

## Анализ проектных параметров зарубежных ракет-носителей малой грузоподъемности

© П.М. Бечаснов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

*Изложены особенности проектно-баллистических параметров современных зарубежных ракет-носителей малой грузоподъемности, относящихся по отечественной классификации к сверхлегкому и легкому классам. Рассмотрено их сравнительное изменение в сопоставлении с ранее разработанными изделиями аналогичной размерности. Проанализировано изменение доли полезной нагрузки по сравнению с более тяжелыми ракетами-носителями, уточнены основные причины снижения этой доли из-за влияния масштабного фактора. Анализ статистических зависимостей для ранее разработанных изделий показал, что для двигателей и ступеней жидкостных ракет массовое совершенство нелинейно снижается с уменьшением массы, а для твердотопливных ступеней остается в среднем постоянным. При этом у современных жидкостных носителей значимое улучшение наблюдается только в массовом совершенстве первых ступеней, а параметры второй ступени и используемых двигателей остаются на достигнутом ранее уровне. Доля полезной нагрузки на опорной и солнечно-синхронной орбитах слабо различается между зарубежными носителями малой грузоподъемности и, например, носителем среднетяжелого класса «Зенит-2». Наиболее значимый фактор, вызывающий снижение этой доли, — спад характеристик жидкостных ракетных двигателей с уменьшением тяги, что компенсируется ростом массового совершенства ракетных блоков с уменьшением нагрузки на мидель.*

**Ключевые слова:** сверхлегкая ракета-носитель, статистика пусков, полезные нагрузки, орбитальные группировки, технико-экономическая оценка

**Введение.** За последнее десятилетие свой первый полет совершили более десятка ракет-носителей сверхлегкого и легкого класса [1]. Несмотря на срывы разработки и прекращение проектов, неудачные испытания и высокую конкуренцию, практически каждый год происходят новые испытательные пуски ракет-носителей (РН) малой грузоподъемности. Разработка ракетной техники была и остается направлением развития, которое весьма скупо освещается в открытых публикациях как в нашей стране, так и за рубежом. Однако по ряду изделий доступна информация об основных проектных параметрах, приведенных, большей частью, в руководствах пользователя, призванных дать представление о возможностях ракеты-носителя потенциальным заказчикам.

Такие руководства были опубликованы на РН Electron, Hyperbola-1, KZ-1A, Minotaur, Pegasus, Launcher One, Falcon 1, RS1, Alpha, Astra и др. [2–16]. Изложенная в них информация зачастую бывает неполной, однако приведенный перечень параметров наряду с представленными

в других публикациях сведениями позволяет в целом восстановить облик изделия. До сих пор в литературных источниках практически отсутствуют исследования, обобщающие проектные параметры и характеристики вышеуказанных изделий как представителей отдельного класса РН, чей технический облик определяется масштабным фактором.

До настоящего времени в данном размерном классе рядом космических держав создавались только устаревшие к текущему моменту времени первые ракеты-носители малой грузоподъемности, баллистические ракеты, а также верхние ступени РН более тяжелого класса. Поэтому сравнение показателей технического уровня современных изделий с ранее созданными может продемонстрировать реальный накопленный прогресс.

Цель данной работы — определение сравнительного технического уровня современных сверхлегких и легких ракет-носителей (СЛРН) на основе опубликованных данных об их проектных параметрах и характеристиках. Для достижения этого должны быть:

- проанализированы статистические зависимости для основных параметров ранее созданных двигателей и ракетных блоков;
- идентифицированы технические характеристики современных СЛРН и проведено сравнение полученных показателей с ранее достигнутыми;
- определены соотношения технических параметров современных СЛРН между собой и с РН большей грузоподъемности.

**Методы и допущения.** На основе опубликованных данных о созданных изделиях были построены регрессионные зависимости, показывающие:

для жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) — корреляцию тяговооруженности (отношения тяги к весу) двигателя с его тягой;

жидкостных ракетных блоков — корреляцию отношения сухой массы блоков (без учета массы двигателей) с их полной стартовой массой;

твердотопливных ракетных блоков — корреляцию отношения сухой массы к стартовой.

Также был проведен качественный анализ причин отклонения указанных величин от корреляционной зависимости с масштабным фактором. Параметры изделий были взяты исключительно из открытых публикаций, но сведения по отечественным объектам большей частью были выбраны из зарубежных изданий [17–34]. Следует признать, что параметры иностранных изделий гражданского и даже отчасти военного назначения почти полностью опубликованы, в то время как характеристики отечественных плохо представлены в литературных источниках. При этом в иностранных изданиях наличествуют оценки технического совершенства советских ракет, полученные большей

частью с помощью баллистических оценок. В отсутствие достоверных величин использование подобных данных принималось допустимым, так как для проводимого анализа существенно расширяется база. Для анализа были выбраны только ЖРД тягой менее 100 тс и ракетные блоки массой менее 50 т. Статистический анализ не предусматривал создания полноценной имитационной модели, поэтому факторный анализ и формирование многопараметрических зависимостей не проводились.

Для вышеуказанного перечня современных СЛРН были собраны опубликованные показатели тяги, массы и удельного импульса используемых двигателей, а также стартовые и сухие массы ракетных блоков. Для ракеты-носителя Electron не раскрывавшиеся разработчиком значения сухой массы ступеней были идентифицированы с помощью поверочного баллистического расчета, осуществлявшегося с использованием плоской модели аналогично представленному в [35]. В нем принимались известные показатели для двигателя Rutherford [36].

Было выполнено сравнение полученных показателей технического уровня для нескольких СЛРН с усредненными значениями, которые были определены из ранее выведенных регрессионных зависимостей для того же масштабного фактора, а также с аналогичными показателями для типовой РН большей грузоподъемности. На основании результатов этих сравнений были сделаны выводы об общих особенностях класса СЛРН и его ключевых отличиях от РН более тяжелого класса.

**Технические параметры жидкостных ракетных двигателей.** Анализ зависимости массы ЖРД от его тяги приведен в работах [37–39]. Однако наиболее интересный при исследовании СЛРН диапазон с тягой менее 100 тс сравнительно слабо проработан в [37], в [39] ограничен тягами более 15 тс, что не позволяет анализировать двигатели верхних ступеней СЛРН, а в [38] перечень учтенных в исследовании изделий ограничен только теми, по которым имелись данные о стоимости, далее использованные в стоимостной модели. Поэтому было необходимо самостоятельно провести статистическую обработку известной информации о двигателях с указанной тягой. Данные по тяге, используемых топливных компонентах, давлению в камере сгорания, а также удельному импульсу и отношению тяги двигателя к его весу сведены в табл. 1. (В табл. 1, табл. 3 и табл. 5 полужирным шрифтом выделены двигатели, используемые в современных СЛРН).

Из анализа данных табл. 1 следует, что давление в камере сгорания двигателя в целом снижается по мере уменьшения тяги. Это объясняется снижением удельной мощности турбонасосных агрегатов с уменьшением тяги [40] и соответственным увеличением массы двигателя при неизменных тяге и давлении в камере. Последняя характеристика сдвигает оптимум полезной нагрузки (ПН) РН в область

низкого давления в камерах двигателей. При этом у ЖРД разгонных блоков и верхних ступеней ракет, доля массы которых в сухой массе ступеней невелика, зачастую давление более высокое.

