



「先端宇宙推進工学」

1限 ロケット推進の基礎と開発動向

小紫公也



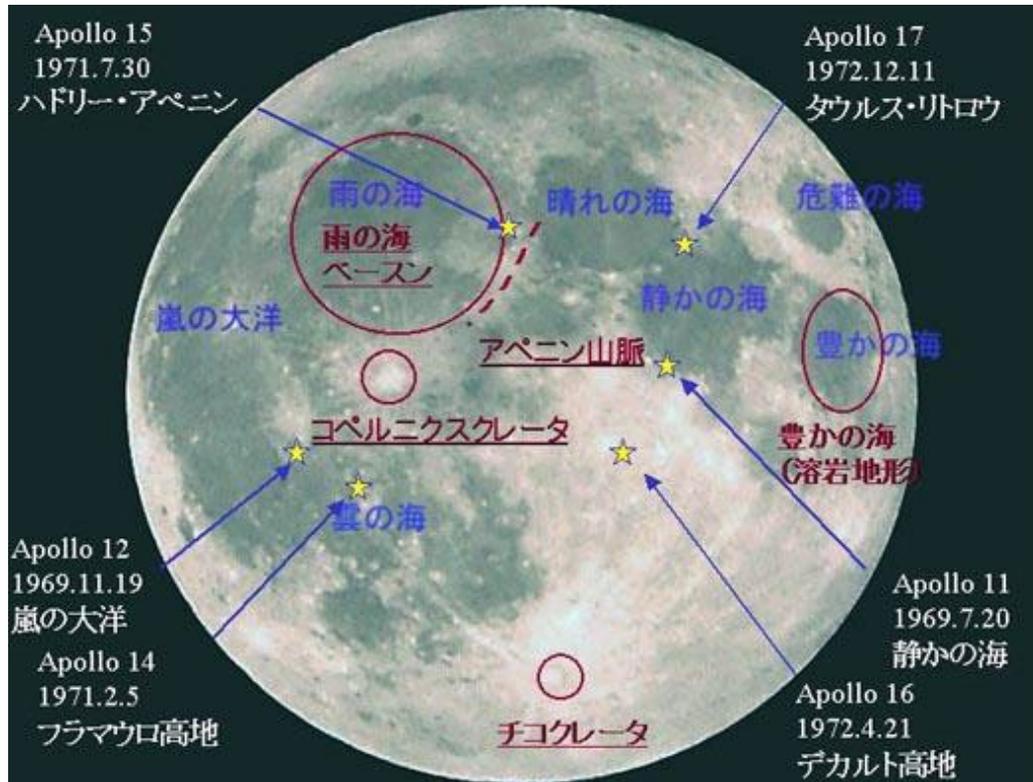
小紫公也

- 略歴： 1992年 東京大学 航空宇宙学専攻 博士課程修了
電気ロケットの研究で博士号取得
- 1992年 名古屋大学 航空宇宙工学専攻 助手・講師
極超音速流体力学、プラズマ流体力学の研究
- 1998年 東京大学大学院新領域創成科学研究科助教授
- 2010年 同教授

現職： 東京大学大学院
工学系研究科
航空宇宙工学専攻工学専攻
教授



NASAアポロ計画



https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/9/9c/Aldrin_Apollo_11.jpg/280px-Aldrin_Apollo_11.jpg

<http://userdisk.webry.biglobe.ne.jp/005/348/03/N000/000/006/132887973585613211327.jpg>

1969年7月20日、月着陸船は静かなの海に軟着陸、アームストロングとオルドリンが人類で初めて月面に降り立った。

アポロ11号の月面での船外活動の時間は2時間半ほどだったが、最後のアポロ17号（1972）では合計22時間に達した。

NASAアポロ計画

- 人類初の月への有人宇宙飛行計画
- 1969年から1972年にかけて6回の有人月面着陸に成功
- アポロ計画の月面着陸は、人類が唯一、有人で地球以外の天体に到達した事業
- 1972年に「アポロ17」が月を後にして以来、人類は一人も訪れていない。



銘板「Here men from the planet earth first set foot upon the Moon July 1969 AD. We came in peace for all mankind (惑星地球より来たれり。全人類の平和を希求してここに来れり)」

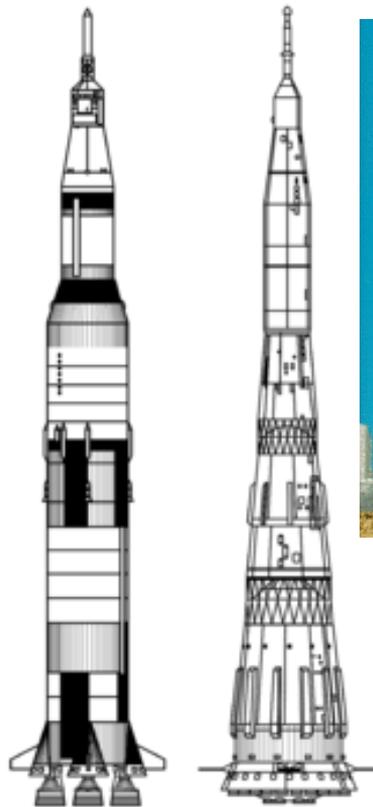
月ロケット Saturn VとN-1

アメリカ サターンV型ロケット

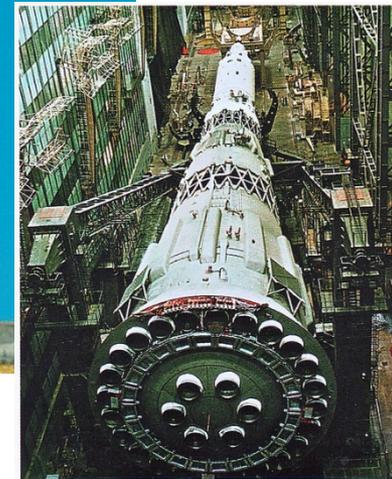
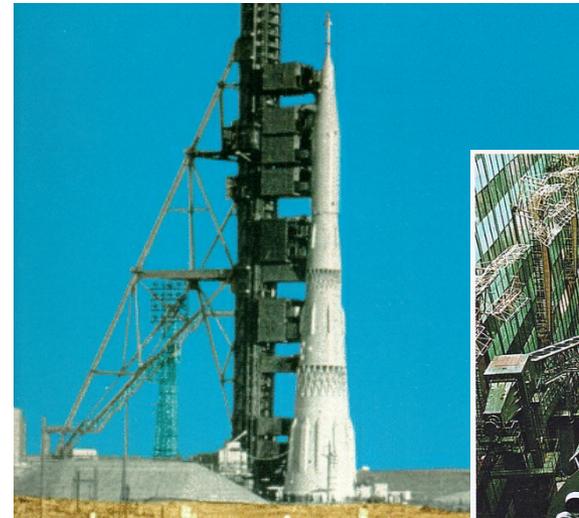


- 1段目に5基のエンジン
- 全13回全て打ち上げ成功

<https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=187236>



ロシア(ソ連) N-1型ロケット



- 1段目に30基のエンジン
- 4回とも全て打ち上げ試験失敗。

http://metamorphose-planet.blog.so-net.ne.jp/_images/blog/_853/metamorphose-planet/N1_booster_lp-43496.gif

米ソのロケット科学者Von Braun と Sergei Korolev

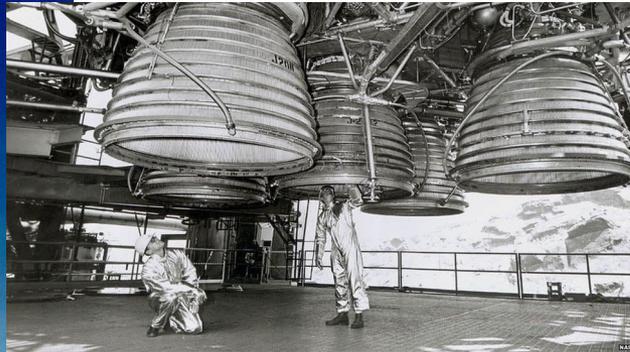
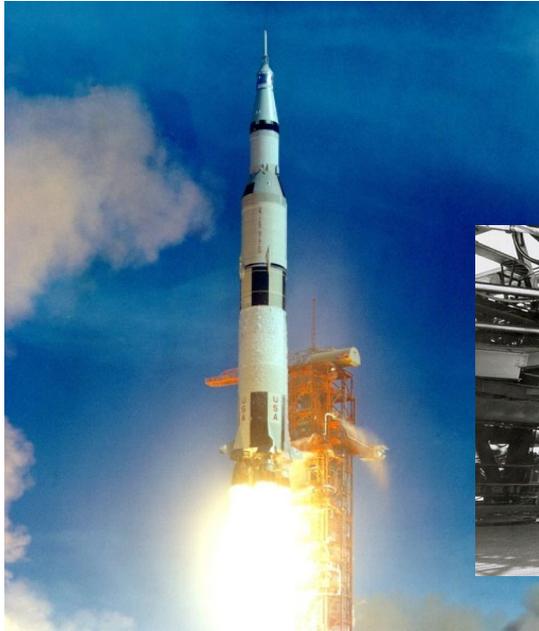


