

H3ロケット 基本設計結果について

2016年7月20日
国立研究開発法人
宇宙航空研究開発機構(JAXA)
H3プロジェクトチーム
岡田匡史

2014年5月24日
だいち2号打上げ

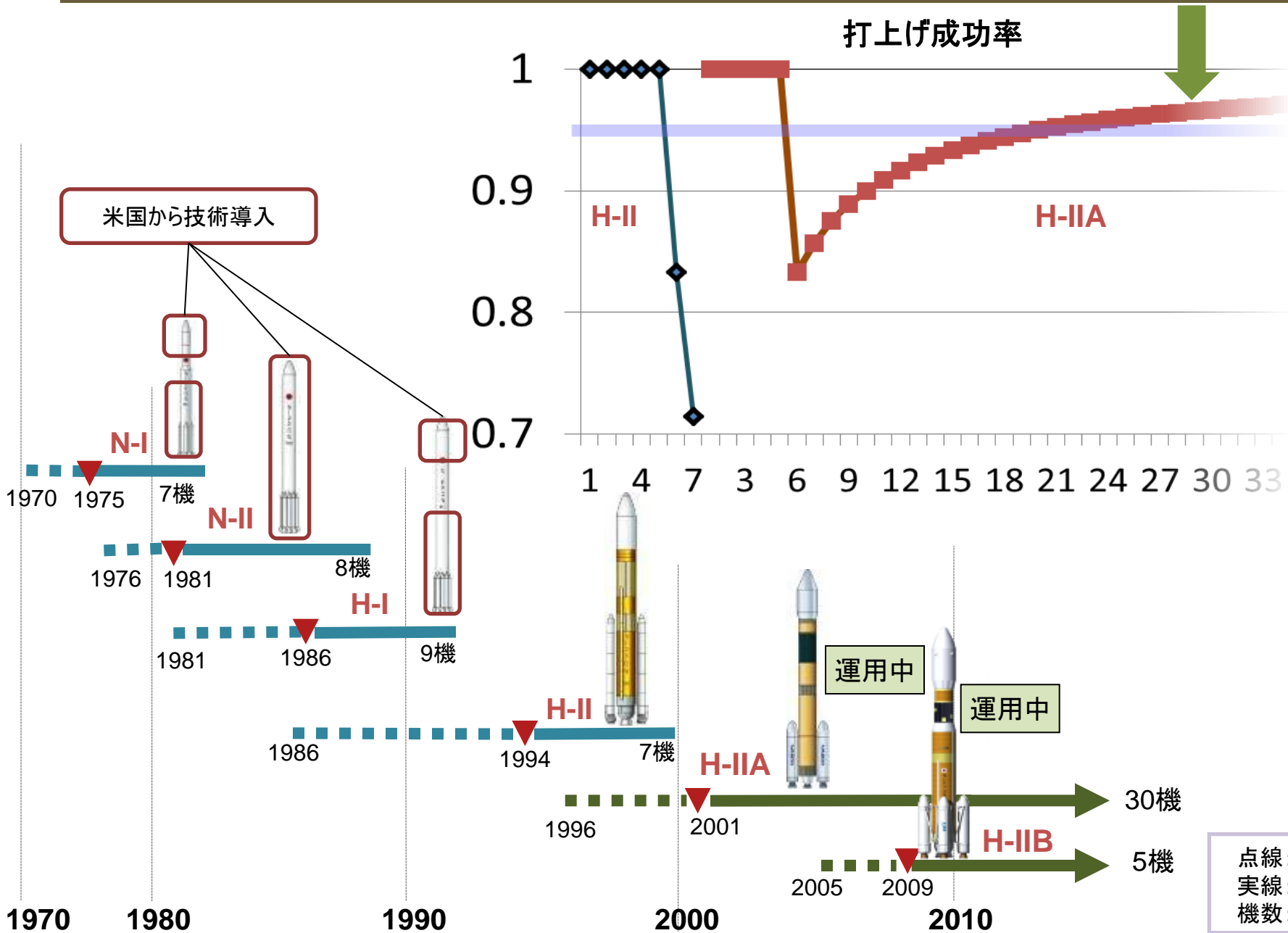




日本の技術で、 宇宙輸送をリードせよ。

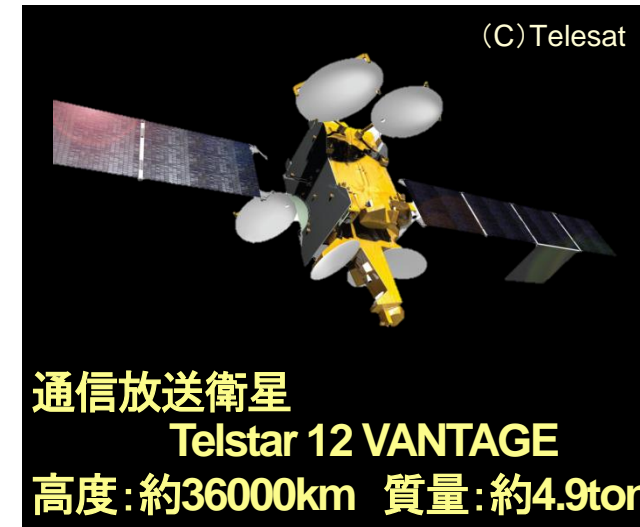
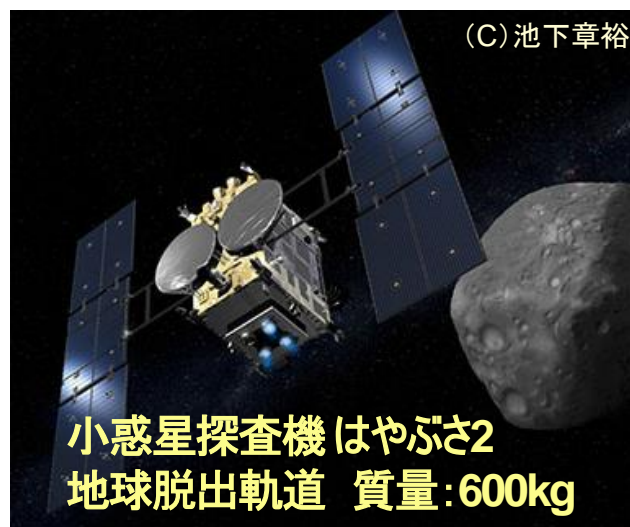
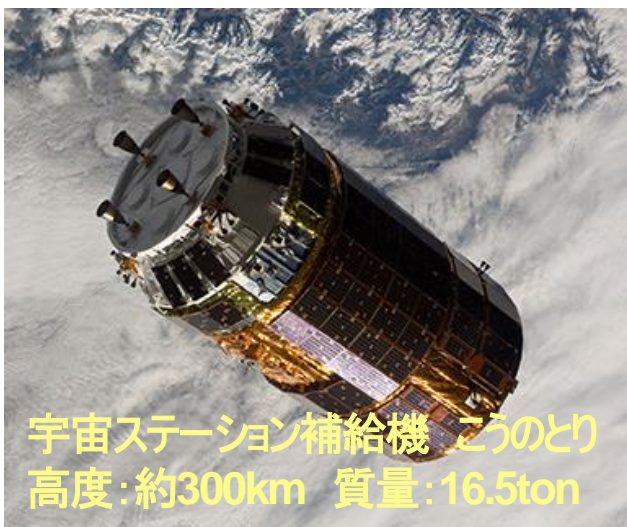
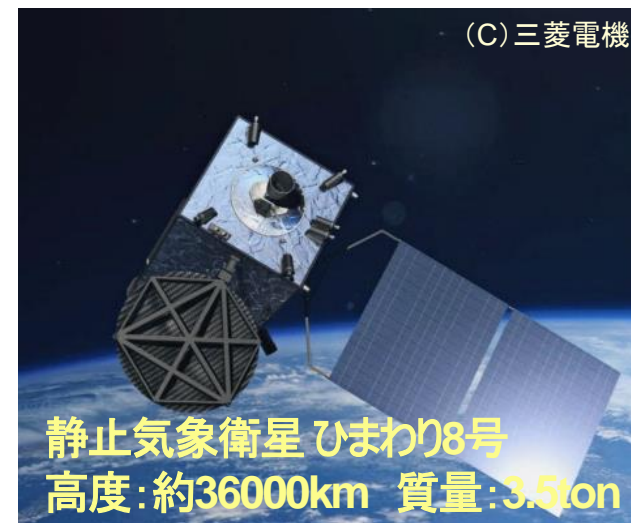
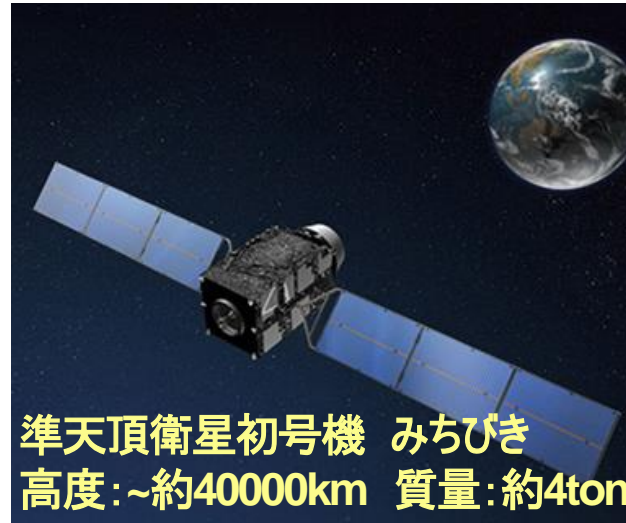
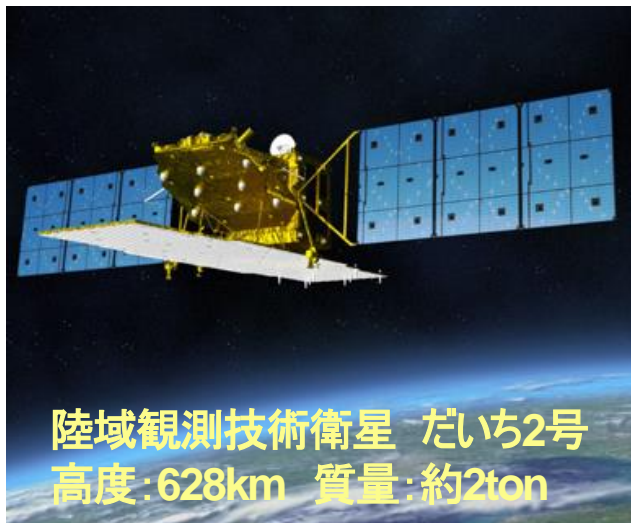
いかなるものも、輸送手段なくして宇宙へは行けない。
宇宙を使ったアイデアが次々に生まれている時代。
すべての鍵は、宇宙輸送が握っている。