Таблица 1

Технические параметры ранее созданных ЖРД

Двигатель	Сопло	Тяга, тс	Топливные компоненты	Давление, бар	Удельный импульс, с	Тяговооруженность
РД-219	Атмосферное	90,0	Высококипящие	73,6	293	118,35
РД-120К	То же	89	Кислород + керосин	172	298/336	62,1
Н-1	»	85,3	То же	40	255/289	154,1
RZ.2	»	85,24	»	39,46	248/282	113,71
РД-120	Вакуумное	84,9	»	162,8	/350	75,6
РД-108А	То же	80,8	»	54,4	257,3/320,3	75,2
Viking 5С	Атмосферное	76,7	Высококипящие	55	248/278	92,8
РД-214	Вакуумное	74,4	То же	43,6	230/264	113,6
Merlin 1D	Атмосферное	73	Кислород + керосин	96	282/311	150,0
Viking 2	То же	70,6	Высококипящие	55	248/281	91,0
LR-79	»	68,0	Кислород + керосин	41	248/282	120,3
<b>Merlin 1С</b>	»	42,8	То же	67,7	275/304,8	67,9
LR-91	Вакуумное	47,6	Высококипящие	59,3	/316	80,9
НК-31	То же	41	Кислород + керосин	92	/353	56,8
<b>Merlin 1А</b>	Атмосферное	32,4	То же	61,4	270/300	42,6
РД-0110	Вакуумное	30,3	»	68,2	/326	74,5
РД-0124	То же	30,3	»	162	/359	62,5
LR-105	Атмосферное	27,43	»	48	/316	83,8
XLR-99	Вакуумное	23,2	Кислород + аммиак	40,8	239/276	64,5
Gamma 8	Атмосферное	22,7	Перекись водорода + керосин	47,4	251/265	70
Vinci	Вакуумное	18,3	Кислород + водород	61	/467	65,4
LE-5А		12,4	То же	40	/452	51,2
РД-119		10,8	Кислород + гептил	78,9	/352	64,3

Двигатель	Сопло	Тяга, тс	Топливные компоненты	Давление, бар	Удельный импульс, с	Тяговооруженность
РД-0146	Вакуумное	10	Кислород + водород	79	/463	38,5
11Д58М		8,5	Кислород + керосин	77,5	/353	37
Bell 8096		7,3	Высококипящие	35	/293	55,0
НМ-7В		7,1	Кислород + водород	35	/447	46,0
Vexin A		7,0	Высококипящие	17,5	240/277	40
RL-10		6,8	Кислород + водород	24	/410	51,9
RS-72		5,6	Высококипящие	60	/340	40,9
РД-0109		5,6	Кислород + керосин	50	/324	46,0
AJ10		3,6	Высококипящие	6,9	/278	39,8
<b>Kestrel</b>		3,1	Кислород + керосин	10	/320	65
Astris		2,4	Высококипящие	10,35	260/310	35
<b>Rutherford</b>		Атмосферное	2,24	Кислород + керосин	30	/311
ATE	Вакуумное	2,0	Высококипящие	88,8	/347	35,2
C5.92	То же	2,0	То же	97	/327	26,7
XLR-132	»	1,7	»	103	/340	31,5

Отношение тяги двигателей к их весу с уменьшением тяги прогрессивно снижается. Хорошей аппроксимацией среднего значения является степенная регрессия  $27 \cdot R^{0,3014}$  ( $R$  — тяга ЖРД в тонно-силах) с коэффициентом корреляции, равным 0,775 (рис. 1).

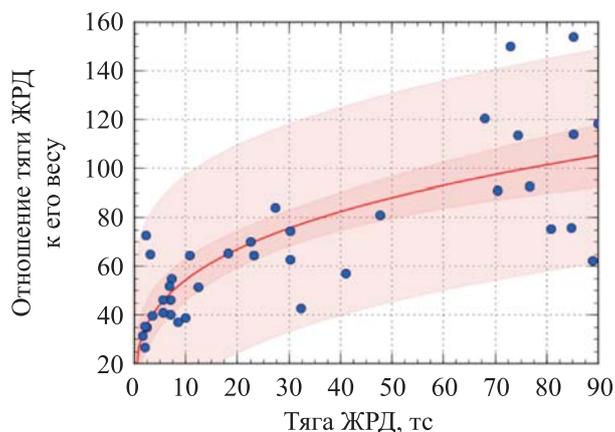


Рис. 1. Регрессионная зависимость для отношения тяги ЖРД к его весу

Отклонения отношения тяги ЖРД к весу от регрессионной зависимости, как правило, объясняются назначением двигателя. В большую сторону в основном отклоняются двигатели ступеней-ускорителей, а в меньшую — верхних ступеней и ЖРД замкнутой схемы. Опубликованные данные о двигательных установках некоторых современных жидкостных СЛРН сведены в табл. 2.

Таблица 2

**Опубликованные данные о двигательных установках жидкостных СЛРН**

Ракета-носитель	Топливные компоненты	ДУ первой ступени		ДУ второй ступени	
		Название	Тяга, тс	Название	Тяга, тс
Falcon-1	Кислород + керосин	Merlin-1A (1 шт.)	35,4 (в вакууме удельный импульс 300 с)	Kestrel (в вакууме удельный импульс 320 с)	3,1
Terran	Кислород + метан	Aeon-1 (9 шт.)	93,9	Aeon VAC	12,8
RS1	Кислород + керосин	E2 (9 шт.)	60,5	E2 VAC	5,9
Alpha	Кислород + керосин	Reaver (2 шт.)	81,7 (в вакууме удельный импульс 296)	Lightning	7,1 (в вакууме удельный импульс 322 с)
Astra Rocket 4	Кислород + керосин	Название не раскрыто (2 шт.)	36,3 (давление в камере сгорания 70 бар)	1 ЖРД	3,0
Electron	Кислород + керосин	Rutherford (9 шт.)	9·2,2 = 19,8	Rutherford-1 Vac	2,6

Из анализа значений параметров, приведенных в табл. 2, следует, что подавляющее большинство проектов жидкостных СЛРН высокой степени готовности использует топливную пару жидкий кислород + керосин. По метановым проектам информации пока крайне мало. Широко распространена также унификация двигателей первой и второй ступени. Это увеличивает сухую массу первой ступени по сравнению с использованием на ней специально созданного двигателя, но позволяет сэкономить на разработке и повысить серийность при том же количестве пусков.

Сравнительно полную информацию о двигателях опубликовала только компания SpaceX. На первой ступени ракеты-носителя Falcon-1 двигательная установка Merlin-1A имеет отношение тяги к массе на

80 % хуже среднестатистического (определенного по регрессионной зависимости для заданной тяги). Это, скорее всего, объясняется использованием сравнительно тяжелых огневых узлов с абляционным охлаждением. Двигатель второй ступени — Kestrel, наоборот, весит на 70 % меньше, чем по среднестатистическим показателям вследствие отсутствия тяжелого турбонасосного агрегата, однако из-за использования вытеснительной подачи увеличивается сухая масса топливного отсека.

Для двигателя Rutherford ракеты-носителя Electron реализованное отношение тяги к массе более чем в 2 раза превышает среднестатистическое. Однако в ДУ должны входить также аккумуляторные батареи, масса которых разработчиком не раскрывается, но ее оценка приведена ниже. Если учитывать батареи как часть двигателя, то отношение тяги к массе начинает соответствовать статистическому.

**Массовое совершенство жидкостных ракетных блоков.** Статистическим зависимостям массового совершенства жидкостных ракетных блоков, приведенным в тех же источниках, что и ЖРД, свойственны те же недостатки (например, модель из работы [39] неприменима к ступеням массой менее 30 т, а разгонные блоки в [38] анализируются подобно ракетным ступеням). Поэтому также был выполнен новый статистический анализ, данные для которого сведены в табл. 3. Поскольку двигатели были проанализированы ранее отдельно, в качестве расчетного параметра была принята сухая масса блока за вычетом массы двигателя. В отличие от конечной массы, сухая легче измеряется, и ее значение опубликовано для значительно большего числа изделий.

*Таблица 3*

**Технические параметры существующих жидкостных ступеней**

Изделие	Компоненты	Масса, т			Отношение сухой массы (без ЖРД) к полной массе
		стартовая	сухая	двигателя	
Еуропа — первая ступень	Кислород + керосин	89,4	7	0,75	0,07
Космос — первая ступень	Высококипящие	87,2	5,3	1,35	0,046
Н-1 блок Г	Кислород + керосин	61,8	6,0	1,5	0,075
Thor	То же	50,0	3,18	0,723	0,05
Молния — боковые блоки	»	43,4	3,8	1,15	0,063
Titan-4 — вторая ступень	Высококипящие	39,5	4,5	0,59	0,1

Изделие	Компоненты	Масса, т			Отношение сухой массы (без ЖРД) к полной массе
		стартовая	сухая	двигателя	
Ариане-4 — вторая ступень	То же	37,1	3,6	0,85	0,076
Союз — третья ступень	Кислород + керосин	25,4	2,7	0,41	0,092
Ангара УРМ-2	То же	25,2	2,4	0,57	0,074
Молния — вторая ступень	Кислород + керосин	24,3	2,0	0,41	0,067
<b>Falcon-1 — первая ступень</b>	Кислород + керосин	23,0	1,36	0,63	0,034
Diamant В — первая ступень	Высококипящие	21,5	3,5	0,25	0,15
Космос — вторая ступень	То же	20,14	1,44	0,19	0,063
Н-1 блок Д	Кислород + керосин	18,2	3,5	0,3	0,18
Diamant А — первая ступень	Высококипящие	14,7	1,95	0,19	0,12
Еуропа — вторая ступень	То же	11,9	2,1	0,15	0,17
Блок Е	Кислород + керосин	8,1	1,12	0,13	0,12
Vanguard — первая ступень	Кислород + керосин	7,7	0,81	0,19	0,083
Бриз-КМ	Высококипящие	6,7	1,7	0,095	0,24
<b>Falcon-1 — вторая ступень</b>	Кислород + керосин	4,58	0,54	0,048	0,11
Delta	Высококипящие	4,5	0,59	0,09	0,11
Еуропа — третья ступень	То же	3,4	0,6	0,07	0,16
Vanguard — вторая ступень	»	2,16	0,69	0,09	0,29