「宇宙への挑戦 夢と悪夢 天才たちの頭脳戦」

初回放送日: 2022年5月16日

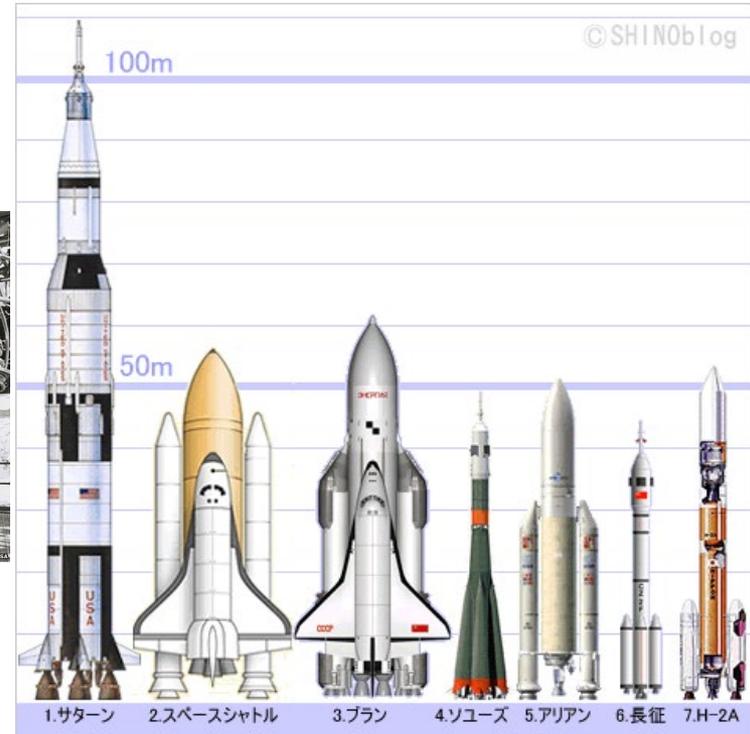
150年前に書かれたジュール・ヴェルヌの「月世界旅行」は人々に宇宙への夢を駆り立て、東西冷戦下で米ソ二人の天才科学者の戦いが繰り広げられる。第二次世界大戦でヒトラーのために恐怖のミサイルを生み出し、戦後はアメリカに渡ってアポロ計画を指揮したフォン・ブラウン。ソ連のロケット開発責任者として人類初の有人飛行を成功させながら、世界にその存在を隠され続けた謎の英雄コリョフ。人類の夢への挑戦の物語である。

サターンV型ロケット



1段目に5基のエンジン

<https://commons.wikimedia.org/w/index.php?curid=187236>



ロケットの大きさの比較

- 地球付近の軌道に120トンの荷物を投入することができる
- およそ3日半で月周回軌道に到達。
- サターンV1回の発射にかかる費用は、2400 - 3500億円（2007年度換算）

http://shinobu.cocolog-nifty.com/photos/ncategorized/rocket1_1.gif

F1,J-2 エンジン (サターンV)

第一段 (S-IC)

ロケットダイン社製。全長は42m、直径は10m。F-1エンジン (ケロシンと液体酸素、ガスジェネレータサイクル) 5基で推力3,460トン。比推力263秒。中央の1基は固定されており、加速度を制限するために先に燃焼を停止。

第二段 (S-II)

ロケットダイン社製。J-2エンジン (液体水素と液体酸素、ガスジェネレータサイクル) 5基搭載。比推力は真空中で421秒。全長は24.9m、直径は第一段と同じ10m。推力453トン。大気圏上層部にまで上昇させる。

第三段 (S-IVB)

ダグラス社製。で製造された。(マクドネル・ダグラスの後ボーイングに吸収される) J-2エンジンを1基搭載。一回目は、第二段の燃焼終了後から2分半にわたって噴射し機体を地球周回軌道に投入し、その後6分の噴射を行い月へと向かう軌道に乗る。

エンジンメーカーであるロケットダイン社は1996年にボーイング社に買収されたのち、2005年にプラット・アンド・ホイットニー社に売却されプラット・アンド・ホイットニー・ロケットダインとなる。



ケネディ宇宙センターに展示されている1段目エンジン



Сергей Павлович Королёв

1957年10月4日 R-7ロケットにより人工衛星スプートニク1号を打ち上げ。

1957年11月3日 スプートニク2号が打ち上げ。犬を乗せて宇宙に運んだ（数時間後に犬は死亡）

1961年に有人宇宙船ボストークを開発し、ユーリイ・ガガーリンを宇宙に運んだ。

有人月旅行を目指して大型宇宙船ソユーズや大型ロケットN-1の開発を進める

1966年、ガンの手術中に心臓停止し、死去。59歳没。国葬で送られ、赤の広場の壁にソ連の歴代要人と並んで葬られた。

宇宙開発技術者の身元を明かさないとソ連当局の方針によって、その死まで彼の名前が西側に伝わることはなかった。



セルゲイ・コロリョフ
1907-1966

N-1開発の歴史

1969/2/21 1号機(N-1/3L)

68秒後第一段全エンジンの停止

原因：KORDシステムのエラー。出力調整タイミングの誤りから振動が生じ、液体酸素パイプを破壊、火災が発生した。

1969/7/3 2号機(N-1/5L)

発射十数秒後第一段全エンジン停止

原因：金属片がターボポンプに入り込んだためエンジン停止。点火の0.25秒後エンジンNo.8のターボポンプに入り込んだ金属片で液体酸素ポンプが破裂・停止し、その後KORDシステムによって29基のエンジンも停止された。ロケットは発射台に落下して爆発した。

1971/6/26 3機目(N-1/6L)

主な改良点：燃料ラインへのフィルター設置、エンジンルームの換気装置と冷却装置追加、発射直後のKORDシステムによるエンジン停止の禁止。

発射50秒後分解

原因：エンジン後方でのスリップストリームによりロール回転が生じ分解。エンジンには問題は起きなかった。

1972/11/23 4機目(N-1/7L)

主な改良点：回転を止めるためのステアリングエンジンが追加

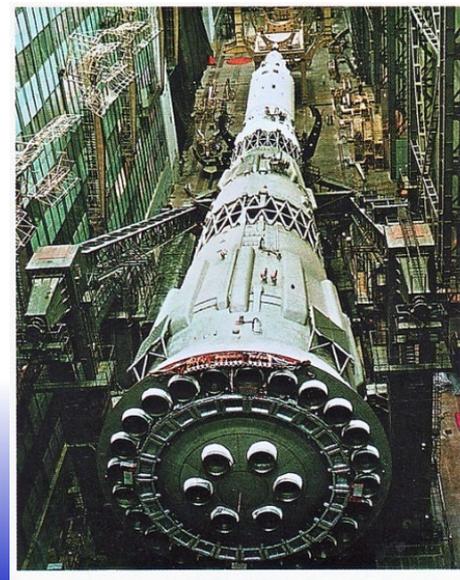
発射107秒後第一段爆発

原因：振動により燃料ラインへ加わる過負荷を避けるためのプログラムが作動しエンジンが停止。一部のエンジンは爆発を起こした。

1974年8月 N-1計画打ち切り

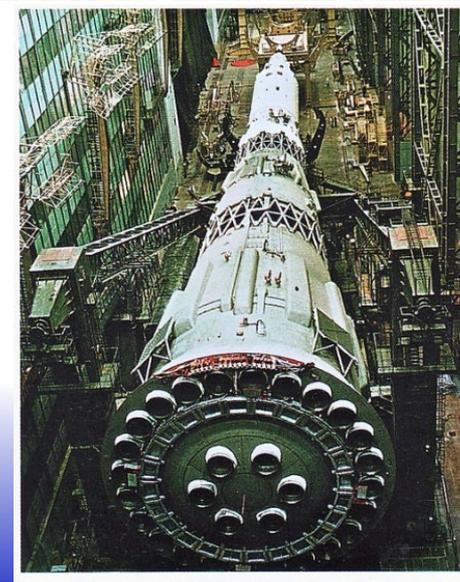
5号機、6号機(N-1F)

主な改良点 エンジンをNK-15からNK-33へ変更
ほぼ完成していたものの、N-1計画打ち切りのため廃棄。



多数のエンジンを制御するKORDシステム

- ・ひとつのエンジンが停止すると自動的に中心軸を挟んで反対側のエンジンを停止してバランスをとると共に、他のエンジンの燃焼時間を延長して性能を確保
- ・4つのエンジンが停止しても対応可
- ・角度をつけて装着された外周の一部の出力を調整してロール回転のコントロール可能



NK-15, NK-33エンジン(N-1)



液体酸素 / ケロシン、二段燃焼サイクル
推力 150 トン、燃焼室圧力 14.8 Mpa。
真空比推力 297 秒

先進的な設計のおかげで、開発から30年が経過してもなお十分な価格競争力を保持している



エアロジェット社 (米) AJ26-62

RD-107, RD-108 エンジン (R-7)



©Albina-belenkaya

RD-107A
液体酸素 / ケロシン
(MR=2.47)
ガスジェネレータサイクル
ノズル開口比 18.86
推力 86トン
燃焼室圧力 6.00 MPa
Isp (vac.) 320.2秒



