



МРНТИ 89.25.35

Обзорная статья

<https://doi.org/10.32523/2616-7263-2025-153-4-190-213>

Сравнительный анализ схем реализации малых разгонных блоков

М. К. Сулейменов^{id}, М. К. Омарбаев^{id}, Т. К. Жакенова*^{id},
Д. С. Назаргалиева^{id}

АО «Национальный центр космических исследований и технологий», Алматы,
Республика Казахстан

*E mail: m.suleimenov@spacres.kz, omarbayev.m@spacres.kz, t.zhakenova@spacres.kz,
d.nazargaliyeva@spacres.kz*

Аннотация. Данная статья посвящена обзору существующих малых разгонных блоков, в том числе и перспективных разгонных блоков, находящихся на этапе разработки или испытаний, активно применяемых в задачах выведения малых космических аппаратов на целевые орбиты, актуальность которых в последнее время растет на фоне тенденции миниатюризации космических аппаратов и, соответственно, уменьшения массы полезных нагрузок. В работе рассматриваются основные классификационные признаки разгонных блоков, включая массу, тип двигательной установки, конструктивно-компоновочные схемы. В частности, рассматриваются преимущества и недостатки указанных схем с точки зрения компоновочной гибкости, массы конструкции, технологичности, простоты сборки и эксплуатационной надежности. Целью настоящего исследования является выбор и обоснование схемы реализации малого разгонного блока, сочетающего оптимальные технические характеристики, высокую надежность, экономическую эффективность и экологическую безопасность. В качестве ключевого элемента научной новизны предлагается применение метода многокритериального анализа для оценки различных схем реализации малых разгонных блоков. Данный метод позволяет формализовать и сбалансировать противоречивые инженерные критерии, включая массовую эффективность, удельный импульс, возможность многократного включения, технологическую зрелость т. д.

Ключевые слова: малый разгонный блок, ракета-носитель, полезная нагрузка, малый космический аппарат

Введение

Разгонный блок – это компонент ракеты-носителя, оборудование, предназначенное для транспортировки полезной нагрузки с опорной орбиты на целевую орбиту, на траекторию отлета к Луне или на межпланетную траекторию. Он располагается над последней ступенью ракеты или непосредственно под полезной нагрузкой. Такие устройства обычно проектируются для работы в космосе, их можно многократно включать и выключать, что позволяет выполнять маневры в космосе для выхода на определенные орбиты [1].

Таблица 1. Типы разгонных блоков по массе

Тип РБ	Масса, кг	Масса выводимой полезной нагрузки, кг	Применение	Примеры
Тяжелые	Свыше 10000	Свыше 3000	Крупные спутники связи или наблюдения Земли, межпланетные миссии, пилотируемые миссии, развертывание крупной группировки спутников в рамках одного запуска и т. д.	Последняя ступень Saturn V, вторая ступень ракеты Delta IV, вторая ступень ракеты-носителя Falcon Heavy и др.
Средние	От 3000 до 10000	До 3000	Спутники связи среднего размера или наблюдения Земли, межпланетные миссии, доставка грузов на Международную Космическую Станцию (МКС) и т. д.	Последняя ступень PH Atlas V Centaur, Фрегат, PSLV PS4 – последняя ступень индийской PH Polar Satellite Launch Vehicle и др.
Легкие	До 3000	До 1500	Малые спутники, CubeSat и наноспутники, демонстрация технологий и эксперименты в космосе и т. д.	Photon, ION Satellite Carrier, Elytra, Sherpa, SpaceVan и др.

Разгонные блоки оснащены собственными двигательными установками, системами управления и навигации, системами терморегулирования, системами энергоснабжения, системами связи и передачи данных, системами ориентации и стабилизации. Их двигатели могут работать на различных видах топлива, включая жидкие (например, керосин и жидкий кислород), твердые топлива или гибридные системы. Помимо типа используемого топлива, разгонные блоки также классифицируются по массе, по типу двигательной установки, по конструктивно-компоновочной схеме [2] и т. д.

Классификация разгонных блоков по массе представлена в табл. 1. Разгонные блоки по массе делятся на тяжелые, средние и легкие [3-8].

Современные тенденции миниатюризации спутниковых технологий привели к стремительному росту числа малых космических аппаратов (CubeSat, наноспутники, микроспутники), используемых в задачах дистанционного зондирования Земли, телекоммуникаций, научных исследований и демонстрации технологий. Возникший спрос на пусковые услуги, адаптированные к малому диапазону масс, не может быть эффективно удовлетворён с использованием тяжёлых или средних разгонных блоков, так как запуск малых КА в качестве основной полезной нагрузки на таких носителях является экономически и энергетически нецелесообразным [9]. Альтернативный вариант в виде попутных запусков ограничивает операторов малых КА в выборе орбиты и временных параметров миссии, что может негативно повлиять на эффективность функционирования спутника [10]. В данной связи легкие РБ обеспечивают более гибкий и доступный способ доставки малых КА, позволяя точно выводить их на целевые орбиты в оптимальные временные окна, способствуя повышению эффективности миссии и устойчивому росту сектора малых спутников [11].

Разработка и применение легких РБ не только отвечают насущным требованиям рынка, но и способствуют демократизации доступа в космос для новых участников – университетов, стартапов и развивающихся стран. Эти носители позволяют реализовывать регулярные запуски с короткими сроками подготовки и высокой адаптивностью к задачам конкретной миссии [12]. Кроме того, внедрение малых РБ и совершенствование систем прецизионного выведения расширяют их возможности по доставке ПН на разнообразные орбиты, включая солнечно-синхронные и эллиптические. Таким образом, легкие РБ становятся неотъемлемым компонентом современной космической инфраструктуры и важным инструментом в обеспечении устойчивого роста космической экономики [13].

По типу двигательной установки РБ бывают с электрореактивными, твердотопливными и жидкостными ракетными двигателями. Ниже представлен обзор существующих малых РБ по каждому типу ДУ, в том числе и перспективных РБ, находящихся на этапе разработки или испытаний. Целью обзора является проведение сравнительного анализа ключевых классификационных признаков малых РБ по таким параметрам, как тяга, развиваемая ДУ, масса выводимой ПН, тип используемого топлива, способ подачи топлива в камеру сгорания ДУ (для РБ с жидкостными ракетными двигателями) и т. д. Для проведения данного исследования следует рассмотреть преимущества и недостатки каждого типа ДУ, изучить основные технические характеристики малых РБ, их конструктивно-компоновочные схемы, а также применить метод многокритериального анализа для численной оценки различных схем реализации малых РБ. На основе данного анализа выбрать и обосновать оптимальную схему реализации малого РБ, в том числе и тип ДУ, способной максимально удовлетворить

растущие требования рынка малых КА по энергетической и массовой эффективности, а также по операционной гибкости в миссиях по разворачиванию спутниковых группировок.

Новизна исследования заключается в формализации процесса выбора схемы реализации малого РБ с помощью многокритериального анализа, что позволяет получить объективный научный результат, выходящий за рамки традиционного технического обзора.

Методология

Настоящее исследование основано на системном подходе и включает в себя комплекс общенаучных и специальных методов для достижения поставленной цели. Основой методологического аппарата является сравнительный анализ, который применялся для сопоставления технических, эксплуатационных и экономических характеристик существующих и перспективных малых разгонных блоков (МРБ).

Исследовательский вопрос заключается в определении оптимальной конструктивно-компоновочной и технологической схемы реализации малого разгонного блока, которая бы наилучшим образом отвечала современным требованиям рынка по выведению малых космических аппаратов.

Выдвигаемая гипотеза состоит в том, что применение метода многокритериального анализа позволяет формализовать и объективизировать процесс выбора оптимальной схемы МРБ, сбалансировав противоречивые критерии, такие, как массовая эффективность, удельный импульс, стоимость, надежность и технологическая зрелость.

Этапы исследования:

1. Анализ и систематизация данных: проведен сбор и анализ открытых данных (научные публикации, техническая документация, материалы конференций) по существующим и разрабатываемым МРБ. Классификация МРБ по типу двигательной установки, массе, конструктивно-компоновочной схеме.

2. Сравнительный анализ: выполнено сопоставление преимуществ и недостатков различных типов двигательных установок (ЭРД, РДТТ, ЖРД, ГРД) и конструктивных схем.

3. Многокритериальный анализ: для формализации выбора оптимальной схемы был применен метод анализа иерархий (МАИ). В качестве ключевых критериев оценки были выбраны: массовая эффективность (отношение массы ПН к стартовой массе РБ), удельный импульс, возможность многократного включения, технологическая зрелость, стоимость и безопасность. Каждому критерию были присвоены весовые коэффициенты, определенные на основе экспертных оценок и анализа требований рынка.

