

АНАЛИЗ ЗАРУБЕЖНОГО ОПЫТА ДВОЙНОГО ПРИМЕНЕНИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЁРДОГО ТОПЛИВА

© 2023 г. А. Г. Тимаров^{a,b,*}, И. О. Елисеев^{a,**}, Д. М. Борисов^{a,***}, В. В. Миронов^{a,****}

^aАкционерное общество «Государственный научный центр Российской Федерации «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша», Москва, Россия

^bМосковский авиационный институт (научно-исследовательский университет), Москва, Россия

*E-mail: Timarov@kerc.msk.ru

**E-mail: igor_elis@mail.ru

***E-mail: borisovdm62@mail.ru

****E-mail: kerc@elnet.msk.ru

Поступила в редакцию 26.08.2023 г.

После доработки 01.10.2023 г.

Принята к публикации 10.11.2023 г.

В развитых зарубежных странах (США, Китай, Индия, Франция, Италия, Израиль и ряд других) технологии твердотопливного ракетного двигателестроения используются не только в боевой ракетной технике, но и в составе средств выведения космических аппаратов. Такой подход позволяет внедрять и отрабатывать инновационные решения, а также повышать унификацию сопутствующих технологий. Одним из наиболее важных факторов, оказывающих влияние на эффективность использования ракетных двигателей твёрдого топлива в космических программах, служит стоимость твёрдых ракетных топлив и узлов двигательных установок. По этой причине взаимозаменяемость зарубежных твердотопливных изделий различного целевого назначения и сопутствующих технологий имеет своей целью обеспечение высокой загрузки производственных мощностей, что позволяет существенно снизить цены на сырьё, материалы и топливо. Проведённый анализ подтвердил, что создание средств выведения боевой ракетной техники на базе ракетных двигателей твёрдого топлива закономерно приводит к снижению временных и стоимостных затрат на разработку таких изделий, снижению технических рисков и повышению надёжности используемых технологий.

Ключевые слова: ракетный двигатель твёрдого топлива, двойное применение, боевая ракетная техника, средство выведения, технология, промышленность.

DOI: 10.31857/S0869587323120083, **EDN:** EQRCMG

Боевая ракетная техника большинства развитых зарубежных стран создавалась и продолжает создаваться преимущественно на базе ракетных двигателей твёрдого топлива (РДТТ). К такому оружию относятся баллистические ракеты средней дальности, межконтинентальные баллистиче-

ские ракеты и баллистические ракеты подводных лодок. При этом активно развивается двойное применение технологий, то есть значительная доля РДТТ военного назначения и их узлов используется в ракетно-космических средствах выведения [1–3].

ТИМАРОВ Алексей Георгиевич – кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник АО ГНЦ «Центр Келдыша», доцент МАИ. ЕЛИСЕЕВ Игорь Олегович – кандидат технических наук, заместитель начальника отдела, начальник сектора АО ГНЦ «Центр Келдыша». БОРИСОВ Дмитрий Марианович – доктор технических наук, заместитель начальника отдела, начальник отдела АО ГНЦ «Центр Келдыша». МИРОНОВ Вадим Всеволодович – доктор технических наук, заместитель генерального директора по средствам выведения, начальник отделения АО ГНЦ «Центр Келдыша».

Приведём несколько примеров зарубежных технологий для боевой ракетной техники, нашедших нишу в гражданском секторе. Так, ещё в 50-х годах XX в. австрийским химиком К. Клагером было разработано твёрдое топливо на основе связующего – полибутадиена с концевыми гидроксильными группами (hydroxyl-terminated polybutadiene – НТПВ) [4]. Топлива на его основе активно применяются в изделиях военного назначения [5], в частности, в баллистических ракетах LGM-118A Peacekeeper (MX) и MGM-31C

Pershing II [6], а также во многих РДТТ космического назначения. Более эффективное топливо NEPE используется преимущественно в боевой ракетной технике, например, в баллистической ракете подводных лодок UGM-133 Trident II (D5) [7].

Ещё один пример – производство корпусов семейства твердотопливных ракетных двигателей GEM, которые изготавливаются методом намотки углеродных волокон с последующей пропиткой эпоксидной смолой [8]. Эти двигательные установки наглядно демонстрируют принцип двойного применения сопутствующей технологии, так как ранее она использовалась для изготовления корпусов РДТТ баллистических ракет UUM-125 Sea Lance, MGM-134A Midgetman (SIBM), UGM-133 Trident II (D5) [9]. Со снижением объёмов производства военной продукции и освобождением производственных мощностей стало возможным применять эту технологию для изготовления корпусов стартовых ускорителей ракет-носителей космического назначения. Это позволило улучшить массовые характеристики ускорителей, уменьшить деформируемость корпусов, облегчить решение вопросов прочности зарядов твёрдого топлива и заметно увеличить их массу.

В качестве третьего примера укажем на углерод-углеродные материалы, разработанные для сопловых блоков межконтинентальной баллистической ракеты LGM-118A Peacekeeper (MX) и баллистической ракеты подводных лодок MGM-134A Midgetman (SIBM) [10]. Этот тип материалов широко применяется во всех современных и перспективных разработках РДТТ космического назначения и особенно в сопловых блоках.

Ниже будет подробно рассмотрен зарубежный опыт двойного применения РДТТ (как в боевой ракетной технике, так и в средствах выведения космических аппаратов), определены основные направления развития этой технологии двигателестроения и решаемые благодаря ей научные задачи, а также сдерживающие её распространение факторы.

Международный опыт двойного применения твердотопливных ракетных двигателей. Китайская промышленность в настоящее время активно работает над созданием твердотопливных ракет-носителей, способных оперативно выводить полезный груз на орбиту в экстренных ситуациях и с необорудованных площадок. Причём ряд проектов таких носителей имеет явное родство с боевыми твердотопливными ракетами [11, 12].