Soyuz

その先にはきっと： 宇宙ホテル

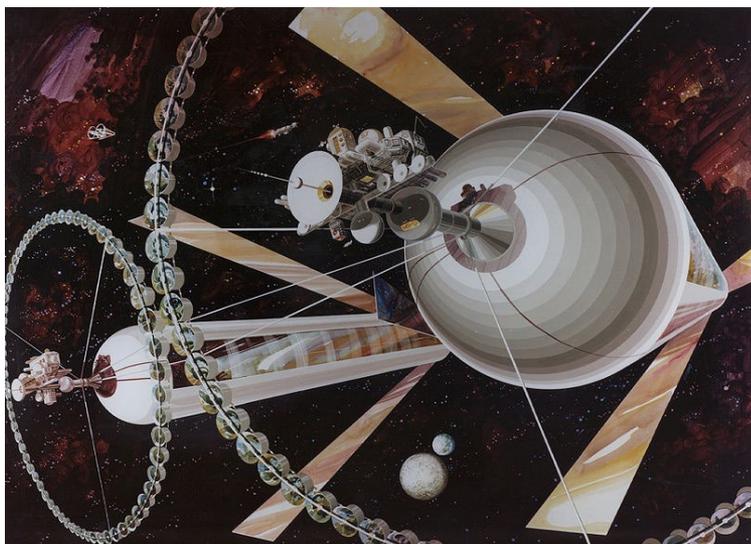


清水建設

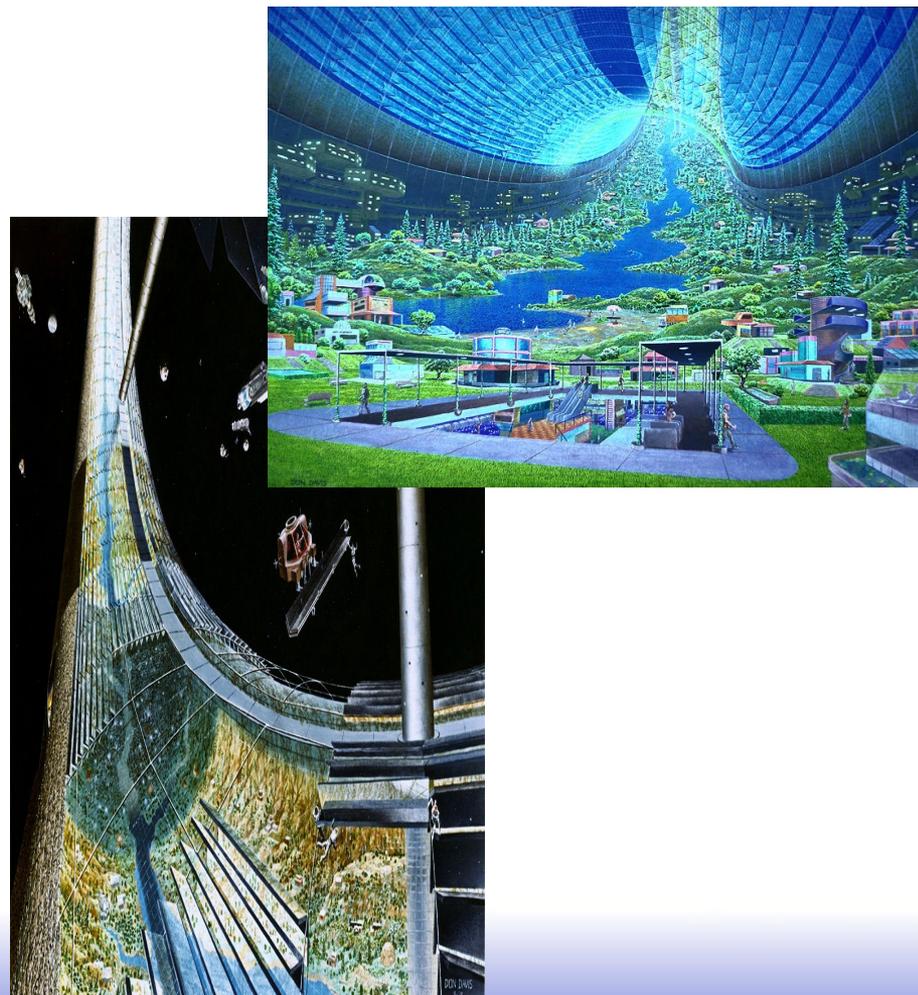


Bigelow Aerospace

その先にはきっと： スペースコロニー

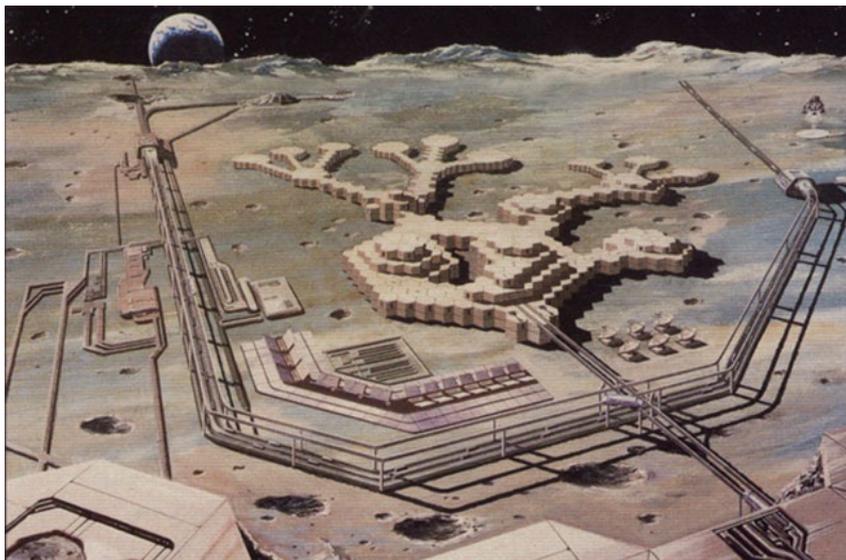


オニールのシリンダー型コロニー

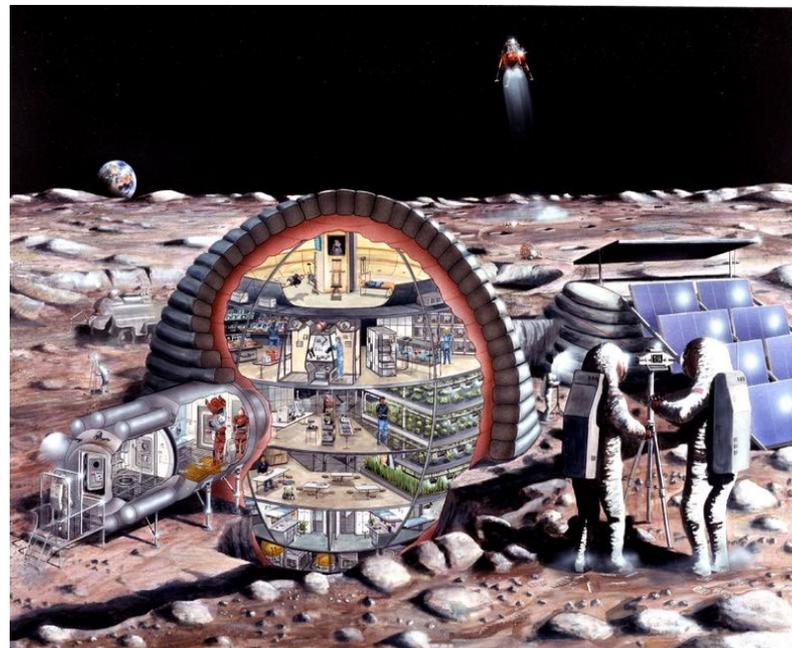


スタンフォード・トーラス

その先にはきっと： 月面基地

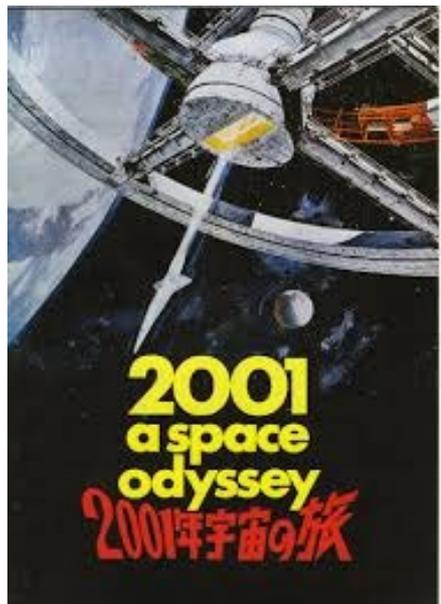


清水建設

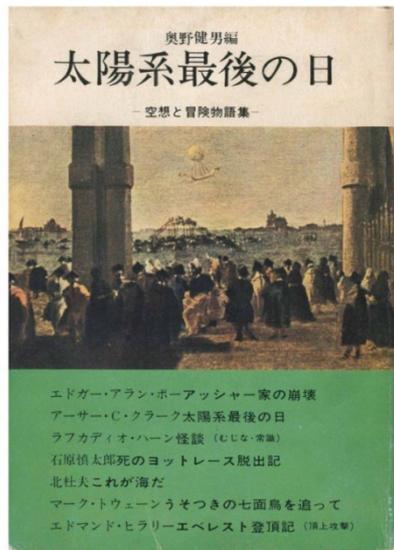


NASA

その先にはきっと： 銀河旅行



アーサー C. クラーク & スタンリーキューブリック (1968)



アーサー C. クラーク (1946)

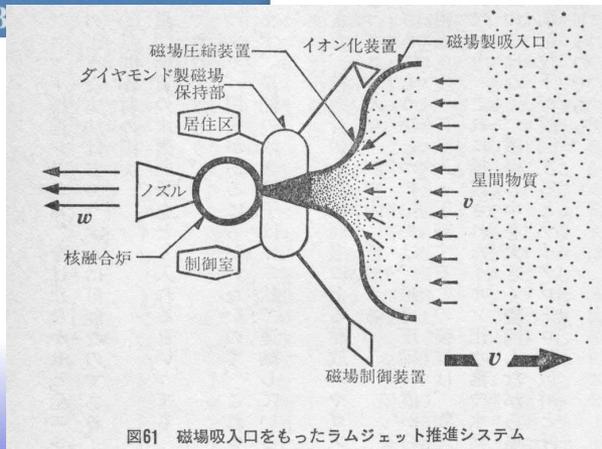
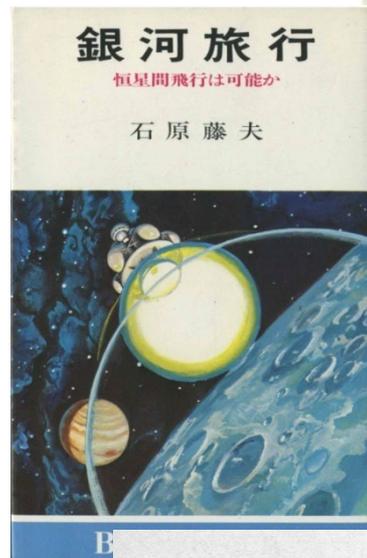