4. Обоснование выбора: на основе результатов многокритериального анализа был сделан вывод об оптимальной схеме реализации МРБ и даны рекомендации по ее проектированию.

МРБ на электрореактивных двигателях

Электрореактивные двигатели (ЭРД) представляют собой тип ДУ, которые используют электрическую энергию для ускорения рабочего тела, создавая тягу. Характерной особенностью ЭРД является способность обеспечивать очень высокий удельный импульс, что означает высокую эффективность использования рабочего тела для достижения изменения скорости. Однако, как правило, ЭРД генерируют относительно низкую тягу, что приводит к необходимости длительного времени работы для выполнения значительных орбитальных маневров.

Среди МРБ, использующих ЭРД, стоит выделить Vigoride – космический буксир, разработанный компанией Momentus Space [14] и предназначенный для транспортировки и выведения малых спутников на различные орбиты. Одной из ключевых особенностей Vigoride является использование микроволнового электротермического двигателя (МЭТ), который в качестве рабочего тела использует воду. Эта технология позволяет достичь высокой эффективности при использовании нетоксичного и относительно недорогого рабочего тела.

Спутниковая платформа ION Satellite Carrier, разработанная итальянской компанией D-Orbit [15], также может быть отнесена к системам, использующим электрическую тягу для маневрирования на орбите. ION представляет собой спутниковый буксир, способный перевозить и последовательно выводить на различные орбиты множество спутников формата CubeSat и микроспутников.

SpaceVan от французской компании Exotrail [16] представляет собой малый орбитальный буксир с ЭРД, предназначенный для доставки малых КА на целевые орбиты. В качестве источника питания для ЭРД SpaceVan использует солнечные панели общей мощностью 800 Вт. Он разработан для повышения гибкости и эффективности вывода малых спутников, особенно в условиях растущего спроса на точное и своевременное размещение ПН.

Таблица 2. Технические характеристики МРБ на ЭРД

Параметр	Vigoride	ION Satellite Carrier	SpaceVan
Масса ПН, кг	750	160	200
Тяга ДУ, Н	-	-	0,028
ΔV , м/с	2000	-	500
Тип топлива	Вода	Ксенон/йод	Ксенон

МРБ на ракетных двигателях твердого топлива

Ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) представляют собой тип ракетных двигателей, в которых в качестве топлива и окислителя используется твердая смесь, называемая твердым топливом. РДТТ отличаются простотой конструкции и способны развивать очень высокую тягу, что делает их полезными для выведения ракет с Земли и для разгонных ступеней. Однако одним из существенных недостатков РДТТ является невозможность их многократного включения и выключения, а также регулирования тяги.

Среди МРБ, работающих на РДТТ, стоит рассмотреть модуль полезной нагрузки PAM-D (Payload Assist Module-Delta) [17], разработанный компанией McDonnell Douglas, который широко использовался в качестве верхней ступени на ракетах Delta и в составе полезной нагрузки Space Shuttle. PAM-D предназначался для выведения спутников с низкой опорной орбиты, достигаемой ракетой-носителем или шаттлом, на более высокие орбиты, в частности, на геостационарную переходную орбиту.

Также стоит упомянуть российскую перспективную разработку Thor [18]. РБ Thor выполнен по оригинальной схеме в виде тора с цилиндрической частью. Габариты и масса Thor настолько малы, что позволяют использовать его со всеми существующими и разрабатываемыми РН. Результаты расчетов показывают, что Thor способен обеспечить

межорбитальную транспортировку микро- и наноспутников с изменением высоты до нескольких тысяч километров, что позволяет выбрать практически любую орбиту МКА.

Таблица 3. Технические характеристики МРБ на РДТТ

Параметр	РАМ-D	Thor
Сухая масса, кг	232	16
Масса ПН, кг	1250	-
Тяга ДУ, Н	67 160	-
Тип топлива	НТРВ	-

МРБ с жидкостными ракетными двигателями

Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) используют жидкое топливо и жидкий окислитель, которые подаются в камеру сгорания, где происходит их химическая реакция с выделением энергии и образованием тяги. Одним из ключевых преимуществ ЖРД является возможность регулирования тяги и многократного включения двигателя, что обеспечивает большую гибкость при выполнении космических миссий. Кроме того, ЖРД обычно обладают более высоким удельным импульсом по сравнению с РДТТ.

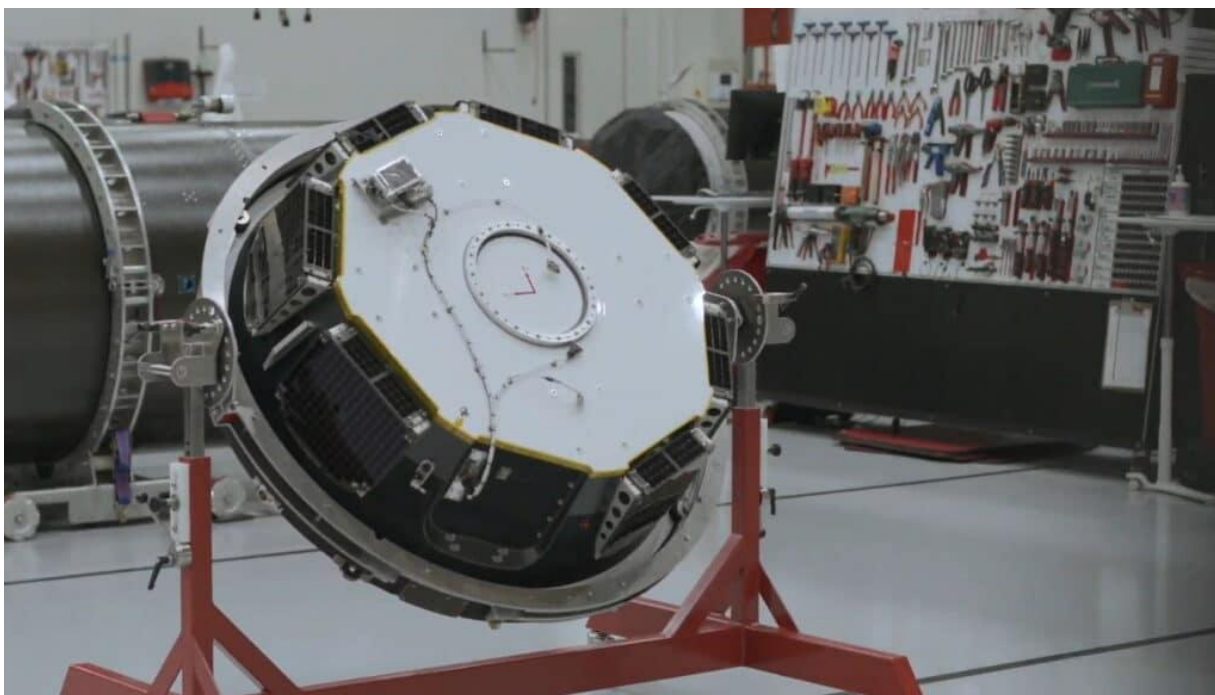


Рисунок 1. Разгонный блок Photon от Rocket Lab

По сравнению с РДТТ, ЖРД имеют более сложную конструкцию, что может влиять на их надежность и стоимость производства. Наличие систем подачи топлива и окислителя, а также необходимость обеспечения герметичности топливных баков усложняют разработку и эксплуатацию ЖРД.

Космическая платформа Photon, разработанная компанией RocketLab [19], представляет собой пример МРБ с ЖРД. Photon разработан на базе третьей ступени ракеты-

носителя сверхлегкого класса Electron и представляет собой полноценную спутниковую платформу, оснащенную системами энергоснабжения, ориентации, связи и двигательной установкой (рис. 1). Это позволяет Photon не только выводить ПН на заданную орбиту, но и выполнять различные орбитальные маневры, а также поддерживать работу ПН в течение длительного времени.

Photon способен доставлять ПН массой до 170 кг на различные орбиты, включая низкую околоземную, солнечно-синхронную, высокоэллиптические, геостационарную орбиты, а также выполнять перелеты к Луне и планетам (в модификации Explorer). Его возможности включают точное разведение спутников по разным орбитам в рамках кластерных запусков, поддержку экспериментов на борту и демонстрацию технологий. Photon был успешно применен в миссиях CAPSTONE к Луне и EscaPADE к Марсу.

