

Science & Space LLC

**ОТЧЕТ**

**Сведения об аналогах проектов GreenSpace (РН и ЖРД)**

Генеральный конструктор



А. С. Левенко

Главный дизайнер



О. Л. Паук

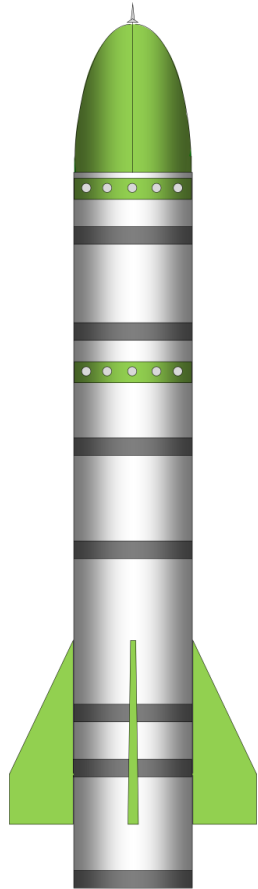
2022

Настоящий отчет составлен с целью ориентации в направлении разработок ракет-носителей и двигателей компании Science & Space LLC.

Дан перечень основных известных ракет-носителей (РН, стр. 3 - 34) и перечень жидкостных ракетных двигателей (ЖРД, 35 - 48).

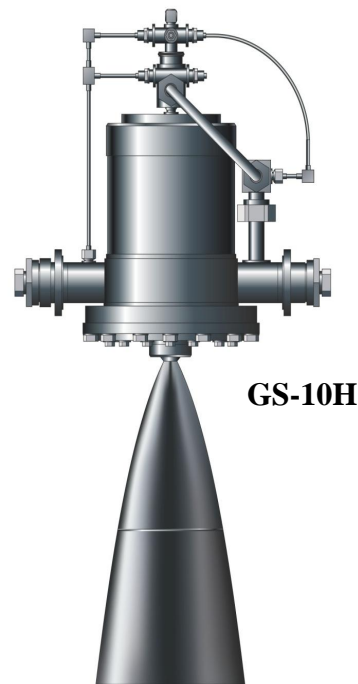
Выбраны принципиальные аналоги разработок Science & Space LLC по выбору принципиальных технических решений, по назначению, многоразовости использования, экологичности (Многорактовый «зеленый» ЖРД, стр. 49-50; Самый эффективный ЖРД, стр.51- 56).

Объектами сравнения являются разработки с РН (стр. 57-58) и ЖРД GS-10H (стр. 59 ).

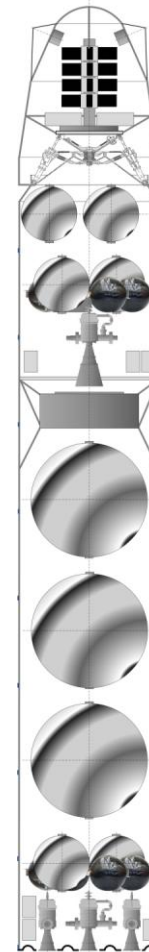


**XXX-1**

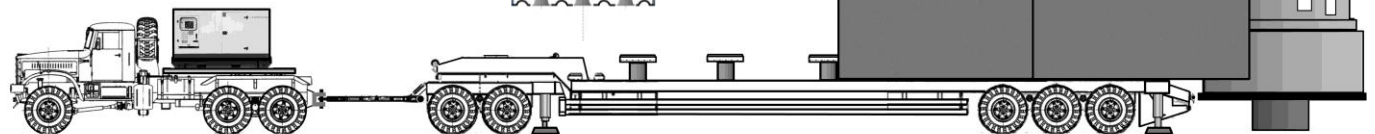
«Истребитель астероидов»  
кинетическая РН двойного назначения








**GS-10H**








**PKK-100 GreenSpace  
РН GS-1**












## Сведения об известных ракетах-носителях



Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
Agnibaan	 IND	Agnikul Cosmos	100	--	--	--					Devel	2022		Expected launch in 2022	
Alpha	 USA  UKR	Firefly Aerospace	1,000	N/A	N/A	--	1	0	0	0	Active	2021			
Angara 1.2	 RUS	Khrunichev	3,800	--	--	25	1 <sup>(b)</sup>	1	1	1	Active	2014		The 2014 launch was a suborbital test.	
Angar		Khrunichev	14,600–	3,600–	--	--	3 <sup>(c)</sup>	3	3	2	Activ	2014			



Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
a A5	RUS		35,000	12,500							e				
Antares	 USA	Orbital ATK	8,000	--	--	80 <sup>1</sup>	16	15	15	15	Active	2013		Cygnus launcher. Var.: 110, 120, 130, 230, 230+	
Ariane 1-2-3	 EU	Aérospatiale	N/A	2,650	N/A	--	28				Retired	1979	1989		
Ariane 4	 EU	Aérospatiale	7,000	4,720	N/A	--	116				Retired	1988	2003	Var.: 40, 42P, 42L, 44P, 44L, 44LP	






Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
Ariane 5	 EU	Airbus	21,000	10,735	N/A	165–220	112	110	110	107	Active	1996		Var.: G, G+, GS, ECA, ES.	
Ariane 6	 EU	Airbus Safran	21,650 (A64 var.)	11,500+ (A64 var.)	8,500 (A64 var.)	115	0				Developing	2022		Var.: Ariane 62, Ariane 64.	
ASLV	 IND	ISRO	150	--	--	--	4				Retired	1987	1994		
Astra Rocket	 USA	Astra	50-150 (to SSO)	N/A	N/A	--	6 <sup>m</sup>	3	2	2	Active	2020		2 suborbital test launches in 2018.	
Athena	 USA	Lockheed	2,065	--	295	--	7				Retired	1995	2001	Launch Lunar	





Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
I & II	USA	ATK									ed			Prospector.	
Atlas I (Atlas A- B-C-D-E- F-G)	 USA	Lockheed	5,900	2,340	--	--	514				Retired	1957	1997	Launch Merc ury. Atlas or Centaur upper stage.	
Atlas II	 USA	Lockheed	8,618	3,833	--	--	63	63	63		Retired	1991	2004		
Atlas III	 USA	Lockheed	10,759	4,609	--	--	6	6	6		Retired	2003	2005	Var.: IIIA, IIIB	



Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
Atlas V	 USA	ULA	18,850	8,900	2,807	109–153	93 <sup>(g)</sup>	93	93	93	Active	2002	Launched Juno & New Horizons		
Beta	  USA UKR	Firefly Aerospace	4,000	--	--	--	0				Devel.	2024			
Black Arrow	 UK	RAE Westland	132	--	--	--	4	3			Retired	1969	1971		
Bloostar	 ESP	Zero 2 Infinity	140	--	--	--	0				Devel.	unknown			
Blue		Perigee	50 (to	--	--	--	0				Devel	NET			


Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
Whale 1	ROK	Aerospace	350	--	--	--	2 <sup>th</sup>	2	2	2	Active	2020			
Ceres- 1	 CHN	Galactic Energy	350	--	--	--	2 <sup>th</sup>	2	2	2	Active	2020			
Cyclone- 4M	 UKR	Yuzhnoye Yuzhmash	5,000	1,000	--	--	0				Developing	NET 2022			






Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs	
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last			
Delta	 USA	Douglas	3,848	1,312	--	--	186					Retired	1960	1989	Launched Pioneer & Explorer probes. Var. A, B, C, D, E, G, J, L, M, N, 300, 900, 1X00, 4X00, 2X00, 3X00, 5X00	
Delta II	 USA	ULA	6,000	2,171	1,508	51	153	152	152	151	Retired	1989	2018	Launched Mars probes MGS t o Phoenix Var.: 6000, 7000, and Heavy.		






Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
Delta III	 USA	Boeing	8,290	3,810	--	--	3	2	2		Retired	1998	2000		
Delta IV	 USA	ULA	23,040	13,130	9,000	--	42 <sup>(1)</sup>	42	41	41	Active	2002		Var.: M, M+, and Heavy.	
Diamant	 FRA	SEREB		--	--	--	12			9	Retired	1965	1975		
Dnepr (R-36M)	 UKR  RUS	Yuzhmash	3,600	--	750	14	17				Retired	1999	2015		





Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
Electron	 NZ  USA	Rocket Lab	225			6	26 <sup>(a)</sup>	26	23	23	Active	2017			
Energia	 USSR	NPO Energia	100,000	20,000	32,000	240 (Energia-Buran)	2	2	1	1	Retired	1987	1988	1 partial failure with Polyus spacecraft, 1 successful flight with Buran shuttle.	
Epsilon	 JPN	IHI Corporation	1,200	--	--	--	5 <sup>(k)</sup>	5	5	5	Active	2013			





Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
Eris	 AUS	Gilmour Space Technologies	305	--	--	--	0				Devel	2022			
Falcon 1	 USA	SpaceX	420	--	--	7.9	5	4	2	2	Retired	2006	2009		




Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
Falcon 9 v1.0, v1.1, FT, Block 5	 USA	SpaceX	22,800	8,300	--	61.2	157	156	156	155	Active	2010	<p>Upgrade to version 1.1 in 2013; upgrade to version FT in 2015</p> <p>Launcher of Dragon capsule</p> <p>One flight put primary but not secondary payload into correct orbit,<sup>[55]</sup> one rocket and payload were destroyed before launch in preparation</p>		



Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
Falcon Heavy	 USA	SpaceX	63,800	26,700	--	90–150	3	3	3	3	Active	2018		First test launch 2018-02-06	
GSLV Mark I	 IND	ISRO	5,000	2,500	--	--	6	4	2	2	Retired	2001	2010		
GSLV Mark II	 IND	ISRO	5,000	2,700	--	--	8	7	6	6	Active	2010			
GSLV Mk.III (LVM3)	 IND	ISRO	10,000	4,000	2,180	--	3	3	3	3	Active	2014			
H-I	 JPN	Mitsubishi	3,200		--	--	9	9			Retired	1986	1992	License-built version of the Thor-ELT	





Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
H-II, IIA & IIB	 JPN	Mitsubishi	19,000	8,000	--	(190), 90, 112	61	60	59	58	Active	1994		Var.: A202, A2022, A2024, A204, B	
H3	 JPN	Mitsubishi	4,000- 28,300 (base- heavy)	7,900- 14,800 (base- heavy)	11,900 (heavy)		0				Devel .	NET 2022		Var.: 30S, 22S, 32L, 24L, heavy	
Haas	 ROM	ARCA	400		--	--	0				Devel .	unknown		Launch from balloon	
Hyperbol a-1	 CHN	i-Space	300	--	--		4	2	1	1	Active	2019			
Hyperbol a-2	 CHN	i-Space	2,000	--	--		0				Devel .	NET 2022			





Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
J-I	 JPN	IHI Corporation Nissan Motors	880	--	--	--	1				Retired	1996	1996	Partial demonstration flight only	
Jielong 1	 CHN	CALT	200 (SSO)	--	--		1	1	1	1	Active	2019			
Kaituoze (DF-31)	 CHN	CALT	800	--	--	--	3	1	1	1	Active	2002		Var.: KT-1, KT-2, KT2-A	
Kosmos (R-12 & R-14)	 USSR	Yuzhnoye Polyot	1,500	--	--	12	610			559	Retired	1967	2010	Var.: 1, 2, 3, 3M	








Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
Kuaizhou (DF-21)	 CHN	CASIC	400 (KZ-1)—1,500 (KZ-11)	--	--	--	17	16	14	14	Active	2013		Var.: KZ-1, KZ-1A, KZ-11, KZ-21. As of July 2020, KZ-21 is the only unflown variant.	
Lambda 4S	 JPN	Nissan ISAS		--	--	--	5			1	Retired	1966	1970		
Launcher One	 USA	Virgin Orbit	300	--	--	--	4	3	3	3	Active	2020			
Long March 1	 CHN	CALT	300	--	--	--	2	2	2	2	Retired	1970	1971		






Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs	
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last			
Long March 1D	 CHN	CALT	740	--	--	--	0					Retired	1995	2002	3 suborbital launches only (2 successful.)	
Long March 2-3-4 (DF-5)	 CHN	CALT	12,000	5,500	3,300		382	376	373	366		Active	1971	See notes	Var.: 2A, 2C, 2D, 2E, 2F, <sup>[ab]</sup> 3, 3A, 3B, 3B/E, 3C, 4A, 4B, 4C. See <sup>[ac]</sup> for retired var. among those listed here.	
Long March 5	 CHN	CALT	25,000	14,000	8,000	--	7 <sup>[ad]</sup>	7	6	6		Active	2016		Var.: 5, 5B, 5[crewed], 5DY (see below)	<sup>[87][88][89][90][91]</sup>
			14,000 (reusable 1-	--	27,000 (3-core)	--	0						Devel.	2026 <sup>[9]</sup> <sub>[0]</sub>		CZ-5[crewed] (single-core

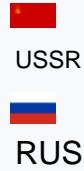


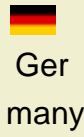
Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
			core); 18,000 (e xpensible 1- core) <sup>[91]</sup>											crewed LEO variant); CZ-5DY (crewed 3- core variant for lunar missions)	
Long March 6	 CHN	CALT	1,500 (LEO) 1,080 (SSO) 4,000 (SSO; 6A var.)	--	--	--	9	9	9	9	Active	2015		Var.: 6, 6A	
Long March 7	 CHN	CALT	13,500	5,500- 7,000 (7A var.)	--	--	8	7	7	7	Active	2016		Var.: 7, 7A	





Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
Long March 8	 CHN	CALT	4,500 (SSO)	--	--	--	2	2	2	2	Active	2020		Var.: 8, 8A (expendable); 8R (VTVL)	
Long March 9	 CHN	CALT	140,000	--	50,000	--	0				Devel	2030		Super-Heavy carrier	
Long March 11	 CHN	CALT	700	--	--	--	13	13	13	13	Active	2015		Likely based on DF-31 missile	
Minotaur I	 USA	Orbital ATK	580	--	--	--	12	12	12	12	Active	2000		Derived from the Minuteman II	





Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
Minotaur IV & V	 USA	Orbital ATK	1,735	640	447	50	8	8	8	8	Active	2010		Also 2 suborbital launches (HTV-2a). Var.: IV, IV Lite, IV HAPS, V. Derived from Peacekeeper missile	
Miura 5	 ESP	PLD Space	900	--	--		0				Devel.	NET 2024			
Mu 1-3-4	 JPN	Nissan Motor IHI	770	--	--	--	27				Retired	1966	1995	Var.: 1, 3D, 4S, 3C, 3H, 3S, 3SII	
Mu 5	 JPN	Nissan Motor IHI	1,800	--	--	--	7			6	Retired	1997	2006	Var.: M-V, M-V KM	




Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
N1	 USSR	NPO Energia	90,000	--	23,500	--	4	0	0	0	Retired	1969	1972	Designed for Soviet Manned Lunar Mission	
N-I & II	 JPN	Mitsubishi	2,000	730	--	--	15	15	15	14	Retired	1975	1987	Derived from the American Delta rocket	
Naro	 ROK	Khrunichev KARI	100	--	--	--	3	2	1	1	Retired	2009	2013	First stage uses the Russian RD- 151 engine	
Neutron	 NZ  USA	Rocket Lab	15,000	--	--	--	0				Devel	2024			
New Glenn	 USA	Blue Origin	45,000	13,000	--		0				Devel	NET 2022			
New		LinkSpace	200 (SSO)	--	--		0				Devel	NET			

Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
Line	CHN										.	2022			
Nuri	 ROK	KARI	1,500	--	--		1	1	0	0	Active	2021			
OS-M	 CHN	OneSpace	205 (M1)	--	--	--	1	0	0	0	Active	2019		Var.: M1, M2, M4. Single M1 failed launch; M2 & M4 in development.	
Pallas-1	 CHN	Galactic Energy	5,000 3,000 (SSO)	--	--	--	0				Devel	2022/ 2023		reusable	
Pegasus	 USA	Orbital ATK	450	--	--	--	45	44	42	40	Active	1990			
Prime	 UK	Orbex	150 (SSO)	--	--	--	0				Devel	2022			



Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
Proton (UR-500)	 USSR RUS	Khrunichev	23,000	6,920	5,680	65 (Proton-M)	426			378	Active	1965		Var.: K, M, Medium in development.	
PSLV	 IND	ISRO	3,800	1,200	550	--	54	53	52	51	Active	1993		Var.: CA, XL, QL, DL Launched moon probe Chandrayaan I, Mars probe Mangalyaan I	
Qased	 IRN	IRGC	10	--	--	--	2	2	2	2	Active	2020			
RFA One	 Germany	Rocket Factory Augsburg	1300	450	0	-	0				Devel.	NET 2022		1st stage combustion in Europe, Orbital	






Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
														Stage.	
Rokot/ Strela (UR-100N)	 RUS	Eurockot K hrunichev	2,100	--	--	--	37 <sup>[ar]</sup>	36	35	35	Active	1994		34 Rokot launches (no launches post-2019 due to Ukrainian tech ban); 3 Strela launches.	
RS1	 USA	ABL Space Systems	1,200	--	--	12	0				Devel .	NET 2022			
Safir	 IRN	ISA	50	--	--	--	8	5	4	4	Retired	2007	2019	Numbers given here may be in dispute	
Saturn I & IB	 USA	Chrysler D ouglas	18,600	--	--	19	13	13	13	13	Retired	1961	1975	Saturn 1 family also	<sup>[133]</sup> <sup>[134]</sup>





Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
														included 6 suborbital test launches	
Saturn V	 USA	Boeing North American Douglas	118,000	--	47,000	185	13	13	13		Retired	1967	1973	Var.: Apollo, Skylab	
Scout	 USA	US Air Force NASA	210	--	--	--	125	104			Retired	1960	1994	Var.: X1, X2, A, D, G	
Shavit	 ISR	IAI	225	--	--	15	11	9	9	9	Active	1988		Var.: Shavit, - 1, -2	
Shtil/ Volna-O (R-29)	 RUS	Makeyev	430	--	--	--	8	7	2	2	Retired (as commer cial launcher	1995	2006	Var.: Volna, Shtil, 2.1, 2R, 3	






Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
											s)				
Simorgh	 IRN	ISA	350	--	--	--	4	4	0	0	Active	2016			
SLS	 USA	Orbital ATK Boeing U nited Launch Alliance Aeroje t Rocketdyne	95,000– 130,000	--	--	--	0				Devel .	NET 2022			
SLV	 IND	ISRO	40	--	--	--	4	3	3	2	Retired	1979	1983	Launched Ro hini satellite series	







Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs	
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last			
Soyuz (R-7 Semyorka )	 USS R  RUS	RSC Energiya Ts SKB- Progress	8,200	2,400	1,200	--	1,953				1,834	Active	1957		Var.: Sputnik, Luna, Vostok- L, Vostok-K, Voskhod, Molniya, Molniya-L, Molniya-M, Polyot, Soyuz, Soyuz-L, Soyuz-M, Soyuz-U, Soyuz- FG, Soyuz-2, Soyuz-2-1v	





Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
SS-520	 JPN	IHI Aerospace	4	--	--	--	2	2	1	1	Active	2017		2 successful suborbital flights and 2 orbital flights (one success). A test of how small orbital rockets can be. The rocket has a mass of only 2.6 tonnes.	
SSLV	 IND	ISRO	500	300	--	--	0				Devel	NET 2022		As of December 2019, design of the rocket has been completed	

Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
														and first development al flight is to take place in early 2020.	
STS (Space Shuttle)	 USA	Alliant Mart in Marietta Rockwell	24,400	3,810	--	450	135	134	134	133	Retired	1981	2011	Orbiter mass: 68585 kg.	
Starship	 USA	SpaceX	150,000	40,000	100,000 +	--	0				Devel .	NET 2022		Previously called BFR	
Start-1 (RT-2PM)	 RUS	MITT	532	--	--	--	7	6	6	6	Active	1993			
Taurus / Minotaur- C	 USA	Orbital Sciences	1,450	--	--	--	9	9	6	6	Active	1989		Var.: 2110, 3110, 3210	
Terran	 USA	Relativity	1,250	--	--		0				Devel	NET		anticipates 3-	

Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs	
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last			
1	USA	Space										2022		D printing most rocket parts		
Thor	 USA	Douglas	1,270	--	38	--	357					Retired	1957	1980	Launched Pioneer & Explorer probes	
Titan II-(II GLV)- III-IV (LGM- 25C)	 USA	Martin Marietta	21,900	5,773	8,600	350	369					Retired	1959	2005	Var.: I, II, IIIA, IIIB, IIIC, IIID, IIIE, 34D, IVA, IVB Gemini launcher	
Tsyklon (R-36)	 USSR  UKR	Yuzhmash	4,100	--	--	--	259					Retired	1967	2009	Var.: 1, 2, 3.	

Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
ULV	 IND	ISRO	4,500– 41,300	1,500 – 16,300	--	--	0				Devel	unknown	Var.: 6S12, 2S60, 2S138, 2S200		
Unha-3	 DPRK	KCST	200	--	--	--	4	3	2		Active	2006	Var.: Paektusan based on Taepodong-1 missile; Unha based on Taepodong-2 missile.		
Vanguard	 USA	Martin	23	--	--	--	12		3		Retired	1957	1959		
Vega	 EU	Avio	2,300	--	--	23	20	19	18	18	Active	2012		Vega-C and Vega-E in development.	
Yenise		TsSKB-	88,000-		20,000		0				Devel	2028			








Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
i	RUS	Progress RSC Energia	115000		- 27,000						.				
Vikram	 IND	Skyroot Aerospace	720	--	--		0				Devel .	NET 2022		Var.: Vikram 1, Vikram II, Vikram III	
VLM	 BRA	CTA	150	--	--	--	0				Devel .	2022			
Vulcan	 USA	ULA	17,800– 34,900	7,400 – 16,300	--	99	0				Devel .	NET 2022			
Zenit	 USSR  UKR  RUS	Yuzhnoye	13,740	6,160	4,098	--	84		74	72	Active	1985		Var.: 2, 2M (2SB, 2SLB), 3SL, 3SLB, 3SLBF	








Family	Country	Manufac.	Payload (kg)			Cost (US\$, millions)	Launches reaching...				Status	Date of flight		Notes	Refs
			LEO	GT O	TLI		Total	Space	Any orbit	Target orbit		First	Last		
Zero	 JPN	Interstellar Technologies	100 (SSO)	--	--		0				Devel.	2022-2023			
Zhuque-1	 CHN	LandSpace	300	--	--		1	1	0	0	Retired	2018	2018		
Zhuque-2	 CHN	LandSpace	4,000	--	--		0				Devel.	NET 2022			
Zuljanah	 IRN	ISA	220				1	1	0	0	Devel.	NET 2022 <sup>[1]</sup>			







[https://en.wikipedia.org/wiki/Comparison\\_of\\_orbital\\_launcher\\_families](https://en.wikipedia.org/wiki/Comparison_of_orbital_launcher_families)








**Некоторые сведения о существующих и проектируемых орбитальных двигателях**






<u>Engine</u>	<u>Origin</u>	<u>Designer</u>	<u>Vehicle</u>	<u>Status</u>	<u>Use</u>	<u>Propellant</u>	<u>Power cycle</u>	<u>Specific impulse (s)</u>	<u>Thrust (N)</u>	<u>Mass (kg)</u>	<u>Thrust: weight ratio</u>	<u>Chamber pressure (bar)</u>	<u>Oxidiser: fuel ratio</u>
<u>Aeon 1</u>	 <u>USA</u>	<u>Relativity Space</u>	<u>Terran 1</u>	Develop ment	1st	<u>CH<sub>4</sub> / LOX</u>	<u>Gas generator</u>	310	86,740 (SL)				
<u>Aeon 1 Vacuum</u>	 <u>USA</u>	<u>Relativity Space</u>	<u>Terran 1</u>	Develop ment	2nd	<u>CH<sub>4</sub> / LOX</u>	<u>Gas generator</u>	360	100,085 (SL)				
<u>AJ-10-190</u>	 <u>USA</u>	<u>Aerojet</u>	<u>Space Shuttle, Orion</u>	Active	Upper	<u>N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/MMH</u>	<u>Pressure-fed</u>	316	26,689	118	23.08	8.62	
<u>AR1</u>	 <u>USA</u>	<u>Aerojet Rocketdyne</u>	<u>Beta (potential)</u>	Develop ment	1st	<u>RP-1 / LOX</u>	<u>Staged, oxidizer-rich</u>		2,200,000 (SL)				2.72
<u>BE-3</u>	 <u>USA</u>	<u>Blue Origin</u>	<u>New Shepard</u>	Active	1st	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Combustion tap-off</u>		490,000				
<u>BE-3U</u>	 <u>USA</u>	<u>Blue Origin</u>	<u>New Glenn</u>	Develop ment	2nd	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Expander, open</u>		710,000				







Engine	Origin	Designer	Vehicle	Status	Use	Propellant	Power cycle	Specific impulse (s)	Thrust (N)	Mass (kg)	Thrust: weight ratio	Chamber pressure (bar)	Oxidiser: fuel ratio
<u>BE-4</u>	 USA	<u>Blue Origin</u>	<u>New Glenn, Vulcan</u>	Develop ment	1st	<u>CH<sub>4</sub> / LOX</u>	<u>Staged, oxidizer-rich</u>		2,400,000			134	
<u>CE-20</u>	 India	<u>LPSC</u>	<u>GSLV Mk III</u>	Active	Upper	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Gas generator</u>	434	196,500	588	34.1	60.00	5.05
<u>CE-7.5</u>	 India	<u>LPSC</u>	<u>GSLV Mk II</u>	Active	Upper	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Staged</u>	454	73,500	445	16.85	58	
<u>Engine-2</u>	 USA	<u>Launcher Space</u>	<u>Rocket-1</u>	Develop ment	1st	<u>RP-1 / LOX</u>	<u>Staged, oxidizer-rich</u>	327 290 (SL)	100,000 <sup>[10]</sup>				2.62
<u>Engine-2 Vacuum</u>	 USA	<u>Launcher Space</u>	<u>Rocket-1</u>	Develop ment	2nd	<u>RP-1 / LOX</u>	<u>Staged, oxidizer-rich</u>	365 <sup>[10]</sup>	100,000 <sup>[10]</sup>				2.62
<u>GEM 63</u>	 USA	<u>Northrop Grumman</u>	<u>Atlas V</u>	Active	<u>Booster</u>	<u>HTPB</u>	Solid fuel	279 (SL) <sup>[11]</sup>	1,662,745 <sup>[12]</sup>	49,300 with fuel			
<u>GEM 63XL</u>	 USA	<u>Northrop Grumman</u>	<u>Vulcan</u>	Develop ment	<u>Booster</u>	<u>HTPB</u>	Solid fuel	280 (SL) <sup>[12]</sup>	2,025,720 <sup>[12]</sup>	53,400 with fuel			








Engine	Origin	Designer	Vehicle	Status	Use	Propellant	Power cycle	Specific impulse (s)	Thrust (N)	Mass (kg)	Thrust: weight ratio	Chamber pressure (bar)	Oxidiser: fuel ratio
<u>Hadley</u>	 USA	<u>Ursa Major Technologies</u>	<u>GOLauncher 1</u>	Development	1st	<u>RP-1 / LOX</u>	<u>Staged, oxidizer-rich</u>		22,241 (SL)				
<u>HM-7B</u>	 Europe	<u>Snecma</u>	<u>Ariane 2, 3, 4, 5 ECA</u>	Active	Upper	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Gas generator</u>	446 <sup>[16]</sup> 310 (SL)	64,800 43,600 (SL)	165	43.25	37	5
<u>HyPER-15</u>	 South Korea	<u>Innospace</u>	Hanbit-Nano, -Micro, -Mini	Development	1st	<u>Paraffin<sup>1</sup> / LOX</u>	<u>Electric pump</u>	292	150,000				
<u>LE-5B</u>	 Japan	<u>Mitsubishi, J AXA</u>	<u>H-IIA, H-IIB</u>	Active	Upper	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Expander, open</u>	447 <sup>1</sup>	137,000	269	51.93	36.0	5
<u>LE-7A</u>	 Japan	<u>Mitsubishi, J AXA</u>	<u>H-IIA, H-IIB</u>	Active	1st	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Staged</u>	438 338 (SL)	1,098,000 870,000 (SL)	1,800	65.9	120	5.9
<u>LE-9</u>	 Japan	<u>Mitsubishi, J AXA</u>	<u>H-3</u>	Development	1st	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Expander, open</u>	425	1,471,000	2,400	62.5	100	5.9
<u>Lightning 1</u>	 USA	<u>Firefly Aerospace</u>	<u>Alpha</u>	Development	2nd	<u>RP-1 / LOX</u>	<u>Combustion tap-</u>	322	70,100				