図61 磁場吸入口をもったラムジェット推進システム

石原藤夫 (1979)



ところが……

- 軌道上にはカメラやアンテナしか上がっていない
(通信・放送衛星、観測・探査衛星)
- 宇宙ステーションも運用終了？
- はやぶさ2で持ち帰ったのは試料は5.4g

なぜ？

宇宙輸送技術の停滞

半世紀前のロケット技術からほとんど進歩していない



打上ロケットはなぜ巨大で高価なのか？

ロケット推進の原理



作用・反作用の原理

運動量保存式

$$(m - \Delta m)(V + \Delta V) - \Delta m(V_e - V) = mV$$

ロケットに搭載しなければならないもの

- ・後ろに投げるもの(質量): 燃料+酸化剤(推進剤とも呼ぶ)
- ・投げるエネルギー: 燃焼エネルギー



重要な設計パラメータ

ミッション条件

1. 速度増速, ΔV
2. 排気速度, V_e (average)
3. 構造質量, m_{inert} (mainly tank)

アウトプット

ペイロード比, $m_{\text{payload}}/m_{\text{initial}}$



1. ミッション ΔV (1) 推進に必要なエネルギー

Propulsive Energy = Orbital Energy + Potential Energy

$$= mv_{\text{orbit}}^2/2 - (\mu m/r - \mu m/r_0)$$

(horizontal) (vertical)

Earth radius: $r_0=6,378\text{km}$

To Low Earth Orbit, required ΔV is approximately,

$$\Delta V = v_{\text{orbit}} + \Delta V_{\text{grav}}$$



1. ミッション ΔV (2) 軌道速度

$$\frac{mv^2}{r} = G \frac{Mm}{r^2} \quad \therefore v_{\text{orbit}} = \sqrt{\frac{GM}{r}} = \sqrt{\frac{\mu}{r}}$$

v : orbital velocity

r : circular orbit radius

Gravitational parameter: $\mu = GM = 398,600 \text{ km}^3\text{s}^{-2}$

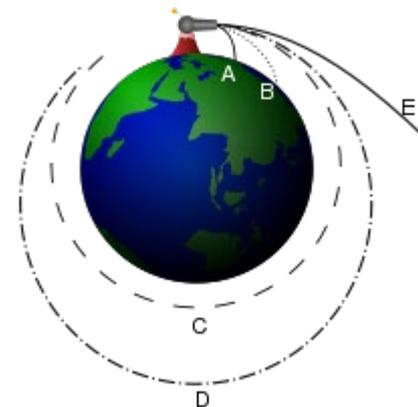


Table 1 Orbital velocity

Low Earth Orbit (LEO) at $h=170 \text{ km}$	7.8 km/s
Geosynchronous orbit (GEO) $r=42,164 \text{ km}$	3.075 km/s



1. ミッション ΔV (3) LEOまで

Table 2 necessary velocities in m/s

Vehicle	Orbit $h_p \times h_a$ Inclination (deg)	V_{LEO}	ΔV_{grav}	$\Delta V_{steering}$	ΔV_{drag}	ΔV_{rot}	ΔV_{total} $=\Sigma\Delta V$
Ariane A-44L	170x170 7.0	7802	1576	38	135	-413	9138
Saturn	176 x 176 28.5	7798	1534	243	40	-348	9267
Titan IV	157 x 463 28.6	7896	1442	65	156	-352	9207



1. ミッション ΔV (4) LEO to GEO

$$V_p = \sqrt{\frac{\mu}{r_1} \frac{2r_2}{r_1 + r_2}}$$

$$V_a = \sqrt{\frac{\mu}{r_2} \frac{2r_1}{r_1 + r_2}}$$

Perigee Kick (launcher)

$$\Delta V_p = V_p - V_1 = 2.437 \text{ [km/s]}$$

Apogee Kick (Satellite's motor)

$$\Delta V_a = V_2 - V_a = 1.485 \text{ [km/s]}$$

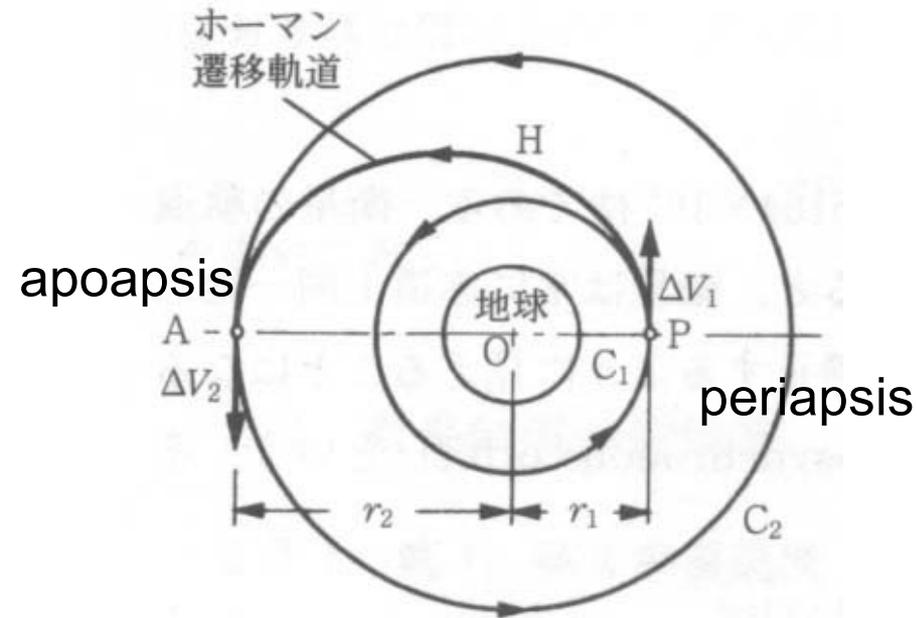


Fig. 1 Orbit Transfer between two nonintersecting orbits at the apsides)

V_1 : circular orbit velocity at $h=170$ km, LEO
 V_2 : circular orbit velocity at the geosynchronous orbit



2. 排気速度, V_e

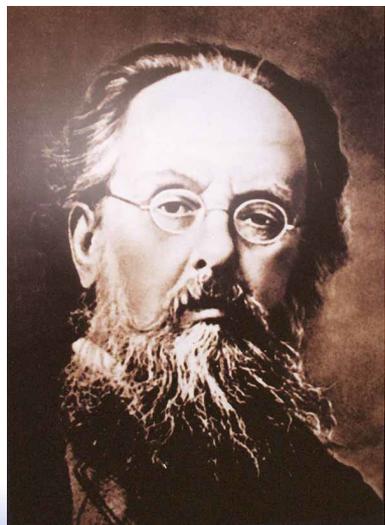
Table 3 Exhaust velocity of bipropellant rockets

1 st stage engine	propellants	Thrust (ton)	Exhaust (m/s)
Space Shuttle (Main)	LOX/LH ₂	218	4440
Energia (RD-0120)	LOX/LH ₂	200	4460
H-II (LE-7)	LOX/LH ₂	110	4370
Ariane-V (Vulcan)	LOX/LH ₂	105	4210
Energia (Booster)	LOX/RP-1	805	3290
Saturn V	LOX/RP-1	689	2980

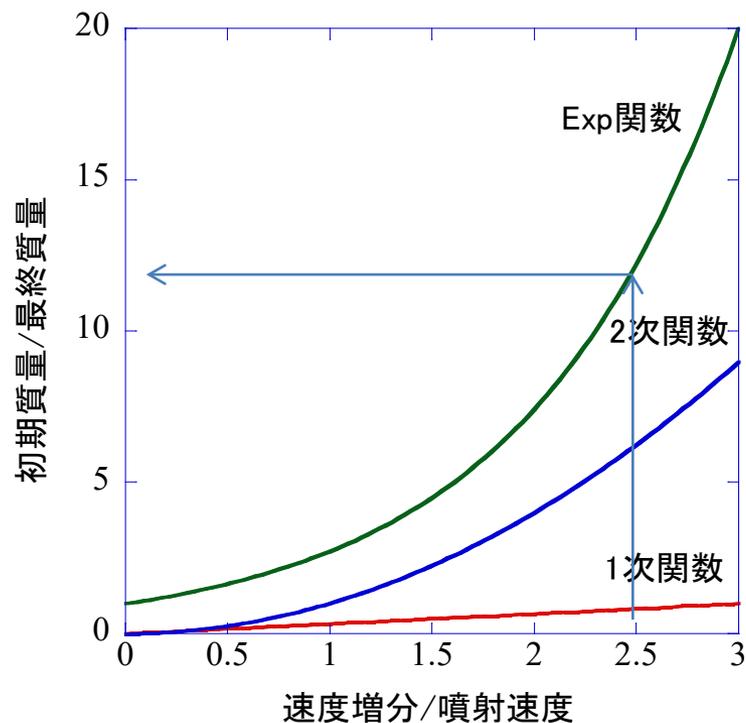
ロケット方程式(ツオルコフスキー方程式)

運動量保存式 $m\Delta V = \Delta m V_e$ を積分すると
ロケット方程式を得る

$$\frac{m_0}{m_f} = \exp\left(\frac{\Delta V}{V_e}\right) = \exp\left(\frac{10 \text{ km/s}}{4 \text{ km/s}}\right)$$



ツオルコフスキー博士 (1857-1935)



初期質量は指数関数的に増加

H-IIB はどれくらいの燃料を積んでいる？

表 H-IIBの主要諸元

全長	56.6 m
全質量	531 トン + 衛星質量
推進剤質量	458 トン (86%)
打上能力	低軌道LEO 19 トン (3.5%)
	静止移行軌道GTO 8 トン (1.5%)