МРБ Elytra, разрабатываемый компанией Firefly Aerospace [20], также использует ЖРД, обеспечивающий возможность многократного включения и регулирования тяги, а также способность выполнять орбитальные маневры и длительное время находиться на орбите. Elytra представляет собой верхнюю ступень ракеты-носителя легкого класса Firefly Alpha, предназначенную для выполнения различных задач на орбите, включая размещение ПН, ее транспортировку и обслуживание.

Некоторые ЖРД используют криогенные компоненты топлива и окислителя, такие, как жидкий водород и жидкий кислород, которые требуют хранения при очень низких температурах и могут испаряться со временем. Другие ЖРД могут использовать высокотоксичные компоненты, что создает дополнительные требования к безопасности при их производстве и эксплуатации.

МРБ с гибридными ракетными двигателями

Гибридные ракетные двигатели (ГРД) – тип двигателей, в которых один компонент топлива находится в твердом состоянии, а другой – в жидком. При работе такого двигателя жидкий окислитель (обычно жидкий кислород) впрыскивается в камеру сгорания, где происходит его взаимодействие с поверхностью твердого горючего [21].

ГРД обладают рядом теоретических преимуществ, прежде всего это упрощенная система подачи топлива, в котором подача требуется только для одного компонента (окислителя) [22], что потенциально упрощает конструкцию; безопасность при производстве, транспортировке и хранении из-за разделения компонентов топлива [23]; возможность многократного включения и регулирования тяги, в отличие от традиционных РДТТ, экологичность.

Вместе с тем, несмотря на теоретические преимущества, ГРД имеют и существенные ограничения, такие, как низкая скорость горения твердого компонента, сложности с обеспечением стабильного соотношения компонентов, низкая энергетическая эффективность, недостаточная отработанность технологии [24]. В теории ГРД обладают потенциалом для многократного запуска, поскольку процесс горения можно контролировать подачей жидкого окислителя. Этим они выгодно отличаются от классических РДТТ, перезапуск которых технически сложен. Повторное воспламенение ГРД может осуществляться относительно простыми средствами (пиротехническими воспламенителями, электрическими запальными устройствами или каталитическими элементами) при возобновлении подачи окислителя на поверхность твердого горючего [25]. Наиболее распространенные твердые горючие (НТРВ, парафины, полиэтилен) обладают достаточной термической стабильностью для выдерживания нескольких циклов

нагрева-охлаждения. К тому же, в отличие от ЖРД, где в условиях невесомости возникают проблемы с гарантированной подачей компонентов к форсункам, твердый компонент в ГРД не подвержен этому эффекту [26].

Несмотря на теоретические преимущества, практическая реализация многократного запуска ГРД в РБ сталкивается с рядом существенных технических проблем, таких, как изменение геометрии поверхности горения, тепловое состояние конструкции, эрозия критического сечения сопла, сложность обеспечения стабильного воспламенения.

Таким образом, несмотря на значительные исследования в области ГРД, до настоящего времени не существует эксплуатируемых РБ с данным типом ДУ, что подтверждает наличие нерешенных технических проблем в обеспечении их надежного многократного запуска.

Таблица 4. Выводы по типам двигательных установок

Тип ДУ	Основные преимущества	Основные недостатки	Лучше всего подходит для
ЭРД	Высокий удельный импульс, точность, экономичность	Малая тяга, медленные маневры	Долгосрочной доводки, группировки КА, многоимпульсной миссии
РДТТ	Простота, большая тяга, надежность	Нет управления, одноразовость	Быстрого вывода, аварийных миссий, военных спутников
ЖРД	Управляемость, многоразовость, точность	Сложность конструкции, токсичность	Разнообразных орбитальных маневров, исследовательских и коммерческих миссий
ГРД	Простота подачи, потенциальная экологичность, безопасность, возможность регулирования тяги	Низкая скорость горения, нестабильность характеристики при многократных включениях, низкая отработанность технологии	Потенциально перспективных решений при успешной доработке технологии; в текущем виде – ограниченное применение

Подача топлива в камеру сгорания осуществляется одним из двух способов: насосная или вытеснительная. Насосная схема использует турбонасосный агрегат для повышения давления компонентов топлива перед подачей в камеру сгорания. Турбина ТНА приводится в действие горячим газом, вырабатываемым в газогенераторе или предкамере за счет сжигания части компонентов топлива (циклы с открытой схемой, замкнутой схемой) или за счет теплообмена с камерой сгорания (бесприводной цикл). При этой схеме баки с

топливом могут быть менее прочными (и, соответственно, более легкими), поскольку им не требуется выдерживать высокое давление, необходимое для непосредственной подачи топлива в камеру сгорания; достаточно давления для предотвращения кавитации на входе в насосы.

Электронасосная схема является вариантом насосной, где насосы приводятся в действие электродвигателями, питаемыми от аккумуляторов, а не турбиной, работающей на продуктах сгорания [27].

Подобная схема применяется в МРБ Photon, двигательная установка которого, включая модификации Curie и Нурег Curie, использует электронасосы для подачи компонентов топлива [28].

При вытеснительной схеме подачи топлива компоненты топлива выдавливаются из баков за счет энергии сжатого газа, который подается в наддувочный объем баков. В качестве наддувочного газа обычно используется инертный газ, такой, как гелий или азот, хранящийся в баллонах высокого давления. Давление в баках должно быть выше давления в камере сгорания, с учетом гидравлических потерь в трубопроводах и форсунках.

Примером МРБ с вытеснительной схемой подачи топлива является перспективная российская разработка БОРИС (блок орбитального размещения искусственных спутников). БОРИС имеет уникальную платформенную конфигурацию, включающую двигательную установку с системой управления и систему хранения топлива, и каркас, адаптируемый под конкретную миссию (рис.2).

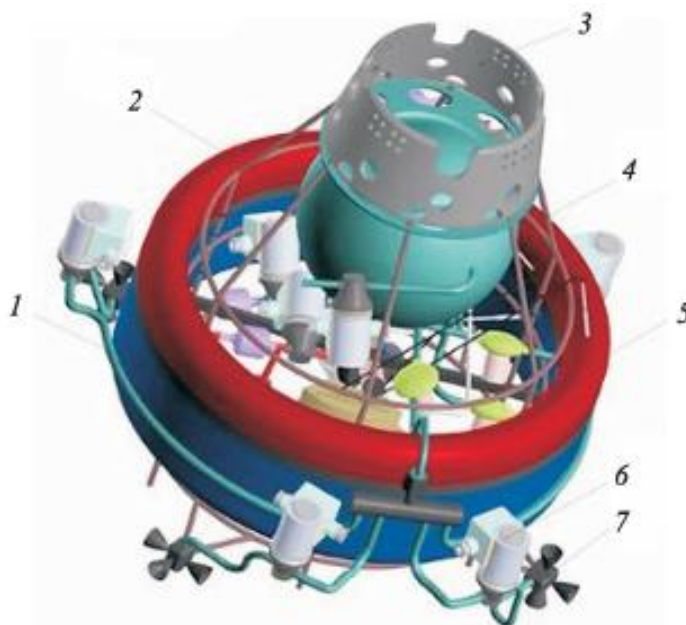


Рисунок 2. Космический буксир БОРИС: 1 – бак окислителя; 2 – шар-баллон вытеснительной системы; 3 – узел крепления ПН; 4 – рамная ферма; 5 – бак горючего; 6 – отсечные клапаны с электроприводом; 7 – блоки газовых рулей

Согласно проекту, сухая масса БОРИС составляет 47,7-60,2 кг, а масса ПН до 150 кг. Тяга ДУ составляет 540 Н. БОРИС предназначен для использования в качестве третьей ступени сверхлегких ракет-носителей или как попутная нагрузка на тяжелых и сверхтяжелых

носителях. Он способен выводить ПН на орбиты высотой от 500 до 30000 км, достигать лунной траектории, разводить несколько аппаратов по разным орбитам и потенциально использоваться для сбора космического мусора [29].