При создании китайской малогабаритной твердотопливной ракеты-носителя оперативного запуска CZ-11 (разработка Академии технологии ракет-носителей CALT Китайской корпорации космической науки и технологии CASC) исполь-

зованы технологии и элементы конструкции стратегических твердотопливных баллистических ракет наземного и морского базирования, а именно межконтинентальной баллистической ракеты DF-31, баллистической ракеты средней дальности DF-21 и баллистической ракеты подводных лодок JL-2. Первый наземный запуск CZ-11 состоялся в 2015 г., а первый запуск с морской платформы – в 2019 г. Наземный запуск проводился из транспортно-пускового контейнера мобильной пусковой установки, напоминающей соответствующие элементы мобильных китайских комплексов.

Семейство китайских твердотопливных ракет-носителей Kuaizhou типа KZ-1, KZ-1A, KZ-11, разработкой и производством которых занимается Китайская аэрокосмическая и научно-технологическая корпорация CASIC в сотрудничестве с Харбинским технологическим институтом, создано на базе баллистических ракет средней дальности DF-21, DF-25 и межконтинентальной баллистической ракеты DF-41. Запуск этих ракет-носителей может осуществляться при помощи мобильной пусковой установки с любого космодрома Китая. Подготовка к пуску выполняется в течение 24 ч. усилиями всего 6 человек. Важно отметить, что в настоящее время в разработке находится твердотопливный двигатель диаметром 3 м для ракеты-носителя KZ-21, его планируется ввести в эксплуатацию к 2025 г.

Двойное применение технологий ракетного двигателестроения позволило Китаю значительно увеличить основные производственные фонды предприятий по сборке твердотопливных баллистических ракет и ракет-носителей. Этот процесс сопровождался расширением существующих и строительством новых предприятий. Так, за последние 15 лет Академией технологий твердотопливных космических двигателей AASPT введены в строй три завода по производству РДТТ, создана испытательная база, включающая два крупных горизонтальных стенда для проведения огневых испытаний. Это позволило провести испытания самого мощного китайского РДТТ для ракеты-носителя KZ-21, а немного позднее РДТТ межконтинентальной баллистической ракеты DF-31 для модифицированного варианта ракеты-носителя CZ-11.

Первой твердотопливной ракетой-носителем сверхлёгкого класса в Индии стала трёхступенчатая ракета SSLV [12, 13], которая разработана преимущественно с использованием технологий, задействованных в конструкции баллистической ракеты Agni-5. В новой ракете реализован ряд инновационных решений, направленных на максимальное упрощение, унификацию конструкции систем запуска твердотопливных ускорителей и электромеханических приводов, что позволило

сократить время подготовки и стоимость запуска изделия.

Израиль для вывода полезного груза на околоземные орбиты использует ракету-носитель Shavit, разработанную на основе баллистической ракеты средней дальности Jericho-2. С применением этой ракеты израильскими военными в космос были выведены спутники разведывательного назначения, позволяющие собирать и анализировать данные об активности военных в соседних государствах.

Что касается стран Евросоюза, то, например, во Франции и Италии используется альтернативный подход к разработке технологий ракетного двигателестроения — она осуществляется в первую очередь в интересах космических ракетных систем. Например, опыт, накопленный при разработке РДТТ стартовых ускорителей ракет-носителей Ariane-5 и Ariane-6 (в части создания новых сортов смесевых высокоэнергетических твёрдых топлив, корпусов двигателей, изготовленных методом намотки из жаростойких композиционных материалов высокой степени прочности), применялся для создания и дальнейшей модернизации французской твердотопливной баллистической ракеты подводных лодок M51 [14, 15].

Практика эксплуатации ракетно-космической техники показывает, что возможны два способа использования РДТТ в качестве двигательной установки средства выведения. Первый — использование в качестве ракет-носителей лёгкого класса переоборудованных межконтинентальных баллистических ракет с заканчивающимся гарантийным сроком хранения, либо демонтируемых и снимаемых с вооружения в соответствии с условиями действующих международных договоров. Второй способ — разработка ракет-носителей сверхлёгкого и лёгкого класса с двигательными установками разгонных блоков или стартовыми ускорителями на базе РДТТ, сконструированных специально для этих целей либо в рамках концепции технологий двойного применения. Очевидно, что более простой и привлекательный первый вариант. К его положительным характеристикам следует отнести относительно невысокую стоимость ремонтно-восстановительных работ по переоборудованию межконтинентальных баллистических ракет в ракеты-носители и возможность полного или частичного использования существующей наземной инфраструктуры. При этом автоматически снимается вопрос о дополнительных расходах на утилизацию.

Не останавливаясь на ряде технических проблем использования переоборудованных межконтинентальных баллистических ракет в качестве ракет-носителей для выведения космических аппаратов, необходимо отметить, что локальное применение не приводит к широкой

интеграции РДТТ в космические программы, не повышает загрузку производства, не создаёт опережающего технологического задела. Создание же новых двигательных установок для средств выведения, включая маршевые двигатели, двигательные установки разгонных блоков и стартовые ускорители, связано с определёнными финансовыми затратами и вероятными техническими и временными рисками [16, 17], которые могут быть минимизированы с учётом опыта предшествующих разработок и преемственности технологий и материалов.

Изменение объёма производства твердотопливных ракетных двигателей с течением времени. Принцип технологий двойного назначения может быть применим не только к баллистическим ракетным комплексам в целом, но и к отдельным их составным частям, например, маршевым ступеням. В этом случае можно использовать РДТТ нижних ступеней в качестве стартовых ускорителей, а верхних — в качестве двигательных установок разгонных блоков. В первом случае существующие проектные решения по РДТТ позволят задействовать освоенные прототипы, обеспечат высокую преемственность при разработке основных узлов и агрегатов, близкую к проектной и более равномерную загрузку дорогостоящего оборудования, стабильность высокотехнологичного производства. Во втором случае интеграция РДТТ в средства выведения оказывается наиболее простой, так как при этом практически не требуется изменений наземной инфраструктуры.