2009年に初打ち上げ。2016年12月に6号機成功(このとり6号)
(H-IIAはすでに28号機打ち上げ)。



なぜ高価か？ 複雑な推進剤供給系



http://spaceinfo.jaxa.jp/ja/rockets_fly.html

風船はすぐしぼんでしまう



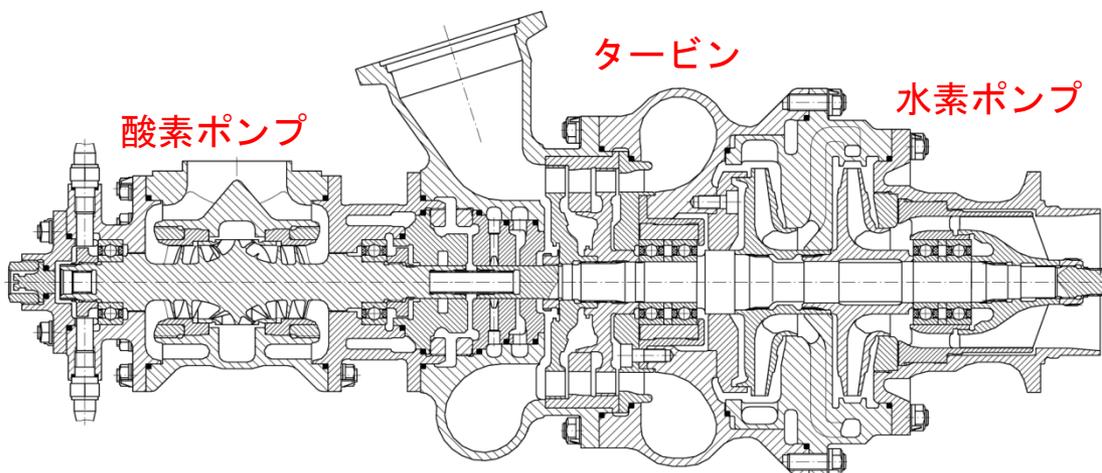
LE-5 エンジン

ターボポンプ式を搭載しなければならない



LE-7 エンジン

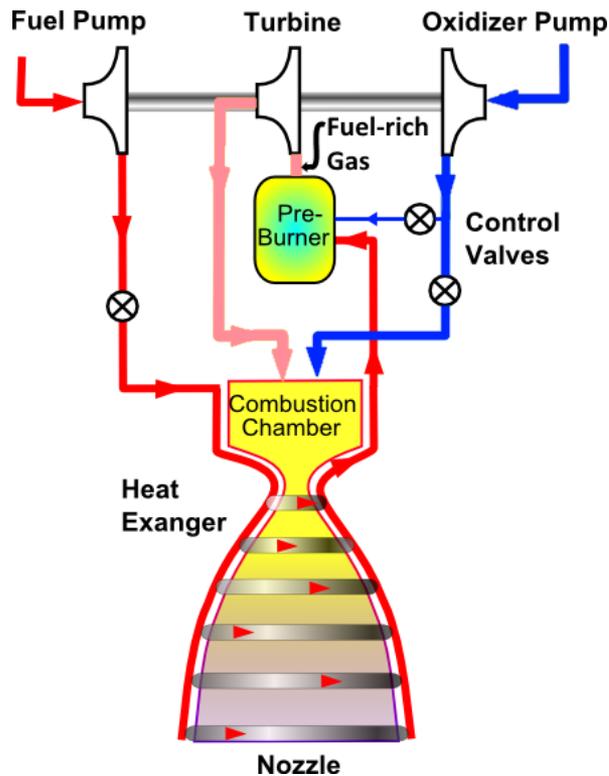
高性能で高価なターボポンプ



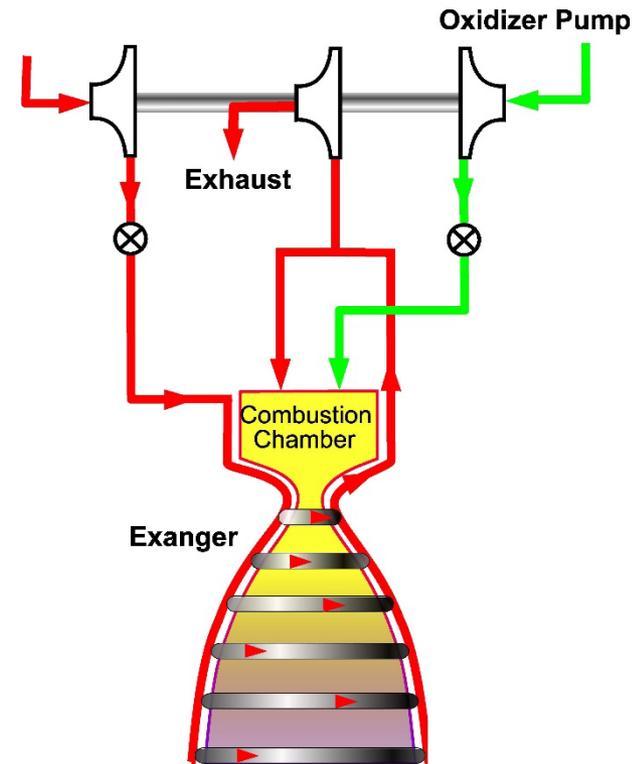
H-II ロケット 8号機の事故

RL10 エンジンの 1軸ターボポンプ

複雑なエンジンサイクル



2段燃焼サイクル
LE-7/7A, SSME

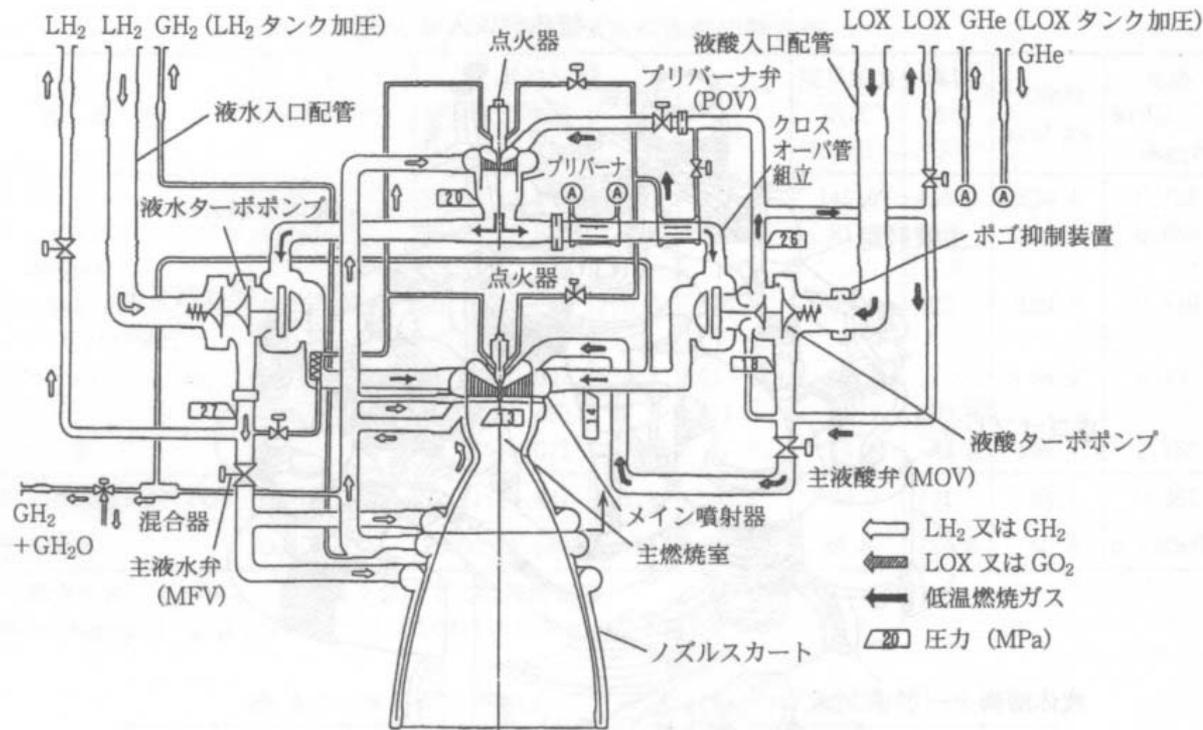


エキスパンダーブリードサイクル
LE-5A/5B, LE-9(予定)

By Duk, Kevin Gamal -
http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/2/2e/Expander_rocket_cycle.png



LE-7 エンジンサイクル(H-II1 段エンジン)