Таблица 5. Сравнение схем подачи топлива

Критерий	Вытеснительная	Насосная	Электронасосная
Сложность конструкции	Низкая	Высокая	Средняя
Надежность (теоретическая)	Высокая (меньше подвижных частей)	Потенциально ниже из-за сложности, но высокая при надлежащей проработке	Средняя, зависит от качества электроники и систем электропитания
Стоимость разработки и производства	Низкая	Высокая	Средняя
Удельный импульс	Низкий-средний (ограничено давлением в камере)	Высокий	Средний-высокий
Масса системы	Высокая (из-за прочных и тяжелых баков и запаса наддувочного газа)	Низкая (легкие баки)	Средняя (из-за массы аккумуляторов и силовой электроники)
Точность регулирования тяги	Ограниченная	Высокая	Высокая
Энергетическая эффективность	Низкая-средняя	Высокая	Средняя
Применимость	Простые и недорогие миссии, где важна надежность и стоимость	Высокоэнергетические миссии: ГСО, МПО, точное маневрирование, разведение КА	Новые малые РБ и орбитальные буксиры, где требуется баланс массы, стоимости и производительности
Технологическая зрелость	Высокая (проверенные решения)	Высокая (широкое применение в крупных РБ)	Пока низкая, но активно развивается

Вытеснительная схема подачи топлива отличается конструктивной простотой, что выражается в отсутствии сложных ТНА и, как следствие, повышенной теоретической надёжности, снижении числа потенциальных отказов и упрощении процессов проектирования и эксплуатации. Такие системы дешевле в производстве и могут

обеспечивать многократные включения двигателя, что делает их привлекательными для орбитальных манёвров [30]. Однако необходимость хранения топлива под высоким давлением требует использования прочных и тяжёлых баков, что увеличивает массу системы и снижает её энергетические возможности. Кроме того, ограниченное давление в камере сгорания снижает удельный импульс, что негативно сказывается на топливной эффективности.

Насосные схемы, напротив, позволяют достигать высоких давлений в камере сгорания, обеспечивая значительный прирост удельного импульса и тяги, при этом баки могут быть лёгкими, так как не требуют высокого давления. Это делает насосные ЖРД предпочтительными для высокоэнергетических миссий, требующих точного маневрирования, вывода на геопереходные и межпланетные орбиты, а также разведения спутников. Однако такие схемы значительно сложнее: ТНА работают в экстремальных условиях и требуют высокоточного изготовления, что повышает стоимость и может снижать надёжность. Несмотря на это, успешный опыт эксплуатации систем, таких, как Фрегат и Centaur, демонстрирует достижение высокой надёжности при грамотной инженерной реализации.

Развивающимся направлением являются электронасосные схемы, в которых насосы приводятся в действие электродвигателями. Они стремятся объединить преимущества насосной схемы с относительным упрощением конструкции, снижением массы и повышением технологичности. Однако подобные системы сталкиваются с проблемами генерации и хранения достаточной электроэнергии, а также пока обладают более низким уровнем технологической зрелости [31]. В конечном итоге выбор схемы подачи топлива определяется компромиссом между надёжностью, массой, эффективностью, стоимостью и требованиями конкретной миссии.

По типу топлива ЖРД делятся на однокомпонентные и двухкомпонентные. Однокомпонентные ЖРД используют унитарное топливо, разлагающееся на горючее и окислитель при контакте с катализатором. Примеры таких топлив – гидразин и перекись водорода. Эти двигатели просты по конструкции: не требуют форсуночных головок, системы смешивания, сложной системы зажигания. Благодаря этому они дешевле, легче, надежнее и легко перезапускаются, что особенно важно для малых РБ, выполняющих серию орбитальных манёвров. Простота также способствует снижению общей стоимости и повышает эксплуатационную гибкость.

Однако главным ограничением однокомпонентных ЖРД остаётся их низкий удельный импульс, что приводит к увеличению расхода топлива и снижению массы полезной нагрузки. Кроме того, большинство таких топлив либо токсичны (например, гидразин), либо нестабильны при длительном хранении (перекись водорода), что требует дополнительных мер безопасности. Возможность термического разложения и необходимость охлаждения камеры сгорания также могут усложнять конструкцию. Тем не менее, благодаря компактности и простоте, такие двигатели применялись, например, в ранних версиях двигателя Curie РБ Photon [32].

Двухкомпонентные ЖРД используют отдельные баки для горючего и окислителя, обеспечивая более высокие значения удельного импульса и лучшую эффективность использования топлива. Наиболее распространенные топливные пары включают керосин + жидкий кислород, гидразин + тетраоксид азота и жидкий водород + жидкий кислород. Эти системы позволяют точнее регулировать тягу и подбирать состав топлива под

конкретные требования миссии. Повышенное сгорание компонентов позволяет достигать большей скорости или выведения более тяжелых полезных нагрузок.

При этом двухкомпонентные системы сложнее: они требуют дублирующих систем подачи топлива, точных форсуночных головок, систем зажигания и часто криогенных условий хранения. Это увеличивает массу, стоимость и снижает технологическую простоту по сравнению с однокомпонентными ЖРД. Тем не менее, большинство современных малых РБ (Photon с Hyper Curie, Elytra, БОРИС, Волга, Юаньчжэн и др.) используют двухкомпонентное топливо, поскольку оно обеспечивает лучший компромисс между производительностью и возможностью точного орбитального маневрирования.

Таблица 6. Сравнение ЖРД по типу топлива

Параметр	Однокомпонентный	Двухкомпонентный
Удельный импульс, с	150-230	280-350+
Конструкция	Простая	Сложная
Надежность	Высокая	Средняя (много компонентов)
Стоимость	Ниже	Выше
Возможность многократного включения	Высокая (но низкая Δv)	Высокая
Массовая эффективность	Низкая	Высокая
Безопасность	Относительно выше (зависит от топлива)	Зависит от компонентов

Выбор топливной пары для двухкомпонентных ЖРД определяется требуемым удельным импульсом, плотностью компонентов, доступностью, условиями хранения, токсичностью и экологической безопасностью.

Наибольший удельный импульс (до 460 с) обеспечивает пара жидкий водород + жидкий кислород, продукты сгорания которой экологичны (вода), а тяговооружённость высока. Однако водород обладает крайне низкой плотностью (около 71 кг/м³), что требует громоздких и тяжёлых криогенных баков, а также сложной инфраструктуры хранения и заправки при температуре 20 К (температура кипения водорода). Кроме того, водород легко воспламеняется и взрывоопасен. Альтернативной является пара тетраоксид азота + несимметричный диметилгидразин (НДМГ), которая обеспечивает до 370 с удельного импульса, высокую плотность и гиперголичность, упрощающую зажигание и обеспечивающую многократные включения. Она широко применяется в двигателях малых РБ, включая Photon версии Hyper Curie и Юаньчжэн, разработанный Китайской академией технологий ракет-носителей (CALT) [33]. Главные её недостатки – высокая токсичность, канцерогенность и коррозионная активность, что требует сложных мер безопасности и увеличивает стоимость операций.

Наиболее оптимальной топливной парой для малых РБ считается жидкий кислород + керосин, обладающая приемлемым удельным импульсом (до 360 с), высокой плотностью, относительной экологичностью и простотой обращения. Керосин нетоксичен, не требует криогенного хранения и позволяет использовать компактные баки, снижая массу системы. Эта пара проверена десятилетиями эксплуатации, широко применяется в средних и

тяжёлых РБ [34]. Основной недостаток – отсутствие гиперголичности, что требует применения систем внешнего зажигания, однако данный аспект компенсируется зрелостью технологии и отработанностью инженерных решений.

Таблица 7. Сравнение топливных пар для двухкомпонентных ЖРД

Критерий	Жидкий водород + жидкий кислород	Тетраоксид азота + НДМГ	Керосин + жидкий кислород
Удельный импульс	До 460 с	До 370 с	До 360 с
Плотность топлива	Низкая (260-320 кг/м³)	Высокая (1185 кг/м³)	Средняя (1000 кг/м³)
Температура хранения	Криогенная (20 К для жидкого водорода)	Комнатная	Комнатная для керосина, криогенная для жидкого кислорода (90 К)
Гиперголичность (самовоспламенение)	Нет	Да	Нет
Сложность хранения/обращения	Очень высокая (взрывоопасность, испаряемость)	Средняя (простое хранение, но высокие риски)	Умеренная (требуется криогеника только для жидкого кислорода)
Экологическая безопасность	Высокая (продукт – вода)	Очень низкая (токсичность, канцерогенность)	Умеренная
Примеры применения	Последние ступени Saturn V, Delta IV	Photon (версия Hyper Curie), Юаньчжэн, Sherpa	Последняя ступень Falcon 9, РБ серии ДМ

Таблица 8. Технические характеристики МРБ на ЖРД

Параметр	Photon	Юаньчжэн	БОРИС
Сухая масса, кг	40	-	47,7-60,2
Масса ПН, кг	170	1250	150
Тяга ДУ, Н	120	6500	540
Топливная пара	Однокомпонентное (версия Curie) Двухкомпонентное, гиперголическое (версия Hyper Curie)	Тетраоксид азота + несимметричный диметилгидразин	Жидкий кислород + этиловый спирт
Схема подачи топлива	Электронасосная	-	Вытеснительная

Метод многокритериального анализа

Для количественной оценки применен метод многокритериального ранжирования с

нормализацией критериев и взвешенной суммой. В качестве критериев выбраны масса топлива, затрачиваемого на выполнение определенного орбитального маневра, время выполнения маневра, сухая масса, экологичность топлива, надежность.