В настоящее время за рубежом объёмы производства топлива и материалов РДТТ космического назначения существенно превосходят военную составляющую. Этот факт качественно иллюстрирует динамика изменения структуры выпускаемой продукции американской компании ATK Thiokol с 1986 по 2002 г. (рис. 1). Из него следует, что в середине 1980-х годов производственные мощности по созданию твердотопливных ракетных двигателей использовались преимущественно для создания боевой ракетной техники, в том числе маршевой ступени A3R ракеты UGM-27 Polaris A-3TK [18], а также UGM-96 Trident I (C4), UGM-133 Trident II (D5), LGM-118A Peacekeeper (MX), MGM-31C Pershing II и MGM-134A Midgetman (SIBM) с маршевыми РДТТ. Средства выведения с твердотопливными ускорителями и РДТТ отдельных ступеней использовались исключительно для государственных нужд. Примеры — ракета-носитель Delta II и многоразовый транспортный космический корабль Space Shuttle.

К 1990 г. линейка средств выведения для государственных нужд была расширена семейством ракет-носителей Titan IV-B и Taurus (известный также как Minotaur-C) со стартовыми ускорителями и маршевыми ступенями на РДТТ. К этому

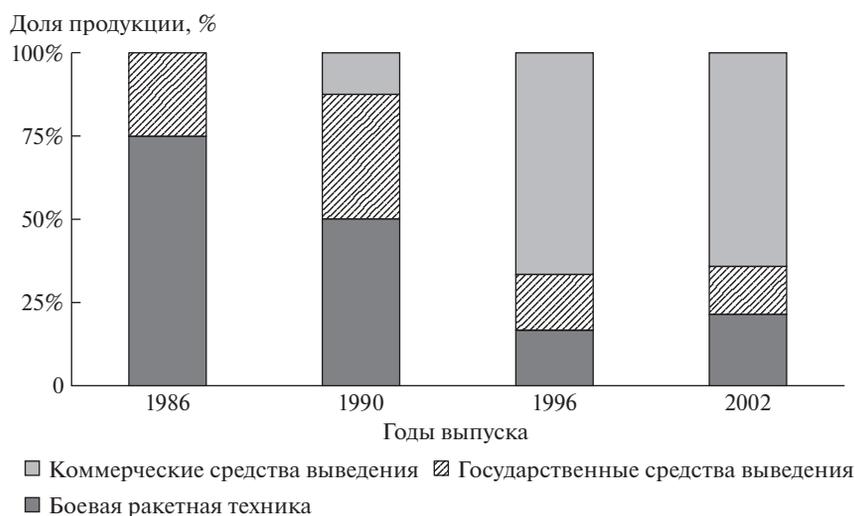


Рис. 1. Динамика изменения структуры выпускаемой продукции с РДТТ, произведённой компанией ATK Thiokol

времени стали производиться твердотопливные ракеты-носители Pegasus для коммерческих нужд. Их разработка позволила создать соответствующий научно-технический задел, дала толчок развитию коммерческого сектора космических услуг. При этом линейка наиболее представительного стратегического вооружения сократилась до ракет UGM-133 Trident II (D5), LGM-118A Peacekeeper (MX), MGM-134A Midgetman (SIBM) и была дополнена ракетой AGM-131 SRAM II, в которой применяется маршевый РДТТ.

В период с 1990 по 1996 г. промышленность США стремительно развивала выпуск средств выведения на базе РДТТ для коммерческого применения. Линейка таких изделий была расширена как за счёт разработки новых ракет-носителей, так и за счёт изменения назначения уже созданных. Например, были произведены и отработаны новые средства выведения, такие как Atlas IIAS с твердотопливными разгонными блоками и Н-IIA, Athena I, Athena II с маршевыми РДТТ. Класс боевой ракетной техники стратегического назначения был представлен в основном изделиями UGM-133 Trident II (D5) и новым LGM-30G Minuteman III. Ракеты-носители Taurus и Delta II к этому времени использовались для коммерческих запусков. Это способствовало развитию семейства ракет Delta и привело к созданию модификаций Delta II, разработке неудачной Delta III и эксплуатируемой с 2002 г. по настоящее время Delta IV. В целом к 2002 г. и далее изменения в объёме производимой продукции по целевым секторам (боевая ракетная техника, государственные средства выведения, коммерческие средства выведения) незначительны.

Из рисунка 1 и обзора следует, что для маршевых двигателей, эксплуатируемых и разрабатыва-

емых зарубежных ракет-носителей сверхлёгкого, лёгкого и среднего классов грузоподъёмности характерно широкое применение РДТТ и заимствование разработок, конструкций, материалов, топлив, технологий вплоть до полного использования РДТТ боевого назначения. Такой подход логичен и закономерен. Например, в американских ракетах-носителях со стартовой массой до 120 т и с грузоподъёмностью до 1,5 т, предназначенных для выведения космических аппаратов на низкую околоземную орбиту, применяются в основном РДТТ двойного назначения несмотря на более низкий, чем у жидкостных ракетных двигателей, удельный импульс тяги и, соответственно, большую стартовую массу. Это связано со структурной простотой и надёжностью РДТТ, высокой оперативностью запуска ракеты-носителя, удобством эксплуатации двигательной установки, большей плотностью твёрдого топлива, что частично компенсирует недостаток низкого удельного импульса, а также высокой стартовой тяговооружённостью и быстрым выходом на маршевый режим работы. Кроме того, следует отметить низкую трудоёмкость изготовления РДТТ, которая обеспечивается автоматизацией производства основных составных частей, использованием инженеринговых программных комплексов численного моделирования и сокращением стоимости изделия с ростом объёмов производства.

