007, doi: https://doi.org/10.1088/1742-6596/2599/1/012007

[15] Tayefi M., Ebrahimi M. Design and analysis of separation systems based on an optimization approach. *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2009, doi: https://doi.org/10.2514/6.2009-436

[16] Борисов В.Д. Проблемы проектирования механических систем разделения для РКН сверхлегкого класса и пути их решения с использованием методов цифрового прототипирования. *Авиация и космонавтика. Тез. 23-ей Межд. конф*. Москва, Перо, 2024, с. 182–183.

[17] Lin J., Wang X., Zhao Z. et al. Modeling and experimental study on dynamics of a gas-driven split nut device. *Research Square Preprint*, 2022, doi: https://doi.org/10.21203/rs.3.rs-2095904/v1

[18] Hold down & release mechanism (HDRM). *nyuad-space.github.io*: веб-сайт. URL: https://nyuad-space.github.io/projects/hdrm/ (дата обращения: 10.02.2026).

[19] Lee M.S., Jo J.U., Tak W.J. et al. Shape memory alloy (SMA) based non-explosive separation actuator (NEA) with a redundant function. *Int. J. Precis. Eng. Manuf*., 2011, vol. 12, no. 3, pp. 569–572, doi: https://doi.org/10.1007/s12541-011-0072-1

[20] Tibbitts S. High output paraffin actuators: utilization in aerospace mechanisms. *The 22nd Aerospace Mechanisms Symposium*. NASA, Langley Research Center, 1988. 22 p.

[21] Augustijn J., Grimminck M., Bongers E. et al. Development of nonexplosive low shock (NELS) holddown and release system. *16th European Space Mechanisms and Tribology Symposium*, 2015. URL: https://www.esmats.eu/esmatspapers/pastpapers/pdfs/2015/augustijn.pdf (дата обращения: 10.02.2026).

[22] Lee J., Han J.H. Separation and release devices for aeronautical and astronautical systems: a review. *Int. J. Aeronaut. Space Sci*., 2025, vol. 26, no. 1, pp. 131–161, doi: https://doi.org/10.1007/s42405-024-00802-9

[23] Кургузов А.В., Ермаков В.Ю., Туфан А. и др. Концептуальный подход к применению в системах разделения ракет-носителей замкового устройства шарикового типа без пиротехники. *Вестник МАИ*, 2024, т. 31, № 4, с. 55–64. URL: https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=183584

[24] *TiNi Frangibolt Actuator*. URL: https://www.ebad.com/wp-content/uploads/2021/03/TiNi_Frangibolt_Actuator_released_11-29-21.pdf (дата обращения: 10.02.2026).

[25] *Non-explosively actuated release mechanisms and cell bypass switches.* URL: https://cms.nacsemi.com/Images/FeaturedProducts/Eaton_Non-Explosive%20Actuators.pdf (дата обращения: 02.02.2026).