世界最高水準の信頼性



点線: 開発期間
 実線: 運用期間
 機数: 打上げ数

基幹ロケットで輸送した宇宙機の一例

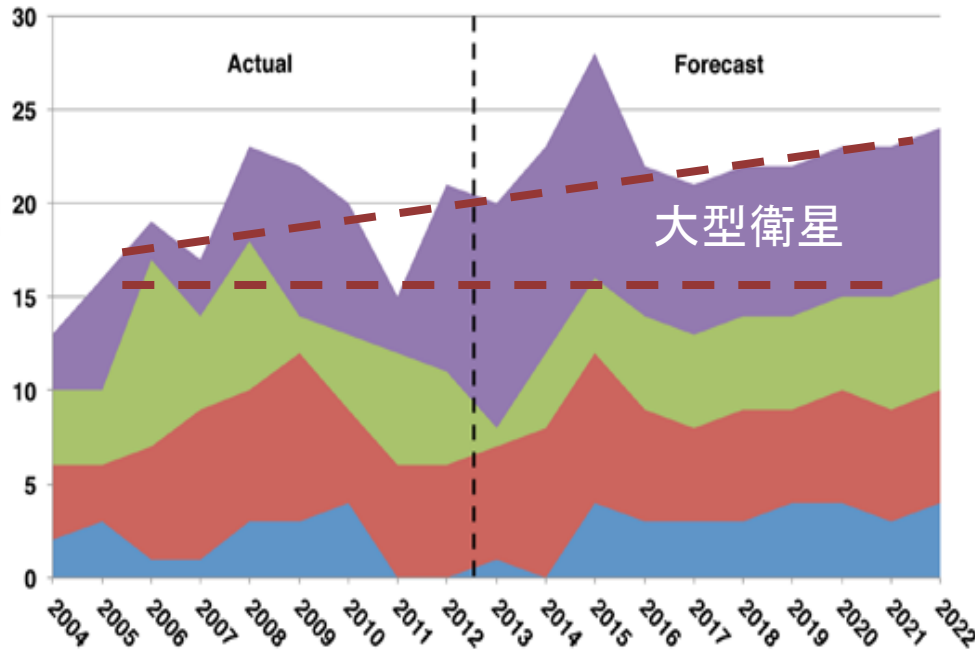


基幹ロケットの課題

- 衛星の大型化
- 国際的な価格競争
- 設備の老朽化
- 開発機会の不足
- 打上げ機数の不足



- 打上げ能力不足
- 競争力低下
- 宇宙開発予算圧迫
- 技術者離散・技術力低下
- 産業力低下





Ariane6



Angara



Falcon9/Heavy

Vulcan

現在運用中のロケット

アトラス5(米国)

- ロッキード社がアメリカ空軍の補助のもと開発したロケット。
- アメリカ軍やNASAの衛星打上げに利用。
- ロケットブースタの基数に応じた打上げ能力。



(C) ULA

ファルコン9(米国)

- スペースX社がNASAの補助のもと開発したロケット。
- NASAの国際宇宙ステーションへの物資補給に使用され、低価格によって民間通信衛星の打ち上げ市場でシェアを拡大。



(C) SpaceX

アリアン5(欧州)

- 欧州各国が資金を出して開発したロケット。多くの民間通信衛星の打ち上げ実績。
- 大型のロケットで、一回の打ち上げで2基の衛星を打ち上げ。
- 後継のアリアン6を開発中。



(C) Arianespace

プロトンM(ロシア)

- ソ連が開発し、ロシアが打ち上げるロケット。1960年代から改良しながら使用。
- 近年打ち上げ失敗が増加。
- 2020年以降に後継のアンガラロケットへ移管予定。



(C) Roscosmos

将来運用予定のロケット

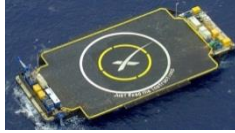
バルカン(米国)

- ULA社が開発を発表したロケット。アトラス5ロケットを継承。
- ロケットエンジンのロシアへの依存を断ち切るとともに、打ち上げ費用を抑制。
- 試験機の打ち上げは2019年。



ファルコン9R / ヘビー(米国)

- ファルコン9をベースに、再使用型と、重量級(ファルコンヘビー)を開発中。
- 再使用に関して、宇宙ステーション補給や通信衛星打ち上げ後のロケットで海上プラットフォーム等への着陸実験を複数回実施。
- 再使用機とファルコンヘビーの初打ち上げは2016年中を予定。



アリアン6(欧州)

- アリアン5の後継としてヨーロッパが開発しているロケット。
- 衛星の重さや数に応じた2つの機体形態。
- 製造企業の統合などの体制の変更も伴って、ロケット製造費用を低減。
- 試験機の打ち上げは2020年。



アンガラ(ロシア)