Engine	Origin	Designer	Vehicle	Status	Use	Propellant	Power cycle	Specific impulse (s)	Thrust (N)	Mass (kg)	Thrust: weight ratio	Chamber pressure (bar)	Oxidiser: fuel ratio
							off						
<u>Merlin 1D FT</u>	 <u>USA</u>	<u>SpaceX</u>	Falcon <u>9 B5, Heavy</u>	Active	1st	<u>RP-1/LOX</u>	<u>Gas generator</u>	311	914,000 <sup>[23]</sup> 845,000 (SL)	470	194.5	108.0	
<u>Merlin Vacuum 1D</u>	 <u>USA</u>	<u>SpaceX</u>	Falcon <u>9 B5, Heavy</u>	Active	2nd	<u>RP-1/LOX</u>	<u>Gas generator</u>	348	981,000				2.36
<u>M10</u>	 <u>EU</u>	<u>Avio</u>	<u>Vega-E</u>	Develop ment	Upper <sup>1</sup>	<u>CH<sub>4</sub> / LOX</u>	<u>Expander, closed</u>	362	98,000				3.4
<u>Newton Three</u>	 <u>USA</u>	<u>Virgin Orbit</u>	<u>LauncherOne</u>	Active	<u>Booster</u>	<u>RP-1/LOX</u>	<u>Gas generator</u>		266,893				
<u>Newton Four</u>	 <u>USA</u>	<u>Virgin Orbit</u>	<u>LauncherOne</u>	Active	2nd	<u>RP-1/LOX</u>	<u>Gas generator</u>		22,241				
<u>NK-33A (AJ26-62), 11Д111 / 14Д15</u>	 <u>Soviet Union</u>	<u>JSC Kuznetsov</u>	<u>Antares 100, Soyuz-2-1v</u>	Active	1st	<u>RP-1/LOX</u>	<u>Staged, oxidizer-rich</u>	331 297 (SL)	1,680,000 1,510,000 (SL)	1,222	136.8	145	







Engine	Origin	Designer	Vehicle	Status	Use	Propellant	Power cycle	Specific impulse (s)	Thrust (N)	Mass (kg)	Thrust: weight ratio	Chamber pressure (bar)	Oxidiser: fuel ratio
<u>P80</u>	 <u>Europe</u>	<u>Avio</u>	<u>Vega</u>	Active	1st	<u>HTPB</u>	Solid fuel	280 <sup>[31]</sup>	3,015,000	96,000 with fuel		88	
<u>P120</u>	 <u>Europe</u>	<u>Avio</u>	<u>Ariane 6, Vega-C</u>	Development	<u>Booster, 1st</u>	<u>HTPB</u>	Solid fuel	279	4,650,000	161,000 with fuel		105	
<u>P230</u>	 <u>Europe</u>	<u>Avio</u>	<u>Ariane 5</u>	Active	<u>Booster</u>	<u>HTPB</u>	Solid fuel	286 <sup>[33]</sup> 259 (SL)	6,996,000 5,860,000 (SL)	269,000 with fuel		69	
<u>S139</u>	 <u>India</u>	<u>ISRO</u>	<u>PSLV</u>	Active	1st	<u>HTPB</u>	Solid fuel	269 <sup>[34]</sup>	4,860,000	160,200 with fuel		58	
<u>Raptor</u>	 <u>USA</u>	<u>SpaceX</u>	<u>Starship</u>	Development	1st, 2nd	<u>CH<sub>4</sub> / LOX</u>	<u>Staged, full-flow</u>	350 330 (SL)	2,224,000 (SL, est.) (goal)	~1,360 (goal)	≥170 (goal)	330	3.6
<u>Raptor Vacuum</u>	 <u>USA</u>	<u>SpaceX</u>	Starship	Development	2nd	<u>CH<sub>4</sub> / LOX</u>	<u>Staged, full-flow</u>	380+	2,150,000	~1,360 (goal)	≤120 (goal)	330	3.6
<u>RD-0124, 14Д23</u>	 <u>Russia</u>	<u>KBKhA</u>	<u>Soyuz-2.1b, Soyuz-2-1v,</u>	Active	2nd, 3rd	<u>RP1 / LOX</u>	<u>Staged, oxidizer-</u>	359	294,300	520	57.7	160	








Engine	Origin	Designer	Vehicle	Status	Use	Propellant	Power cycle	Specific impulse (s)	Thrust (N)	Mass (kg)	Thrust: weight ratio	Chamber pressure (bar)	Oxidiser: fuel ratio
			<u>Angara</u>				<u>rich</u>						
<u>RD-0146D</u>	 Russia	<u>KBKhA</u>	<u>Angara</u>	Develop ment	Upper	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Expander, closed</u>	470	68,600			59	
<u>RD-107A, 14Д22</u>	 Russia	<u>NPO Energomash</u>	<u>Soyuz-FG, -2</u>	Active	1st	<u>RP-1 / LOX</u>	<u>Gas generator</u>	320.2 263.3 (SL)	1,019,892 839,449 (SL)	1,090	78.53	61.2	
<u>RD-108A, 14Д21</u>	 Russia	<u>NPO Energomash</u>	<u>Soyuz-FG, -2</u>	Active	2nd	<u>RP-1 / LOX</u>	<u>Gas generator</u>	320.6 257.7 (SL)	921,825 792,377 (SL)	1,075	75.16	55.5	
<u>RD-171M, 11Д520</u>	 Russia	<u>NPO Energomash</u>	<u>Soyuz-5, Zenit-2M, -3SL, -3SLB, -3SLBF</u>	Active	1st	<u>RP-1 / LOX</u>	<u>Staged, oxidizer-rich</u>	337.2 309.5 (SL)	7,904,160 7,256,921 (SL)	9,300	79.57	250	
<u>RD-180</u>	 Russia	<u>NPO Energomash</u>	<u>Atlas V, III</u>	Active	1st	<u>RP-1 / LOX</u>	<u>Staged, oxidizer-rich</u>	338.4 311.9 (SL)	4,152,136 3,826,555 (SL)	5,480	71.2	261.7	2.72







Engine	Origin	Designer	Vehicle	Status	Use	Propellant	Power cycle	Specific impulse (s)	Thrust (N)	Mass (kg)	Thrust: weight ratio	Chamber pressure (bar)	Oxidiser: fuel ratio
<u>RD-181</u>	 <u>Russia</u>	<u>NPO Energomash</u>	<u>Antares 200</u>	Active	1st	<u>RP-1/LOX</u>	<u>Staged, oxidizer-rich</u>	339.2 311.9 (SL)	2,085,000 1,922,000 (SL)	2,200	89	262.6	
<u>RD-191</u>	 <u>Russia</u>	<u>NPO Energomash</u>	<u>Angara</u>	Active	1st	<u>RP-1/LOX</u>	<u>Staged, oxidizer-rich</u>	337.5 311.2 (SL)	2,084,894 1,922,103 (SL)	2,200	89.09	262.6	
<u>RD-193</u>	 <u>Russia</u>	<u>NPO Energomash</u>	<u>Soyuz-2-1v</u>	Develop ment	1st	<u>RP-1/LOX</u>	<u>Staged, oxidizer-rich</u>	337.5 311.2 (SL)	2,084,894 1,922,103 (SL)	1,900	103.15		
<u>RD-276, 14Д14М</u>	 <u>Russia</u>	<u>NPO Energomash</u>	<u>Proton-M</u>	Active	1st	<u>N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> / UD MH</u>	<u>Staged, oxidizer-rich</u>	315.8 288 (SL )	1,831,882 1,671,053 (SL)	1,120	171.2	168.5	
<u>RD-801</u>	 <u>Ukraine</u>	<u>Pivdenne/ Pivdenmash</u>	<u>Mayak</u>	Develop ment	1st	<u>RP-1/LOX</u>	<u>Staged, oxidizer-rich</u>	336 300.7 (SL)	1,339,255 1,198,608 (SL)	1,630		180	2.65
<u>RD-809K</u>	 <u>Ukraine</u>	<u>Pivdenne/ Pivdenmash</u>	<u>Mayak</u>	Develop ment	Upper	<u>RP-1/LOX</u>	<u>Staged, oxidizer-rich</u>	352	98,067	330			2.62