Расчет требуемой массы топлива выполнен по формуле Циолковского:

$$m = (m_0 + m_{\text{ПН}}) \left(e^{\frac{\Delta V}{g_0 I_{\text{уд}}}} - 1 \right)$$

где m_0 – сухая масса; $m_{\text{ПН}}$ – масса ПН; $I_{\text{уд}}$ – удельный импульс; ΔV – приращение скорости, необходимое для выполнения орбитального маневра.

Время трансфера для химических импульсных маневров оценено по Гомановскому переходу, а для электрореактивных систем время аппроксимировано как $t = \Delta V / (F_{\text{сум}} / m_{\text{ср}})$, где $F_{\text{сум}}$ – суммарная тяга ДУ, $m_{\text{ср}}$ – средняя масса РБ.

В качестве демонстрации метода проведены расчеты для четырех различных схем реализации малых РБ для орбитального маневра по выводу полезного груза с низкой околоземной орбиты высотой 200 км на орбиту высотой 600 км.

Таблица 9. Результаты расчета массы топлива и времени трансфера

МРБ	Масса ПН, кг	ΔV , м/с	Масса топлива, кг	Время трансфера	Доля топлива, %
Photon	170	226,7	15,73	46 минут	6,97
БОРИС	150	227	15,28	46 минут	6,97
SpaceVan	200	500	4,42	5 дней	1,15
Vigoride	750	2000	5,6	11 дней	1,1

Результаты и Обсуждение

Таким образом, МРБ на химических двигателях (ЖРД) при небольших ΔV требуют порядка 15-16 кг топлива, выполняя быстрые, оперативные маневры, тогда как МРБ на электрореактивных двигателях требуют значительно меньше топлива по массе, но у них существенно большее время трансфера – дни или даже недели при низкой суммарной тяге, что ограничивает их применение для миссий с жесткими требованиями по времени.

Конструктивно-компоновочные схемы МРБ

В легких РБ используется несколько типов конструктивно-компоновочных схем: моноблочная, двухотсечная, концентрическая и радиально-симметричная. Каждая из них отражает инженерные приоритеты – массогабаритную эффективность, структурную жесткость, баланс центра масс, технологичность производства и т. д. Выбор оптимальной конструктивно-компоновочной схемы для малого РБ является многокритериальной задачей, требующей баланса между производительностью, стоимостью, надежностью и технологичностью. Этот процесс особенно важен для малых РБ из-за их роли на быстрорастущем рынке малых КА, где ключевыми факторами являются быстрое развертывание и экономическая эффективность.

Моноблочная схема предполагает, что разгонный блок является единым, интегрированным агрегатом, в котором все основные функциональные компоненты – двигательная установка, топливные баки, система управления и бортовое оборудование – объединены в одном общем корпусе или структуре. Для твердотопливных разгонных блоков это часто является естественной компоновкой, поскольку корпус двигателя одновременно служит основной несущей конструкцией и контейнером для твердого топлива [35]. Так, например, РБ РАМ-D (Payload Assist Module-Delta) (рис. 3) является классическим примером твердотопливного разгонного блока моноблочной схемы.

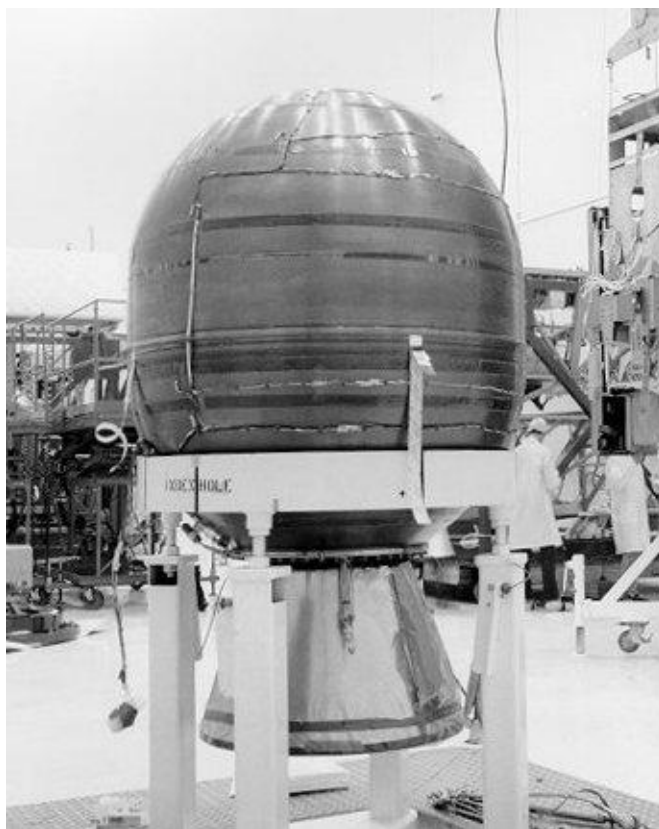


Рисунок 3. Ступень РАМ-D во время сборки

Основными преимуществами моноблочной схемы являются простота конструкции и изготовления. Отсутствие сложных механизмов разделения внутри блока и минимизация интерфейсов значительно снижают сложность проектирования, производства и сборки, что ведет к сокращению затрат. Основной недостаток моноблоков заключается в невозможности выключения или повторного запуска двигателя после зажигания, а также в отсутствии регулирования тяги. Это значительно ограничивает гибкость миссии и возможности маневрирования.

Двухотсечная схема подразумевает, что разгонный блок конструктивно разделен на две основные секции, каждая из которых может выполнять определенные функции или содержать различные подсистемы. Это может быть, например, разделение между топливными баками и приборным отсеком. Примером двухотсечной схемы является РБ Юаньчжэн (рис. 4).

Основным преимуществом двухотсечной схемы является модульность, которая позволяет оптимизировать каждую секцию для ее конкретных условий эксплуатации. Однако двухотсечная схема увеличивает инженерную сложность и количество деталей по сравнению с моноблочной, что может привести к увеличению массы и стоимости

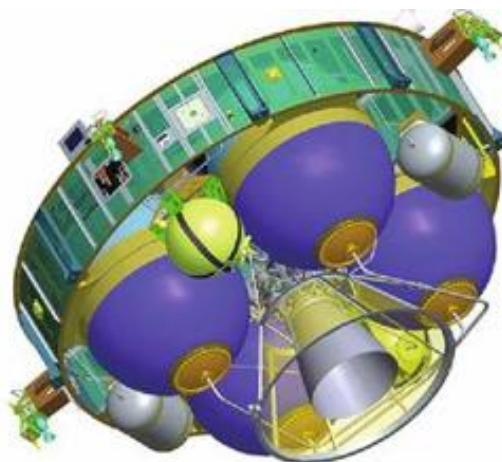


Рисунок 4. РБ Юаньчжэн

Концентрическая схема компоновки разгонного блока характеризуется расположением одного элемента (например, топливного бака) внутри другого, часто цилиндрической или тороидальной формы. Это позволяет максимально заполнить доступный объем и оптимизировать компоновку. В центре такой компоновки, как и в случае с торо-баллонами, может оставаться свободный объем, который может быть использован для размещения двигательной установки или бортового оборудования [36]. Примером РБ с концентрической схемой является БОРИС (блок орбитального размещения искусственных спутников), в конструкции которого используются сферические и тороидальные топливные баки.

Основным преимуществом концентрической схемы является эффективное использование объема, что позволяет создавать более компактные разгонные блоки [37]. Для криогенных компонентов топлива такая схема может обеспечить снижение теплового потока за счет экранирования внутреннего бака более холодным внешним. К недостаткам концентрической схемы относятся сложность изготовления и потенциальные проблемы, связанные с дифференциальным тепловым расширением различных материалов при криогенных температурах. Кроме того, такая компоновка может вызывать вибрации, поскольку опорожняющиеся баки могут резонировать на различных частотах.

Радиально-симметричная схема компоновки предполагает, что компоненты разгонного блока расположены симметрично вокруг центральной оси. Это часто достигается путем размещения двигательной установки или основного оборудования в центре, а топливных баков или полезных нагрузок – по периферии, равномерно распределяя массу и нагрузки. Такая архитектура способствует сбалансированности аппарата [38]. Подобная схема компоновки применяется в большинстве малых РБ, таких, как Sherpa (рис. 5) [39], Elytra, Волга и др.