Характеристики твердотопливных ракетных двигателей двойного назначения. Приведём наиболее яркие примеры ракет-носителей двойного применения.

1. Ракеты-носители семейства Minotaur, разработанные компанией Orbital Sciences Corporation по заказу военно-воздушных сил США на основе маршевых РДТТ межконтинентальных баллисти-

Таблица 1. Двигательные установки семейства ракет-носителей Minotaur

Ступень	Minotaur I	Minotaur II	Minotaur III	Minotaur IV	Minotaur V
1	M55	M55	SR-118 S1	SR-118 S1	SR-118 S1
2	SR-19	SR-19	SR-119 S2	SR-119 S2	SR-119 S2
3	Orion 50XL	M57	SR-120 S3	SR-120 S3	SR-120 S3
4	Orion 38	–	Super HAPS	Orion 38	Star 48BV
5	HAPS (дополнительная)	–	–	HAPS (дополнительная)	Star 37FM (Star 37FMV)

Источники: [19–22].

ческих ракет UGM-30 Minuteman и LGM-118A Peacekeeper (MX). Следует подчеркнуть, что ракеты-носители Minotaur используются только для запусков правительственных спутников и недоступны коммерческим заказчикам. При этом в их состав входят трёх-, четырёх- и пятиступенчатые твердотопливные ракеты, основная информация по компоновке которых приведена в таблице 1.

Четырёхступенчатая ракета-носитель сверхлёгкого класса Minotaur I предназначена для выведения на низкую околоземную орбиту космического аппарата массой до 600 кг. Первая и вторая ступени с двигателями M55 и SR-19 соответственно заимствованы у межконтинентальной баллистической ракеты LGM-30F Minuteman III. Третья и четвёртая ступени с двигателями Orion-50XL и Orion-38 соответственно, а также головной обтекателя и система управления – у ракет-носителей Pegasus и Pegasus-XL [23]. Для выведения нескольких спутников в конструкции предусмотрена пятая ступень на жидкостной двигательной установке HAPS. Первый запуск ракеты-носителя Minotaur I состоялся в январе 2000 г.

Корпус двигателя первой ступени межконтинентальной баллистической ракеты LGM-30F Minuteman II [24, 25] изготавливался из штампованных термообработанных стальных листов. Применялась специальная сталь марки D6AC. Юбка ракеты, переходники и отсек системы управления имели стальной каркас и алюминиевую обшивку. Обечайка первой ступени ракеты LGM-30F Minuteman II состояла из двух секций, полученных путём последовательной раскатки из стальной штампованной заготовки. Такой приём сокращал расход стали, уменьшал массу двигателя и увеличивал прочность благодаря отсутствию сварных швов. На весь корпус ракеты способом напыления наносилось теплозащитное покрытие, в состав которого входили эпоксидные смолы и полиамидный отвердитель. В нижней части устанавливались четыре отклоняемых сопла, обеспечивающие управление вектором тяги при работе РДТТ на активном участке траектории. В двигательной установке использовался заряд

смесового твёрдого ракетного топлива марки TP-H1011/TP-H1043.

Вторая ступень межконтинентальной баллистической ракеты LGM-30F Minuteman II состояла из маршевого РДТТ SR19-AJ-1 разработки Aerojet General и соединительного отсека. Корпус двигателя изготавливался из титанового сплава 6AL-4V. Применение топлива ANB-3066 на основе полибутадиена позволило получить высокий удельный импульс тяги. Так как ракетный двигатель имел только одно фиксированное сопло, конструкторам пришлось прибегнуть к новым способам создания управляющих усилий во время его работы. Управление вектором тяги на участке полёта второй ступени по тангажу и рысканию осуществлялось за счёт впрыскивания жидкого фреона в закритическую часть сопла через четыре группы отверстий, расположенных в плоскости стабилизации ракеты. Для управления по крену использовалась автономная газогенераторная система с четырьмя неподвижными управляющими соплами, закреплёнными на сопловом блоке.

Трёхступенчатая суборбитальная ракета Minotaur II, известная и как Chimera и TLV, применяется для испытаний системы противоракетной обороны. В составе ракеты – первая ступень с двигателем M55, вторая – с двигателем SR-19, третья – с двигателем M57. Двигательные установки также заимствованы у межконтинентальной баллистической ракеты LGM-30F Minuteman II. Система управления разработана корпорацией Orbital Sciences. Максимальная дальность полёта ракеты – 6700 км, забрасываемая масса полезной нагрузки – 440 кг.

Четырёхступенчатая суборбитальная ракета Minotaur III также предназначена для проведения испытаний системы противоракетной обороны. В составе ракеты-носителя используются маршевые ступени снятой с боевого дежурства межконтинентальной баллистической ракеты LGM-118A Peacekeeper (MX). На первой ступени установлен РДТТ SR-118, на второй – SR-119, на третьей – SR-120. На четвёртой ступени – двигательная

Таблица 2. Основные параметры РДТТ Minotaur V5

Параметр	SR-118	SR-119	SR-120	Star 48BV	Star 37FM	Star 37FMV
Длина, м	8.40	7.90	2.44	2.08	1.69	1.92
Диаметр, м	2.34	2.34	2.34	1.24	0.93	0.93
Масса топлива, т	45.400	24.500	7.080	2.010	1.065	1.063
Время горения, с	56.5	61.0	72.0	84.1	62.7	62.7
Максимальная тяга, кН	2224.0	1223.0	289.0	78.0	54.8	55.6
Удельный импульс в вакууме, Н · с/кг	2786	3021	2943	2825	2845	2884

Источник: [22].

установка Super HAPS, работающая на жидком топливе. Забрасываемая ракетой Minotaur III масса полезной нагрузки на дальность 6700 км составляет 3060 кг.