В среднем, относительная сухая масса ракетного блока резко возрастает по мере уменьшения его полной массы. Ее среднее значение может быть аппроксимировано регрессионной зависимостью  $0,26 \cdot M^{-0,314}$  ( $M$  — полная масса ступени в тоннах) с коэффициентом корреляции, равным 0,647 (рис. 2). Однако для ракетного блока разбросы от среднего значительно больше, чем для двигателей. Основным фактором, определяющим величину и направление отклонения от среднего, является тот период времени, когда создавалось соответствующее изделие, ведь параметры массового совершенства постепенно

улучшаются от эпохи начала космической деятельности до современности. Кроме того, существенное влияние на относительную массу оказывает значение давления в баках, которое практически никогда не публикуется, и, следовательно, она может быть оценена только косвенно, исходя из параметров двигателя и относительного удлинения ступени.

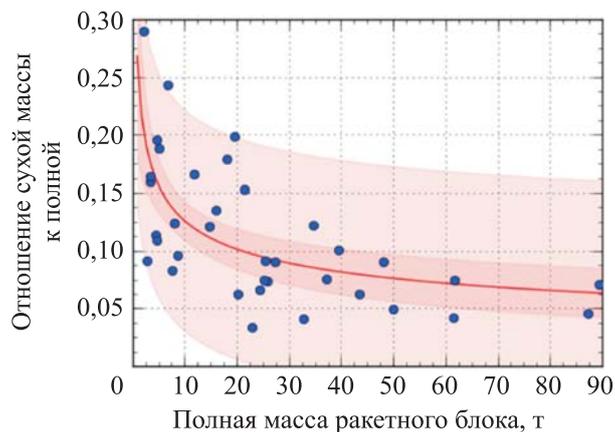


Рис. 2. Регрессионная зависимость для отношения сухой массы жидкостного ракетного блока к полной массе

Опубликовано мало данных, касающихся массового совершенства ракетных блоков современных СЛРН (табл. 4). Фактически, сухая масса обеих ступеней наряду с массой заправляемого топлива была заявлена разработчиком только для ракеты-носителя Falcon-1. Для ракеты-носителя Electron в табл. 4 приведены величины, идентифицированные из поверочного баллистического расчета, а в скобках в соответствующей строке указаны значения сухой массы за вычетом масс аккумуляторных батарей, относящихся к ДУ.

Таблица 4

Опубликованные данные о массах жидкостных ракетных блоков современных СЛРН

Ракета-носитель	Стартовая масса, т	Сухая масса первой ступени, т	Масса топлива первой ступени, т	Сухая масса второй ступени, т	Масса топлива второй ступени, т
Electron	13	0,948 (0,5025)	9,772	0,252(0,1795)	2,0
Falcon 1	27,67	1,361	21,49	0,544	4,037
Terran	– (сухая 9,28)	–	–	–	–
Alpha	51,12	2,895 (композит)	–	0,909 (композит)	–
Astra Rocket 4	30	–	–	–	–

Первая ступень РН Falcon-1 имеет массовое совершенство почти на 40 % выше среднестатистического для такой стартовой массы. Согласно руководству пользователя, это обеспечивается «алюминиевым корпусом в виде ступенчатого монокока с совмещенными днищами и стабилизацией давлением в полете. Конструкция представляет собой компромисс между полностью стабилизированной давлением (как в Atlas II) и более тяжелой изогридной (как в Delta II). В результате удалось не только добиться массовой эффективности стабилизации давлением, но и избежать трудностей с наземным обслуживанием конструкции, не способной поддерживать собственный вес».

Массовое совершенство второй ступени Falcon-1 лучше среднестатистического на 34 %. Хотя она, в отличие от первой, была изготовлена из алюминиево-литиевых сплавов, необходимо учитывать, что давление ее наддува значительно выше обычно применяемого (не менее 10 бар) из-за использования в двигателе Kestrel вытеснительной подачи. При этом относительно второй ступени ракеты-носителя Delta, имеющей схожую массу, а также вытеснительную подачу, массовое совершенство второй ступени Falcon-1 практически не улучшено. Выигрыш в массе ступени, обеспечиваемый алюминиево-литиевыми сплавами (около 20 %, согласно [38]), практически полностью израсходован на повышение давления в двигателе (10 бар у Kestrel против 6,9 бар у AJ10).

Оценочное массовое совершенство первой ступени РН Electron составляет 0,09, второй — 0,111, соответствующие значения без учета масс аккумуляторных батарей — 0,048 и 0,08, т. е. эти значения на 38 % меньше среднестатистической величины для обеих ступеней, что приближается к показателям композитных конструкций [38].

**Идентификация проектных параметров РН Electron.** Параметры двигателя Rutherford до модернизации [36] приведены ниже:

Тяга, кН .....	22
Давление в камере сгорания, МПа .....	3
Массовое соотношение компонентов .....	2,6
Вакуумный удельный импульс, с .....	298
Расход окислителя, кг/с .....	5,65
Расход горючего, кг/с .....	2,17
Максимальные обороты двигателя, об/мин .....	40 000
Выходное давление насоса окислителя, МПа .....	0,4
Выходное давление насоса окислителя, МПа .....	4,06
Выходное давление насоса горючего, МПа .....	0,3
Выходное давление насоса горючего, МПа .....	5,25
Мощность насоса окислителя, кВт .....	36,1
Мощность насоса горючего, кВт .....	29,1
КПД насоса окислителя .....	0,5
КПД насоса горючего .....	0,45

Заявленный уровень удельного импульса с учетом потерь обеспечивается при наличии сопла с давлением на выходе 0,4 бар и степенью уширения 9,3. Расчет проводился с учетом потерь, определяемых, как в работе [41], и с замороженным потоком после сечения площадью 1,3 от критической. Данные параметры расчета валидированы соответствием полученных показателей фактическим данным основных камер РД-108 [19].

После модернизации удельный импульс в вакууме достиг 311 с. При этом стартовая тяга возросла с 15,4 тс до 22,4 тс. На уровне моря это могло быть обеспечено только увеличением давления до приблизительно 4,5 МПа. В предположении неизменного давления на срезе сопла это дало повышение расчетного удельного импульса на уровне моря от 234 с до 243 с, соответственно, расход должен был увеличиться от 70,38 кг/с до 92,2 кг/с. Но за время работы двигателей первой ступени, равное 155 с, такое повышение расхода должно было бы привести к запасу топлива, превышающему стартовую массу ракеты. Это заставляет предполагать, что повышенное давление используется только на стартовом участке и снижается до первоначального после выхода из плотных слоев атмосферы. Однако удельный импульс на вакуумном участке определяется уже увеличенным уширением сопла и возрастает до заявленных 311 с, что соответствует термодинамическому расчету. Вакуумная тяга первой ступени тогда составит 21,3 тс. В сочетании с максимальной продольной перегрузкой РН, равной 7,5g, можно сумму сухой массы первой ступени и заправленной второй оценить в 2918 кг. Это показывает, что участок работы двигателей Rutherford на повышенном давлении весьма краток и почти не влияет на продолжительность работы ступени, определяемую запасом топлива. Для двигателя второй ступени расчетный расход топлива, вычисляемый при заявленных удельном импульсе, тяге и продолжительности работы, также превосходит принятый запас топлива. Это свидетельствует о том, что двигатели второй ступени, так же как и первой, дросселируются по мере работы, чтобы уменьшить потребную массу насосов и батарей.

Пиковая мощность электронасосного агрегата модернизированного двигателя оценивается пропорционально увеличению давления в 87 кВт, что согласуется с данными, приведенными в [42]. При работе двигателя в среднем на участке траектории без форсирования его мощность равна 65,2 кВт. На первой ступени время работы двигателей составляет 155 с, что соответствует потребной энергии аккумуляторных батарей на один двигатель на уровне 10,1 МДж. На второй ступени двигатель работает уже 373 с, для чего требуется применить три батареи, две из которых отделяются во время полета.