Engine	Origin	Designer	Vehicle	Status	Use	Propellant	Power cycle	Specific impulse (s)	Thrust (N)	Mass (kg)	Thrust: weight ratio	Chamber pressure (bar)	Oxidiser: fuel ratio
<u>RD-810</u>	 Ukraine	<u>Pivdenne/ Pivdenmash</u>	<u>Mayak, Zenit</u>	Development	1st	<u>RP-1/ LOX</u>	<u>Staged, oxidizer-rich</u>	335.5 299 (SL)	2,104,890 1,876,149 (SL)	2,800		180	2.65
<u>RD-843</u>	 Ukraine	<u>Pivdenne/ Pivdenmash</u>	<u>Vega</u>	Active	upper	<u>N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/ UD MH</u>	<u>Pressure-fed</u>	315.5	2,452	15.93		20.4	2.0
<u>RD-861K</u>	 Ukraine	<u>Pivdenne/ Pivdenmash</u>	<u>Cyclone-4M</u>	Development	2nd	<u>N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/ UD MH</u>	<u>Gas generator</u>	330	77,629	207			2.41
<u>RD-870</u>	 Ukraine	<u>Pivdenne/ Pivdenmash</u>	<u>Cyclone-4M</u>	Development	1st	<u>RP-1/ LOX</u>	<u>Staged, oxidizer-rich</u>	340 301.5 (SL)	876,715 777,667 (SL)	1,353			2.684
<u>Reaver 1</u>	 USA	<u>Firefly Aerospace</u>	<u>Alpha</u>	Development	1st	<u>RP-1/ LOX</u>	<u>Combustion tap-off</u>	295.6	184,000				
<u>RL-10A-4-2</u>	 USA	<u>Aerojet Rocketdyne</u>	<u>Atlas IIIB, V</u>	Active	Upper	<u>LH<sub>2</sub>/ LOX</u>	<u>Expander, closed</u>	451	99,195	168	60.27	42	5.5
<u>RL-10B-2</u>	 USA	<u>Aerojet Rocketdyne</u>	<u>Delta III, IV, SLS</u>	Active	Upper	<u>LH<sub>2</sub>/ LOX</u>	<u>Expander, closed</u>	465.5	110,093	301	37.27	44	5.88







Engine	Origin	Designer	Vehicle	Status	Use	Propellant	Power cycle	Specific impulse (s)	Thrust (N)	Mass (kg)	Thrust: weight ratio	Chamber pressure (bar)	Oxidiser: fuel ratio
<u>RL-10C-1</u>	 USA	<u>Aerojet Rocketdyne</u>	<u>Delta III, IV, SLS, Vulcan</u>	Active	Upper	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Expander, closed</u>	450	101,820	191	54.5	44	5.5
<u>RS-25</u>	 USA	<u>Rocketdyne</u>	<u>Space Shuttle, SLS</u>	Active	1st	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Staged, fuel-rich</u>	452.3 366 (SL)	2,279,000 1,860,000 (SL)	3,526	53.79	206.4	
<u>RS-68A</u>	 USA	<u>Rocketdyne</u>	<u>Delta IV, IV Heavy</u>	Active	1st	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Gas generator</u>	411 362 (SL)	3,558,577 3,135,996 (SL)	6,686	54.31	109	5.97
<u>Rutherford</u>	 New Zealand  USA	<u>Rocket Lab</u>	<u>Electron</u>	Active	1st	<u>RP-1 / LOX</u>	<u>Electric pump</u>	311	24,900 25,000 (SL)	35	72.8 (SL)		
<u>Rutherford Vacuum</u>	 New Zealand  USA	<u>Rocket Lab</u>	<u>Electron</u>	Active	2nd	<u>RP-1 / LOX</u>	<u>Electric pump</u>	343	25,800				
<u>S200</u>	 India	<u>SDSC</u>	<u>GSLV Mk III</u>	Active	Booster	<u>HTPB</u>	Solid fuel	274.5 <sup>[61]</sup>	5,150,000	207,000 with fuel			
<u>SCE-200</u>	 India	<u>LPSC</u>	<u>GSLV Mk III, ULV</u>	Development	Upper, main	<u>RP-1 / LOX</u>	<u>Staged, oxidizer-</u>	335 299 (SL)	2,030,000 1,820,000 (SL)	2,700		180	

Engine	Origin	Designer	Vehicle	Status	Use	Propellant	Power cycle	Specific impulse (s)	Thrust (N)	Mass (kg)	Thrust: weight ratio	Chamber pressure (bar)	Oxidiser: fuel ratio
							rich )						
SLS Solid Rocket Booster	 USA	Orbital ATK	SLS	Development	Booster	PBAN	Solid fuel	267	16,000,000	730,000 with fuel			
SLV-1	 India	Godrej & Boyce	PSLV	Active	Booster	HTPB	Solid fuel	253	502,600	10,800 with fuel		43	
SRB-A3	 Japan	IHI Aerospace, JAXA	H-IIA, H-IIB, Epsilon	Active	Booster	HTPB	Solid fuel	283.6	2,305,000 2,150,000 (SL)	76,600 with fuel		111	
TEPREL-B	 Spain	PLD Space	Miura 1	Operational	1st	RP-1/LOX	Pressure-fed		32,000 (SL)				
TEPREL-C	 Spain	PLD Space	Miura 5	Development	1st, 2nd	RP-1/LOX	Gas-generator		105,000 (SL)				
TQ-12	 China	Landspace	ZQ-2	Development	1st	CH <sub>4</sub> /LOX	Gas generator	284	667,000 (SL)			101	

Engine	Origin	Designer	Vehicle	Status	Use	Propellant	Power cycle	Specific impulse (s)	Thrust (N)	Mass (kg)	Thrust: weight ratio	Chamber pressure (bar)	Oxidiser: fuel ratio
<u>Vikas (rocket engine)</u>	 India	<u>LPSC</u>	<u>PSLV, GSLV, GSLV Mk III</u>	Active	2nd, main, booster	<u>N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> / UD MH</u>	<u>Gas generator</u>	262	680,500–804,500 600,500–756,500 (SL)			53.0–58.5	
<u>Vinci</u>	 Europe	<u>Snecma</u>	<u>Ariane 6</u>	Development	Upper	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Expander, closed</u>	467	180,000	280	65.60	61	
<u>Vulcain 2</u>	 Europe	<u>Snecma</u>	<u>Ariane 5</u>	Active	1st	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Gas generator</u>	429 318 (SL)	1,359,000 939,500 (SL)	1,800	77.04	117.3	
<u>YF-21B</u>	 China	<u>AALPT</u>	<u>Long March 2E, 2F, 3</u>	Active	Booster, 1st	<u>N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> / UD MH</u>	<u>Gas generator</u>	260.66 (SL)	740,400 (SL)				
<u>YF-21C</u>	 China	<u>AALPT</u>	<u>Long March 2C, 2D, 3A, 3B, 3C, 4B, 4C</u>	Active	1st	<u>N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> / UD MH</u>	<u>Gas generator</u>	260.7 (SL)	740,400 (SL)				
<u>YF-25</u>	 China	<u>AALPT</u>	<u>Long March 3B, 3C</u>	Active	Booster	<u>N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> / UD MH</u>	<u>Gas generator</u>	260.66 (SL)	740,400 (SL)				
<u>YF-22B</u>		<u>AALPT</u>	<u>Long March 2E, 2F</u>	Active	2nd	<u>N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> / UD</u>	<u>Gas generator</u>	298.0	738,400				

Engine	Origin	Designer	Vehicle	Status	Use	Propellant	Power cycle	Specific impulse (s)	Thrust (N)	Mass (kg)	Thrust: weight ratio	Chamber pressure (bar)	Oxidiser: fuel ratio
	<u>China</u>					<u>MH</u>	r						
<u>YF-22C</u>	 <u>China</u>	<u>AALPT</u>	<u>Long March 2C, 2D, 4B, 4C</u>	Active	2nd	<u>N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> / UD</u> <u>MH</u>	<u>Gas generator</u>	298.0	742,040				
<u>YF-22D</u>	 <u>China</u>	<u>AALPT</u>	<u>Long March 3</u>	Active	2nd	<u>N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> / UD</u> <u>MH</u>	<u>Gas generator</u>	298.0	741,400				
<u>YF-22E</u>	 <u>China</u>	<u>AALPT</u>	<u>Long March 3A, 3B, 3C</u>	Active	2nd	<u>N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> / UD</u> <u>MH</u>	<u>Gas generator</u>	298.0	741,400				
<u>YF-40</u>	 <u>China</u>	<u>AALPT</u>	<u>Long March 4B, 4C</u>	Active	3rd	<u>N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> / UD</u> <u>MH</u>	<u>Gas generator</u>	303	103,000				
<u>YF-50D</u>	 <u>China</u>	<u>AALPT</u>	<u>Long March 3B, 3C, 5, 7</u>	Active	Upper	<u>N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> / UD</u> <u>MH</u>	<u>Pressure-fed</u>	315.5	6,500				
<u>YF-73</u>	 <u>China</u>	<u>AALPT</u>	<u>Long March 3</u>	Active	3rd	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Gas generator</u>	420.0	44,150				