Все три маршевые ступени межконтинентальной баллистической ракеты LGM-118A Peacekeeper (MX) [26] изготавливались из кевлароэпоксидного материала и имели на внешней поверхности многофункциональное покрытие чёрного цвета, защищавшее ракету от действия поражающих факторов ядерного взрыва и аэродинамического нагрева. Каждая ступень имела одно центральное, частично утопленное в камеру сгорания, отклоняемое сопло, что позволяло управлять ракетой по каналам тангажа и рыскания. Сопла изготавливались из специального кевлароэпоксидного материала, а горловины — из высокочистого пирографита. Сопла второй и третьей маршевых ступеней оснащались выдвижным коническим насадком на корпусе сопла. Для выдвижения насадка применялся специальный пневмогидравлический привод. Это решение позволяло обеспечить требуемую степень расширения сопла и, соответственно, максимальную тягу двигателя при одновременном сокращении габаритов ракеты. Для управления по каналу крена на участке работы второй ступени использовались два газогенераторных автономных блока, закреплённых на сопловом блоке ступени. На участке работы первой и третьей ступеней управление по каналу крена не осуществлялось, а накапливающаяся ошибка компенсировалась во время работы второй ступени и ступени разведения. На первой и второй ступенях применялось твёрдое топливо НТРВ, на третьей — твёрдое топливо NEPE, унифицированное с топливом баллистической ракеты подводных лодок UGM-133 Trident II (D5).

Четырёхступенчатая ракета-носитель лёгкого класса Minotaur IV предназначена для запуска на низкую околоземную орбиту полезного груза массой до 1600 кг. Аналогично ракете Minotaur III

ракета Minotaur IV разработана на базе трёх маршевых ступеней межконтинентальной баллистической ракеты LGM-118A Peacekeeper (MX), а именно РДТТ SR-118, SR-119 и SR-120. Четвёртая ступень Orion-38 заимствована из состава ракет-носителей Pegasus и Pegasus-XL. Особенность ракеты-носителя Minotaur IV+ с грузоподъёмностью на низкую околоземную орбиту 1800 кг состоит в том, что вместо двигателя Orion-38 в качестве его альтернативы может использоваться двигательная установка Star 48BV. Для защиты полезного груза от воздействия высоких температур и воздушных потоков в состав системы выведения внедрён головной обтекатель диаметром 2.34 м от ракеты-носителя Taurus.

Ракета-носитель среднего класса Minotaur V с грузоподъёмностью на низкую околоземную орбиту 7000 кг представляет собой пятиступенчатую модификацию ракеты-носителя лёгкого класса Minotaur IV. Комбинацию всё тех же трёх маршевых ступеней межконтинентальной баллистической ракеты LGM-118A Peacekeeper (MX) с двумя коммерческими верхними ступенями Star 48BV и Star 37MFV планируется использовать для запуска космических аппаратов на геопереходную орбиту с массой полезного груза 580 кг, а также для выполнения лунных миссий в будущем. Основные параметры РДТТ различных ступеней ракеты-носителя Minotaur V приведены в таблице 2.

2. Авиационно-космическая система Pegasus сверхлёгкого класса предназначена для доставки космического аппарата на околоземные орбиты и проведения лётных испытаний гиперзвуковых аппаратов [16]. Основные массогабаритные и энергетические характеристики этой системы выведения приведены в таблице 3.

Трёхступенчатая твердотопливная ракета-носитель Pegasus совместной разработки компаний Orbital ATK и Hercules Aerospace Company стала первой в истории ракетой воздушного старта, обеспечившей вывод космического аппарата на

околоземную орбиту. Первоначально планировалось, что это будет изделие двойного назначения, которое может использоваться как для выведения полезного груза в космос, так и для поражения наземных объектов.

Комплекс наземной инфраструктуры системы функционирует на основе существующего оборудования баз военно-воздушных сил США. Старт ракеты-носителя Pegasus XL осуществляется после сброса с самолёта-носителя на высоте 12 км при скорости полёта, соответствующей числу Маха 0.82. Для управления и стабилизации ракеты-носителя при полёте в верхних слоях атмосферы её первая ступень оснащена треугольным крылом, изготовленным из композиционного материала. Авиационно-космическая система Pegasus не требует стационарных стартовых комплексов и позволяет осуществлять оперативный запуск полезного груза по требованию, а также быстрое перебазирование и пуск с аэродромов, расположенных в различных районах земного шара. Первый пуск авиационно-космической системы с ракетой-носителем Pegasus состоялся 5 апреля 1990 г., а с ракетой-носителем Pegasus XL – 28 июня 1994 г.

Трёхступенчатая ракета-носитель Pegasus-XL со стартовой массой 23 т создана на базе РДТТ разработки компании Orbital ATK. В конструкции РДТТ первой ступени Orion-50S XL используется нерегулируемое сопло в отличие от РДТТ второй ступени Orion-50 XL и РДТТ третьей ступени Orion 38. Конструкция двигателя выполнена преимущественно из композиционных материалов, общая доля которых в массе конструкции ракеты-носителя составляет 94%. С целью повышения грузоподъёмности и расширения спектра целевых орбит по высоте и наклонению в составе ракеты используется блок довыведения HAPS на базе жидкостного ракетного двигателя MR-107. Первый пуск такой ракеты был выполнен 23 декабря 1997 г.

Следует особо отметить высокую степень интеграции компонентов ракеты-носителя Pegasus XL с другими средствами выведения. РДТТ Orion-50 XL используется в качестве третьей ступени ракеты-носителя Minotaur I и как вторая ступень ракеты-носителя Taurus Lite. Почти такая же модификация, но с увеличенными торцами, Orion-50 XLT, присутствовала во второй ступени ракеты-носителя Taurus XL. РДТТ Orion-38 используется в качестве базовой третьей ступени ракеты-носителя Pegasus XL, Taurus, Taurus XL, Taurus Lite и как верхняя ступень ракет-носителей Minotaur I и Minotaur IV.

