

2. 世界の主要打ち上げロケット・データ

世界の主要打ち上げロケットの主要目データを示す（付表）。ロケットは日本に加え、米国，ロシアを中心に ESA，中国，インドを対象とし，2014（平成 26）年現在，実際に使われている機種を選定して載せた。各ロケットのデータは性能の簡易計算ができることを眼目に項目を選定した。

特記事項

(1) ロケット主要目は主としてつぎの文献からとったが，いずれも 2003～2004 年の出版なので，製造各社のウェブサイトにある最新データで修正を加えた。

S. J. Isakovitz, J. P. Hopkins Jr. and J. B. Hopkins : International Reference Guide to Space Launch Systems, Fourth Edition, AIAA (2004)

S. P. Umansky : Launch Vehicles, Launch sites, Restart Publishing House (2003)

(2) 独立のロケットが複数個ブースタを用いている場合，ブースタ 1 基当りのデータを記載した。性能計算をする場合，エンジンが n 個の場合，質量，推力は n 倍してやる必要がある（複数個のエンジンが推進薬タンクを共有しているプロトン 1，2 段は例外）。

(3) 各ロケットは，ペイロード対応のために複数個の衛星フェアリングを持つが，いちいち記載しなかった。備考欄の衛星フェアリング質量は代表例である。

(4) 各ロケットに関する特記事項はつぎのとおりである。

・ Atlas V の V は，ローマ数字の 5 で Atlas 5 とも表記される。その後に 3 桁の数字が付くが，最初の桁はフェアリング直径（m），2 桁目は補助ブースタの数，3 桁目は第 3 段（Centaur）のエンジンの数である。

・ Delta IV の IV はローマ数字の 4 で Delta 4 とも表記される。Delta M+(x,y) の M は Medium の頭文字，x はフェアリング直径（m），y は固体補助ブースタ（SRM）の数である。

(5) ソユーズ 2 は，ソユーズ U など R-7 から派生したすべてのソユーズを置き換えるもので，2 段エンジンの違いにより，Coyuz-2-1a と Coyuz-2-1b とがある（ソユーズは 1 段を booster，2 段を sustainer と呼ぶこともある）。

Coyuz-ST は、ギアナ宇宙センターでの打上げ向けの Coyuz-2 で、1a と 1b に対応して Coyuz-ST-A と Coyuz-CT-B とがある（本書では代表として Coyuz-2-1b のデータを載せた）。

(6) 打ち上げ能力の略号はつぎのとおり。

LEO：地球周回低軌道。通常は高度 200 km の円軌道を意味するが、ISS 軌道のこともあり、また、軌道傾斜角も異なる場合があるので、軌道高度×軌道傾斜角を付した。

GTO：静止遷移軌道

(7) 推進薬は、燃料/酸化剤を示した。略号はつぎのとおり。

LOX：液体酸素

LH₂：液体酸素

NTO：四酸化二窒素

UDMH：非対称ジメチルヒドラジン

UH25：ヒドラジン 25%、非対称ジメチルヒドラジン 75%の混合燃料

RP-1：ケロシン系燃料

HTTB：末端ヒドロキシル基ポリブタジエン系固体推進薬

MMH：モノメチルヒドラジン

MON：窒素酸化物の混合物（Mixed Oxides of Nitrogen）

付表 主要ロケット主要目表 (その1)