Радиально-симметричная компоновка обеспечивает хорошую стабильность работы и способность воспринимать значительные нагрузки, что достигается равномерным

распределением силовых потоков и напряжений в конструкции. Для вращающихся космических аппаратов радиальная симметрия идеально подходит, так как она позволяет сбалансировать динамику и упростить управление ориентацией. Кроме того, она может упростить интеграцию множества небольших полезных нагрузок, например, малых КА, размещаемых вокруг центральной структуры. Несмотря на преимущества в стабильности, радиально-симметричная схема может накладывать ограничения на движение или маневрирование, если элементы жестко закреплены. Развертывание радиальных элементов, таких, как солнечные панели или антенны, сопряжено с рисками, такими, как отказы развертывания или повреждения от микрометеоритов.



Рисунок 5. РБ Sherpa

Таким образом, каждая конструктивно-компоновочная схема обладает уникальным набором преимуществ и недостатков, определяющих ее применимость для конкретных миссий.

Заключение

На основе анализа технических характеристик и эксплуатационных требований жидкостные ракетные двигатели представляются наиболее предпочтительным типом двигательной установки для малых разгонных блоков. Их ключевые преимущества включают высокий удельный импульс, возможность многократного включения, регулирование тяги и широкий спектр орбитальных манёвров, что критично для точного выведения полезной нагрузки, развертывания спутниковых группировок и межпланетных миссий. Среди вариантов подачи топлива выбор между вытеснительной и насосной схемами определяется энергетическими потребностями миссии и требованиями к надежности: вытеснительная система предпочтительна при простоте и низкой стоимости, тогда как насосная – при необходимости высокой производительности. Особый интерес представляют электро-насосные схемы, предлагающие компромисс между эффективностью и снижением массы. Для большинства применений двухкомпонентные

ЖРД являются оптимальными, обеспечивая необходимую энергоэффективность и гибкость, особенно при использовании топливной пары керосин + жидкий кислород, сочетающей производительность, экономичность и технологическую зрелость.

Выбор конструктивно-компоновочной схемы малых РБ определяется необходимостью баланса между массой, габаритами, типом топлива, точностью выведения и технологичностью изготовления. Наибольшее распространение получила радиально-симметричная компоновка, благодаря эффективному размещению полезных нагрузок, хорошему распределению масс и высокой устойчивости в полёте. Такая схема обеспечивает гибкость при орбитальных манёврах и доставку ПН на индивидуальные орбиты, что особенно важно в контексте развивающегося рынка малых КА. Перспективы развития малых РБ связаны с повышением степени многозадачности, использованием экологичных компонентов топлива и возрастанием уровня автономности, что позволит сократить стоимость миссий и повысить эффективность космических операций.

Благодарность

Это исследование финансируется Комитетом науки Министерства науки и высшего образования Республики Казахстан (BR249008/0224)

Вклад авторов

Омарбаев М.К. – руководитель исследования, разработка общей концепции и дизайна работы. Постановка цели и задач исследования. Осуществлял общее руководство проектом и критический пересмотр рукописи на всех этапах. Утверждение окончательного варианта статьи для публикации.

Сулейменов М.К. – разработка методологии исследования, включая применение метода многокритериального анализа для оценки схем реализации МРБ. Написание ключевых аналитических разделов, включая «Методология» и «Результаты и обсуждение». Формулирование основных выводов и заключения.

Жакенова Т.К. – сбор и систематизация информации по существующим и перспективным малым разгонным блокам с жидкостными и гибридными двигателями. Проведение анализа их конструктивно-компоновочных схем и подготовка соответствующих табличных данных.

Назаргалиева Д.С. – сбор и анализ информации по малым разгонным блокам с электрореактивными и твердотопливными двигателями. Поиск и обработка научных публикаций по теме, оформление списка литературы и транслитерированного списка (References), а также подготовка аннотаций на других языках.

Список литературы

1. Philip R Blanco 2022 Learning about rockets, in stages *Phys. Educ.* 57 045035, doi: 10.1088/1361-6552/ac6928
2. Зеленцов В. В., Щеглов Г. А. Конструктивно-компоновочные схемы разгонных блоков: учебное пособие. – Москва: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2018. – 139 с.
3. Bauer H. E. Operational Experiences on the Saturn V S-IVB Stage. Aeronautics and Space Engineering and Manufacturing Meeting, Los Angeles, Calif. Oct. 7-11, 1968.
4. Frank A. Slazer, James C. Harvey, Robert J. Sirko, Johnathan D. Barr, Scott C. Ward. Delta IV

- Launch Vehicle Growth Options to Support Nasa's Space Exploration Vision, 55th International Astronautical Congress 2004 – Vancouver, Canada.
5. SpaceX. URL: <https://www.spacex.com/vehicles/falcon-heavy/> (дата обращения: 2.05.2025)
 6. Pavithra Ravi, Carolin Frueh and Thomas Schildknecht. Investigation of Three Recent Atlas V Centaur Upper Stage Fragmentation Events [Proc. 8th European Conference on Space Debris (virtual)]. Darmstadt, Germany, 20-23 April 2021.
 7. Лемешевский С. А., Ишин С. В., Асюшкин В. А., Викуленков В. П., Ширшаков А. Е., Федоскин Д. И., Ефанов В. В., Яковлев Б. Д., Жумаханов Н. Б., Порешнев А. Ю., Бирюков А. С. Усовершенствованный разгонный блок типа «Фрегат» для перспективных ракет космического назначения среднего класса // Вестник «НПО им. С. А. Лавочкина». – Химки: НПО им. С. А. Лавочкина, 2018. - №2 (40). – С. 3-12.
 8. Shreya Mane. Theoretical Overview on Polar Satellite Launch Vehicle (PSLV). International Journal of Enhanced Research in Science, Technology & Engineering, Vol. 13 Issue 9, September, 2024.
 9. Матвеев Ю. А., Позин А. А., Юрченко М. И. Оценка спроса на запуски малых космических аппаратов и его влияние на технический облик систем выведения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 9. EDN IVXQFP
 10. Малых Д. А., Пешков Р. А., Шалашов М. А. Анализ основных проектных параметров малого разгонного блока. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2022, №4, с. 52-59, doi: 10.18698/0536-1044-2022-4-52-59
 11. Grant Bonin. The case for smaller launch vehicles in human space exploration (part 2). International Space Development Conference, June 19-22, 2025.
 12. William W. Benson. Enabling Multiple Small Satellite Near-Earth Asteroid Flyby Missions Using Small Solid Rocket Kick Stages with Rideshare Opportunities, AIAA SciTech Forum, 2024.
 13. Elizabeth Buchen, Dominic DePasquale. Custom analyses and more detailed assessments are available from SpaceWorks for nano/microsatellites and larger satellite classes, SpaceWorks Enterprises, Inc. (SEI), 2014.
 14. Momentus Space. URL: <https://momentus.space/services/> (дата обращения: 17.01.2025)
 15. D-Orbit. URL: <https://www.dorbit.space> (дата обращения: 17.01.2025)
 16. Exotrail. URL: <https://www.exotrail.com> (дата обращения: 17.01.2025)
 17. Ordahl C. A. The MDAC Payload Assist Modules (PAM-A and PAM-D), 9th AIAA Communication Satellite System Conference, 8 March 1982.
 18. Кислицкий М. И., Черепанов В. А., Голованова В. В. Создание унифицированного модульного малого космического разгонного блока «Тор» на основе серийного ракетного двигателя твердого топлива. Крупногабаритные трансформируемые конструкции космических аппаратов, 2009.
 19. Rocket Lab USA. Payload User Guide. LAUNCH.V6.6. URL: <https://www.rocketlabusa.com/assets/Uploads/Payload-User-Guide-LAUNCH-V6.6.pdf> (дата обращения: 22.10.2024)
 20. Firefly Aerospace. URL: <https://fireflyspace.com/elytra/> (дата обращения: 2.05.2025)
 21. Cantwell B., Karabeyoglu A., Altman D. Recent Advances in Hybrid Propulsion // International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion. – 2010. – Vol. 9, № 4.
 22. Егорычев В. С. Топлива химических ракетных двигателей: учеб. пособие / В. С. Егорычев, В. С. Кондрусев. – Самара: Изд-во СГАУ, 2007. – 72 с.
 23. Юхно М. Ю., Тимохович А. С. Гибридные ракетные двигатели – перспективное направление в современном ракетостроении. Актуальные проблемы авиации и космонавтики – 2020.