3. Четырёхступенчатая ракета-носитель лёгкого класса наземного базирования Taurus разработки компании Orbital Sciences Corporation [27, 28]. Основные параметры ступеней этого средства выведения, разработанных компанией ATK и

Таблица 3. Основные характеристики авиационно-космической системы Pegasus

Класс авиационно-космической системы	Сверхлёгкий
Самолёт-носитель	L-1011 Stargazer (дозвуковой)
Расположение ракеты-носителя на самолёте-носителя	Внешнее, на подвеске под фюзеляжем самолёта-носителя
Тип старта ракеты-носителя	Отделение от самолёта носителя с последующим запуском двигателя ракеты-носителя
Масса полезного груза, выводимого на низкую околоземную орбиту, кг	450
Стоимость пуска, млн долл.	40
Ракета-носитель	Pegasus-XL
Стартовая масса, т	23
Габариты, м: длина диаметр размах крыла	17.6 1.3 6.7
Количество ступеней	3
Компоненты ракетного топлива: I ступень II ступень III ступень блок довыведения	твёрдые твёрдые твёрдые гидразин
Состав двигательных установок (количество × индекс): I ступень II ступень III ступень блок довыведения	1 × Orion-50S XL 1 × Orion-50 XL 1 × Orion-38 3 × MR-107

функционирующих на твёрдом топливе типа НТРВ, приведены в таблице 4. Taurus способна выводить на низкую околоземную орбиту полезную нагрузку массой 1360 кг. В качестве первой ступени используется первая ступень межконтинентальной баллистической ракеты LGM-118A Peacekeeper (MX) с РДТТ Castor-120. В верхних ступенях заимствованы все три ступени авиационно-космической системы Pegasus.

4. Стоит отдельно выделить РДТТ Castor-120, нашедший применение в ряде американских ракет-носителей, например, ракет-носителей семейства Athena и Taurus XL. Твёрдотопливные ракетные ускорители типа SRB-A японской раке-

Таблица 4. Основные параметры ступеней ракеты-носителя Taurus

Параметр	I ст.	II ст.	II ст. XL	III ст.	III ст. XL	IV ст.
Наименование	Castor 120	Orion 50SG	Orion 50SXLG	Orion 50	Orion 50XL	Orion 38
Длина, м	9.06	7.53	8.94	2.64	3.11	1.34
Диаметр, м	2.38	1.28	1.28	1.28	1.28	0.97
Масса топлива, т	48.960	12.147	15.023	3.024	3.925	0.770
Время горения, с	80.3	74.2	68.4	75.1	69.4	68.5
Максимальная тяга, кН	1904	554	704	134	196	36
Удельный импульс в вакууме, Н · с/кг	2764	2797	2797	2846	2838	2817

ты-носителя Н-ПА также созданы на базе этой двигательной установки.

Во второй половине 1980-х годов компания Lockheed Martin, будучи главным разработчиком ряда баллистических ракет подводного базирования (UGM-27 Polaris, UGM-73 Poseidon (C3), UGM-96 Trident I (C4) и UGM-133 Trident II (D5)), приступила к проекту по переоборудованию своих ракет для реализации запуска космических аппаратов. В 1993 г. компания объявила о планах выпуска семейства ракет-носителей Athena грузоподъемностью от 1000 до 4000 кг на низкую околоземную орбиту. Основным элементом этого семейства стал твердотопливный двигатель Castor-120, созданный компанией Thiokol на базе первой ступени межконтинентальной баллистической ракеты LGM-118A Peacekeeper (MX).

С целью достижения показателя надёжности выше 0.999 и снижения цены на 50% при разработке Castor-120 широко применялись проверенные технологии. Двигатель со средней тягой 1780 кН проектировался как универсальный ракетный блок, который можно использовать в составе ракет различной грузоподъемности на нижних и верхних ступенях, а также в качестве стартового ускорителя. В связи с этим узлы крепления, передние и хвостовые юбки рассчитывались на различные по величине и направлению нагрузки. Кроме того, компания ATK Thiokol предусмотрела возможность изменения формы и массы топливного заряда путём фрезерования. Важной составляющей этой двигательной установки, впервые испытанной в 1992 г., стали композиты. Корпус изделия длиной 9 м и диаметром 2.36 м изготавливается из углерод-эпоксидного композиционного материала, что позволило снизить его массу до 1 т (для сравнения, стальной аналог имел бы массу 3.85 т). Для сопла двигателя применяется фенол-углеродный материал, а для критического сечения — углерод-углеродный.

Управление вектором тяги РДТТ осуществляется за счёт поворота пневмоприводами сопла в пределах 5°. На базе РДТТ Castor-120 разработан Castor-30 — более дешёвый и не менее надёжный двигатель верхней ступени, в конструкции которого также использованы ранее разработанные материалы и технологии.

Пути развития и совершенствования твердотопливных ракетных двигателей двойного назначения. Из проведённого обзорно-аналитического исследования зарубежного опыта двойного применения РДТТ и соответствующих технологий следует, что для средств выведения ракет-носителей сверхлёгкого, лёгкого и среднего классов грузоподъемности закономерно широкое заимствование из боевой ракетной техники проверенных технологий, конструкций, современных материалов, топлив вплоть до полного использования РДТТ боевого назначения. При этом независимо от области применения твердотопливных двигателей и соответствующих технологий все важнейшие разработки в зарубежных странах, безусловно, ведутся в интересах создания перспективной боевой ракетной техники.