Энергосодержание литий-полимерных батарей, используемых в Electron [36], составляет 130 Вт·ч/кг (0,47 МДж/кг), удельная мощность равна 6 кВт/кг. Следовательно, из-за ограничения по мощности

масса батареи первой ступени должна быть не менее 14,5 кг, а из-за ограничения по энергосодержанию (в предположении постоянства рабочего давления) — не более 21,5 кг. С учетом потерь на преобразование питания это соответствует заявленной величине полной электрической мощности, равной 1 МВт [43]. Если при этом учитывать дросселирование тяги двигателей в полете, то более вероятной окажется масса батарей вблизи нижней границы оценки. Если же считать батареи частью двигателя, то его суммарная масса составит 49,5 кг.

Ниже приведен поверочный баллистический анализ для уточнения сухих масс ступеней РН путем подстановки значений прочих параметров, полученных из опубликованных данных, а также оптимизации программы тангажа в плоской задаче. В качестве целевого значения ПН можно принять 310 кг на эллиптической орбите 180×300 км, для выведения на которую не требуется использовать разгонный блок Kick stage, создающий апогейный импульс при выведении на относительно высокие круговые орбиты.

Необходимо учитывать, что сброс батарей второй ступени приводит к уменьшению среднего удельного импульса и, следовательно, увеличению расходуемой массы. Если считать три отделяемые в процессе полета аккумуляторные батареи равновеликими, можно оценить массу каждой из них в 12,5 кг исходя из аналогичной массы батареи на 1 с полета первой ступени. Тогда средний удельный импульс двигателя второй ступени, отнесенный к суммарной отделяемой массе, составит 337 с. Фактическая полезная нагрузка будет ниже рассчитанной с использованием такой оценки из-за дискретного характера отделения батарей. Это нивелирует преимущества замкнутого цикла сжигания топлива в самом двигателе.

Поскольку опубликованное значение массы топлива второй ступени составляет 2000 кг, задача поверочного баллистического анализа сводится к получению распределения полученной сухой массы (за вычетом обтекателя и ПН) между первой и второй ступенями. Наименьшая невязка расчетной полезной нагрузки с заданной руководством пользователя обеспечивается при распределении сухой массы, равной 948 кг, для первой ступени и 252 кг — для второй. Это соответствует расчетам любителей космонавтики [44]. При этом двигательные установки в составе первой ступени весят 445,5 кг и в составе второй — 72,5 кг, а собственно масса ступеней составляет 502,5 кг и 179,5 кг соответственно.

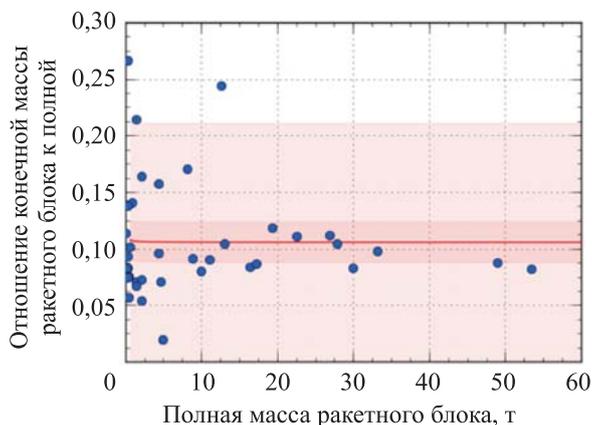
**Массовое совершенство твердотопливных ракетных блоков.** Технические параметры твердотопливных ступеней описаны в открытых источниках еще более скупо. Это обусловлено тем, что большая часть проектов, реализованных в этом направлении, относится к боевым ракетам. Сведения об их массовом совершенстве приведены только в [38], причем со всеми присущими этому источнику недостатками. Доступные данные сведены в табл. 5.

## Технические параметры ранее созданных твердотопливных ступеней

Ракета	Полная масса, кг	Время работы, с	Масса топлива, кг	Удельный импульс, с	Отношение конечной массы к полной
TU-904	53 400	79	49 000	–	0,0824
Peasekeeper — первая ступень	48 960	56	44 660	282	0,08783
GEM 60	33 199	90	29 949	275	0,09789
MSBS 501	30 000	60	27 500	–	0,08333
Peasekeeper — вторая ступень (SR119)	27 800	54	24 900	–	0,10432
Zefiro 23	26 900	72	23 900	289	0,11152
SEP 401	22 500	60	20 000	–	0,11111
GEM 46	19 290	75	17 010	274	0,1182
Zefiro	17 300	71	15 800	–	0,08671
<b>Pegasus XL — первая ступень</b>	16 383	68,6	15 014	295	0,08356
GEM 40	13 064	63	11 703	274	0,10418
Ariane 4	12 560	29	9500	263	0,24363
Zefiro 9	11 100	117	10 100	294	0,09009
MSBS 502	10 000	70	9200	–	0,08
SEP 402	8800	70	8000	–	0,09091
Peasekeeper — третья ступень	8200	62	6800	–	0,17073
MSBS 503	5000	40	4900	–	0,02
Star 63	4590	120	4264	297,1	0,07102
Scout — вторая ступень	4424	37	3729	262	0,157
<b>Pegasus XL — вторая ступень</b>	4341	69,4	3925	289	0,09583
UM-129A	2200	68	1840	291	0,16364
Trident St 3	2200	–	2041	–	0,07227
Star 48	2114	84	2000	286,6	0,05393
SEP 403	1500	40	1400	?	0,06667
Antares 2	1400	36	1100	293	0,21429
Antares 3	1384	45	1286	294	0,07081
<b>Pegasus XL — третья ступень</b>	896	68,5	770	287	0,14063
Star 37	621	42	558	260	0,10145
Scout — третья ступень	530	44	490	293	0,07547
Star 30	492	–	464	293	0,05691

Ракета	Полная масса, кг	Время работы, с	Масса топлива, кг	Удельный импульс, с	Отношение конечной массы к полной
Star 27	361	–	334	288	0,07479
Scout — четвертая ступень	301	27	276	280	0,08306
Star 20	301	–	273	286,5	0,09302
Belier II	300	23	220	–	0,26667
Star 26	268	18	231	272	0,13806
Star 24	218	30	200	282,9	0,08257
Star 17	79	18	70	286	0,11392
Star 13	36	22	31	273	0,13889

Регрессионный анализ данных из табл. 5 показывает, что в исследуемом диапазоне массовое совершенство твердотопливных ступеней не зависит от масштабного фактора, следовательно, наилучшим приближением является константа 0,11 (рис. 3). Коэффициент корреляции весьма низок, он составляет 0,11. Обращает на себя внимание, что для ступени массой более 10 т это постоянство массового совершенства выдерживается с высокой точностью, что совпадает с выводами из [38]. Для ступеней малых масс разброс может быть кратным, что вызвано конструктивными особенностями их закрепления в ракете, а также различиями значений давления в камере и продолжительностью работы.



**Рис. 3.** Регрессионная зависимость относительной конечной массы твердотопливного ракетного блока от полной массы

Современные твердотопливные СЛРН, для которых доступны данные по массовому совершенству, сведены в табл. 6. При этом для американской РН Pegasus XL приведен исчерпывающий на этом

уровне исследования перечень данных, для китайских KZ-1A и Hyperbola-1 — некомплектный. Однако полученная выше зависимость позволяет оценить недостающие значения масс, которые приведены в табл. 6 в скобках. Полученные оценки масс ступеней РН Hyperbola-1 согласуются с полной стартовой массой изделия, указанной в руководстве пользователя.

Таблица 6

**Опубликованные данные о массах твердотопливных ракетных блоков современных СЛРН**

Ракета-носитель	Полная масса, кг	Время работы, с	Масса топлива, кг	Удельный импульс, с
KZ-1A — первая ступень	16 621	65	(14 793)	239,8
KZ-1A — вторая ступень	8686	62	(7730)	286,4
KZ-1A — третья ступень	3183	55	(2833)	290,5
Hyperbola-1 — первая ступень	(19 980)	56	18 000	245
Hyperbola-1 — вторая ступень	(14 430)	60	13 000	282
Hyperbola-1 — третья ступень	(4274)	56	3850	290
Hyperbola-1 — четвертая ступень	(1166)	50	1050	290
Pegasus XL — первая ступень	16 383	68,6	15 014	295
Pegasus XL — вторая ступень	4341	69,4	3925	289
Pegasus XL — третья ступень	896	68,5	770	287

Реализованные в современных СЛРН удельные импульсы твердотопливных ступеней не выходят из диапазона, характерного для ранее созданных изделий, а массовое совершенство ступеней РН Pegasus XL в целом соответствует полученному характерному значению.