[26] Pan X., Zhang Y., Lu Y. et al. A reusable SMA actuated non-explosive lock-release mechanism for space application. *Int. J. Smart Nano Mater.*, 2020, vol. 11, no. 1, pp. 65–77, doi: https://doi.org/10.1080/19475411.2019.1711462
[27] Hwang D.-H., Lee J., Han J.-H. et al. Numerical analysis and simplified mathematical modeling of separation mechanism for the ball-type separation bolt. *J. Korean Soc. Propuls. Eng.*, 2016, vol. 20, no. 3, pp. 63–70, doi: https://doi.org/10.6108/kspe.2016.20.3.063
[28] Swaminathan R., Sarojini D., Hwang J. Integrating MBSE and MDO through an extended requirements-functional-logical-physical (RFLP) framework. *AIAA AVIATION Forum*, 2023, art. 3908, doi: https://doi.org/10.2514/6.2023-3908
[29] Kleiner S., Kramer C. Model based design with systems engineering based on RFLP using V6. In: *Smart product engineering*. Springer, 2013, pp. 93–102, doi: https://doi.org/10.1007/978-3-642-30817-8_10
[30] Сухомлин В.А., Романов В.Ю., Гапанович Д.А. *Введение в модельно-ориентированную системную и программную инженерию (MBSSE)*. Москва, МАКС Пресс, 2024. 672 с.
[31] Roques P. *Systems architecture modeling with the arcadia method*. Elsevier, 2017. 292 p.
[32] Горбачев Я.Г., Платунов А.Е., Пинкевич В.Ю. и др. *Киберфизические системы. Методы высокоуровневого проектирования*. Санкт-Петербург, Ун-т ИТМО, 2022. 48 с.
[33] Lazansky C. Refinement of a low-shock separation system. *41th Aerospace Mechanisms Symposium*, 2012, pp. 329–343.
[34] NEA® hold down & release mechanisms (HDRM). *ebad.com: веб-сайт*. URL: https://www.ebad.com/nea-hold-down-release-mechanisms-hdrm/ (дата обращения: 29.01.2026).
[35] Lucy M.H., Hardy R.C., Kist E.H. et al. Report on alternative devices to pyrotechnics on spacecraft. *10th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*. NASA Langley Research Center, 1996. 22 p.
[36] *2000785N MkII MLB user manual*. PSC by Rocket Lab, 2025. 86 p.

References

[1] Kulu E. Small launchers — 2023 industry survey and market analysis. *74TH IAC*, 2023. URL: https://www.researchgate.net/publication/374557499_Small_Launchers_-_2023_Industry_Survey_and_Market_Analysis (accessed: 15.02.2026).
[2] Frolov K.V. *Mashinostroenie. T. IV-22. Kn. 1. Raschet i konstruirovanie mashin* [Mechanical engineering. Vol. IV-22. Book 1. Calculation and design of machines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2012. 924 p. (In Russ.).
[3] Li Y.H., Wang J.C., Xiong S.H. et al. Numerical study of separation characteristics of piston-type explosive bolt. *Shock Vib.*, 2019, vol. 2019, art. 092796, doi: https://doi.org/10.1155/2019/2092796
[4] Mishin V.P., ed. *Osnovy proektirovaniya letatelnykh apparatov (transportnye sistemy)* [Fundamentals of aircraft design (transport systems).]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985. 360 p. (In Russ.).
[5] Kondratyev A.V., Chumak A.A., Stenile K.D. Sravnenie sistem krepleniya i otdeleniya sovremennykh kompozitnykh golovnykh obtekateley raket-nositeley [Comparison of attachment and separation systems for modern composite payloads of launch vehicles]. V: *Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstruktsiy letatelnykh apparatov* [In: Issues of aircraft design and production]. Kharkov, KhAI Publ., 2012, pp. 165–177. (In Russ.).
[6] Olenin I.G. *Razrabotka ugleplastikovoy sterzhnevoy sistemy razdeleniya prodolnogo styka golovnykh obtekateley*. Diss. kand. tekh. nauk [Development of a carbon-fiber rod system for separating the longitudinal joint of payloads. Kand. tech. sci. diss.]. Moscow, 2001. 106 p. (In Russ.).
[7] Sanchez A., Halter U., Gerngross T. RUAG's approach to develop a modular low shock separation and jettison system. *8TH EUCASS*, 2019, doi: https://doi.org/10.13009/EUCASS2019-745
[8] Karl C., Esteves J., Faber J. et al. Development of low-shock separation systems for payload fairings. *10TH EUCASS – 9TH CEAS*, 2023, doi: https://doi.org/10.13009/EUCASS2023-395

[9] Grabin B.V., Davydov O.I., Zhikharev V.I. *Osnovy konstruirovaniya raket-nositeley kosmicheskikh apparatov* [Fundamentals of designing spacecraft launch vehicles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1991. 415 p. (In Russ.).

[10] Paukov D.I. [Modern approaches to designing spacecraft systems]. *Aviatsiya i kosmonavtika. Tez. 23-ey Mezhd. konf.* [Aviation and Cosmonautics. Abs. 23rd Int. Conf.]. Moscow, Pero Publ., 2024, pp. 209–210. (In Russ.).