Необходимо подчеркнуть, что проводимые за рубежом работы в области РДТТ схожи и направлены на повышение надёжности и энергетических характеристик изделий, снижения массы конструкции и стоимости изготовления двигательных установок. Большая часть зарубежных стран выстроила эффективные производственные цепочки по трансферу технологий ракетного двигателестроения из военно-промышленной отрасли в ракетно-космическую и обратно. В целом все зарубежные производители ориентированы на применение новейших технических подходов, разработку модифицированных и новых конструктивно-компоновочных решений, способствующих достижению высокой прочности и совершенства конструкции по массе, максимальной эффектив-

ности теплозащитных и эрозионных свойств материалов. Одним из ключевых стал поиск передовых технологий получения смесовых твердо-топливных составов и связующих веществ, работающих на энергонасыщенных и экологически безопасных компонентах [3].

В качестве одного из эффективных направлений совершенствования конструкции твердотопливных ракетных двигателей зарубежные производители выделяют снижение массы изделий путём замены металлических конструкций корпуса и элементов соплового блока произведёнными из композиционных материалов. Самые ответственные процедуры, связанные с изготовлением и сборкой двигателя, проведением его предполётных испытаний, осуществляются с помощью полностью автоматизированных сборочных установок, обеспечивающих необходимую точность процесса.

Зарубежные двигатели с управляемым вектором тяги и системами стабилизации обеспечивают значительное расширение возможностей применения твердотопливных двигательных установок. Примером наиболее амбициозной исследовательской миссии Национального управления США по авиации и исследованию космического пространства в ближайшие 10 лет служит специальный пусковой аппарат, который представляет собой двухступенчатую твердотопливную ракету с выводимой на орбиту Марса полезной нагрузкой массой до 16 кг [29, 30]. Двигательные установки этого изделия разрабатываются на базе РДТТ типа Star-20 и Star-15 с использованием пяти основных технологий. В их числе: твёрдое топливо марки ВР-205J, применяемое для научных миссий в космосе; прочноскреплённый корпус двигателя, изготовленный методом намотки из углеродного волокна и эпоксидной смолы; теплоизоляционный материал корпуса, представляющий собой наполненную арамидным волокном резину; система управления вектором тяги, представляющая собой отклоняемое сопло с двумя электрическими приводами; выдвижной сопловый насадок.

Какие же факторы способствуют ускорению развития зарубежных технологий твердотопливного ракетного двигателестроения, а какие сдерживают этот процесс? К факторам ускорения можно отнести повышение точности и достоверности инжиниринговых инструментов и средств математического моделирования, обеспечивающих снижение основных технологических рисков и стоимости разработки новых изделий, в том числе сокращение объёма экспериментальной отработки. Целевые показатели могут быть достигнуты за счёт использования в новых конструкциях РДТТ проверенных временем технологий, автоматизации процессов их проектирования и про-

изводства. Это позволяет разработчикам обеспечивать потребителей как в лице военных ведомств, так и в лице организаций ракетно-космической отрасли высококачественной продукцией для решения широкого класса задач — от создания боевой ракетной техники стратегического назначения до доставки образцов грунта и атмосферы с других планет. Дополнительно следует выделить экологическую безопасность отработанных ступеней для окружающей среды.

Среди факторов сдерживания следует в первую очередь отметить высокотоксичные выбросы вредных веществ в атмосферу. Запуски двигателей, работающих на химическом топливе, в том числе твёрдом, как правило, сопровождаются выбросами ядовитых облаков выхлопных газов, которые приводят к загрязнению окружающей среды, влияют на качество почвы и воды, способны приводить к нарушению или прекращению роста растительности в отдельных регионах.

* * *

Проведённый анализ зарубежного опыта двойного применения ракетных двигателей твёрдого топлива позволяет сделать следующие выводы.

1. Двойное применение РДТТ существующих изделий боевой ракетной техники и сопутствующих технологий в средствах выведения сверхлёгкого, лёгкого и среднего класса грузоподъёмности обеспечивает реализацию значительного потенциала развития и модернизации технологий твердотопливного ракетного двигателестроения в целом.

2. Разработка новых конструктивно-компоновочных и технологических решений, а также развитие современных и создание перспективных композиционных материалов для РДТТ существенно расширяют класс решаемых исследовательских и научных задач как по восполнению спутниковой группировки с обеспечением возможности запуска твердотопливных ракет-носителей с морских платформ, самолётов-носителей и аэростатов, так и по изучению других планет.

3. Развитие технологии твердотопливного ракетного двигателестроения двойного применения сдерживается в основном из-за токсичности реактивных топлив и их продуктов сгорания, что требует разработки новых высокоэнергетических составов с использованием экологически чистых компонентов и связующих.

ЛИТЕРАТУРА

1. Liquid and Solid Propulsion: Comparison and Application Areas // AIAA 2004-3899, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit Fort Lauderdale. 2004. <https://doi.org/10.2514/6.2004-3899>