一般名称 (国)	H-II (日本)	H-IIA (日本)	H-IIA 202	H-IIA 204	H-IIB (日本)	イプシロン (日本)	Ariane (ESA)			
開発組織/運用会社	JAXA/三菱重工業				JAXA/IHIエアロスペース		Arianespace			
ロケット名称	H-II	H-IIA 202	H-IIA 204	H-IIB	イプシロン (日本)		Ariane 5 ECA	Ariane 5 ES		
ロケット構成 (段数)	2段+SRB×2	2段+SRB-A×2	2段+SRB-A×2	2段+SRB-A×4	3段		2段+SRB×2	2段+SRB×2		
全長×第1段直径(m)	49.0×4.0	53×4.0	53×4.0	56	24.4×2.6		50.5×5.4			
打ち上げ時質量(ton)	263.9	289	443	531	91		780			
打ち上げ能力(kg)	LEO	10 060	NA	NA	16 500 (ISS高度)	1 200 (250×500)		20 000	19 000	
	GTO	3 930	4 000	6 000	8 000	NA		10 000	7 575	
射場	種子島宇宙センター		種子島宇宙センター	種子島宇宙センター	種子島宇宙センター	内之浦宇宙センター		ギアナ宇宙センター		
ブースタ (1基あたり)	推進薬	HTPB (固)		HTPB (固)	HTPB (固)	-		HTPB	HTPB	
	エンジン/モータ	SRB		SRB-A	SRB-A	-		P230	P230	
	推進薬質量(ton)	39.2		65	65	-		237.8	237.8	
	推力(kN)	1 550 (vac)		2 520 (vac)	2 520 (vac)	2 305 (vac)		5 400	5 400	
	燃焼秒時(s)	94		100	100	114		129	129	
	比推力(s)	273 (vac)		283 (vac)	283	283.6		275.4 (vac)	275.4	
	全備質量(ton)	70.4		NA	NA	76.5		277.5	277.5	
第1段	推進薬	LOX/LH ₂		LOX/LH ₂	LOX/LH ₂	固体		LOX/LH ₂	LOX/LH ₂	
	エンジン/モータ	LE-7×1		LE-7A×1	LE-7A×1	LE-7A×2		SRB-A3	Vulcain HM60	Vulcain HM60
	推進薬質量(ton)	86.3		100	100	117.8		66.3	158.11	158.11
	推力(kN)	1 078 (vac)		1 098 (vac)	1 098 (vac)	2 196		2 271 (vac)	1 136.8 (vac)	1 136.8
	燃焼秒時(s)	346		390	390	352		116	600	600
	比推力(s)	445.6 (vac)		440 (vac)	440 (vac)	440		284 (vac)	439	NA
	全備質量(ton)	98		NA	NA	202		12.3	170.3	170.3
第2段	推進薬	LH ₂ /LOX		LH ₂ /LOX	LH ₂ /LOX	固体		LH ₂ /LOX	MMH/NTO	
	エンジン/モータ	LF-5A×1		LE-5B×1	LE-5B×1	LE-5B×1		M-34C	HB-7B	Aestus
	推進薬質量(ton)	14		16.6	16.6	16.6		10.8	14 900	10 000
	推力(kN)	122 (vac)		137(vac)	137	137		371.5	67	27
	燃焼秒時(s)	600		NA	NA	499		105	945	1 170
	比推力(s)	452 (vac)		448 (vac)	448 (vac)	448 (vac)		300	446	NA
	全備質量(ton)	16.7		NA	20	20		12.3	19 400	11 200
第3段	推進薬	-		-	-	-		固体	-	-
	エンジン/モータ	-		-	-	-		KM-V2b	-	-
	推進薬質量(ton)	-		-	-	-		2.5	-	-
	推力(kN)	-		-	-	-		99.8 (vac)	-	-
	燃焼秒時(s)	-		-	-	-		90	-	-
	比推力(s)	-		-	-	-		301 (vac)	-	-
	全備質量(ton)	-		-	-	-		2.9	-	-
備考		衛星フェアリング質量 1.4 ton	衛星フェアリング質量 1 270~2 287 kg (5種類)		衛星フェアリング 質量 3.2 ton	衛星フェアリング 0.8 ton		衛星フェアリング質量 2.027~2.9 ton		

付表 主要ロケット主要目表 (その2)