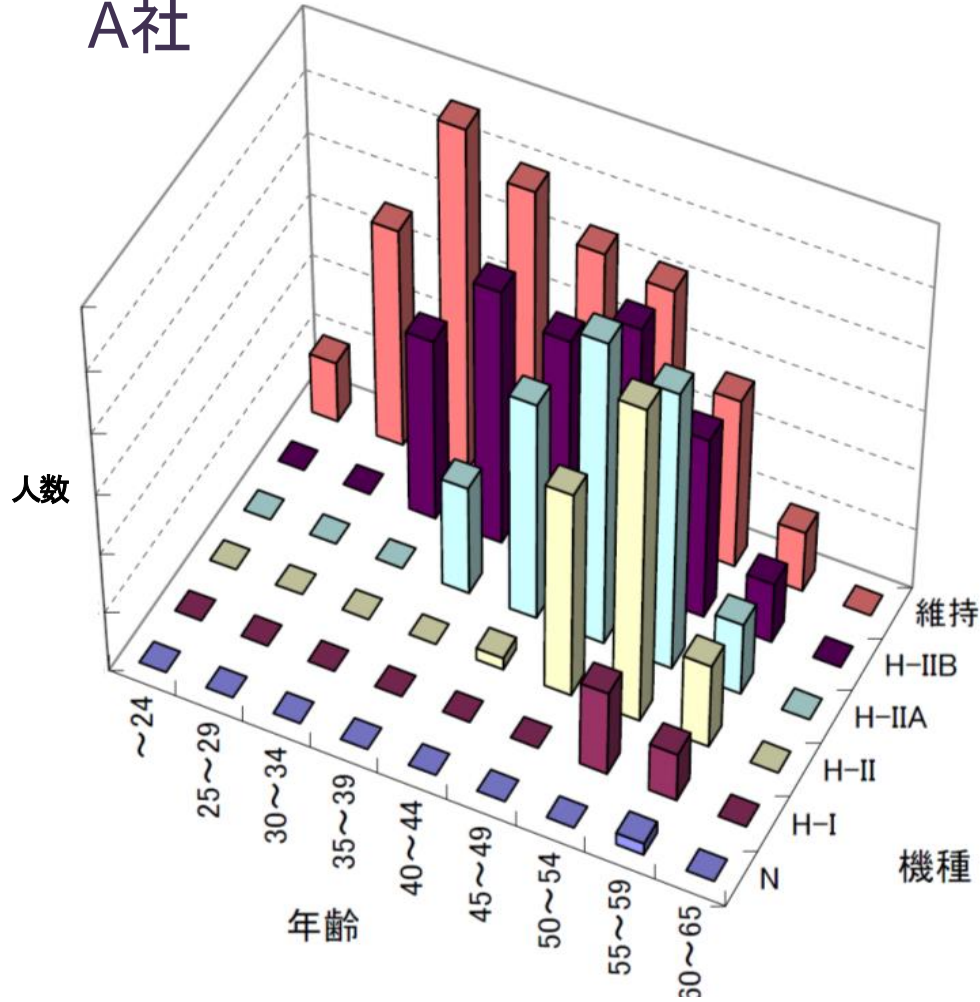
- ロシアがプロトンなど複数のロケットの後継として開発しているロケットで、有毒でない燃料を使用。
- 小型から大型までの機体を共通化することで製造費用を低減。
- 試験機は2014年に打ち上げ。