2. 4.0 In-space propulsion. https://www.nasa.gov/small-sat-institute/sst-soa/in-space_propulsion (дата обращения 09.08.2023).
3. Space propulsion market size. <https://www.fortunebusinessinsights.com/space-propulsion-systems-market-105870> (дата обращения 09.08.2023).
4. *Hunley J.D.* The history of solid-propellant rocketry: what we do and do not know. 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit: June 20–24, 1999/Los Angeles, CA. <https://doi.org/10.2514/6.1999-2925>
5. Historical Overview of HTPB. The Military's Preferred Solid Propellant Binder for a Half Century Brügg. <https://web.archive.org/web/20221210093703/> <https://dsiac.org/articles/historical-overview-of-htpb-the-militarys-preferred-solid-propellant-binder-for-a-half-century> (дата обращения 09.08.2023).
6. *Moor T.L.* Assessment of HTPB and PBAN propellant usage in the United States. 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit: July 6–9, 1997/Seattle, WA. <https://doi.org/10.2514/6.1997-3137>
7. *Addabbo J.P., Giaimo R.N., Chappell B. et al.* Department of defense appropriations for 1981. 96 congress. Second session. Part 7. U.S. government printing office Washington, 1980.
8. Propulsion products catalog. Northrop Grumman, 2016.
9. Rocket motor cases. High-performance lightweight composite motor cases. General Dynamics: Ordnance and tactical systems. <https://web.archive.org/web/20220725140611/https://www.gd-ots.com/wp-content/uploads/2017/11/Rocket-Motor-Cases.pdf> (дата обращения 09.08.2023).
10. *Grادل P.R., Valentine P.G.* Carbon-carbon nozzle extension development in support of in-space and upper-stage liquid rocket engine. 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. 2017. <https://doi.org/10.2514/6.2017-5064>
11. *Wood P., Stone A.* China's ballistic missile industry. <https://web.archive.org/web/20230421234459/> <https://www.airuniversity.af.edu/Portals/10/CASI/documents/Research/PLARF/2021-05-11%20Ballistic%20Missile%20Industry.pdf?ver=Y3oJa8Z9eK2rpAO9tQGcCQ%3d%3d> (дата обращения 09.08.2023).
12. Table of contents by Norbert Brügg. <https://b14643.de> (дата обращения 09.08.2023).
13. SSLV manufacturing. <https://www.nsilindia.co.in/sslv-manufacturing> (дата обращения 09.08.2023).
14. Ariane 5. User's manual. Issue 5, revision 2. Ariane-space. Service and solutions. 2016. https://www.ariane-space.com/wp-content/uploads/2011/07/Ariane5_Users-Manual_October2016.pdf
15. Ariane 5 SRM upgrade. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. 2004. <https://doi.org/10.2514/6.2004-3894>
16. The annual compendium of commercial space transportation. Federal Aviation Administration. Federal Aviation Administration, 2018. <http://commercial-space.pbworks.com/w/file/fetch/123644055/2018%20Compendium%20Small.pdf>
17. *Salgado M.C.V., Belderrain V.C.N., Decezas T.C.* Space propulsion: a survey study about current and future technologies. <https://doi.org/10.5028/jatm.v10.829>
18. Баллистическая ракета подводных лодок Polaris А-3ТК Chevaline. <https://missilery.info/missile/polaris-a3tk>
19. *Blau P.* Launch vehicle library. Minotaur I launch vehicle. <https://spaceflight101.com/members/wp-content/uploads/sites/54/2017/02/Minotaur-I.pdf> (дата обращения 09.08.2023).
20. Minuteman Target Launch Vehicles. https://space.skyrocket.de/doc_lau_det/minotaur-2.htm (дата обращения 09.08.2023).
21. Minotaur-3/-4/-5/-6 (OSP-2 Peacekeeper SLV). https://space.skyrocket.de/doc_lau/minotaur-4.htm (дата обращения 09.08.2023).
22. *Blau P.* Launch vehicle library. Minotaur V launch vehicle. <https://spaceflight101.com/members/wp-content/uploads/sites/54/2017/02/Minotaur-V.pdf> (дата обращения 09.08.2023).
23. Pegasus XL launch vehicle. <https://spaceflight101.com/spacerockets/pegasus-xl> (дата обращения 09.08.2023).
24. *Lonnquest J.C., Winkler D.F.* To Defend and Deter: the Legacy of the United States Cold War Missile Program. USACERL, 1997.
25. Minuteman weapon system. History and description. 2001. <https://minutemanmissile.com/documents/MinutemanWeaponSystemHistoryAndDescription.pdf> (дата обращения 09.08.2023).
26. From snark to peacekeeper: a pictorial history of strategic air command missiles. Office of the historian headquarters strategic air command missiles. Office of the historian headquarters strategic air command offutt air force base, 1990.
27. Taurus Launch System. Payload User's Guide. Orbital sciences, 1999. http://www.georing.biz/usefull/Taurus_User_Guide.pdf
28. Taurus II. User's Manual. Orbital sciences corporation, 2009. https://www.mach5slowdown.com/wp-content/uploads/PUG/Taurus_II_User_Guide_Rev1.2.pdf
29. *Yaghoubi D., Schnell A.* Mars Ascent Vehicle. Solid Propulsion Configuration. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20200002328/downloads/20200002328.pdf> (дата обращения 09.08.2023).
30. Mars Ascent Vehicle. <https://mars.nasa.gov/msr/spacecraft/mars-ascent-vehicle> (дата обращения 09.08.2023).

ANALYSIS OF FOREIGN EXPERIENCE OF DUAL USE SOLID ROCKET MOTORS

A. G. Timarov^{1,2,#}, I. O. Eliseev^{1,##}, D. M. Borisov^{1,###}, and V. V. Mironov^{1,####}

¹*Joint Stock Company State scientific center of the Russian Federation “Keldysh research center”, Moscow, Russia*

²*Moscow aviation institute (national research university), Moscow, Russia*

[#]*E-mail: Timarov@kerc.msk.ru*

^{##}*E-mail: igor_elis@mail.ru*

^{###}*E-mail: borisovdm62@mail.ru*

^{####}*E-mail: kerc@elnet.msk.ru*

In countries, such as the United States, China, India, France, Israel and many others, solid-propellant rocket engine technologies are used not only in military missiles, but also in launch vehicles of the rocket and space industry. Such an approach of dual application of technologies makes it possible to introduce and develop new innovative solutions to increase the degree of unification of related technologies. One of the most important factors influencing the efficiency of using solid propellant rocket engines in space programs is the cost of solid rocket propellants and propulsion system components. For this reason, a high degree of unification of solid fuel products for various purposes is aimed at ensuring a high utilization of the industry's production capacities, which can significantly reduce prices for materials, fuel and the design of propulsion systems as a whole. The analysis confirmed that the creation of launch vehicles based on rocket engines of solid fuel for military missiles naturally leads to a reduction in the time and costs for the development of such products, a reduction in technical risks and an increase in the reliability of the technologies used.

Keywords: solid rocket motor, dual use technology, military missile, launch vehicle, technology, industry.