一般名称 (国)	アトラス (アメリカ)	ファルコン (アメリカ)		デルタ (アメリカ)			
開発組織/運用会社	Lockheed Martin /United Launch Alliance	Space X		Boeing/United Launch Alliance			
ロケット名称	Atlas V 401	Falcon 9 v.1.1	Falcon Heavy	Delta IV M	Delta IV M+(4,2)	Delta IV Heavy	
ロケット構成 (段数)	2段 (+SRB) (備考欄参照)	2段	2段+Booster×2	2段	2段+SRM×2	2段+booster×2	
全長×第1段直径(m)	58.3×3.81	68.4×3.7	68.4×11.6 (最大幅)	-	-	-	
打ち上げ時質量(ton)	334.5	506	1 463	-	-	-	
打ち上げ能力(kg)	LEO	9 800	13 150	9 190	12 900	28 370	
	GTO	4 750	4 850	21 200	4 210	6 160	13 810
射場	ケープ・カナヴェラル, ヴァンデンバーグ	ケープ・カナヴェラル, ヴァンデンバーグ		ケープ・カナヴェラル, ヴァンデンバーグ			
ブースタ (1基あたり)	推進薬	HTPB	-	RP-1/LOX	-	固体	LH2/LOX
	エンジン/モータ	SRB (Aerojet)	-	Merlin×9	-	SRM	RS-68A
	推進薬質量(ton)	42.5	-	NA	-	NA	NA
	推力(kN)	1 361	-	6 672 (vac)	-	1 245	3 121 (SL)
	燃焼秒時(s)	94	-	NA	-	90	
	比推力(s)	275 (vac)	-	NA	-	275.2 (SL)	362 (SL)
	全備質量(ton)	46.5	-	NA	-	NA	NA
第1段	推進薬	RP-1 / LOX	RP-1/LOX	RP-1/LOX	-	NA	NA
	エンジン/モータ	RD-180	Merlin 1D×9	Merlin×9	RS-68A	RS-68A	RS-68A
	推進薬質量(ton)	284.1	NA	NA	NA	NA	NA
	推力(kN)	4 152	6 672 (vac)	6 672 (vac)	3 121 (sL)	3 121 (SL)	3 121 (SL)
	燃焼秒時(s)	253	180	NA	NA	NA	NA
	比推力(s)	311	NA	NA	362 (SL)	362 (SL)	362 (SL)
	全備質量(ton)	304.8	NA	NA	NA	NA	NA
第2段	推進薬	LH2 / LOX	RP-1/LOX	RP-1/LOX	RP-1 / LOX	RP-1/LOX	RP-1/LOX
	エンジン/モータ	RL 10A-4-2	Merlin 1D×1	Merlin×1	RL10B-2	RL10B-2	RL10B-2
	推進薬質量(ton)	20.83	NA	NA	NA	NA	NA
	推力(kN)	99.2	801 (vac)	801 (vac)	110	110	110
	燃焼秒時(s)	842	375	375	NA	NA	NA
	比推力(s)	450.5	NA	NA	465.5 (vac)	465.5 (vac)	465.5 (vac)
	全備質量(ton)	22.744	NA	NA	NA	NA	NA
第3段	推進薬	-	-	-	-	-	-
	エンジン/モータ	-	-	-	-	-	-
	推進薬質量(ton)	-	-	-	-	-	-
	推力(kN)	-	-	-	-	-	-
	燃焼秒時(s)	-	-	-	-	-	-
	比推力(s)	-	-	-	-	-	-
	全備質量(ton)	-	-	-	-	-	-
備考	Atlas V xyzのyはSRBの数である。したがって、401にはSRBはない。衛星フェアリング質量2.2 ton (4 m直径EPF), 4.65 ton (5 m直径medium)。	Falcon 9 v.1.1のv.はversionの略。			Delta IV MのIVはローマ数字の4である。 Delta IV M+(x,y)のxは衛星フェアリングの直径(m), yはSRMの数である。衛星フェアリング質量2.9~3.5 ton。		

付表 主要ロケット主要目表 (その3)