24. Heister S., Wernimont E. Hydrogen Peroxide, Hydroxyl Ammonium Nitrate, and Other Storable Oxidizers // Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion. – AIAA, 2007. – P. 457-487.
25. Casalino L., Pastrone D. Optimal Design of Hybrid Rocket Motors for Launchers Upper Stages // Journal of Propulsion and Power. – 2012. – Vol. 28, № 2. – P. 405-413.
26. Алемасов В. Е., Дрегаллин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 2006. – 520 с.
27. Livia Ordóñez Valles, Arturs Jasjukevics, Marco Wolf, Lily Blondel Canepari, Uwe Apel, Martin Tajmar, Angelo Pasini. Luna Nova kick stage: an overview of the system propulsion trade-offs, 9th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 2022, doi: 10.13009/EUCASS2022-7482
28. Peter Beck. Making Space on Orbit: Responsible Orbital Deployment in the Era of High-Volume Launch, 33rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2019.
29. Интерполярис. URL: <https://interpolyaris.ru/reference-list/razgonnyj-blok/> (дата обращения: 27.12.2024)
30. James L. Cannon. Liquid Propulsion: Propellant Feed System Design. Encyclopedia of Aerospace Engineering, Volume 2 Propulsion & Power, Wiley Publishers, 2010.
31. G. Waxenegger-Wilfing, R. H. S. Hahn, J. Deeken. Studies on electric pump-fed liquid rocket engines for micro-launchers, Conference: Space Propulsion, 2018.
32. Eric J. Wernimont. System Trade Parameter Comparison of Monopropellants: Hydrogen Peroxide vs Hydrazine and Others, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, CA, July 9-12, 2006.
33. Kun Ma, Wu Guo, Song Guan, Zhibin Ma, Tongyu Li. Development Status and Trend Analysis of Upper Stages. Missiles and Space Vehicles, 2024.
34. Sutton G. P., Biblarz O. Rocket Propulsion Elements. – 9th edition. – Wiley, 2016. – 792 p.
35. Bettes, Johnathan and Fuller, Andrew, "Design of an Experimental Solid Rocket Motor" (2024). Williams Honors College, Honors Research Projects. 1877.
36. Шаповалов А. В., Щеглов Г. А. Синтез рациональной компоновки малого разгонного блока на газообразных компонентах топлива. Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. №2. С. 70-77, doi: 10.34759/vst-2023-2-70-77
37. Rhodes Russel, 2022. The Benefits of a Rocket Vehicle Concentric Cryogenic Tank Design. SEVO (Space and Evolution): Brief Communication 12:1.
38. Shannon A., Brian P., Spencer P., Larry L. Deployment Methods for an Origami-Inspired Rigid-Foldable Array, The 42nd Aerospace Mechanism Symposium, 2014.
39. Jason Andrews. Spaceflight Secondary Payload System (SSPS) and Sherpa Tug – A New Business Model for Secondary and Hosted Payloads, 26th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2012.

М. Қ.Сулейменов, М. Қ.Омарбаев, Т. Қ.Жакенова*, Д. С.Назаргалиева

**«Ұлттық ғарыш зерттеулер мен технологиялар орталығы» АҚ, Алматы, Қазақстан
Республикасы**

Шағын үдеткіш блоктардың іске асыру схемаларын салыстырмалы талдау

Аңдатпа. Бұл мақала қолданыстағы шағын үдеткіш блоктарды, соның ішінде әзірлеу

немесе сынау кезеңіндегі перспективті үдеткіш блоктарды шолуға арналған, шағын ғарыш аппараттарын мақсатты орбиталарға шығару міндеттерінде белсенді қолданылады, олардың өзектілігі соңғы уақытта ғарыш аппараттарын миниатюризациялау үрдісі аясында өсуде және тиісінше пайдалы жүктемелер массасының азаюы. Жұмыста үдемелі блоктардың негізгі жіктеу белгілері, соның ішінде массасы, қозғалтқыштың түрі, құрылымдық орналасу схемалары қарастырылады. Атап айтқанда, бұл схемалардың артықшылықтары мен кемшіліктері орналасу икемділігі, құрылымның массасы, өнімділігі, құрастырудың қарапайымдылығы және пайдалану сенімділігі тұрғысынан қарастырылады. Олардың арасында қозғалтқыш дамытатын тарту, мақсатты орбитаға шығарылатын пайдалы жүктеме массасы, отын беру әдісі сияқты негізгі параметрлер бойынша салыстырмалы талдау жасалады. Сондай-ақ, бір және екі компонентті отынды қолдану ерекшеліктері, сондай-ақ отын буын таңдаудың үдеткіш қондырғының тиімділігі мен қауіпсіздігіне әсері қарастырылады. Осы зерттеудің мақсаты оңтайлы техникалық сипаттамаларды, жоғары сенімділікті, экономикалық тиімділікті және экологиялық қауіпсіздікті біріктіретін шағын үдемелі блокты іске асыру схемасын таңдау мен негіздеу болып табылады. Ғылыми жаңалықтың негізгі элементі әртүрлі шағын үдемелі блоктардың жобалау тұжырымдамаларын бағалау үшін көп критерийлі талдау әдісін қолдануы ұсынылады. Бұл әдіс масса тиімділігі, нақты импульс, бірнеше рет қосу мүмкіндігі, технологиялық жетілу және т. б. сияқты қарама-қайшы инженерлік критерийлерді формальдау және теңестіруге мүмкіндік береді.

Түйін сөздер: шағын үдемелі блок, зымыран-тасығыш, пайдалы жүктеме, шағын ғарыш аппараты

M. K.Suleimenov, M. K.Omarbayev, . K. T. Zhakenova*, D. S.Nazargaliyeva

JSC «National center of space research and technology», Almaty, Republic of Kazakhstan

Comparative analysis of the small upper stages implementation schemes

Abstract. This article is devoted to a review of existing small upper stages, including perspective upper stages under development or testing, actively used in the tasks of launching small spacecraft into target orbit, the relevance of which has recently been increasing against the background of the trend of miniaturization of spacecraft and, consequently, the reduction of payload mass. The paper considers the main classification features of upper stages, including mass, type of propulsion system, design and layout schemes. In particular, the advantages and disadvantages of the above schemes are discussed in terms of layout flexibility, design weight, manufacturability, ease of assembly, and operational reliability. A comparative analysis between them is given for such key parameters as thrust developed by the propulsion system, the mass of the payload to be launched to the target orbit, and the method of propellant supply. The peculiarities of the use of single-component and two-component fuel are also considered, as well as the influence of fuel pair selection on the efficiency and safety of the upper stage. The purpose of this study is to select and justify a scheme for the realization of a small upper stage combining optimal technical characteristics, high reliability, economic efficiency and environmental safety. The key element of scientific novelty is the application of a multi-criteria analysis method to evaluate various designs for small upper stages. This method allows formalizing and balancing

conflicting engineering criteria, including mass efficiency, specific impulse, multiple firing capability, technological maturity, etc.

Keywords: small upper stage, launch vehicle, payload, small spacecraft.