**Анализ проектно-баллистических параметров СЛРН.** Проектно-баллистические параметры современных СЛРН, описывающие изделие как целое, приведены в табл. 7.

Анализ данных табл. 7 показывает, что калибр СЛРН находится в диапазоне 1,2...2,5 м, их удлинение составляет 10–15, причем для жидкостных и твердотопливных ракет эти параметры почти не различаются. Однако твердотопливные СЛРН имеют в 1,5–2,0 раза большую нагрузку на мидель и высокую стартовую перегрузку, достигающую до баллистически оптимальной, равной 2–3. При этом жидкостные ракеты имеют минимально возможную стартовую перегрузку около 1,2, при которой вообще возможно выведение. От этой величины отступает только Alpha, как имеющая высокую нагрузку на мидель вследствие большей массы, и Electron, стартовая тяга которого была увеличена с этого значения в результате модернизации.

## Проектно-баллистические параметры современных СЛРН

Ракета-носитель	Топливо	Стартовая масса, т	Тяга, тс	Калибр, м	Длина, м	Удлинение, ед.	Нагрузка на мишень, бар	Стартовая перегрузка
Electron	Кислород + керосин	13	22,86 (16,8)	1,2	18	15	1,13	1,76 (1,29)
Falcon 1	То же	27,67	35,4	1,68	21,3	12,7	1,22	1,28
Terran 1	Кислород + метан	–	–	2,3	35	15,2	–	–
RS1	Кислород + керосин	–	60,38	1,82	26,8	14,7	–	–
Alpha	То же	54,12	81,7	2,2	29,48	13,4	1,4	1,51
Astra Rocket 4	»	30	36,3	1,8	18,9	10,5	1,16	1,21
Hyperbola-1	Твердое	42	78,5	1,4	24	17,1	2,7	1,87
Minotaur I	То же	36,2	95,3	1,67	19,21	11,5	1,62	2,63
Pegasus	»	23,1	74	1,27	15,5	12,2	1,47	3,2
Старт-1	»	47,2	100	1,61	22,7	14,1	2,27	2,12

**Энергетические возможности СЛРН.** Показатели доли полезной нагрузки, обеспечиваемые современными СЛРН на двух орбитах: опорной для базового космодрома и солнечно-синхронной (ССО) высотой 500 км, как наиболее востребованных вариантах выведения в настоящее время, представлены в табл. 8. Кроме того, для тех изделий, для которых оно известно, приведено отношение массы ПН к сухой массе СЛРН, влияющее на стоимость изделия.

Доля ПН, выводимой на ССО высотой 500 км, для жидкостных СЛРН в среднем составляет 1,4 %, для твердотопливных — 0,84 %, и отличается от среднего значения не более чем на четверть. При этом ПН, выводимая на эту орбиту, в 1,5–2,0 раза ниже, чем выводимая на опорную. Соотношение ПН к массе конструкции для жидкостных ракет в 2-3 раза выше, чем для твердотопливных. Показательно сравнение по этим параметрам СЛРН с РН более тяжелого класса, например, с РН «Зенит-2» [45]. Данные для такого сравнения приведены в табл. 9.

Таблица 8

**Энергетические возможности современных СЛРН**

РН	Стартовая масса, т	Сухая масса, т	ПН на орбите 200 км, кг	ПН на ССО 500 км, кг	Доля ПН на опорной орбите, %	Доля ПН на ССО, %	Доля ПН на ССО от сухой массы, %
Electron	13	0,92	323/228	200/150	2,5	1,5	21,7
Falcon 1	27,67	1,91	410	350	1,5	1,3	18,3
Alpha	54,12	3,8	1020	640	1,9	1,2	16,8
Astra Rocket 4	30	?	750	500	2,5	1,7	–
Hyperbola-1	42	?	555	300	1,3	0,71	–
Minotaur I	36,2	?	535	365	1,5	1,0	–
Pegasus	23,1	3,4	460	250	2,0	1,1	7,4
Старт-1	47,2	?	632	300	1,3	0,64	–
KZ-1A	30	?	445	255	1,5	0,75	–

Таблица 9

**Энергетические характеристики некоторых СЛРН**

Параметр	Electron	Falcon-1	Зенит-2
Доля ПН, %:			
на опорной орбите	2,5	1,5	3,1
на ССО 500 км	1,5	1,3	1,8
на ССО от сухой массы, %	21,7	18,3	22
Массовое совершенство:			
первой ступени	0,065	0,06	0,078
второй ступени	0,087	0,12	0,092
Удельный импульс, с:			
первой ступени	243/311	270/300	309,5/337,2
второй ступени	337	320	348
Нагрузка на мидель, бар	1,13	1,22	3,65

Сравнение доли ПН на опорной и на зачетной солнечно-синхронной орбите показывает, что они различаются между СЛРН и «Зенит-2» не больше, чем внутри класса СЛРН. Относительная масса конструкции СЛРН, несмотря на достоверную корреляцию с массой ступени по полученной статистической зависимости, оказалась меньше, чем у РН «Зенит-2», за исключением второй ступени РН Falcon-1, для которой она была увеличена использованием вытеснительной подачи. Это обусловлено тем, что для СЛРН меньшей становится нагрузка на мидель, что пропорционально увеличивает аэродинамические потери, но снижает потребное давление наддува [46], а это уменьшает сухую массу ступени. Достоверно худшим оказался удельный импульс двигателей,

в значительной мере обуславливая меньшую долю ПН СЛРН. Для поиска оптимума нагрузки на мидель и путей преодоления снижения характеристик ЖРД с уменьшением их тяги требуются дополнительные исследования.

Сравнительную значимость этих факторов можно проранжировать следующим образом. В среднем, удельный импульс двигателей «Зенит-2» превосходит аналогичный показатель СЛРН (см. табл. 9) на 6 % для второй ступени и на 15 % — для первой ступени. Для типовой РН с характеристической скоростью выведения 9200 м/с, из которых около 3000 м/с приходится на первую ступень [39], для величины ПН СЛРН это эквивалентно дополнительным потерям в размере 822 м/с. Следовательно, это направление влияния масштабного фактора на характеристики СЛРН является наиболее значимым.

Аэродинамические потери для РН Saturn V составляли 46 м/с при нагрузке на мидель в 3,63 бар [47]. Считая их пропорциональными нагрузке на мидель и пренебрегая тем самым сравнительными изменениями профиля полета, можно оценить, что дополнительные аэродинамические потери для РН Falcon-1 и Electron относительно «Зенит-2» составят 90...100 м/с, т. е. они почти на порядок меньше, чем от технического уровня двигателей. Такие потери, возникающие на участке работы первой ступени, эквивалентны снижению ее удельного импульса на 3 % или увеличению отношения сухой массы к конечной массы на 0,011.

Вторые ступени РН Falcon-1 и Electron по своему массовому совершенству находятся на уровне ранее существовавших аналогов по стартовой массе, несмотря на применение новых материалов и технологий. Существенное улучшение, как показано выше, достигнутое только для первых ступеней, составляет около 40 %, т. е. 0,02 для РН Electron и 0,025 для РН Falcon-1. Оценим влияние этого усовершенствования с использованием линеаризованной модели, предусматривающей, что сэкономленная на первой ступени масса будет «сконвертирована» в массу ПН с тем же соотношением, которое имеет масса второй ступени к величине ПН. Тогда для РН Electron оно отвечает за приращение ПН на 8,8 %, а для Falcon-1 — на 14,7 %. Следовательно, изменение массового совершенства конструкции СЛРН вследствие масштаба является вторым по значимости фактором после технического уровня ДУ, а аэродинамические потери — третьим.