一般名称 (国)	ソユーズ (ロシア)			ゼニート(ウクライナ)	プロトン (ロシア)	
開発組織/運用会社	TsSKB-Progress State Space Center			Yuzhnoe/Boeing Launch Service	M.V.Khurunichev State Research and Production Space Center	
ロケット名称	Soyuz-U	Soyuz-2-1b (Soyuz 2)	Soyuz-2-1b/FG, (Soyuz FG)	Zenit-3SL	Proton M	ProtonM / Breeze M
ロケット構成 (段数)	3段構成	3段構成	3段+Fregat upper stage	2段+DM upper stage	3段	4段
全長×第1段直径(m)	50.67	46.1	NA	59.6×3.9	約57×4.1	約57×4.1
打ち上げ時質量(ton)	310	305	(311)	470.8	NA	約702
打ち上げ能力(kg)	LEO	7 000	8 000 (9 000)	13 920	NA	22 000
	GTO	1 660	NA NA	NA	NA	6 000
射場	バイコヌール	バイコヌール/プレセツク		Sea Launch	バイコヌール	バイコヌール
ブースタ (1基あたり)	推進薬	-	-	-	-	-
	エンジン/モータ	-	-	-	-	-
	推進薬質量(ton)	-	-	-	-	-
	推力(kN)	-	-	-	-	-
	燃焼秒時(s)	-	-	-	-	-
	比推力(s)	-	-	-	-	-
	全備質量(ton)	-	-	-	-	-
第1段	推進薬	ケロシン/LOX	ケロシン/LOX	ケロシン/LOX	ケロシン/LOX	UDMH/NTO
	エンジン/モータ	RD-117×4	RD-107A×4	RD-107A×4	RD-171	RD-275×6
	推進薬質量(ton)	(156.8)	156.8	156.8	322.3	419.4
	推力(kN)	2 705 (SL)	3 763 (vac)	3 763 (vac)	7 899 (vac)	9 519 (SL、6基分)
	燃焼秒時(s)	(120)	120	120	150	130
	比推力(s)	316 (vac)	320.2 (vac)	320.2 (vac)	337 (vac)	290.8 (SL)
	全備質量(ton)	(178)	178	178	354.6	450 (6基分)
第2段	推進薬	ケロシン/LOX	ケロシン/LOX	ケロシン/LOX	ケロシン/LOX	UDMH/NTO
	エンジン/モータ	RD-118×4	RD-108A	RD-108A	RD-120	RD-0210×3+RD-0211×1
	推進薬質量(ton)	(90.1)	90.1	90.1	81.7	156.1
	推力(kN)	940(vac)	853 (vac)	853 (vac)	833	2 327 (vac, 4基分)
	燃焼秒時(s)	(286)	286	286	315	230
	比推力(s)	315	314 (vac)	314 (vac)	350	326.6
	全備質量(ton)	(101.91)	99.4~99.5	99.4~99.5	90.8	167.5 (4基分)
第3段	推進薬	ケロシン/LOX	ケロシン/LOX	ケロシン/LOX	ケロシン/LOX	UDMH/NTO
	エンジン/モータ	RD-0110	RD-0124	RD-0124	RD-58M	RD-0213×1+RD-0214×4
	推進薬質量(ton)	21.4~22.9	22.8	22.8	15.9	46.6
	推力(kN)	298 (vac)	294.3	294.3	84.9	582+31
	燃焼秒時(s)	230~250	300	300	650	230
	比推力(s)	326 (vac)	359	359	352	326.5 (vac)
	全備質量(ton)	25.2	25.3	25.3	18.5	50.6
第4段	推進薬	-	-	UDMH/NTO	-	UDMH/NTO
	エンジン/モータ	-	-	S5-92	-	14D30+vernier engine
	推進薬質量(ton)	-	-	0.98~1.10	-	20.92
	推力(kN)	-	-	19.91	-	約20
	燃焼秒時(s)	-	-	max 20	-	3 000
	比推力(s)	-	-	334	-	325.5(14D30), 252 (V.E.)
	全備質量(ton)	-	-	6.42~6.54	-	23.59
備考	Soyuz-FGの第4段はFregat upper stageである。			Zenitの第3段はDM (Proton Kの上段として用いられた) である。衛星フェアリング質量約2 ton。	ProtonM / Breeze Mの第4段はBreeze Mである。Protonは、DM, Breeze M, KVRBなどの上段と共にもちいられていることが多いようで、Proton Mだけの性能値は見当たらない。	