References

1. Philip R Blanco 2022 Learning about rockets, in stages *Phys. Educ.* 57 045035, doi: 10.1088/1361-6552/ac6928
2. Zelentsov V. V., Shcheglov G. A., Design and layout schemes of upper stages: textbook. – Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publisher, 2018. – 139 p.
3. Bauer H. E. Operational Experiences on the Saturn V S-IVB Stage. Aeronautics and Space Engineering and Manufacturing Meeting, Los Angeles, Calif. Oct. 7-11, 1968.
4. Frank A. Slazer, James C. Harvey, Robert J. Sirko, Johnathan D. Barr, Scott C. Ward. Delta IV Launch Vehicle Growth Options to Support Nasa's Space Exploration Vision, 55th International Astronautical Congress 2004 – Vancouver, Canada.
5. SpaceX. URL: <https://www.spacex.com/vehicles/falcon-heavy/> (accessed 2.05.2025)
6. Pavithra Ravi, Carolin Frueh and Thomas Schildknecht. Investigation of Three Recent Atlas V Centaur Upper Stage Fragmentation Events [Proc. 8th European Conference on Space Debris (virtual)]. Darmstadt, Germany, 20-23 April 2021.
7. Lemeshevsky S. A., Ishin S. V., Asyushkin V. A., Vikulenko V. P., Shirshakov A. E., Fedoskin D. I., Efanov V. V., Yakovlev B. D., Zhumakhanov N. B., Poreshnev A. Yu., Biryukov A. S. Improved type "Fregat" upper stage for advanced medium-class space rockets // Bulletin "RPA named after S. A. Lavochkin". – Khimki: RPA named after S. A. Lavochkin, 2018. - №2 (40). – P. 3-12.
8. Shreya Mane. Theoretical Overview on Polar Satellite Launch Vehicle (PSLV). International Journal of Enhanced Research in Science, Technology & Engineering, Vol. 13 Issue 9, September, 2024.
9. Matveev Yu. A., Pozin A. A., Yurchenko M. I. Estimation of Demand for Small Spacecraft Launchers and its impact on the Technical Design of Launch Systems. Engineering Journal: Science and Innovations, 2024, issue 9. EDN IVXQFP
10. Malykh D. A., Peshkov R. A., Shalashov M. A. Basic design parameters analysis of a small upper stage. *Izvestiya vysshykh uchebnykh zavedenyi. Mashinostroenie*, 2022, No. 4, p. 52-59, doi: 10.18698/0536-1044-2022-4-52-59
11. Grant Bonin. The case for smaller launch vehicles in human space exploration (part 2). International Space Development Conference, June 19-22, 2025.
12. William W. Benson. Enabling Multiple Small Satellite Near-Earth Asteroid Flyby Missions Using Small Solid Rocket Kick Stages with Rideshare Opportunities, AIAA SciTech Forum, 2024.
13. Elizabeth Buchen, Dominic DePasquale. Custom analyses and more detailed assessments are available from SpaceWorks for nano/microsatellites and larger satellite classes, SpaceWorks Enterprises, Inc. (SEI), 2014.
14. Momentus Space. URL: <https://momentus.space/services/> (accessed 17.01.2025)
15. D-Orbit. URL: <https://www.dorbit.space> (accessed 17.01.2025)
16. Exotrail. URL: <https://www.exotrail.com> (accessed 17.01.2025)
17. Ordahl C. A. The MDAC Payload Assist Modules (PAM-A and PAM-D), 9th AIAA Communication Satellite System Conference, 8 March 1982.

18. Kislitsky M. I., Cherepanov V. A., Golovanova V. V. Design of unified modular small upper stage "Thor" on the basis of solid propellant rocket engine. Spacecrafts large-size transformable constructions, 2009.
19. Rocket Lab USA. Payload User Guide. LAUNCH.V6.6. URL: <https://www.rocketlabusa.com/assets/Uploads/Payload-User-Guide-LAUNCH-V6.6.pdf> (accessed 22.10.2024)
20. Firefly Aerospace. URL: <https://fireflyspace.com/elytra/> (accessed 2.05.2025)
21. Cantwell B., Karabeyoglu A., Altman D. Recent Advances in Hybrid Propulsion // International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion. – 2010. – Vol. 9, № 4. – P. 305-326.
22. Egorychev V. S. Chemical rocket engine fuels: textbook / V. S. Egorychev, V. S. Kondrusev. – Samara: SSAU Publisher, 2007. – 72 p.
23. Yukhno M. Y., Timokhov A. C. Hybrid rocket engines is a perspective direction in modern rocket engineering. Aviation and cosmonautics actual problems – 2020. Vol. 1.
24. Heister S., Wernimont E. Hydrogen Peroxide, Hydroxyl Ammonium Nitrate, and Other Storable Oxidizers // Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion. – AIAA, 2007. – P. 457-487.
25. Casalino L., Pastrone D. Optimal Design of Hybrid Rocket Motors for Launchers Upper Stages // Journal of Propulsion and Power. – 2012. – Vol. 28, № 2. – P. 405-413.
26. Alemasov V. E., Dregalin A. F., Tishin A. P. Rocket engines theory. – Moscow: Mashinostroenie, 2006. – 520 p.
27. Livia Ordonez Valles, Arturs Jasjukevics, Marco Wolf, Lily Blondel Canepari, Uwe Apel, Martin Tajmar, Angelo Pasini. Luna Nova kick stage: an overview of the system propulsion trade-offs, 9th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 2022, doi: 10.13009/EUCASS2022-7482
28. Peter Beck. Making Space on Orbit: Responsible Orbital Deployment in the Era of High-Volume Launch, 33rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2019.
29. nterpolaris. URL: <https://interpolyaris.ru/reference-list/razgonnyj-blok/> (accessed 27.12.2024)
30. James L. Cannon. Liquid Propulsion: Propellant Feed System Design. Encyclopedia of Aerospace Engineering, Volume 2 Propulsion & Power, Wiley Publishers, 2010.
31. G. Waxenegger-Wilfing, R. H. S. Hahn, J. Deeken. Studies on electric pump-fed liquid rocket engines for micro-launchers, Conference: Space Propulsion, 2018.
32. Eric J. Wernimont. System Trade Parameter Comparison of Monopropellants: Hydrogen Peroxide vs Hydrazine and Others, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, CA, July 9-12, 2006.
33. Kun Ma, Wu Guo, Song Guan, Zhibin Ma, Tongyu Li. Development Status and Trend Analysis of Upper Stages. Missiles and Space Vehicles, 2024.
34. Sutton G. P., Biblarz O. Rocket Propulsion Elements. – 9th edition. – Wiley, 2016. – 792 p.
35. Bettes, Johnathan and Fuller, Andrew, "Design of an Experimental Solid Rocket Motor" (2024). Williams Honors College, Honors Research Projects. 1877.
36. Shapovalov A. V., Shcheglov G. A. Rational layout of a small upper stage synthesis on gas fuel components. Moscow Aviation Institute bulletin. 2023. T. 30. №2. P. 70-77, doi: 10.34759/vst-2023-2-70-77
37. Rhodes Russel, 2022. The Benefits of a Rocket Vehicle Concentric Cryogenic Tank Design. SEVO (Space and Evolution): Brief Communication 12:1.

38. Shannon A., Brian P., Spencer P., Larry L. Deployment Methods for an Origami-Inspired Rigid-Foldable Array, The 42nd Aerospace Mechanism Symposium, 2014.
39. Jason Andrews. Spaceflight Secondary Payload System (SSPS) and Sherpa Tug – A New Business Model for Secondary and Hosted Payloads, 26th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2012.

Сведения об авторах:

Сулейменов М. К. – докторант 2 курса, механико-математический факультет, Казахский национальный университет имени аль-Фараби, пр. аль-Фараби, 71, г. Алматы, Казахстан.
Омарбаев М. К. – докторант 2 курса, механико-математический факультет, Казахский национальный университет имени аль-Фараби, пр. аль-Фараби, 71, г. Алматы, Казахстан.
Жакенова Т. К. – автор по корреспонденции, магистрант 2 курса, институт телекоммуникаций и космической инженерии, Алматинский университет энергетики и связи имени Гумарбека Даукеева, ул. Байтурсынова, 126/1, г. Алматы, Казахстан.
Назаргалиева Д. С. – инженер-конструктор конструкторского отдела, Национальный центр космических исследований и технологий, ул. Шевченко 15, г. Алматы, Казахстан.

Suleimenov M. K. – 2nd year PhD student, school of mechanics and mathematics, Kazakh national university named after Al-Farabi, Al-Farabi ave. 71, Almaty, Kazakhstan.
Omarbayev M. K. – 2nd year PhD student, school of mechanics and mathematics, Kazakh national university named after Al-Farabi, Al-Farabi ave. 71, Almaty, Kazakhstan.
Zhakenova T. K. – the corresponding author, 2nd year Master's student, Institute of telecommunications and space engineering, Almaty University of Power Engineering and Telecommunication named after Gumarbek Daukeev, Baitursynov str. 126/1, Almaty, Kazakhstan.
Nazargaliyeva D. S. – design department's design engineer, National center of space research and technology, Shevchenko str. 15, Almaty, Kazakhstan.

Сулейменов М. Қ. – 2 курс докторанты, механика-математика факультеті, әл-Фараби атындағы Қазақ ұлттық университеті, әл-Фараби даңғылы 71, Алматы, Қазақстан.
Омарбаев М. Қ. – 2 курс докторанты, механика-математика факультеті, әл-Фараби атындағы Қазақ ұлттық университеті, әл-Фараби даңғылы 71, Алматы, Қазақстан.
Жакенова Т. К. – хат хабар үшін авторы, 2 курс магистранты, телекоммуникация және ғарыш инженерия институты, Ғұмарбек Даукеев атындағы Алматы энергетика және байланыс университеті, Байтұрсынов көшесі 126/1, Алматы, Қазақстан.
Назаргалиева Д. С. – конструкторлық бөлімінің инженер-конструкторы, Ұлттық ғарыштық зерттеулер мен технологиялар орталығы, Шевченко көшесі 15, Алматы, Қазақстан.



Copyright: © 2025 by the authors. Submitted for possible open access publication under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution (CC BY NC) license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>).