Engine	Origin	Designer	Vehicle	Status	Use	Propellant	Power cycle	Specific impulse (s)	Thrust (N)	Mass (kg)	Thrust: weight ratio	Chamber pressure (bar)	Oxidiser: fuel ratio
YF-75	 China	AALPT	<u>Long March 3A, 3B, 3C</u>	Active	3rd	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Gas generator</u>	438.0	78,450				
YF-75D	 China	AALPT	<u>Long March 5</u>	Active	2nd	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Expander, closed</u>	442.6	88,360	265	34	41	6.0
YF-77	 China	AALPT	<u>Long March 5</u>	Active	1st	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Gas generator</u>	430.1 320.1 (SL)	700,000 518,000 (SL)	1,054	50	102	5.5
YF-79	 China	AALPT	<u>Long March 9</u>	Development	3rd	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Expander, closed</u>	460.1	243,300			70	6.0
YF-90	 China	AALPT	<u>Long March 9</u>	Development	2nd	<u>LH<sub>2</sub> / LOX</u>	<u>Staged, fuel-rich</u>	462.7	2,206,500	4,674	50	183	5.5
YF-100	 China	AALPT	<u>Long March 7, 5</u>	Active	1st	RP-1/ <u>LOX</u>	<u>Staged, oxidizer-rich</u>	335.5 300(SL)	1,340,000 1,200,000 (SL)	1,912	64	180	2.6
YF-115	 China	AALPT	<u>Long March 6, 7</u>	Active	2nd	RP-	<u>Staged, oxidizer-</u>	341.5	182,400			120	2.5

Engine	Origin	Designer	Vehicle	Status	Use	Propellant	Power cycle	Specific impulse (s)	Thrust (N)	Mass (kg)	Thrust: weight ratio	Chamber pressure (bar)	Oxidiser: fuel ratio
	<a href="#">China</a>					1/ <a href="#">LOX</a>	<a href="#">rich</a>						
<a href="#">YF-130</a>	 <a href="#">China</a>	<a href="#">AALPT</a>	<a href="#">Long March 9</a>	Development	1st	RP-1/ <a href="#">LOX</a>	<a href="#">Staged, oxidizer-rich</a>	339.5 309 (SL)	4,707,000 4,243,000 (SL)	6,118	77	220	
<a href="#">Zefiro 9A</a>	 <a href="#">European Union</a>	<a href="#">Avio</a>	<a href="#">Vega</a>	Active	3rd	<a href="#">HTPB</a>	Solid fuel	295.2	314,000 <sup>[72]</sup>	11,400 with fuel		75	
<a href="#">Zefiro 23</a>	 <a href="#">European Union</a>	<a href="#">Avio</a>	<a href="#">Vega</a>	Active	2nd	<a href="#">HTPB</a>	Solid fuel	287.5	1,122,000	25,935 with fuel		94	
<a href="#">Zefiro 40</a>	 <a href="#">European Union</a>	<a href="#">Avio</a>	<a href="#">Vega</a>	Active	3rd	<a href="#">HTPB</a>	Solid fuel	293.5	1,304,000	39,206 with fuel		115	
<a href="#">Delphin</a>	 <a href="#">USA</a>	<a href="#">Astra Space</a>	<a href="#">Rocket 3.0</a> <sup>[75]</sup>	Active	1st	RP-1/ <a href="#">LOX</a> <sup>[76]</sup>	<a href="#">Electric pump</a>		27,000				
<a href="#">Aether</a>	 <a href="#">USA</a>	<a href="#">Astra Space</a>	<a href="#">Rocket 3.0</a>	Active	2nd	<a href="#">RP-1/LOX</a>	<a href="#">Electric pump</a>						

[https://en.wikipedia.org/wiki/Comparison\\_of\\_orbital\\_rocket\\_engines](https://en.wikipedia.org/wiki/Comparison_of_orbital_rocket_engines)

## Многорактовый «зеленый» ЖРД

Жидкостный ракетный двигатель CHASE-10.

Технология ракетных двигателей, работающих на жидком кислороде (LOX) + жидкий метан (LNG), дает возможность снизить стоимость космических полетов, космической науки, исследования космоса.

Помимо преимущества в цене, другие преимущества этой технологии включают возможность повторного использования, нетоксичность, экологичность, использование ресурсов на месте (ISRU) и более высокая производительность.



Параметры двигателя

Длина	6,5 футов	1,981 м
Масса	360 фунтов	163,293 кг
Тяга в вакууме	22000 фунтов	10 тс
Удельный импульс на уровне моря	277 с	
Удельный импульс в вакууме	321 с	
Степень расширения сопла	16,5	
ТНА	используется	
Регенеративная камера	используется	
Давление в камере сгорания	15 МПа (2200 фунтов на кв. дюйм)	
Сопло	охлаждаемое	
Компоненты топлива	LOX + LNG	

## Возможность повторного использования

Использование метана в качестве топлива позволяет избежать накопления сажи внутри камеры сгорания и значительно увеличивает срок службы двигателя. Срок службы двигателя DARMA LOX+Methane оценивается примерно в 10 000 секунд.

## Надежность

Двигатель DARMA LOX+Methane был разработан с учетом высочайшего приоритета надежности. Повсюду использовались большие дизайнерские поля. Подача топлива и процесс сгорания по своей природе стабильны. Тщательный процесс испытаний применялся к конструкции двигателя на всем пути от концептуальной проверки до прототипа. Мы провели более 180 огневых испытаний с временем горения от 10 до 200 секунд.

## Стоимость.

Декларируется, что двигатель самый дешевый в своем классе, данных по стоимости нет.

DARMA Technology Inc. (DARMA) — это двигательная компания, расположенная в Денвере, штат Колорадо, которая возникла из южнокорейской ракетной компании C&SPACE Inc. (CSI), которая разработала зрелый ракетный двигатель на основе метана (сжиженного природного газа, СПГ).

Несмотря на то, что руководители DARMA впервые работают в Колорадо и США, они имеют подтвержденный опыт разработки технологий ракетных двигателей в Южной Корее за последние 18 лет.

Южнокорейская ракетная компания C&SPACE Inc. (CSI), из которой возникла DARMA, была основана в 2004 году исследователями из Hyundai Group, каждый из которых имеет многолетний опыт разработки ракетных двигателей.

*Ноябрь 2004 г. Основание компании C&SPACE Inc. в Южной Корее.*

*Март 2006 г. Успешное проведение комплексных испытаний метанового двигателя.*

*Январь 2007 г. Подан патент на метановый двигатель для ракетных двигателей.*

*Февраль 2009 г. Основание компании DARMA Technology Inc. в США.*

*Сентябрь 2010 г. без ITAR*

*Март 2011 Испытание малого метанового двигателя.*

<p>Контактное лицо:  DARMA Technology Inc.  PO Box 545, Lafayette, CO 80026  K-Young Kim, СТО и  основатель <a href="mailto:Chase10engine@gmail.com">Chase10engine@gmail.com</a></p>
--

С декабря 2005 г. по март 2006 г. были проведены успешные внутренние контрольные испытания прототипа двигателя. Эти испытания включают испытания регенеративного охлаждения камеры и сопла с помощью СПГ, газогенераторные испытания, газогенератор + турбо-испытание сборки насоса и полные испытания системы.

<https://www.darmatechnology.com/chase-10.html>

## Самый эффективный ЖРД

### LPRE Aerospike ARCA Space Corporation

Наиболее эффективным ракетным двигателем является аэродинамический ракетный двигатель производства ARCA Space Corporation. Только на одной ступени аэродинамический ракетный двигатель может запустить ракету с земли в космос. Более того, у двигателей Aerospike большой потенциал и эффективность.

На основе двигателя создана РН.

#### **САМАЯ ДОСТУПНАЯ И ЧИСТАЯ ОРБИТАЛЬНАЯ РАКЕТА**

ARCA некоммерческая организация. Инновации — основная ценность.

EcoRocket разработана с учетом двух основных характеристик: экономичности и экологичности, и он предназначен для запуска коммерческих полезных нагрузок, начиная с 2021 года.

EcoRocket Heavy последует за этим.

Первые две ступени являются многоразовыми и используют двигательную технологию на водной основе, которая генерирует водяной пар в результате холодной реакции. Третья ступень использует обычное химическое топливо с его горением. Как на первой, так и на второй ступени используется высокоэффективная технология аэродинамического двигателя. Вся ракета использует 86% топлива на водной основе. ARCA уже протестировала эту технологию в натуральных условиях.

#### **ХОЛОДНАЯ РЕАКЦИЯ, МНОГОРАЗОВЫЕ ПЕРВЫЕ СТУПЕНИ**

EcoRocket использует технологию движения на водной основе для первых двух ступеней, которые генерируют водяной пар. Это противоположно нынешним ракетным двигателям, которые выбрасывают в атмосферу загрязняющие, токсичные, канцерогенные соединения.

Первый этап достигнет высоты 8000 м и скорости 1400 км/ч.

Второй этап достигнет высоты 50 000 м и скорости 5600 км/ч.

Экологически чистая технология была разработана в ARCA с 2018 года и называется Launch Assist System (LAS). EcoRocket использует LAS второго поколения, удельный импульс которого на 25% выше, чем у первого поколения.

В феврале 2019 года ARCA начала исследование многоразового транспортного средства LAS с аэродинамическим двигателем и возможностью вертикального взлета и посадки. Это было применено к первой ступени EcoRocket, которая демонстрирует последовательность полета с вертикальным взлетом и посадкой (VTOL) и полностью пригодна для повторного использования. Подробнее о технологии LAS в этом техническом документе (Приложение к отчету). После выработки баков первых двух ступеней горячий разгонный блок продолжит полет на орбиту. Первые две ступени будут спускаться на землю и приземляться в одном и том же месте запуска.

#### **«ГОРЯЧАЯ» СТУПЕНЬ**

В верхней ступени EcoRocket используется перекись водорода 95% и керосин. Количество загрязняющего топлива для всей ракеты составляет 14%, а двигатель третьей ступени запускается на высоте более 50 км.