[11] Kolesnikov K.S., Kokushkin V.V., Borzykh S.V. et al. *Raschet i proektirovanie sistem razdeleniya stupeney raket* [Calculation and design of rocket stage separation systems]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2006. 376 p. (In Russ.).

[12] Kruglov G.E. *Analiticheskoe proektirovanie mekhanicheskikh system* [Analytical design of mechanical systems]. Samara, SGAU im. S.P. Koroleva Publ., 2001. 131 p. (In Russ.).

[13] Oh C., Sun B., Park Y. et al. Payload fairing separation analysis using constraint force equation. *Int. Conf. on Control, Automation and Systems*, 2010. URL: https://www.researchgate.net/publication/251976569_Payload_fairing_separation_analysis_using_constraint_force_equation (accessed: 10.02.2026).

[14] Wang H., Hong J., Meng D. et al. Numerical simulation of the effect of elastic deformation on the fairing separation process. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2023, vol. 2599, art. 012007, doi: https://doi.org/10.1088/1742-6596/2599/1/012007

[15] Tayefi M., Ebrahimi M. Design and analysis of separation systems based on an optimization approach. *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2009, doi: https://doi.org/10.2514/6.2009-436

[16] Borisov V.D. [Problems of designing mechanical separation systems for ultra-light launch vehicles and solutions using digital prototyping methods]. *Aviatsiya i kosmonavtika. Tez. 23-ey Mezhd. konf.* [Aviation and Cosmonautics. Abs. 23rd Int. Conf.]. Moscow, Pero Publ., 2024, pp. 182–183. (In Russ.).

[17] Lin J., Wang X., Zhao Z. et al. Modeling and experimental study on dynamics of a gas-driven split nut device. *Research Square Preprint*, 2022, doi: https://doi.org/10.21203/rs.3.rs-2095904/v1

[18] Hold down & release mechanism (HDRM). *nyuad-space.github.io: website*. URL: https://nyuad-space.github.io/projects/hdrm/ (accessed: 10.02.2026).

[19] Lee M.S., Jo J.U., Tak W.J. et al. Shape memory alloy (SMA) based non-explosive separation actuator (NEA) with a redundant function. *Int. J. Precis. Eng. Manuf.*, 2011, vol. 12, no. 3, pp. 569–572, doi: https://doi.org/10.1007/s12541-011-0072-1

[20] Tibbitts S. High output paraffin actuators: utilization in aerospace mechanisms. *The 22nd Aerospace Mechanisms Symposium*. NASA, Langley Research Center, 1988. 22 p.

[21] Augustijn J., Grimminck M., Bongers E. et al. Development of nonexplosive low shock (NELS) holddown and release system. *16th European Space Mechanisms and Tribology Symposium*, 2015. URL: https://www.esmats.eu/esmatspapers/pastpapers/pdfs/2015/augustijn.pdf (accessed: 10.02.2026).

[22] Lee J., Han J.H. Separation and release devices for aeronautical and astronautical systems: a review. *Int. J. Aeronaut. Space Sci.*, 2025, vol. 26, no. 1, pp. 131–161, doi: https://doi.org/10.1007/s42405-024-00802-9

[23] Kurguzov A.V., Ermakov V.Yu., Tufan A. et al. Conceptual approach to the ball-type locking device application without pyrotechnics in the launch vehicle separation systems. *Vestnik MAI* [Aerospace MAI Journal], 2024, vol. 31, no. 4, pp. 55–64. URL: https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=183584 (In Russ.).

[24] TiNi Frangibolt Actuator. URL: https://www.ebad.com/wp-content/uploads/2021/03/TiNi_Frangibolt_Actuator_released_11-29-21.pdf (accessed: 10.02.2026).

[25] Non-explosively actuated release mechanisms and cell bypass switches. URL: https://cms.nacsemi.com/Images/FeaturedProducts/Eaton_Non-Explosive%20Actuators.pdf (accessed: 02.02.2026).