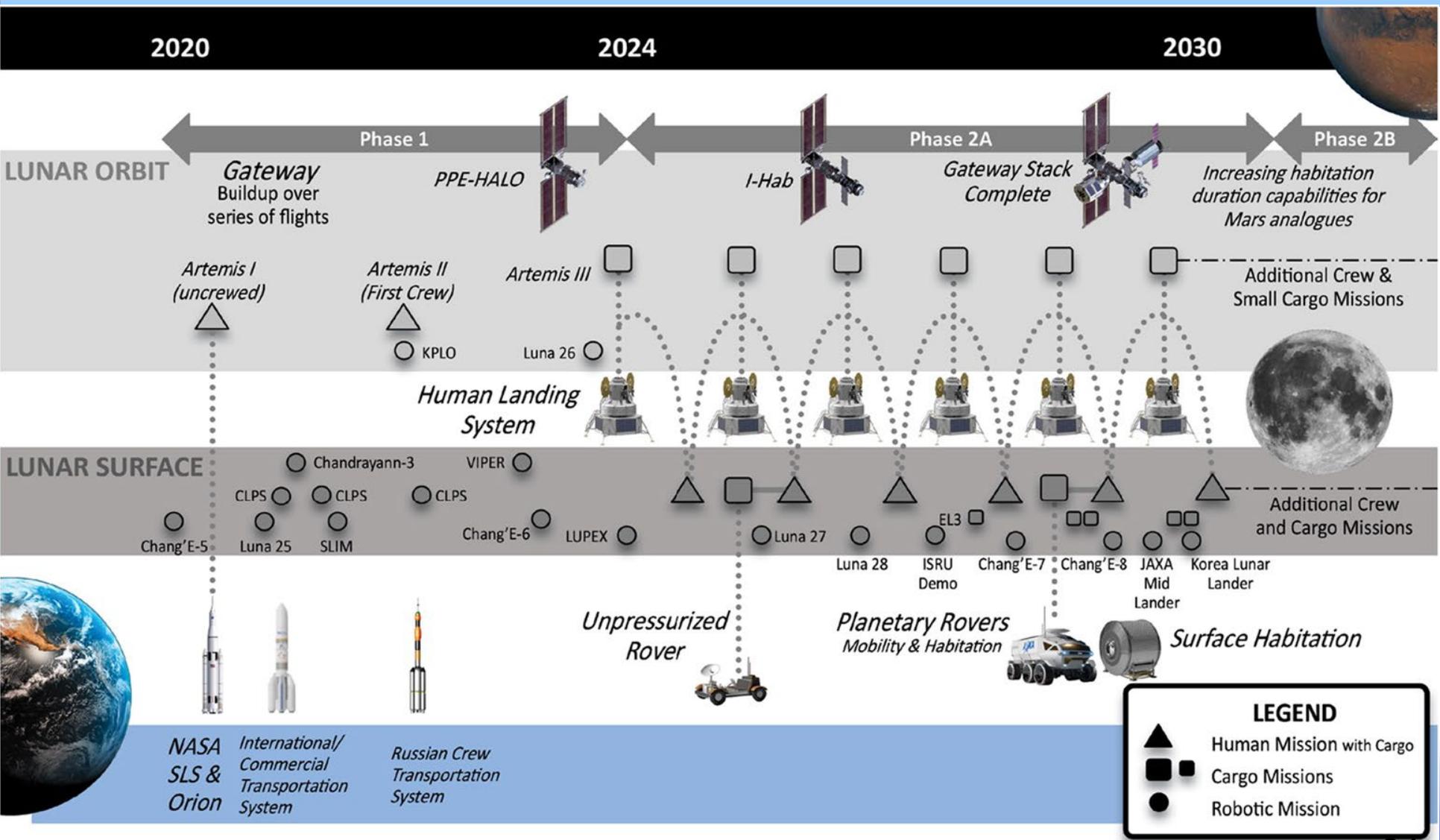


Staged combustion cycle



アルテミス計画と新型月ロケット

火星探査シナリオ Global Exploration Roadmap





ボーイング社 スペース・ローンチ・システム (SLS) & オリオン宇宙船

アルテミス1

2022年11月16日、アルテミス1号がケネディ宇宙センターから打ち上げられた。

無人飛行試験オリオン宇宙船を搭載し、月周回軌道への到達して、25.5日間の月周回後、地球に帰還。飛行データを収集し、安全性を検証。有人ミッション「アルテミス3号」の、重要な前段階の実験飛行となる。



アルテミス1 ©NASA

スペース・ローンチ・システム (SLS)

高さ 98.3 m 質量2,603 t (ブロック1)
 推力 3,992 t (サターンVの1.15倍)

第0段 (Solid Rocket Booster)

スペースシャトルSRB改修型 (5 seg.)

2基で推力1,632トン、全体の75%を発生。

比推力269秒。

第一段 L3Harris (Aerojet Rocketdyne) 社製スペースシャトルRS-25Dエンジン (液酸液水2段燃焼サイクル) 4基。

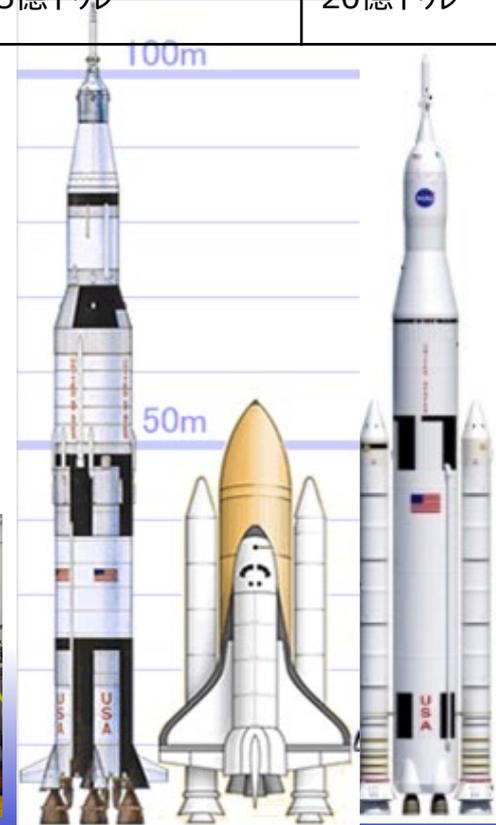
(16基の在庫) 真空比推力452秒。

第二段 L3Harris RL-10 (液酸液水トキスパンダー) 比推力462秒。Delta IV ファミリー。

Delta IV ファミリー。



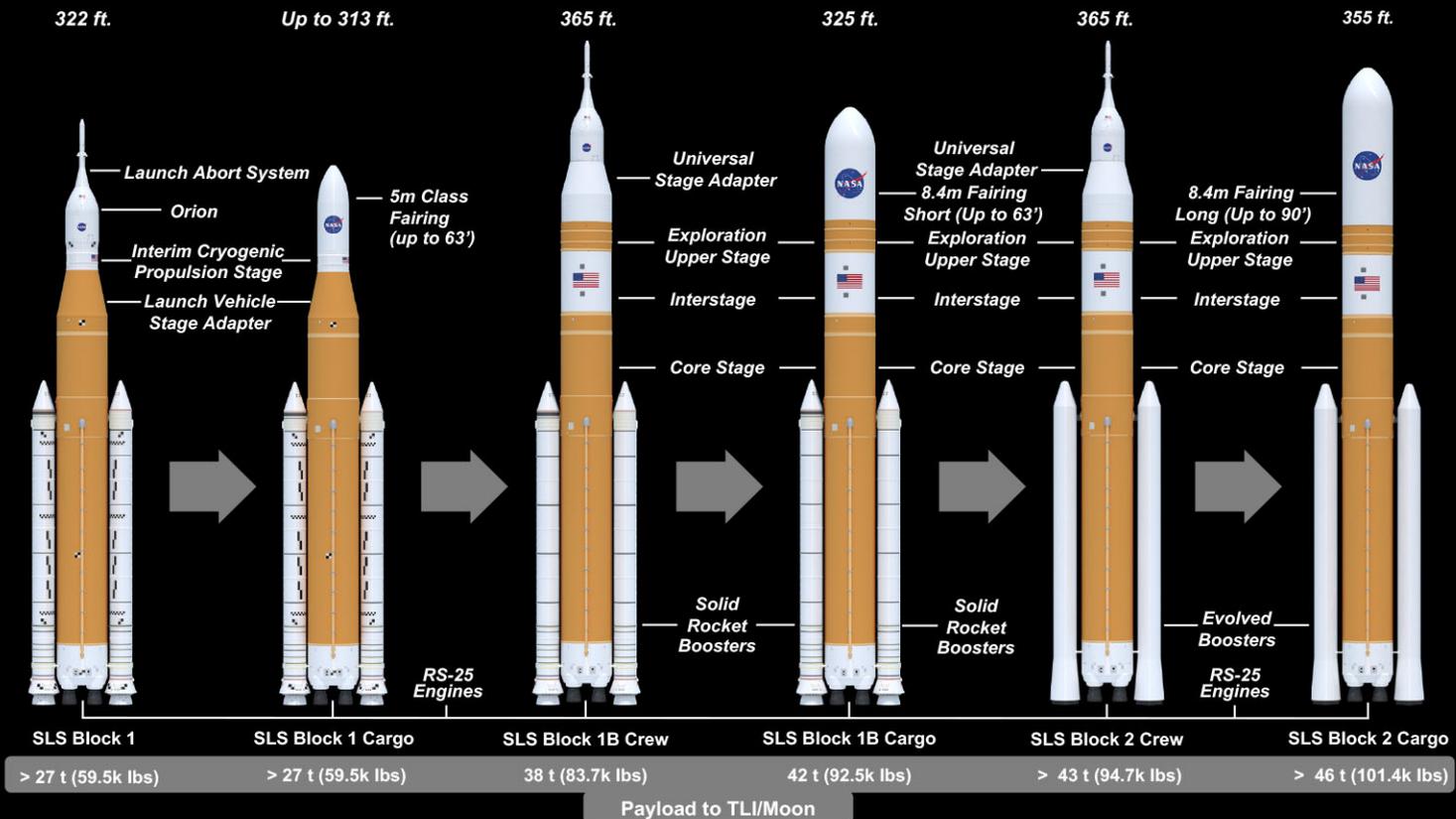
	サターン V	スペースシャトル	SLS (Artemis 1)
年代	1966-1973	1981-2011	2022-
打上能力	低軌道118トン 月軌道47トン	低軌道24トン GTO軌道3.8トン	低軌道70 トン
打上重量	3000 トン	2028 トン	2603 トン
打上費用	24 - 35億ドル	5億ドル	20億ドル



スペース・ローンチ・システム (SLS)