Третья ступень выведет 10-килограммовую полезную нагрузку на круговую орбиту высотой 220 км.

**PAYLOAD**

WEIGHT: 10KG

**OVERALL**

LENGTH: 13.2 M

DRY WEIGHT: 452 KG

LAUNCH WEIGHT: 4.930 KG

**STAGE III**

TYPE: EXPENDABLE

LENGTH: 3.2 M

DIAMETER: 0.5 M

DRY WEIGHT: 12 KG

LAUNCH WEIGHT: 170 KG

THRUST: 550 KGF

**STAGE II**

TYPE: REUSABLE

LENGTH: 4,8 M

DIAMETER: 0,7 M

DRY WEIGHT: 80 KG

LAUNCH WEIGHT: 830 KG

**ECOROCKET PRODUS 2.1**





STAGING: 8KM / 1400KM/H  
STAGING: 50KM / 5600KM/H



CIRCULARISATION SECOND BURN: 190KM / 25,000KM/H

SATELLITE DEPLOYMENT

ORBIT INSERTION: 220KM / 28,000KM/H

SEA LAUNCH

# ECO ROCKET FLIGHT SEQUENCE

ONLY 14% POLLUTING FUEL

0 - 50KM GREEN PROPULSION REGION

STAGE III ENGINE FIRING

STAGE II SHUTDOWN: DROGUE DEPLOYMENT / DESCEND TO THE SEA

STAGE II ENGINE FIRING

STAGE I SHUTDOWN: DROGUE DEPLOYMENT / DESCEND TO THE SEA

STAGE I FIRING / LANDING IN THE SAME LOCATION

ARCA разрабатывает многоразовый экологически чистый орбитальный аппарат EcoRocket. ARCA будет использовать эту беспрецедентно чистую и экономичную технологию для коммерческих запусков и исследования космоса, начиная с 2021 года.

2002 - 2004 гг.

Во время конкурса Ansari X Prize стоимостью 10 миллионов долларов компания ARCA разработала и успешно запустила свою первую ракету Demonstrator 2B с базы ВВС Кейп-Мидия.

2006 - 2007 гг.

ARCA построила самый большой в мире солнечный шар, который поднял в стратосферу капсулу экипажа Stabilo, пилотируемого суборбитального корабля, созданного после окончания конкурса Ansari X Prize. Программа Stabilo продолжилась в 2007 году в ARCA, на этот раз с еще большим солнечным шаром, поднимающим весь автомобиль Stabilo в стратосферу, впервые привлекая флот для подъема корабля из моря.

2006 - 2007 гг.

ARCA построила самый большой в мире солнечный шар, который поднял в стратосферу капсулу экипажа Stabilo, пилотируемого суборбитального корабля, созданного после окончания конкурса Ansari X Prize. Программа Stabilo продолжилась в 2007 году в ARCA, на этот раз с еще большим солнечным шаром, поднимающим весь автомобиль Stabilo в стратосферу, впервые привлекая флот для подъема корабля из моря.

2008 - 2010 гг.

ARCA присоединилась к конкурсу Google Lunar X Prize стоимостью 30 миллионов долларов, а в 2013 году команда отказалась от участия в конкурсе после запуска технологической ракеты-демонстратора. Ракета ARCA Helen была запущена на высоту 40 000 м (120 000 футов), что представляет собой первый полет с двигателем в конкурсе Google Lunar X Prize. Ракета была доставлена в стратосферу с помощью гелиевого шара, построенного ARCA.

2012

ARCA представила серию ракет Naas, состоящую из суборбитальной пусковой установки Naas 2B и орбитальной пусковой установки Naas 2C.

2013

Европейское космическое агентство (ESA) заключило с ARCA контракт на испытания системы парашютов для космического корабля ExoMars, запущенного на Марс в 2016 году. ARCA разработало оборудование для проведения летных испытаний для испытания на падение с большой высоты.

2013 - 2015 гг.

ARCA Space Corporation была зарегистрирована в США, штат Нью-Мексико, как коммерческая корпорация.

Большой дрон AirStrato совершил первый полет в начале этого года и стал первым коммерчески доступным продуктом ARCA. Самолет был передан недавно созданной космической корпорации ARCA в США и больше не находится в нашем распоряжении.

2015

Космическая корпорация ARCA создала ArcaBoard, первый в мире коммерчески доступный хOVERборд. В 2017 году компания подписала контракт с DARPA и армией США на эту технологию, в конечном итоге направленную на повышение мобильности и оперативности войск США на поле боя.

2017

Космическая корпорация ARCA представила Haas 2CA, версию Haas 2C, оснащенную аэродинамическим ракетным двигателем. Ракета предназначена для рынка малых спутников, который в ближайшее десятилетие оценивается в 5,3 миллиарда долларов. В настоящее время ARCA взяла на себя разработку этой пусковой установки.

2019

ARCA построила и испытала систему помощи при запуске (LAS) как экологическую электрическую ракету на водной основе, построенную в двух версиях, с использованием классического двигателя с соплом в форме колокола и двигателя с аэродинамическим шипом. LAS используется в качестве первой ступени для серии ракет Haas, сокращая использование загрязняющих топлив до 50% и снижая стоимость запуска почти в пять раз.

2019

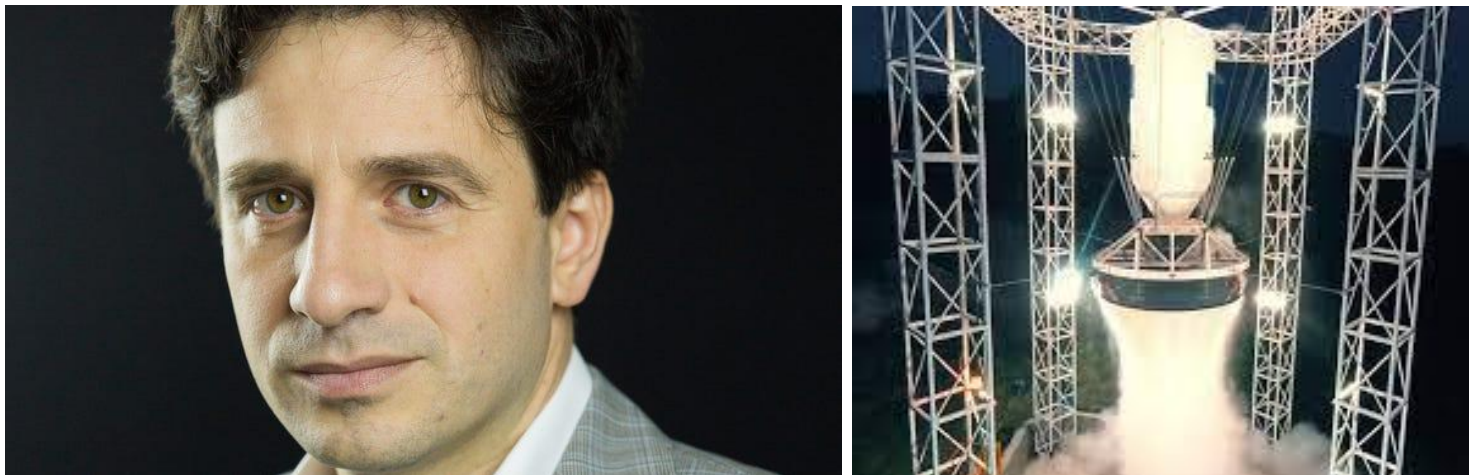
ARCA была представлена в Национальном музее BBC, и была открыта постоянная выставка ARCA. На выставке демонстрируется некоторое оборудование ARCA, такое как Demonstrator 2B, Stabulo, Helen, Haas, IAR-111 Excelsior, EhoMars DTV, AirStrato и наземное вспомогательное оборудование для них. Это одно из самых важных достижений для ARCA, поскольку оно представляет собой официальное признание ее усилий и того факта, что эта команда буквально вошла в историю. Выставка получит больше оборудования в будущем.