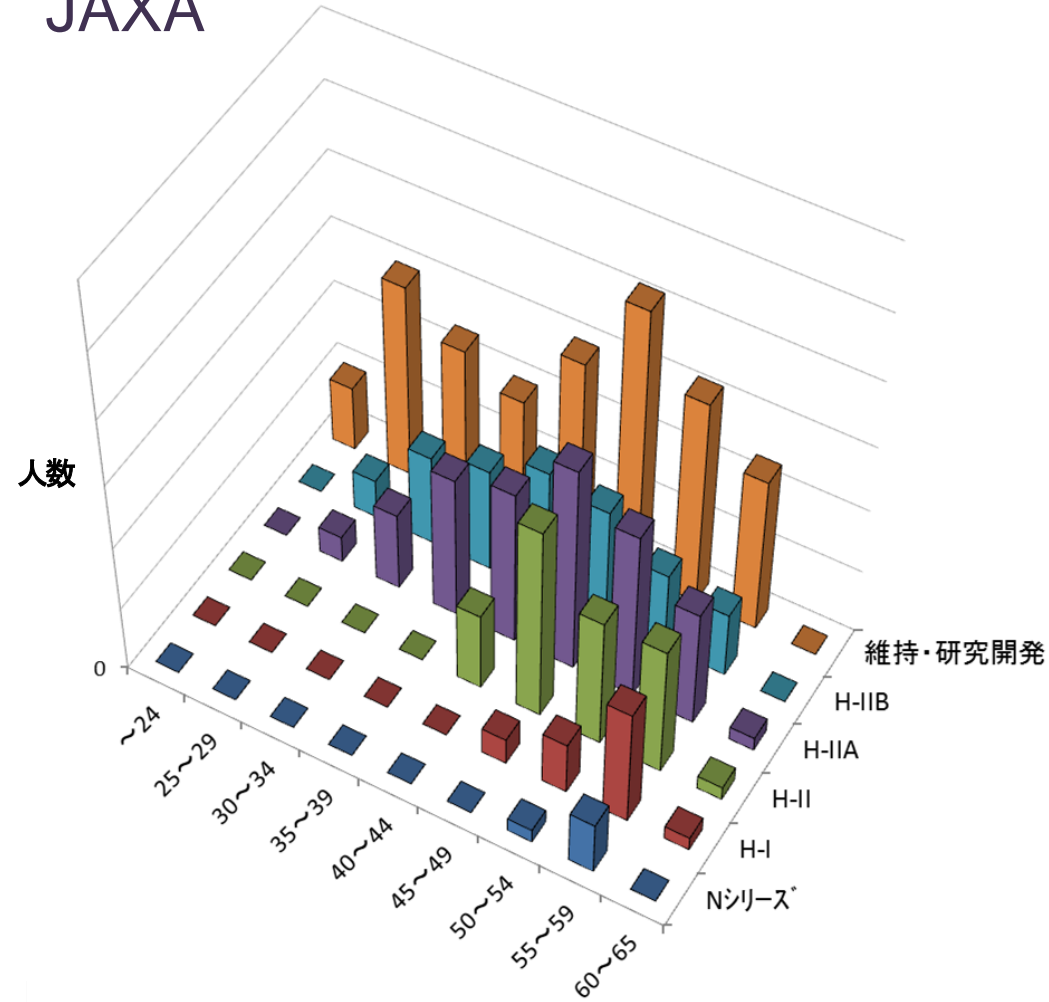
ロケット技術の継承

@2012

A社

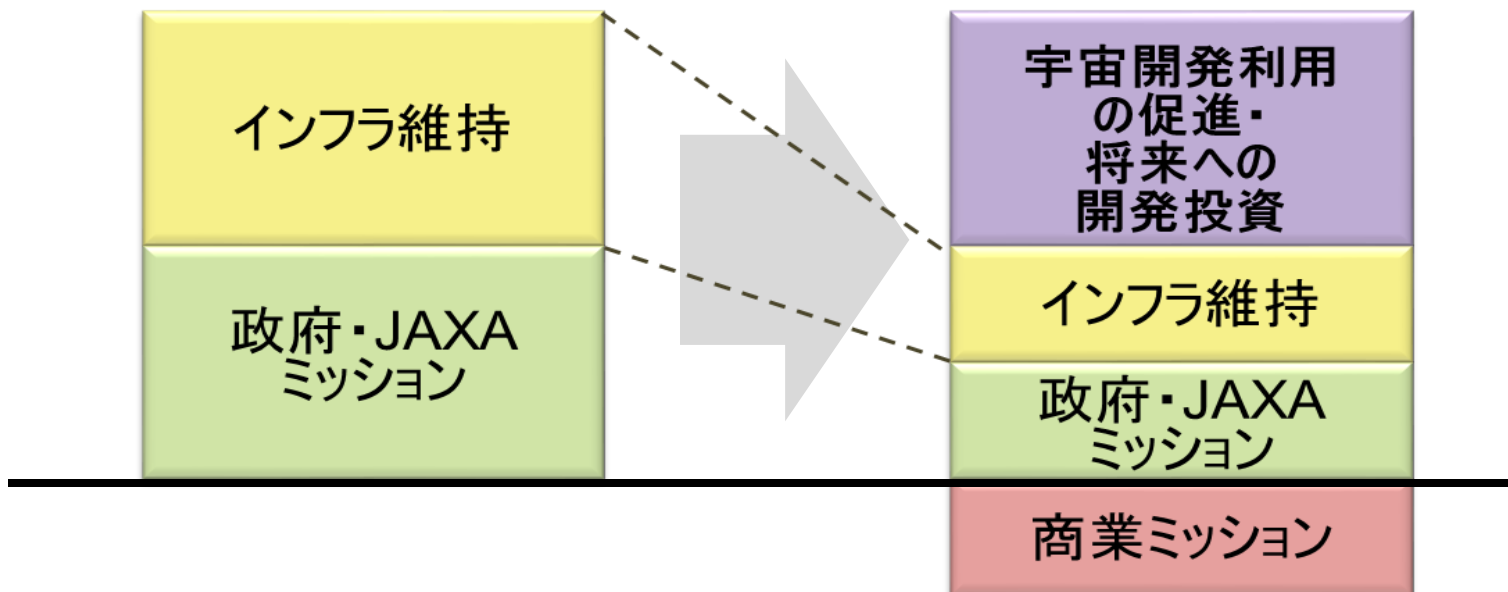


JAXA



新型ロケットが目指す世界

- このままでは、**10年後には輸送手段が維持できなくなる**危機的状況
- 新型ロケットの開発により**自立的で持続可能な世界への転換**が急務
 - 必要な時に独自で打上げられる宇宙輸送システム(自立性)
 - 輸送コストの抜本的低減、宇宙開発利用の促進、将来への開発投資(持続性)





日本の技術で、 宇宙輸送をリードせよ。

打ち上げ成功だけでは、これからの宇宙輸送は担えない。
日本は徹底した利用者視点で、ロケットの「使いやすさ」を追求する。
日本の技術を集結させれば、世界をリードするロケットが作れるはずだ。

H3ロケットの特長

- **利用者の声(Voice of Customer)を実現**することを第一に考えたロケット
- 信頼性と価格の両面で世界トップクラスであることはもちろん、柔軟性などの**サービス面に力点**
- このようなシステムを実現するため、**ロケット技術を集大成**しつつ**日本の得意分野の技術を融合**

■ **柔軟性(High flexibility)**

- 受注から打上げまでの期間短縮によるサービスの迅速化
- 打上げ間隔の半減による打上げ機会の拡大
- 射場における衛星のロケット搭載作業期間の短縮

■ **高信頼性(High reliability)**

- 新規開発の第1段エンジンに高信頼性開発手法を適用
- 耐故障性を追求したアビオニクスシステムの構成
- H-IIAロケットの打上げ成功率、オンタイム打上げ率を継承

■ **低価格(High cost performance)**

- システムをモジュール化し、ライン生産(コア機体の共通化)
- 電子部品をはじめ民生品を活用
- H-IIAロケットの半額(H3-30形態)を目指す

H3ロケットのシステム概要

- 全長: 約 63m
- コアロケット直径: 約 5.2m
- 固体ロケットブースタ直径: 約 2.5m
- 顧客へのサービス
 - 搭載環境条件: 世界標準以上
 - 受注から打上げまでの所要期間: 世界標準以上



202
H-IIA

204

H-IIB

太陽同期軌道^[注1] 4トン以上を
目指す
約50億円^[注2]を目指す
(H2Aの約半額)

静止トランスファ軌道
6.5ton以上を目指す
(衛星需要の大半を
シングルロケットでカバー)