SLS EVOLVABILITY

FOUNDATION FOR A GENERATION OF DEEP SPACE EXPLORATION



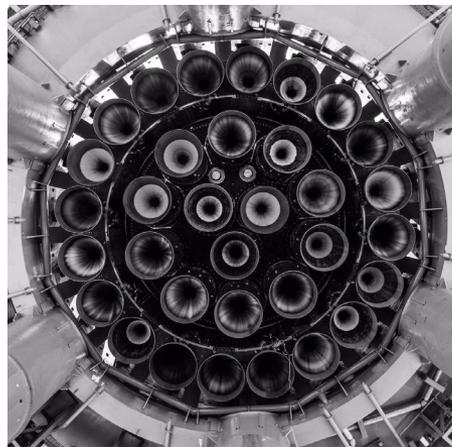


Space X社 スーパーヘビー&スターシップ

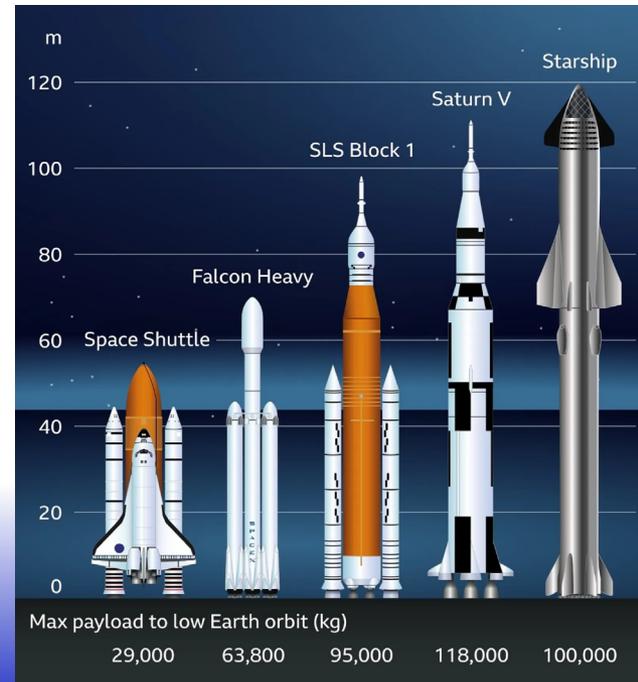
SpaceX Starship



	1段スーパー・ヘビー	2段スターシップ
全長	70 m	50 m
打上能力 (LEO)	250 ton	
最大搭載燃料		1,200 ton
最大重量	4,400 ton	1,355 ton
エンジン	Raptor2 x 33	Raptor2 x 3 Raptor2 (Vacuum) x3
比推力	327秒 (海面上) 363秒 (真空)	382 秒
推進力	最大9,000 ton	最大 1,210 ton



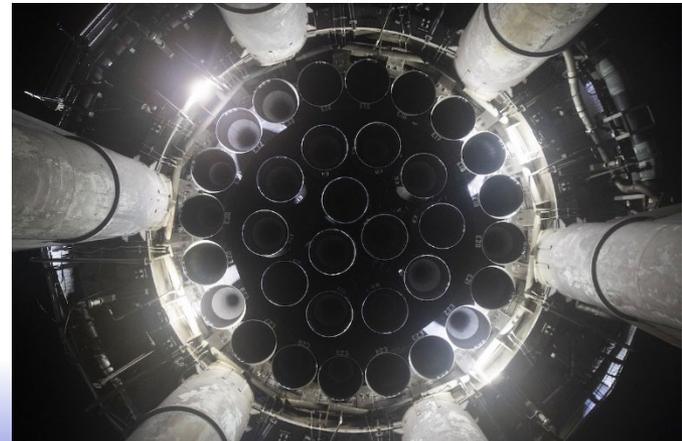
両段とも再使用を想定
内側のエンジンは最大15度の
ジンバル制御が可能



スーパーヘビー+スターシップ

SpaceX Super Heavy

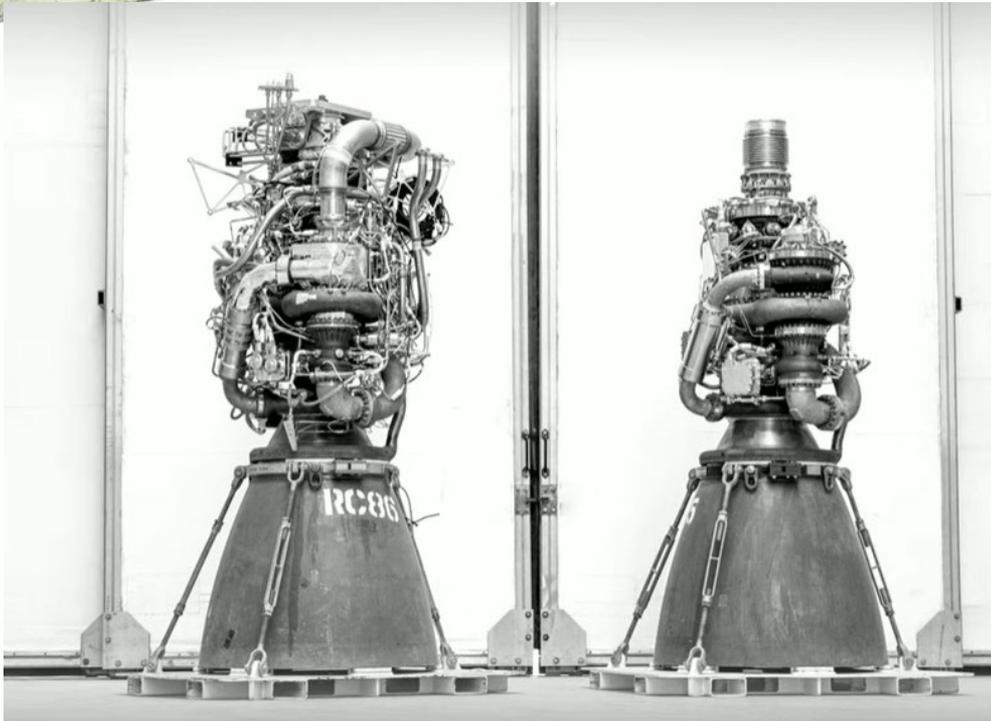
- スターシップとスーパーヘビーと組み合わせて、クルー型なら100名を、カーゴ型なら100トンのペイロードを地球低軌道に打ち上げる能力を備えており、さらに軌道上で推進剤の補給を受けることで月や火星にも飛行可能。
- スターシップは全長50m・直径9m、スーパーヘビーは全長70m・直径9mで、両機を結合した時の全長は120mとなり、サターンVの全長110.6mを上回る。



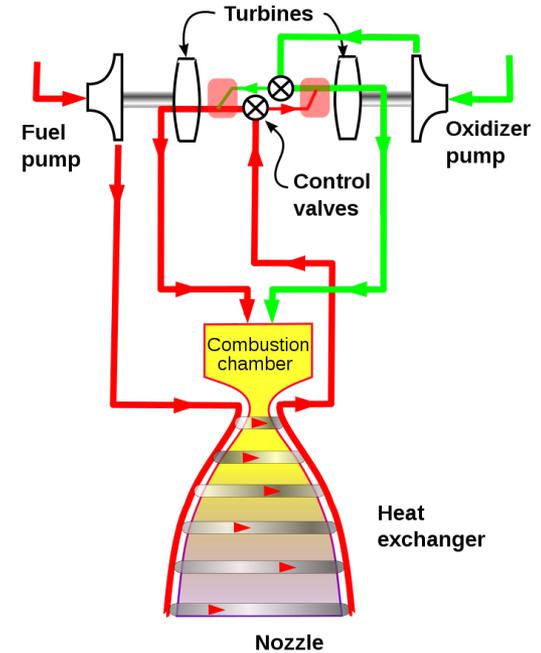
エンジン諸元の比較

	RS-25D	RL-10	Raptor2	Raptor2 Vacuum
燃料	液体水素		液体メタン	
酸化剤	液体酸素		液体酸素	
比推力	363 秒(Sea) 452 秒(Vac)	462 秒	327 秒(Sea) 363 秒(Vac)	382 秒
推力	190 トン(Sea)	11 トン	230 トン (Sea)	350 トン
燃焼圧	200 気圧	44 気圧	300 気圧	300 気圧
エンジンサイクル	2 段燃焼	エキスパンダー	2 段燃焼	2 段燃焼
ノズル開口比	78	250	34.34	150-200
エンジン乾燥質量	3,180 kg	301 kg	1,600 kg	

Raptor 2 エンジン



ラプター（左）とラプター2（右）

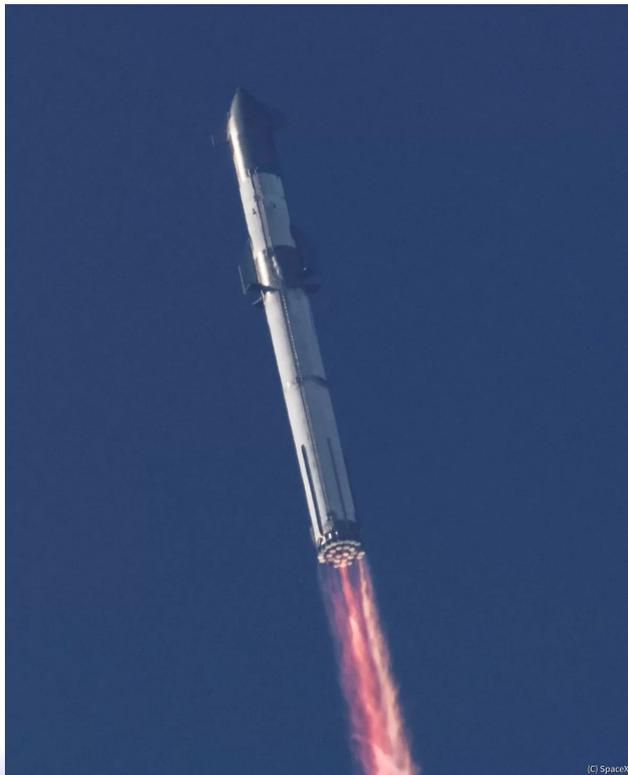


Full flow staged combustion

ラプター2 燃焼室圧・海面上推力・比推力	300 気圧・230トン・327秒
ラプターバキューム燃焼室圧・海面上推力・比推力	300 気圧・350トン・382秒
酸化剤/燃料	液体酸素/液体メタン

Super Heavy 第1回打ち上げ

- 2023年4月20日、組み合わせた試験飛行を実施。1段目と2段目の分離に失敗し、指令破壊となった。



飛行中のスーパーヘビー。複数のエンジンが止まっていることが、実際の映像からも、また左下のインジケーターからもわかる

Super Heavy 第2回打ち上げ

- 2023年10月18日 Super Heavy first stage booster exploded over the Gulf of Mexico shortly after detaching Starship spacecraft.