付表 主要ロケット主要目表 (その4)

一般名称 (国)		長征 (中国)		インド	
開発組織/運用会社		中国航天科技集团公司		ISRO (Indian Space Research Organization)	
ロケット名称		CZ-2F	CZ-3B	PSLV	GSLV
外形					
ロケット構成 (段数)		3段+LRB×4	2段+LRB×2	4段+LRB×6	3段+LRB×4
全長×第1段直径(m)		58.3×3.35	54.8×3.35	44×2.8	49.13×2.8
打ち上げ時質量(ton)		479.7	425.8	320	414.75
打ち上げ能力(kg)	LEO	9 500	13 500	3 700	5 000
	GTO	3 500	5 200	NA	2 500
射場		酒泉衛星発射センター (Jinquan Satellite Launch Center)	西昌衛星発射センター (Xichang Satellite Launch Center)	Satish Dhawan Space Centre SHAR (Sriharikota)	
ブースタ (1基あたり)	推進薬	UDMH/NTO	UDMH/NTO	HTPB	UDMH/NTO
	エンジン/モータ	DaFY5-1	DaFY5-1	NA	Vikas
	推進薬質量(ton)	37.75	37.75	9.0×6	42.6×4
	推力(kN)	740.4 (SL)	740.4 (SL)	719×6	680×4
	燃焼秒時(s)	128	128	44	160
	比推力(s)	260.7 (SL)	260.7 (SL)	262	262
	全備質量(ton)	41	41	11×6	45.2×4
第1段	推進薬	UDMH/NTO	UDMH/NTO	HTPB	HTPB
	エンジン/モータ	YF-21	YF-21	S139	S139
	推進薬質量(ton)	187	171.78	138	138.2
	推力(kN)	2 961.6 (SL)	2 961.1 (SL)	4 800	4 700
	燃焼秒時(s)	166	145	105	100
	比推力(s)	260.7	260.7 (SL)	269	266
	全備質量(ton)	196.5	約 180	168	161
第2段	推進薬	UDMH/NTO	UDMH/NTO	UDMH/NTO	UDMH/NTO
	エンジン/モータ	YF-24	YF-24	Vikas	Vikas
	推進薬質量(ton)	86	49.6	40.5	39.5
	推力(kN)	742(M.E.)+11.8×4(V.E.)	742(M.E.)+11.8×4(V.E.)	799	800
	燃焼秒時(s)	295	180	158	150
	比推力(s)	298.0 (M.E. vac?)	298.0 (M.E. vac?)	293	295
	全備質量(ton)	91.5	NA	45.8	44
第3段	推進薬	-	LH ₂ /LOX	HTPB	LH ₂ /LOX
	エンジン/モータ	-	FG-46/SpaB-17	PS-3	KVD-1×2
	推進薬質量(ton)	-	18.19	7.6	12.8
	推力(kN)	-	2×78.5	240	69
	燃焼秒時(s)	-	470	83	720
	比推力(s)	-	440 (vac)	294	460
	全備質量(ton)	-	約 21	8.5	n
第4段	推進薬	-	-	MON/MMH	-
	エンジン/モータ	-	-	PS-4	-
	推進薬質量(ton)	-	-	2.5	-
	推力(kN)	-	-	7.6×2	-
	燃焼秒時(s)	-	-	425	-
	比推力(s)	-	-	308	-
	全備質量(ton)	-	-	3.33	-
備考				PSLVは極軌道打ち上げ用, GSLVは静止軌道衛星打ち上げ用, 衛星フェアリング質量1.1 ton (PSLV) , 1.25 ton (GSLV) 。	