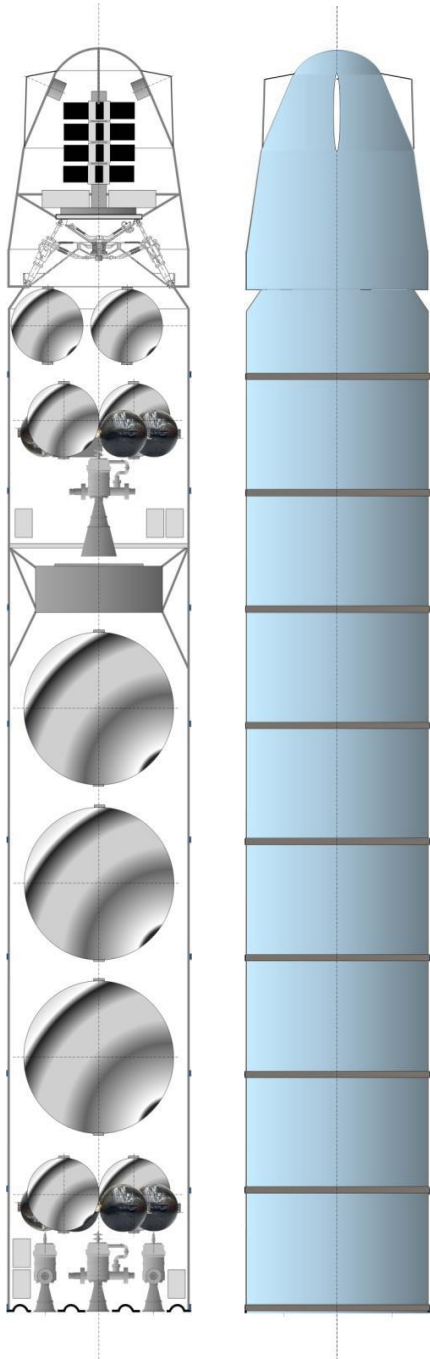
ARCA

Bulevardul Tineretului 1B, Рымнику-Вылча, Румыния

Электронная почта: [contact@arcaspace.com](mailto:contact@arcaspace.com)

Основатель и директор Dumitru Popescu





## RH GS -1

### Параметры РН

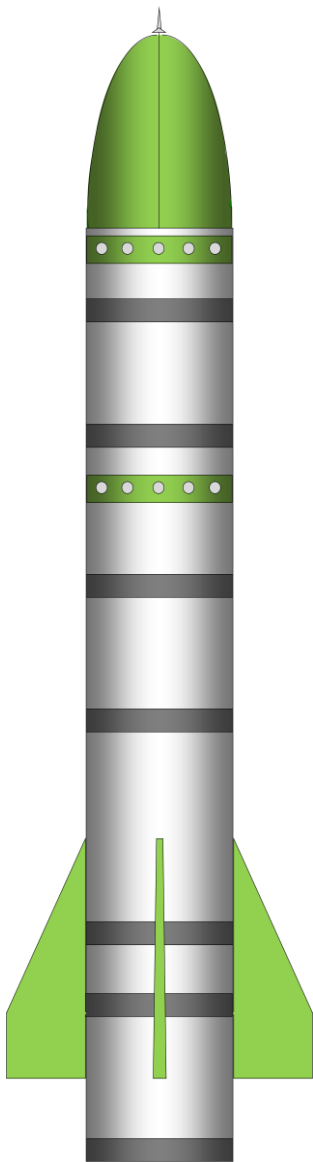
Количество ступеней	2
Запуск РН из транспортно-пускового контейнера	ТПК-GS-1
Скорость вылета РН из ТПК	6,5 м/с
Подача компонентов	вытеснительная, газ азот
Компоненты	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> (98%) + C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH (99,9%)
Высота орбиты (ГСО), км	500
Полезный груз, кг	100
Время хранения заправленной топливом РН в ТПК, сутки, не менее	30
Приземление ступеней	на парашютах
Управление полетом	отклонение головной части
Двигатель первой ступени (кластерный, 4 шт.)	тип GS-10, тяга общая 40 тс
Двигатель второй ступени (1 шт.)	тип GS-10H, тяга 10 тс
Площадь мидаля	4,9 м <sup>2</sup>
Стартовая масса	19,227 т
Масса топлива	14,4 т
Длина	17 м
Диаметр	2,5 м

РН может запускаться из ТПК и не требует специально оборудованной стартовой площадки.

Начальная скорость вылета РН из ТПК позволяет в атмосфере использовать аэродинамическое управление. На всех этапах полета используется управление отклонением головной части.

Выход на ГСО осуществляется с использованием Гомановской переходной орбиты с многократным запуском двигателя.

РН многоразовая: обе ступени приземляются на парашютах, используются двигатели многоразового применения.



### РН XXX-1

Антиастероидная кинетическая ракета. Может использоваться для поражения наземных объектов.

#### Параметры РН

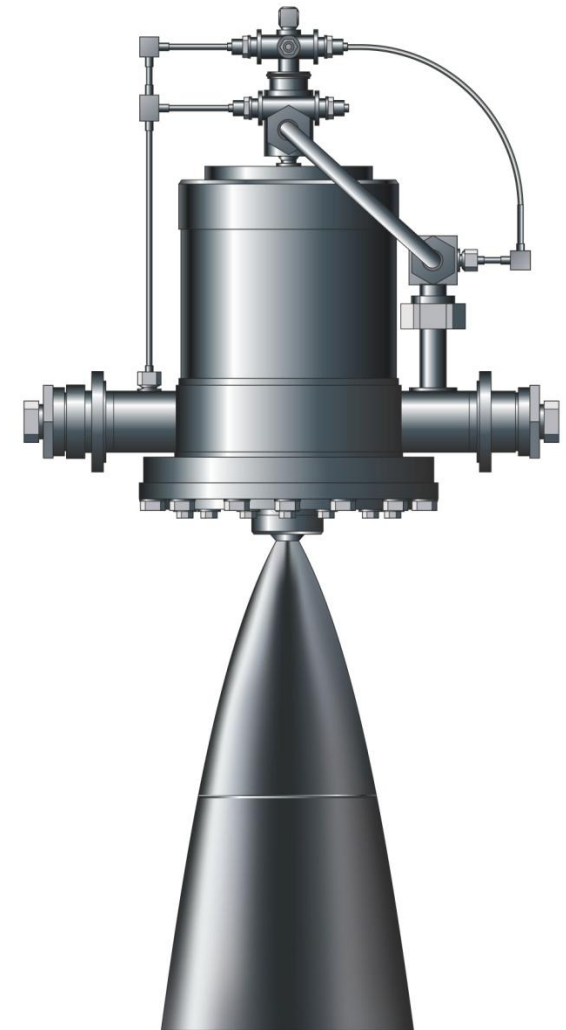
Количество ступеней	1
Запуск РН	с мобильного пускового стола
Подача компонентов	вытеснительная, газ азот
Скорость попадания в цель	22,7 М
Компоненты	$H_2O_2$ (98%) + $C_2H_5OH$ (99,9%)
Высота орбиты (ГСО), км	500-586
Полезный груз, кг	500
Время хранения заправленной топливом РН в ТПК, сутки, не менее	30
Возможное приземление для повторного использования	на парашютах
Управление полетом	газовыми соплами на корпусе
Двигатель (1 шт.)	тип GS-10Н, тяга 10 тс
Площадь миделя	1,21 м <sup>2</sup>
Стартовая масса	5,981 т
Масса топлива	4,453 т
Длина	12 м
Диаметр	1,1 м

Выход на ГСО осуществляется с использованием Гомановской переходной орбиты с многократным запуском двигателя.

РН допускает многократное использование: приземляется на парашютах, используется двигатель многократного применения.

## ЖРД GS-10H

Trust GS-10H, $F$ , $kN$ (тс)	98 (10)
Specific impulse in vacuum GS-10H, $I_{\infty p}$ , $s$	338,4
Specific impulse at sea level GS-10, $I_p$ , $s$	291,258
Maximum weight, $M$ , $kg$	100,0
Engine total length, $L\Sigma_k$ , $m$	1,618
The maximum dimension of the engine in width, $m$	0,857
Fuel components (highly concentrated water solutions)	$H_2O_2$ (98 %) + $C_2H_5OH$ (99,9 %)
Fuel consumption by weight, $G$ , $kg/s$	37,102
Temperature in the combustion chamber, $T_2$ , $^{\circ}K$	2238-2580
Temperature at the exit of the nozzle, $T_3$ , $^{\circ}K$	464,4
Combustion chamber pressure, $P$ , $MPa$	19,61
A high-altitude Laval split nozzle is used with automatic quality control depending on the height	



Двигатель многоразового использования, не оставляет в топливных магистралях сажу и иные загрязнения, в полете компоненты топлива (растворители) промывают магистрали для повторного запуска и повторного использования. Технологически прост и дешев в изготовлении.

На выходе из сопла: водяной пар с примесью углекислого газа. Температура в камере сгорания примерно на  $1000^{\circ}$  ниже, чем, например, в кислородно-керосиновом двигателе. Компоненты топлива не криогенные, что упрощает эксплуатацию.

### Выводы.

1. По рейтингу Интернета выбраны близкие к разработкам Science & Space LLC ЖРД и РН на их базе.
2. РН GS-1 по техническому уровню соответствует ряду разработанных в мире РН, использует инновационную систему управления качанием головной части. Является многоразовой и экологически безопасной РН. Не использует в качестве компонентов топлива углеводороды и сжиженные газы.
2. Двигатель GS-10Н имеет лучшие характеристики среди рассмотренных. Удельные показатели параметров на уровне сравниваемых аналогов.

По сравнению с метановым двигателем CHAZE-10, имеющим такую же тягу, вообще не загрязняет топливные магистрали для обеспечения многоразового использования, и не имеет сжиженных компонентов, что упрощает эксплуатацию.

По сравнению с ЖРД компании ARCA (электронагрев воды до состояния пара) имеет на выходе из сопла тот же пар с примесью углекислого газа, но значительно проще конструктивно, и имеет более высокую энергетiku. Применяемый компанией ARCA на третьей ступени ракеты двигатель на перекиси водорода и керосине априори хуже GS-10Н (керосин разлагается и загрязняет магистрали, в камере сгорания двигателя более высокая температура, а значит ниже надежность).

Двигатель GS-10Н имеет уникальную конструктивную особенность: он одинаково эффективен на уровне моря и в вакууме космоса. В нем используется принцип высотного сопла Лавая: поперечная щель в сопле позволяет осуществлять регулирование потока газа в сопле автоматически, за счет влияния давления окружающей среды. Таких двигателей в мире нет. Его применение позволяет создавать летательные аппараты, стартующие в атмосфере и летающие в космическом пространстве.