**Заключение.** В результате проведенного анализа:

– были получены статистические зависимости для основных параметров ранее созданных двигателей и ракетных блоков, показавшие, что и для ЖРД, и для ступеней жидкостных ракет массовое совершенство нелинейно снижается с уменьшением массы, а для твердотопливных ступеней остается в среднем постоянным;

– идентифицированы технические характеристики современных СЛРН и проведено сравнение с ранее достигнутыми показателями, в результате чего установлено, что значимое улучшение наблюдается только в доле сухой массы первых ступеней, параметры второй ступени и используемых двигателей остаются на достигнутом ранее уровне;

– определены соотношения полученных параметров СЛРН как класса с аналогичными показателями РН большей грузоподъемности, показавшие, что доля ПН современных зарубежных СЛРН находится на одном уровне с РН «Зенит-2», причем наиболее значимым направлением влияния масштабного фактора является спад характеристик ЖРД с уменьшением тяги.

Таким образом, можно сделать вывод о выполнении цели данной работы — определении сравнительного технического уровня современных СЛРН на основе опубликованных данных об их проектных параметрах и характеристиках.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Kulu E. *Small Launchers - 2023 Industry Survey and Market Analysis*. URL: [https://www.newspace.im/assets/Small-Launchers-2023\\_Erik-Kulu\\_IAC2023.pdf](https://www.newspace.im/assets/Small-Launchers-2023_Erik-Kulu_IAC2023.pdf) (дата обращения: 01.06.2025).
- [2] *RocketLab Electron Payload User's Guide Version 4.0*. URL: <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?action=dlattach;topic=35300.0;attach=1473092;sess=0> (дата обращения: 01.06.2025).
- [3] *RocketLab Electron Payload User's Guide Version 7.0*. URL: <https://www.rocketlabusa.com/assets/Electron-Payload-User-Guide-7.0-v6.pdf> (дата обращения: 01.06.2025).
- [4] *iSpace Hyperbola-1 User Manual*. URL: <https://impulso.space/launchService/operators/b92320df-2367-47b0-80e6-82fcbd4731e1/656b6f4d-e5e0-45b2-ad8e-66b92e83853c/userManual> (дата обращения: 01.06.2025).
- [5] *KZ-1A Solid Launch Vehicle User's Manual*. URL: <https://www.infosondas.com/2016/12/pdf-kz-1a%E2%80%85solid%E2%80%85launch%E2%80%85vehicle%E2%80%85%E2%80%85user%E2%80%85manual/> (дата обращения: 01.06.2025).
- [6] *Northrop Grumman Corporation Minotaur Multiple Payload Adapter System (MPAS) User's Guide*. URL: <https://cdn.northropgrumman.com/-/media/wp-content/uploads/Minotaur-MPAS-User-Guide-R1-1.pdf> (дата обращения: 01.06.2025).
- [7] *Orbital Sciences Corporation Minotaur User's Guide*. URL: [https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch\\_vehicles/OSC/Minotaur\\_User\\_Guide.pdf](https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch_vehicles/OSC/Minotaur_User_Guide.pdf) (дата обращения: 01.06.2025).
- [8] *Northrop Grumman Corporation Pegasus Payload User's Guide*. URL: [https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch\\_vehicles/OSC/Pegasus\\_User\\_Guide.pdf](https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch_vehicles/OSC/Pegasus_User_Guide.pdf) (дата обращения: 01.06.2025).
- [9] *Eurockot Rockot User's Guide*. URL: <http://www.eurockot.com/wp-content/uploads/2012/10/UsersGuideIss5Rev0web.pdf> (дата обращения: 01.06.2025).
- [10] *Virgin Galactic LauncherOne Service Guide*. URL: [https://bynder.virgingalactic.com/m/79e8c34fe3c4d35d/original/Public-Payload-User-Guide\\_May-2024.pdf](https://bynder.virgingalactic.com/m/79e8c34fe3c4d35d/original/Public-Payload-User-Guide_May-2024.pdf) (дата обращения: 01.06.2025).

- [11] *SpaceX Falcon 1 Launch Vehicle Payload User's Guide*. URL: <http://www.georing.biz/usefull/Falcon1UsersGuide.pdf> (дата обращения: 01.06.2025).
- [12] *Relativity Terran 1 Payload User's Guide*. URL: [https://static1.squarespace.com/static/59a8fb50d2b8575fad311abb/t/5f68d35cda98575604906432/1600705386517/Relativity+Terran+1+Payload+User%27s+Guide\\_Rev2.0.pdf](https://static1.squarespace.com/static/59a8fb50d2b8575fad311abb/t/5f68d35cda98575604906432/1600705386517/Relativity+Terran+1+Payload+User%27s+Guide_Rev2.0.pdf) (дата обращения: 01.06.2025).
- [13] *United Start Space Launch System Start-1*. URL: [https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch\\_vehicles/START/start-vI.pdf](https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch_vehicles/START/start-vI.pdf) (дата обращения: 01.06.2025).
- [14] *ABL Space Systems Company RS1 Payload User's Guide*. URL: <https://ablspace.com/wp-content/uploads/2022/06/ABL-Payload-Users-Guide-2022-V1.pdf> (дата обращения: 01.06.2025).
- [15] *Firefly Aerospace Alpha Payload User's Guide*. URL: [https://fireflyspace.com/wp-content/uploads/2025/02/Alpha-PUG-5.1\\_2.pdf](https://fireflyspace.com/wp-content/uploads/2025/02/Alpha-PUG-5.1_2.pdf) (дата обращения: 01.06.2025).
- [16] *Astra Rocket 4 Payload User's Guide*. URL: <https://astra.com/wp-content/uploads/2022/11/Rocket-4-Payload-Users-Guide-v1.1-November-22.pdf> (дата обращения: 01.06.2025).
- [17] Глушко В.П. *Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР*. 3-е изд., перераб. и доп. Москва, Машиностроение, 1987, 304 с.
- [18] The International Magazine of Space and Astronautics Soviet Rocket Motors On View. *A Publication of the British Interplanetary Society*, January 1993, Vol. 35, No. 1. URL: [https://archive.org/stream/Spaceflight1993/Spaceflight%201993\\_djvu.txt](https://archive.org/stream/Spaceflight1993/Spaceflight%201993_djvu.txt) (дата обращения: 01.06.2025).
- [19] Гахун Г.Г. *Атлас конструкций ЖРД. Описания. Часть II*. Москва, МАИ, 1973, 155 с.
- [20] Sutton G.P. *Rocket Propulsion Elements*. URL: <https://ftp.idu.ac.id/wp-content/uploads/ebook/tdg/DESIGN%20SISTEM%20DAYA%20GERAK/Rocket%20Propulsion%20Elements.pdf> (дата обращения: 01.06.2025).
- [21] Heyman J. *World Spacecraft Digest 1957–2002*. URL: <https://worldspacecraftdigest.wordpress.com/links/> (дата обращения: 01.06.2025).
- [22] Bowman N.J. *The Handbook of Rockets and Guided Missiles*. URL: <https://onlinebooks.library.upenn.edu/webbin/book/lookupid?key=ha001518864> (дата обращения: 01.06.2025).
- [23] Siddiqi A.A. Challenge to Apollo: The Soviet Union and the Space Race 1945-1974. *NASA SP-2000-4408*. URL: <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/static/history/SP-4408pt1.pdf> (дата обращения: 01.06.2025).
- [24] Siddiqi A.A. *Sputnik and the Soviet space challenge*. Gainesville etc.: Univ. Press of Florida, 2003, 554 p.
- [25] Gunston B. *Rockets and Missiles*. URL: <https://archive.org/details/rocketsmissiles00guns> (дата обращения: 01.06.2025).
- [26] Isakowitz S.J., Hopkins J.B., Hopkins J.P. *International Reference to Space Launch Systems*. URL: [https://archive.org/details/isbn\\_9781563475917/page/n627/mode/2up](https://archive.org/details/isbn_9781563475917/page/n627/mode/2up) (дата обращения: 01.06.2025).
- [27] Bilstein R.E. Stages to Saturn. *NASA* URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19970009949/downloads/19970009949.pdf> (дата обращения: 01.06.2025).
- [28] Riabchikov E. *Russians in Space: The Men, the Flights, and the Scientists Behind Them*. English ed. New York, Doubleday, 1971, 300 p.