[注1] 500km円軌道
[注2] 条件、価格構成要素等を
検討中。

大型衛星フェアリング

改良型2段エンジン(LE-5B-3)
推力 14トン X 1基

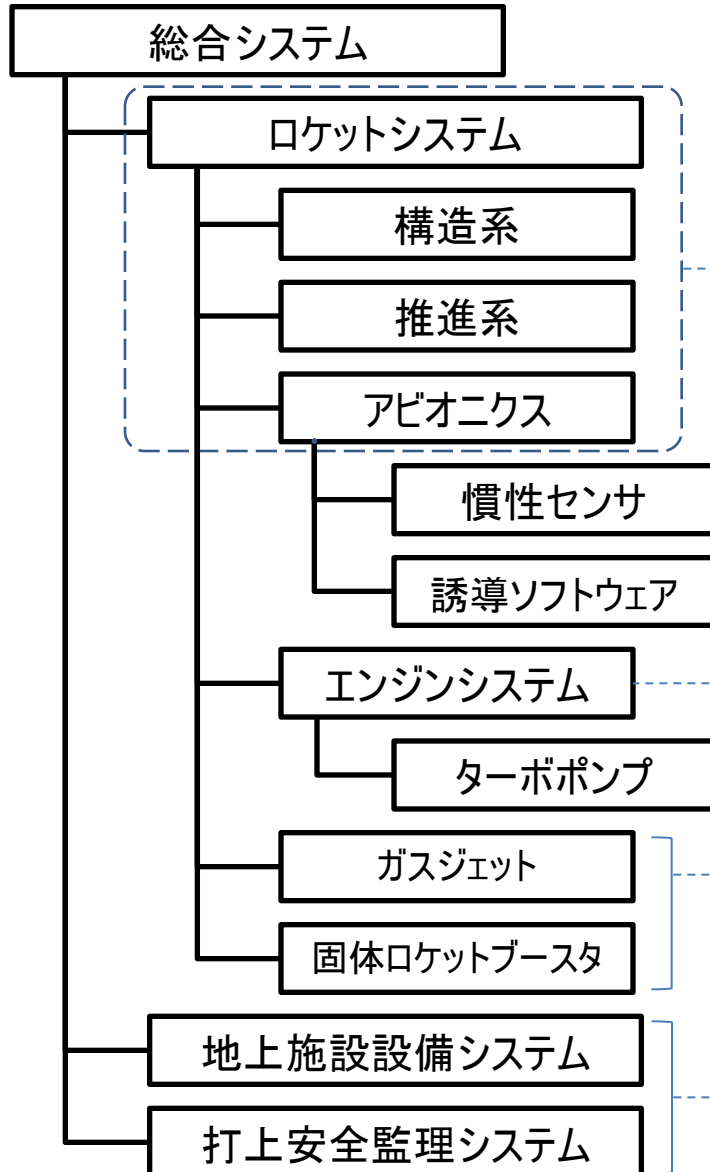
改良型
固体ロケットブースタ(SRB-3)
平均推力 220トン X 0-4本

簡素な
結合分離機構

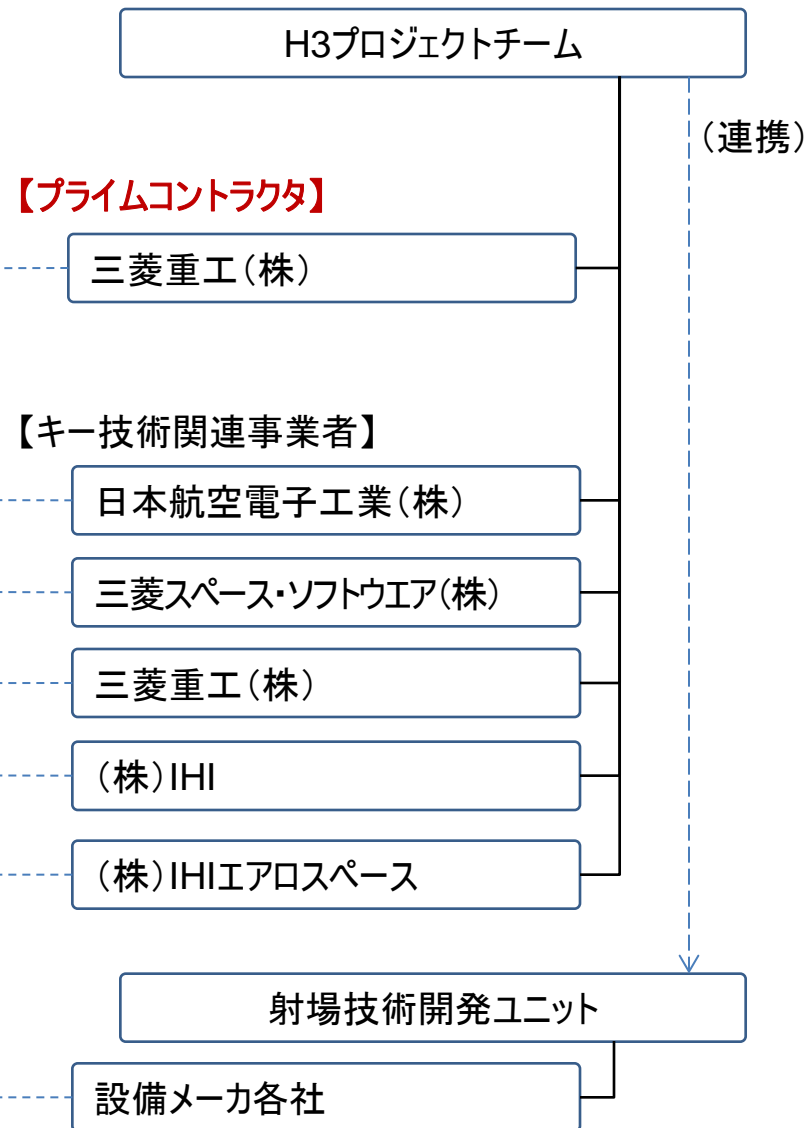
新型1段エンジン(LE-9)
推力 150トン X 2基/3基切替

開発体制

■ システム構成



■ 体制



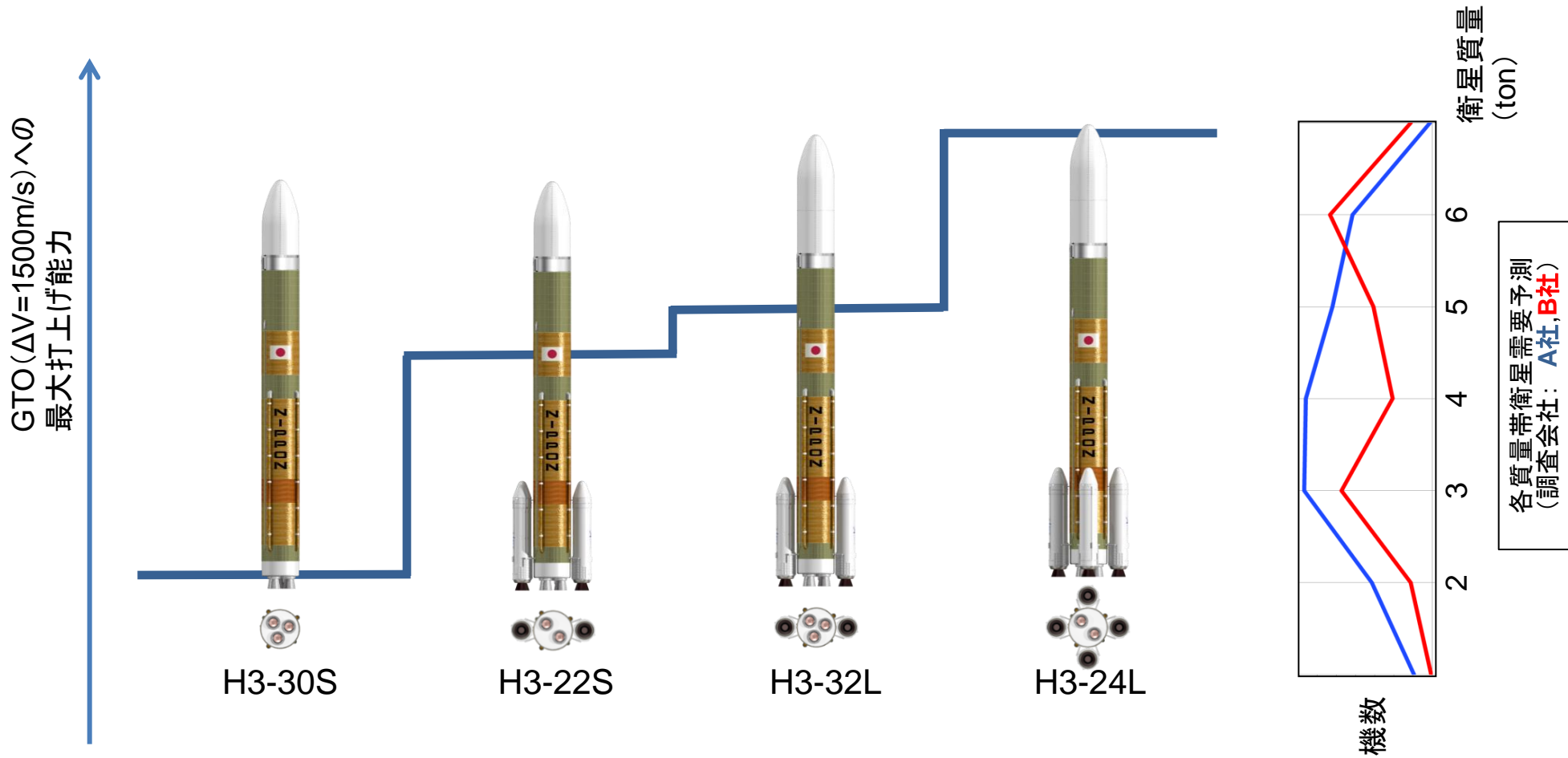
基本設計結果

- **20年間の運用**を見据え、**年間6機の打上げに対応可能**な製造・射場設備と運用構想を具体化し、基本設計を実施

■ 概要

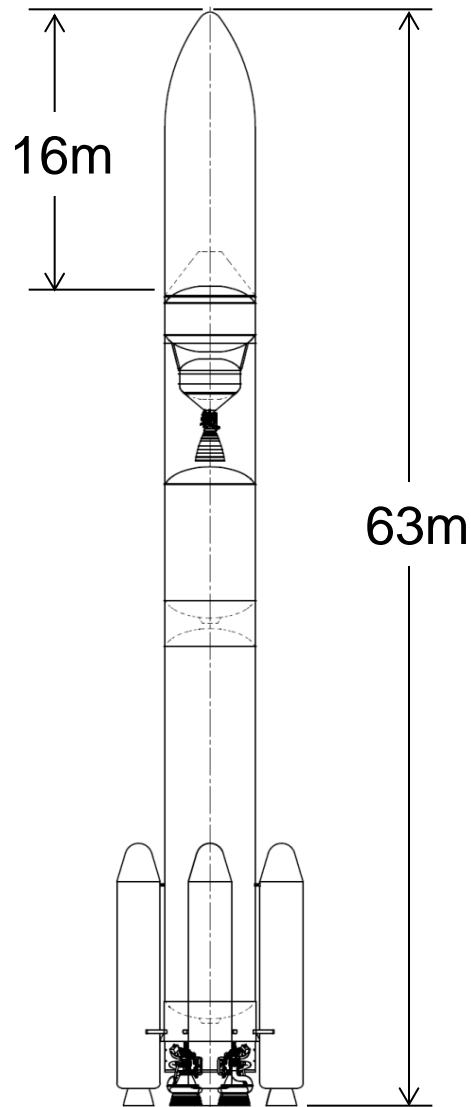
- (1) 太陽同期軌道ミッションに対応するH3-30Sに関して、基本設計結果として以下の実現性を確認
 - 太陽同期軌道(高度500km)への打上げ能力: **4トン以上**
 - MHI殿により算定された標準的な打上げ価格: **約50億円**
- (2) 静止衛星市場における需要予測では、**衛星質量は2.5～6.5tで幅広く分布**しており、**H3ロケットの打上げ能力レンジで対応可能**