<https://www.voanews.com/a/second-spacex-starship-launch-presumed-failed-minutes-after-reaching-space/7360601.html>



民間ロケットの開発動向

アメリカのロケット開発 民間企業が活躍

低価格⇔やや性能が劣る



http://www.soranokai.jp/pages/falcon9_launch.html

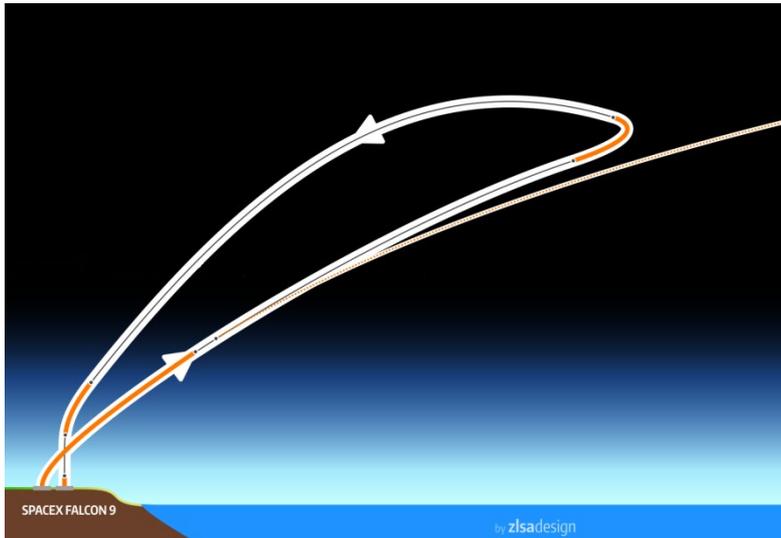
ファルコン9 (スペースX社, 2010-)
静止遷移軌道へ4.85ton、打ち上げ経費56億円
1段 マーリン1Dエンジンを9基搭載
2段 マーリン1D上段エンジン



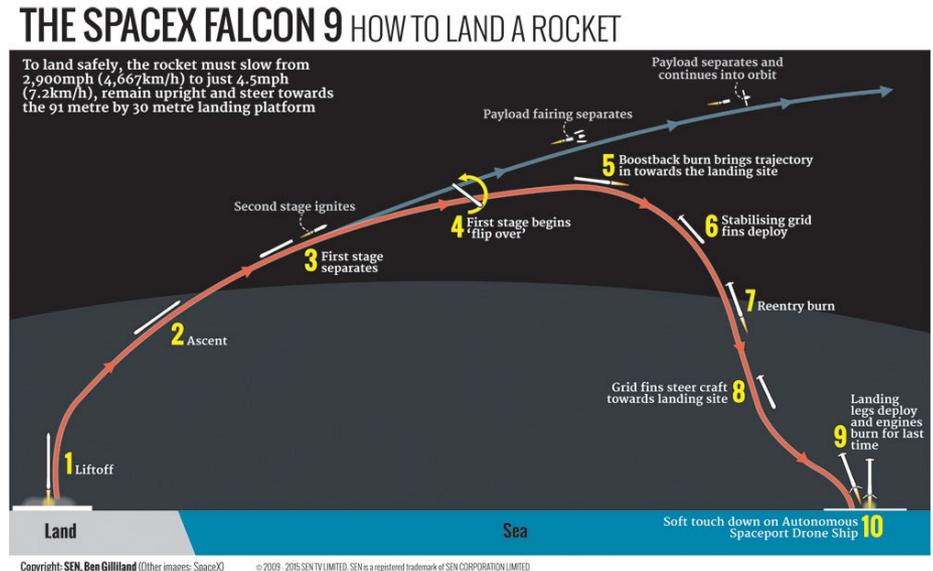
ロシアのソユーズロケットと同じコンセプト

マーリン1C(スペースX)
液体酸素/RP-1比推力304秒、推力56トン

垂直着陸でエンジン再使用



2015年12月 地上への垂直着陸
<http://www.spacex.com/>



2016年4月 無人船に垂直着陸
https://youtu.be/sYmQQn_ZSys

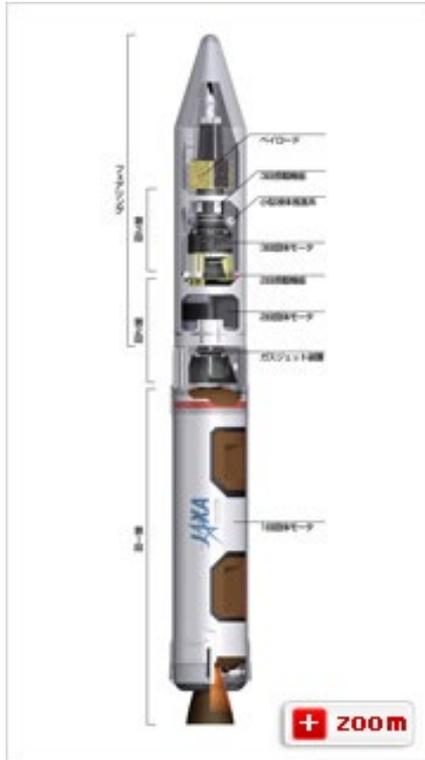
スペースシャトルのような水平着陸はなくて、垂直にエンジンをふかして垂直着陸

1段エンジンコスト（全体の3/4）が節約できる可能性がある

燃料質量： 30%増

静止遷移軌道への打ち上げ能力： 8.30 トン→4.85 トン

日本の新型基幹ロケット



イプシロンロケット(JAXA, IHIエアロスペース)
 低軌道へ1.2 ton、打ち上げ経費30億円(目標)
 (cf. M-V 1.85 ton、75億円)
 1段 H-IIAの補助ブースターを利用
 2,3段 宇宙研M-Vの上段を利用

H2B(20日打ち上げ)		H3	
2段目	LE5B2 エンジン 1基	3段目	有人船、 探査機 など
1段目	固体補助 ロケット LE7A エンジン 2基	2段目	LEX エンジン?
		1段目	新設計LEXエンジン 3基程度
全長	57 ^{メートル}		
重量	530 ^{トン}		
静止軌道への 打ち上げ能力	7 ^{トン}		
			約50 ^{メートル}
			240~280 ^{トン}
			4 ^{トン} 固体補助ロケット を使うと6 ^{トン}

H-III ロケット (三菱重工)
 静止遷移軌道へ4 ton、打ち上げ経費50億円(目標)
 1段 LE-9 x3基
 3段 有人の場合のみ

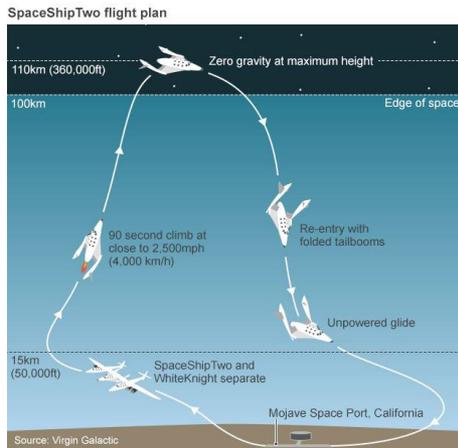
打ち上げ経費削減 (部品点数をできるだけ少なく)

民間宇宙旅行(弾道飛行)

ヴァージン・ギャラクティック社



宇宙船スペースシップツーとその母船ホワイトナイトツー



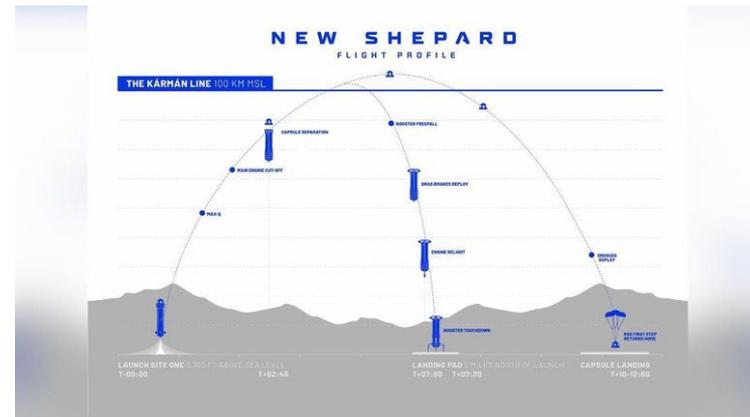
高度100 km

- 2021年7月有人試験飛行成功
- 2023年6月の商業運用開始以来、月に1回のペースでの運用
- 1席45万ドル

ブルー・オリジン社



New Shepard宇宙船



- 2021年7月初の有人飛行に成功
- 2022年9月無人科学ミッションでトラブル
- 2024年5月、事故後初の有人ミッション成功
- 2024年5月現在で7回の有人宇宙飛行を実施



まとめ

1. 荷物の重さの100倍大きなロケットが必要
2. 高性能なターボポンプシステムは複雑で高価
3. 世界の動向は
国家主導 → 民間企業で開発
高性能 → 低価格、再使用
ロケット科学 ↔ ロケット工学
イノベーション
4. 新しい宇宙推進システムの開発は？
宇宙への大量物資輸送は？？