- [29] Alway P. *Rockets of the World*. Saturn Press, Ann Arbor, 1995, 384 p.
- [30] Baker D. *Spaceflight and Rocketry — a Chronology*. URL: <https://archive.org/details/spaceflightrocke00bake> (дата обращения: 01.06.2025).
- [31] Gatland K. *Missiles and Rockets*. URL: <https://archive.org/details/missilesrockets0000gatl/mode/2up> (дата обращения: 01.06.2025).
- [32] Gatland K. *Spacecraft and Boosters*. URL: <https://archive.org/details/spacecraftbooste0000gatl> (дата обращения: 01.06.2025).
- [33] Gatland K. *The Illustrated Encyclopedia of Space Technology*. URL: [https://archive.org/details/illustratedencyc0000unse\\_u9h7](https://archive.org/details/illustratedencyc0000unse_u9h7) (дата обращения: 01.06.2025).
- [34] Philip R.H. *Russia in Space — the Failed Frontier?* Springer, Praxis, 2001, 330 p. [https://doi.org/10.1016/S0265-9646\(01\)00012-1](https://doi.org/10.1016/S0265-9646(01)00012-1) (дата обращения: 01.06.2025).
- [35] *Численное моделирование полета орбитального носителя в MS Exce*. URL: <http://www.geocities.ws/levinkirill/SpaceModel/rus/LaunchModel.html> (дата обращения: 01.06.2025).
- [36] Liu Y., Yang J., He Y., Ni Z., Wu Y. Concept and Key Technology Analysis of Electric Pump-Fed Liquid Propellant Rocket Engine. *IOP Conference Series: Earth and Environmental Science*. URL: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1755-1315/781/4/042016/pdf> (дата обращения: 01.06.2025).
- [37] Шейнин В.М., Козловский В.И. *Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов: справочник*. Москва, Машиностроение, 1984, 552 с.
- [38] Koelle D.E. *Handbook of Cost Engineering and Design of Space Transportation Systems*. Number TCS-TR-200. TransCostSystems (TCS), Ottobrunn Germany, 8.2 edition, October, 2013.
- [39] Попович П.Р., Скребушевский Б.С. *Баллистическое проектирование космических систем*. Москва, Машиностроение, 1987, 240 с.
- [40] Kwak H.D., Kwon S., Choi C.-H. Performance assessment of electrically driven pump-fed LOX/kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle. *Aerospace Science and Technology*, 77. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.02.033>
- [41] Алемасов В.Е. *Теория ракетных двигателей*. Изд. 2-е, перераб. и доп. Москва, Машиностроение, 1969, 546 с.
- [42] Morring F.Jr., Guy N. *Rocket Lab Unveils Battery-Powered Turbomachinery*. URL: <https://web.archive.org/web/20160304053054/http://aviationweek.com/space/rocket-lab-unveils-battery-powered-turbomachinery> (дата обращения: 01.06.2025).
- [43] *Rocket Lab Introduction*. URL: [https://web.archive.org/web/20160920143833/http://usgif.org/system/uploads/4606/original/ROCKET\\_LAB\\_INTRO\\_USGIF.pdf](https://web.archive.org/web/20160920143833/http://usgif.org/system/uploads/4606/original/ROCKET_LAB_INTRO_USGIF.pdf) (дата обращения: 01.06.2025).
- [44] *What is Rocket Lab Electron's dry mass?* URL: <https://space.stackexchange.com/questions/59116/what-is-rocket-lab-electrons-dry-mass> (дата обращения: 01.06.2025).
- [45] *Boeing Launch Services Land Launch User's Guide*. URL: <http://www.georing.biz/usefull/LLUG.pdf> (дата обращения: 01.06.2025).
- [46] Мишин В.П., Безвербый В.К., Панкратов Б.М. *Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы)*. Москва, Машиностроение, 1985, 360 с.
- [47] Шунейко И.И. *Пилотируемые полеты на луну, конструкция и характеристики Saturn V Apollo*. URL: <https://epizodyspace.ru/bibl/raketostr3/1-3.html> (дата обращения: 01.06.2025).

Статья поступила в редакцию 11.07.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Бечаснов П.М. Анализ проектных параметров зарубежных ракет-носителей малой грузоподъемности. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 10. EDN URIJOI

**Бечаснов Павел Михайлович** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: bechasnov@bmstu.ru

## Analyzing design parameters of the foreign small-lift launch vehicles

© P.M. Bechasnov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

*The paper presents features of the design and ballistic parameters of the modern foreign small-lift launch vehicles pertaining to the ultra-light and light classes according to the Russian classification system. It examines their relative alteration compared to the previously developed vehicles with the similar dimensions. The paper analyzes alteration in the payload fraction compared to the heavier launch vehicles, and clarifies the main reasons for these fractions decrease due to the scale factor influence. Analysis of statistical dependencies for the previously developed vehicles reveals that for the liquid-propellant rocket engines and stages, mass perfection is decreasing nonlinearly with the decreasing mass, while it remains constant on average for the solid-propellant stages. Moreover, significant improvements are observed with the modern liquid launch vehicles only in mass perfection of their first stages, while parameters of the second stage and the engines used are remaining at the previously achieved levels. Payload fractions in the reference and sun-synchronous orbits differ insignificantly against the foreign small-lift launch vehicles and, for example, the Zenit-2 medium-heavy launch vehicle. The most significant factor causing this fraction to decline is decreasing performance of the liquid-propellant rocket engines with the reduced thrust, which is compensated by the increasing mass improvement of the rocket units and reducing the load on the mid-section.*

**Keywords:** ultra-light rocket, launch statistics, payloads, orbital constellations, feasibility assessment

### REFERENCES

- [1] Kulu E. *Small Launchers–2023 Industry Survey and Market Analysis*. Available at: [https://www.newspace.im/assets/Small-Launchers-2023\\_Erik-Kulu\\_IAC2023.pdf](https://www.newspace.im/assets/Small-Launchers-2023_Erik-Kulu_IAC2023.pdf) (accessed June 1, 2025).
- [2] *RocketLab Electron Payload User's Guide Version 4.0*. Available at: <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?action=dlattach;topic=35300.0;attach=1473092;sess=0> (accessed June 1, 2025).
- [3] *RocketLab Electron Payload User's Guide Version 7.0*. Available at: <https://www.rocketlabusa.com/assets/Electron-Payload-User-Guide-7.0-v6.pdf> (accessed June 1, 2025).
- [4] *iSpace Hyperbola-1 User Manual*. Available at: <https://impulso.space/launchService/operators/b92320df-2367-47b0-80e6-82fcbd4731e1/656b6f4d-e5e0-45b2-ad8e-66b92e83853c/userManual> (accessed June 1, 2025).
- [5] *KZ-1A Solid Launch Vehicle User's Manual*. Available at: <https://www.infosondas.com/2016/12/pdf-kz-1a%E2%80%85solid%E2%80%85launch%E2%80%85vehicle%E2%80%85%E2%80%85user%E2%80%85manual/> (accessed June 1, 2025).
- [6] *Northrop Grumman Corporation Minotaur Multiple Payload Adapter System (MPAS) User's Guide*. Available at: <https://cdn.northropgrumman.com/-/media/wp-content/uploads/Minotaur-MPAS-User-Guide-R1-1.pdf> (accessed June 1, 2025).