静止トランスファ軌道 (GTO) への打上げ能力



【注】 機体識別名称 H3-abc a: LE-9の基数(2,3) b: SRB-3の本数(0,2,4) c: フェアリングサイズ(S,L)

機体諸元



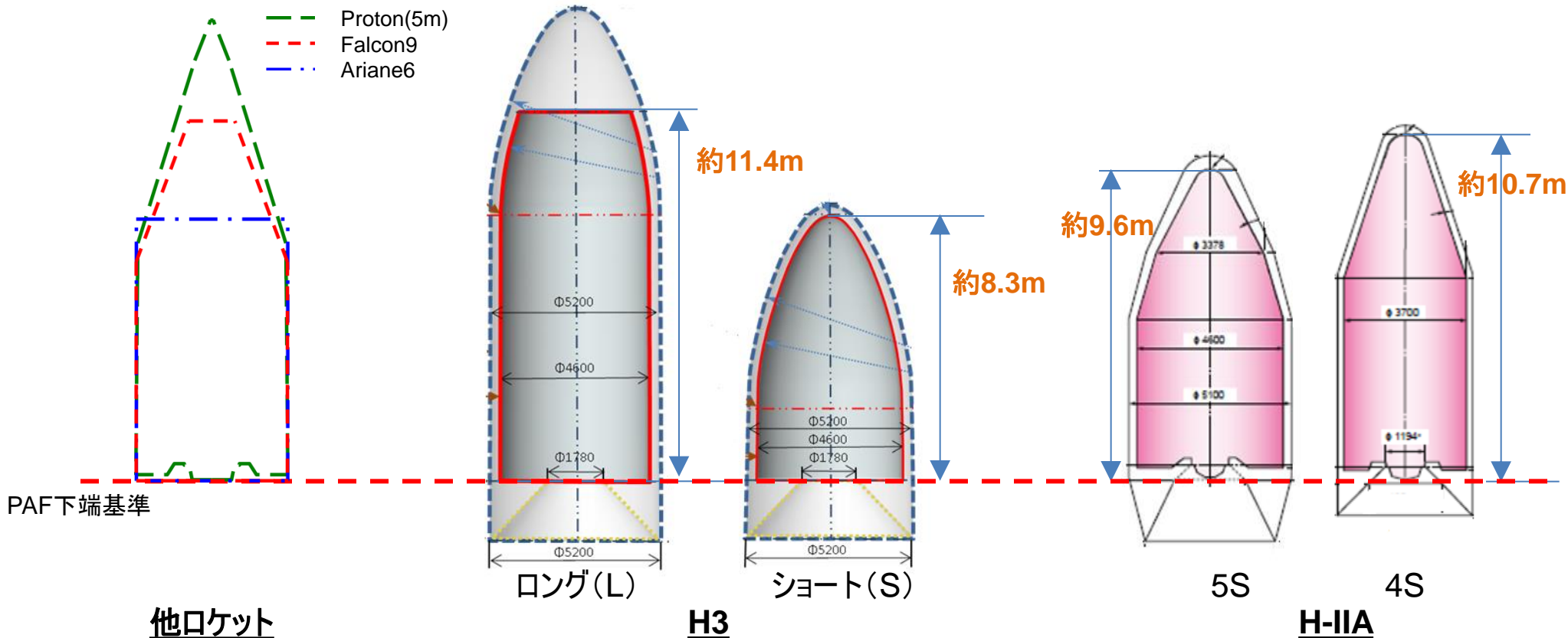
: 選択仕様を示す。

衛星搭載	フェアリング	ショート(S) or ロング(L)
	PAF	Φ937mm or 1194mm or 1666mm
1段 (直径5.2m)	エンジン	LE-9×2 or 3基
	真空中推力	150tonf/基(100%)、94.5tonf/基(63%)
	海面上推力	124.5tonf/基(100%)、68.2tonf/基(63%)
	比推力	425s
2段 (直径5.2m)	エンジン	LE-5B-3×1基
	真空中推力	14tonf
	比推力	448s
固体ロケット ブースタ (直径2.5m)	モータ	SRB-3×0 or 2 or 4本
	平均推力	約220tonf
	比推力	283.6s
全段	全備質量	574ton (H3-24L)

【注】本図はH3-24L

カスタマ・インタフェース

- フェアリング包絡域: 2種類のフェアリングで**世界最大級の包絡域**までをカバー
- 搭載環境条件: 基本設計の結果、**世界最高水準**の環境条件(衝撃、音響等)の実現の目途を確認
- 受注から打上げまで:**約12ヶ月**(現行基幹ロケットから半減)