[26] Pan X., Zhang Y., Lu Y. et al. A reusable SMA actuated non-explosive lock-release mechanism for space application. *Int. J. Smart Nano Mater.*, 2020, vol. 11, no. 1, pp. 65–77, doi: https://doi.org/10.1080/19475411.2019.1711462

[27] Hwang D.-H., Lee J., Han J.-H. et al. Numerical analysis and simplified mathematical modeling of separation mechanism for the ball-type separation bolt. *J. Korean Soc. Propuls. Eng.*, 2016, vol. 20, no. 3, pp. 63–70, doi: https://doi.org/10.6108/kspe.2016.20.3.063
[28] Swaminathan R., Sarojini D., Hwang J. Integrating MBSE and MDO through an extended requirements-functional-logical-physical (RFLP) framework. *AIAA AVIATION Forum*, 2023, art. 3908, doi: https://doi.org/10.2514/6.2023-3908
[29] Kleiner S., Kramer C. Model based design with systems engineering based on RFLP using V6. In: *Smart product engineering*. Springer, 2013, pp. 93–102, doi: https://doi.org/10.1007/978-3-642-30817-8_10
[30] Sukhomlin V.A., Romanov V.Yu., Gapanovich D.A. *Vvedenie v modelno-orientirovannuyu sistemnuyu i programmnuyu inzheneriyu (MBSSE)* [Introduction to model-based systems and software engineering (MBSSE)]. Moscow, MAKS Press Publ., 2024. 672 p. (In Russ.).
[31] Roques P. *Systems architecture modeling with the arcadia method*. Elsevier, 2017. 292 p.
[32] Gorbachev Ya.G., Platunov A.E., Pinkevich V.Yu. et al. *Kiberfizicheskie sistemy. Metody vysokourovnevogo proektirovaniya* [Cyber-physical systems. High-level design methods]. Sankt-Peterburg, Un-t ITMO Publ., 2022. 48 p. (In Russ.).
[33] Lazansky C. Refinement of a low-shock separation system. *41th Aerospace Mechanisms Symposium*, 2012, pp. 329–343.
[34] NEA® hold down & release mechanisms (HDRM). *ebad.com: website*. URL: https://www.ebad.com/nea-hold-down-release-mechanisms-hdrm/ (accessed: 29.01.2026).
[35] Lucy M.H., Hardy R.C., Kist E.H. et al. Report on alternative devices to pyrotechnics on spacecraft. *10th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*. NASA Langley Research Center, 1996. 22 p.
[36] *2000785N MkII MLB user manual*. PSC by Rocket Lab, 2025. 86 p.

Статья поступила в редакцию 24.02.2026

Информация об авторах

КАБАНОВ Александр Александрович — кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Космические системы и ракетостроение». Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (125993, Москва, Российская Федерация, Волоколамское шоссе, д. 4, e-mail: drdt@mail.ru).

БОРИСОВ Вадим Дмитриевич — аспирант кафедры «Космические системы и ракетостроение». Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (125993, Москва, Российская Федерация, Волоколамское шоссе, д. 4, e-mail: borisov1514@yandex.ru).

Information about the authors

KABANOV Aleksandr Aleksandrovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Associate Professor of the Department of Space Systems and Rocket Engineering. Moscow Aviation Institute (National Research University) (125993, Moscow, Russian Federation, Volokolamskoe Shosse, Bldg. 4, e-mail: drdt@mail.ru).

BORISOV Vadim Dmitrievich — Postgraduate, Department of Space Systems and Rocket Engineering. Moscow Aviation Institute (National Research University) (125993, Moscow, Russian Federation, Volokolamskoe Shosse, Bldg. 4, e-mail: borisov1514@yandex.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:
Кабанов А.А., Борисов В.Д. Формирование схемных решений систем разделения ракет-носителей сверхлегкого класса на основе архитектурного моделирования и их классификации по схемообразующим признакам. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2026, № 11, с. 152–165.

Please cite this article in English as:
Kabanov A.A., Borisov V.D. Formation of schematic solutions for separation systems of ultrasmall-lift launch vehicles based on architectural modeling and classification of their schematic features. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2026, no. 11, pp. 152–165.