- [7] *Orbital Sciences Corporation Minotaur User's Guide*. Available at: [https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch\\_vehicles/OSC/Minotaur\\_User\\_Guide.pdf](https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch_vehicles/OSC/Minotaur_User_Guide.pdf) (accessed June 1, 2025).
- [8] *Northrop Grumman Corporation Pegasus Payload User's Guide*. Available at: [https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch\\_vehicles/OSC/Pegasus\\_User\\_Guide.pdf](https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch_vehicles/OSC/Pegasus_User_Guide.pdf) (accessed June 1, 2025).
- [9] *Eurockot Rockot User's Guide*. Available at: <http://www.eurockot.com/wp-content/uploads/2012/10/UsersGuideIss5Rev0web.pdf> (accessed June 1, 2025).
- [10] *Virgin Galactic LauncherOne Service Guide*. Available at: [https://bynder.virgingalactic.com/m/79e8c34fe3c4d35d/original/Public-Payload-User-Guide\\_May-2024.pdf](https://bynder.virgingalactic.com/m/79e8c34fe3c4d35d/original/Public-Payload-User-Guide_May-2024.pdf) (accessed June 1, 2025).
- [11] *SpaceX Falcon 1 Launch Vehicle Payload User's Guide*. Available at: <http://www.georing.biz/usefull/Falcon1UsersGuide.pdf> (accessed June 1, 2025).
- [12] *Relativity Terran 1 Payload User's Guide*. Available at: [https://static1.squarespace.com/static/59a8fb50d2b8575fad311abb/t/5f68d35cda98575604906432/1600705386517/Relativity+Terran+1+Payload+User%27s+Guide\\_Rev2.0.pdf](https://static1.squarespace.com/static/59a8fb50d2b8575fad311abb/t/5f68d35cda98575604906432/1600705386517/Relativity+Terran+1+Payload+User%27s+Guide_Rev2.0.pdf) (accessed June 1, 2025).
- [13] *United Start Space Launch System Start-1*. Available at: [https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch\\_vehicles/START/start-vI.pdf](https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch_vehicles/START/start-vI.pdf) (accessed June 1, 2025).
- [14] *ABL Space Systems Company RSI Payload User's Guide*. Available at: <https://ablspace.com/wp-content/uploads/2022/06/ABL-Payload-Users-Guide-2022-V1.pdf> (accessed June 1, 2025).
- [15] *Firefly Aerospace Alpha Payload User's Guide*. Available at: [https://fireflyspace.com/wp-content/uploads/2025/02/Alpha-PUG-5.1\\_2.pdf](https://fireflyspace.com/wp-content/uploads/2025/02/Alpha-PUG-5.1_2.pdf) (accessed June 1, 2025).
- [16] *Astra Rocket 4 Payload User's Guide*. Available at: <https://astra.com/wp-content/uploads/2022/11/Rocket-4-Payload-Users-Guide-v1.1-November-22.pdf> (accessed June 1, 2025).
- [17] Glushko V.P. *Razvitie raketostroeniya i kosmonavtiki v SSSR*. [Development of rocket building and cosmonautics in the USSR. 3<sup>rd</sup> ed., ref. and add.]. 3rd ed., rev. and enl. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987, 304 p.
- [18] *The International Magazine of Space and Astronautics. Soviet Rocket Motors on View*. A Publication of the British Interplanetary Society, January 1993, vol. 35, no. 1. Available at: [https://archive.org/stream/Spaceflight1993/Spaceflight%201993\\_djvu.txt](https://archive.org/stream/Spaceflight1993/Spaceflight%201993_djvu.txt) (accessed June 1, 2025).
- [19] Gakhun G.G. *Atlas konstruktivnykh ZhRD. Opisaniya. Chast II* [Atlas of the liquid jet engine components. Description. Part II]. Moscow, MAI Publ., 1973, 155 p.
- [20] Sutton G.P. *Rocket Propulsion Elements*. Available at: <https://ftp.idu.ac.id/wp-content/uploads/ebook/tdg/DESIGN%20SISTEM%20DAYA%20GERAK/Rocket%20Propulsion%20Elements.pdf> (accessed June 1, 2025).
- [21] Heyman J. *World Spacecraft Digest 1957–2002*. Available at: <https://worldspacecraftdigest.wordpress.com/links/> (accessed June 1, 2025).
- [22] Bowman N.J. *The Handbook of Rockets and Guided Missiles*. Available at: <https://onlinebooks.library.upenn.edu/webbin/book/lookupid?key=ha001518864> (accessed June 1, 2025).
- [23] Siddiqi A.A. *Challenge to Apollo: The Soviet Union and the Space Race 1945-1974. NASA SP-2000-4408*. Available at: <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/static/history/SP-4408pt1.pdf> (accessed June 1, 2025).
- [24] Siddiqi A.A. *Sputnik and the Soviet space challenge*. Gainesville etc., Univ. Press of Florida, 2003, 554 p

- [25] Gunston B. *Rockets and Missiles*. Available at: <https://archive.org/details/rocketsmissiles00guns> (accessed June 1, 2025).
- [26] Isakowitz S.J., Hopkins J.B., Hopkins J.P. *International Reference to Space Launch Systems*. Available at: [https://archive.org/details/isbn\\_9781563475917/page/n627/mode/2up](https://archive.org/details/isbn_9781563475917/page/n627/mode/2up) (accessed June 1, 2025).
- [27] Bilstein R.E. Stages to Saturn. *NASA*. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19970009949/downloads/19970009949.pdf> (accessed June 1, 2025).
- [28] Riabchikov E. *Russians in Space: The Men, the Flights, and the Scientists Behind Them*. English ed. New York, Doubleday, 1971, 300 p.
- [29] Alway P. *Rockets of the World*. Saturn Press, Ann Arbor, 1995, 384 p.
- [30] Baker D. *Spaceflight and Rocketry — a Chronology*. Available at: <https://archive.org/details/spaceflightrocke00bake> (accessed June 1, 2025).
- [31] Gatland K. *Missiles and Rockets*. Available at: <https://archive.org/details/missilesrockets0000gat1/mode/2up> (accessed June 1, 2025).
- [32] Gatland K. *Spacecraft and Boosters*. Available at: <https://archive.org/details/spacecraftbooste0000gat1> (accessed June 1, 2025).
- [33] Gatland K. *The Illustrated Encyclopedia of Space Technology*. Available at: [https://archive.org/details/illustratedencyc0000unse\\_u9h7](https://archive.org/details/illustratedencyc0000unse_u9h7) (accessed June 1, 2025).
- [34] Philip R.H. *Russia in Space — the Failed Frontier?* Springer, Praxis 2001, 330 p. [https://doi.org/10.1016/S0265-9646\(01\)00012-1](https://doi.org/10.1016/S0265-9646(01)00012-1) (accessed June 1, 2025).
- [35] *Chislennoe modelirovanie poleta orbitalnogo nositelya v MS Excel* [Numerical simulation of an orbital carrier flight in the MS Excel]. Available at: <http://www.geocities.ws/levinkirill/SpaceModel/rus/LaunchModel.html> (accessed June 1, 2025).
- [36] Liu Y., Yang J., He Y., Ni Z., Wu Y. Concept and Key Technology Analysis of Electric Pump-Fed Liquid Propellant Rocket Engine. *IOP Conference Series: Earth and Environmental Science*. Available at: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1755-1315/781/4/042016/pdf> (accessed June 1, 2025).
- [37] Sheynin V.M., Kozlovskiy V.I. *Vesovoe proektirovanie i effektivnosti passazhirskikh samoletov: Spravochnik* [Weight design and efficiency of the passenger aircraft: Reference Book]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1984, 552 p.
- [38] Koelle D.E. *Handbook of Cost Engineering and Design of Space Transportation Systems*. Number TCS-TR-200. TransCostSystems (TCS), Ottobrunn Germany, 8.2 edition, October 2013.
- [39] Popovich P.R., Skrebushevskiy B.S. *Ballisticheskoe proektirovanie kosmicheskikh sistem* [Ballistic design of the space systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987, 240 p.
- [40] Kwak H.D., Kwon S., Choi C.-H. Performance assessment of electrically driven pump-fed LOX/kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle. *Aerospace Science and Technology*, 77. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.02.033>
- [41] Alemasov V.E. *Teoriya raketnykh dvigateley*. [Theory of the rocket engines]. 2<sup>nd</sup> ed. rev. and add. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1969, 546 p.
- [42] Moring F.Jr., Guy N. *Rocket Lab Unveils Battery-Powered Turbomachinery*. Available at: <https://web.archive.org/web/20160304053054/http://aviationweek.com/space/rocket-lab-unveils-battery-powered-turbomachinery> (accessed June 1, 2025).

- [43] *Rocket Lab Introduction*. Available at: [https://web.archive.org/web/20160920143833/http://usgif.org/system/uploads/4606/original/ROCKET\\_LAB\\_INTRO\\_USGIF.pdf](https://web.archive.org/web/20160920143833/http://usgif.org/system/uploads/4606/original/ROCKET_LAB_INTRO_USGIF.pdf) (accessed June 1, 2025).
- [44] *What is Rocket Lab Electron's dry mass?* Available at: <https://space.stackexchange.com/questions/59116/what-is-rocket-lab-electrons-dry-mass> (accessed June 1, 2025).
- [45] *Boeing Launch Services Land Launch User's Guide*. Available at: <http://www.georing.biz/usefull/LLUG.pdf> (accessed June 1, 2025).
- [46] Mishin V.P., Bezverbyi V.K., Pankratov B.M. *Osnovy proektirovaniya letatelnykh apparatov (transportnye sistemy)* [Basics of the aircraft design (transport systems)]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985, 360 p.
- [47] Shuneyko I.I. *Pilotiruemye polety na Lunu, konstruktsiya i kharakteristiki Saturn V Apollo* [Manned flights to the Moon, Saturn V Apollo design and characteristics]. Available at: <https://epizodyspace.ru/bibl/raketostr3/1-3.html> (accessed June 1, 2025).

**Bechasnov P.M.**, Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University.  
e-mail: [bechasnov@bmstu.ru](mailto:bechasnov@bmstu.ru)