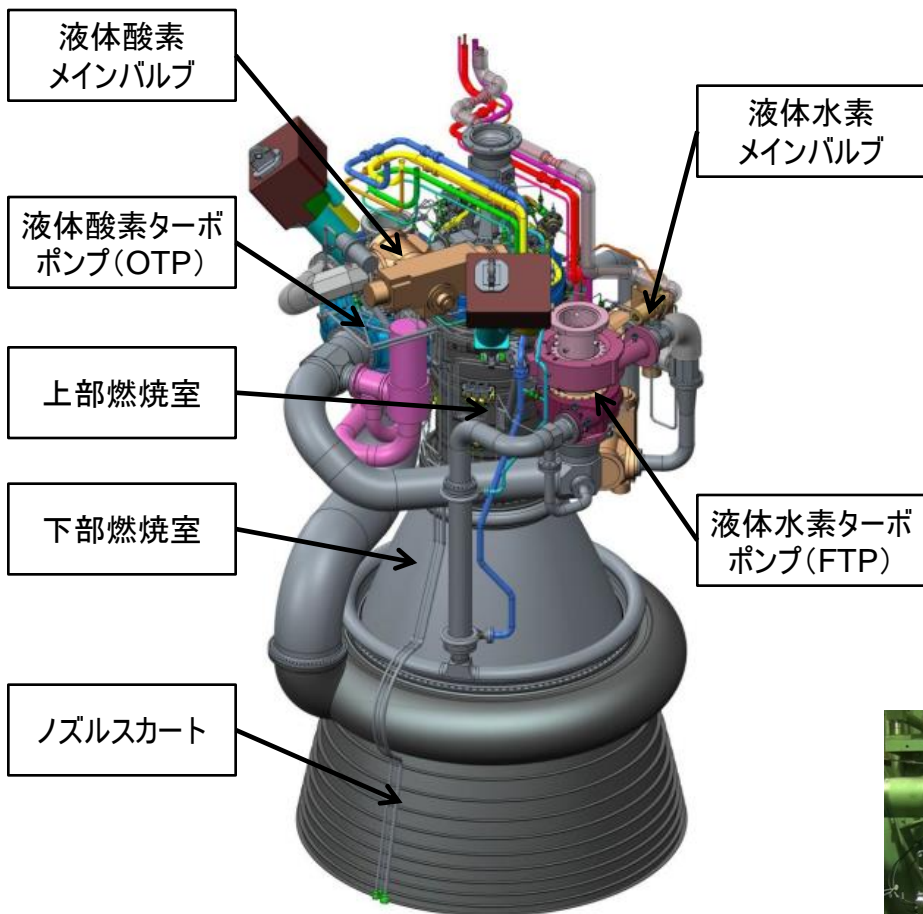


【注】赤字はPAFを含む衛星包絡域の高さ

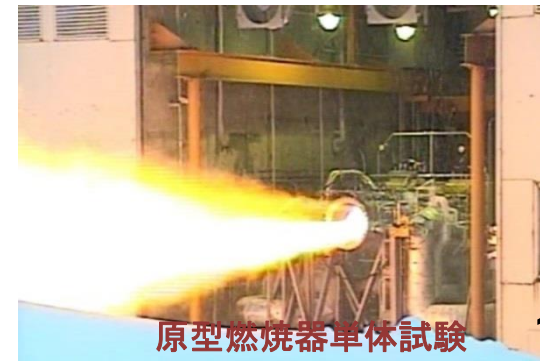
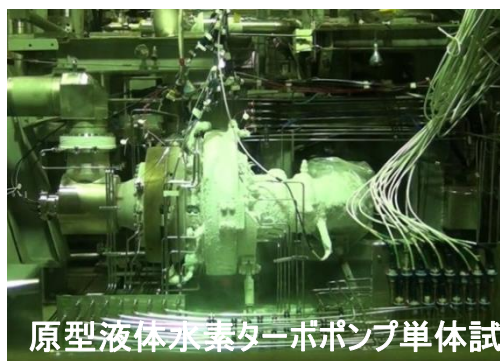
(引用)H-IIA User's Manual

第1段エンジン(LE-9) 基本仕様

- 原型燃焼器単体試験および原型液体水素ターボポンプ単体試験により得られたデータを**実機型エンジン**の設計に反映し、同エンジンの**製造に着手済み**。

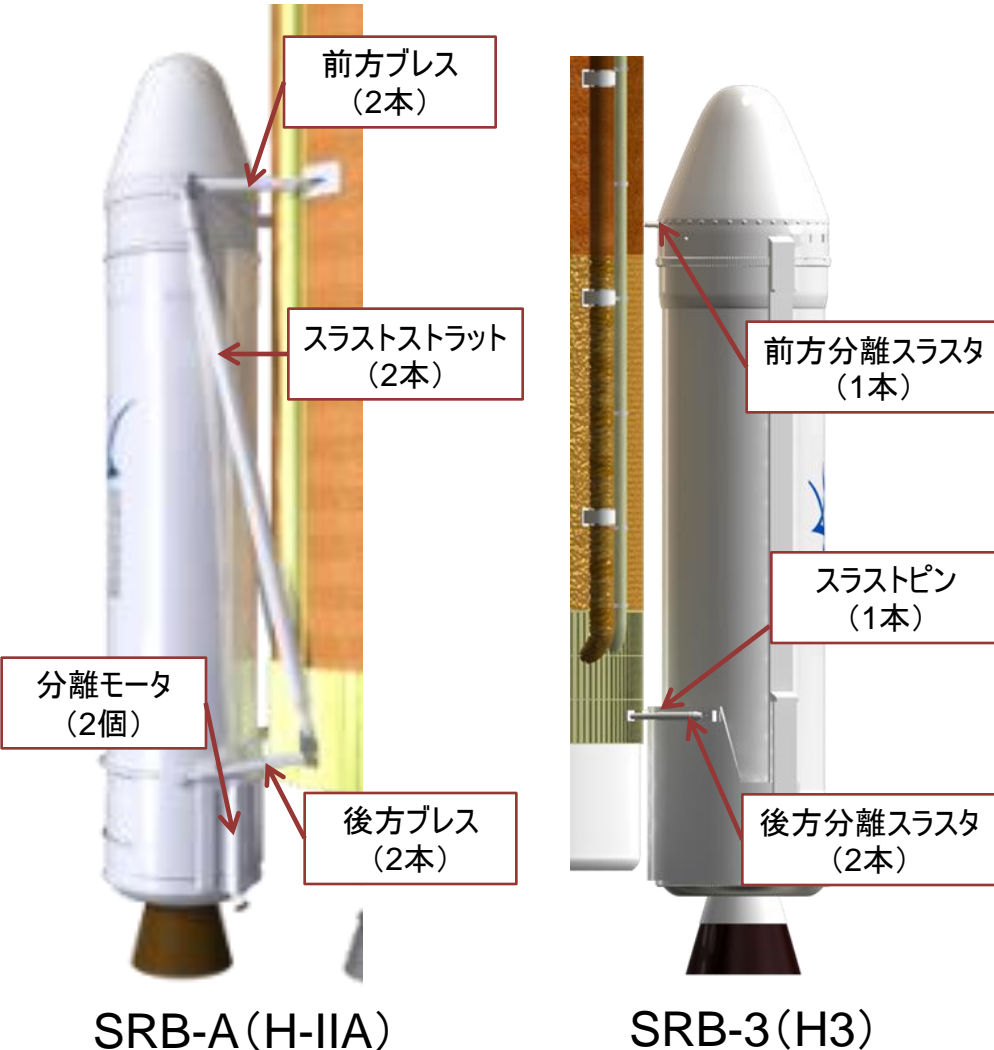


項目	LE-9エンジン	(参考)LE-7Aエンジン
エンジンサイクル	エキスパンダブリード	2段燃焼
真空中推力	1471kN (150tonf) 63%スロットリング	1100kN(112tonf)
比推力(Isp)	425s	440s
重量	2.4ton	1.8ton
全長	3.75m	3.7m
エンジン混合比	5.9	5.9
燃焼圧力	10.0MPa	12.3MPa
FTP吐出圧力	19.0MPa	28.1MPa
OTP吐出圧力	17.9MPa	26.6MPa
バルブ駆動方式	電動バルブ 作動点を連続制御	空圧バルブ オリフイスで作動点調整



固体ロケットブースタ(SRB-3) 基本仕様

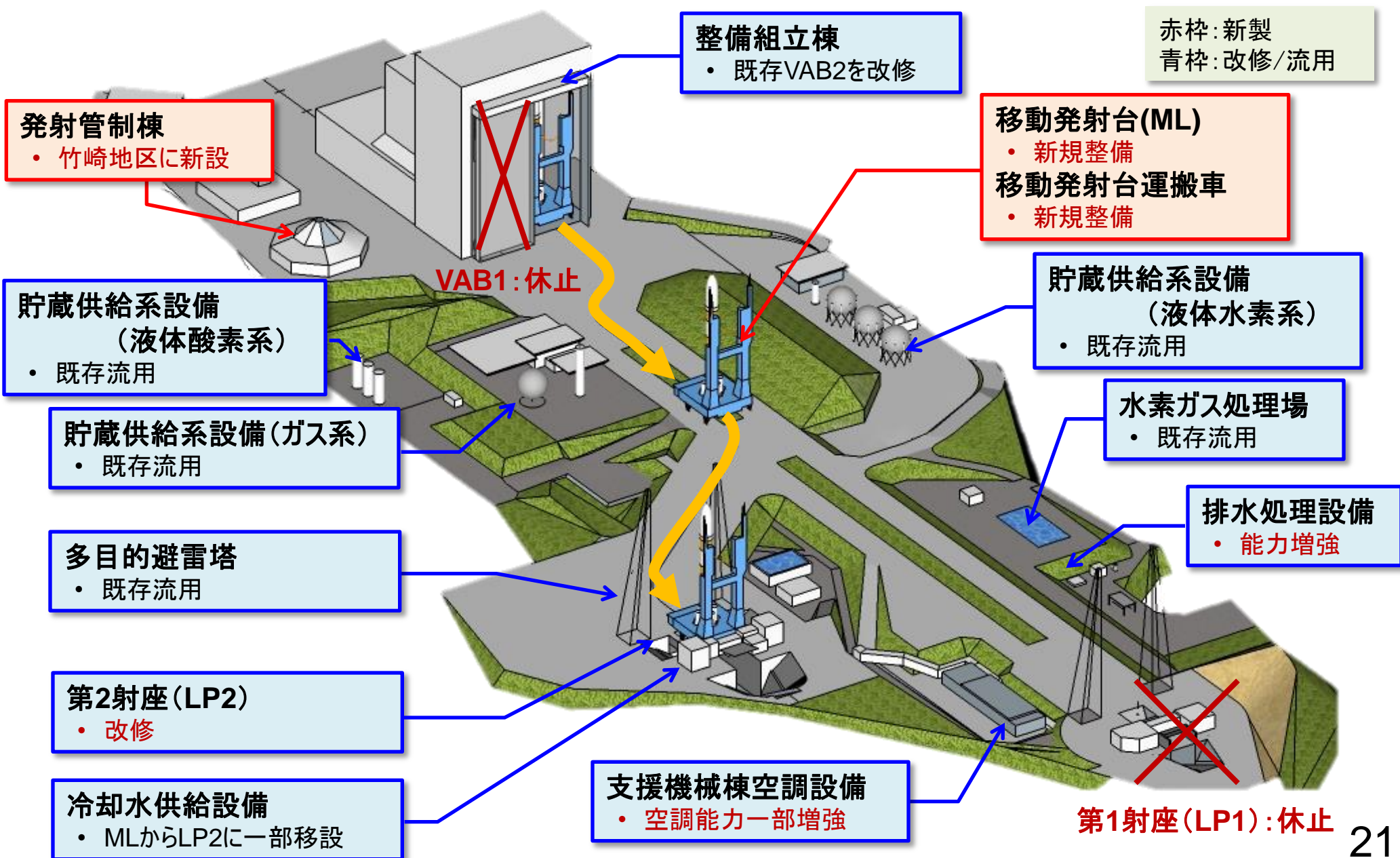
- 簡素化、低コスト化を追求した仕様設定。
- 基本設計および同フェーズで実施した要素試験結果を反映し **詳細設計に着手済み**。



項目	SRB-A(H-IIA)	SRB-3(H3)
固体推進薬	コンポジット推進薬	コンポジット推進薬
真空中推力	約180tonf	約220tonf
性能(Isp)	283.6s	283.6s以上
固体推進薬量	65.9ton	約66.8ton
全長	15.2m	14.6m
直径	φ2.5m	φ2.5m
燃焼時間	116s	約105s
ノズル駆動方式	電動アクチュエータ	なし(ノズル固定式)
分離方式	スラストストラット・分離モータ方式	分離スラスト方式

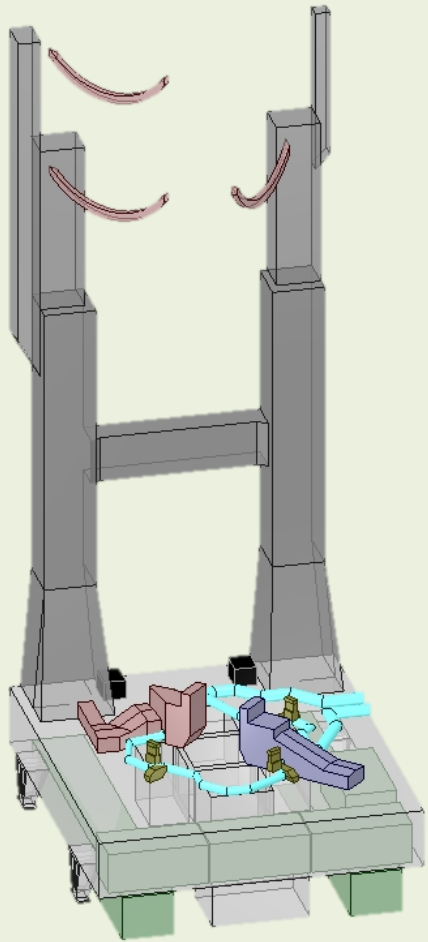
- 主要開発項目
 - 結合・分離方式の簡素化(結合点及び火工品の削減)
 - モータケース他、各構成品の低コスト化／軽量化
 - H3とイプシロン共通で有効な推進特性の確立

射点系施設設備 基本構想

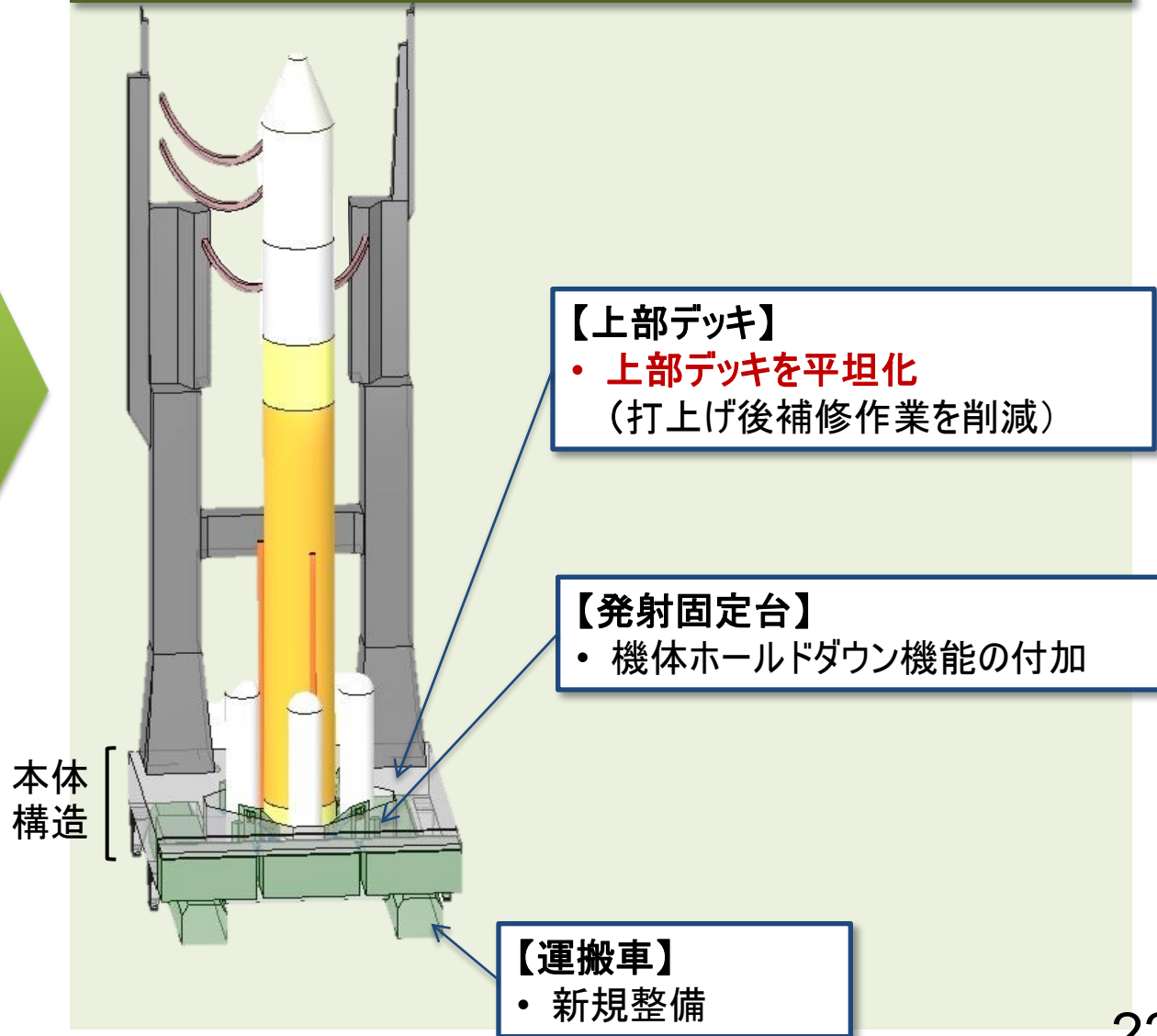


新移動発射台 (ML)

ML3 (H-IIB)

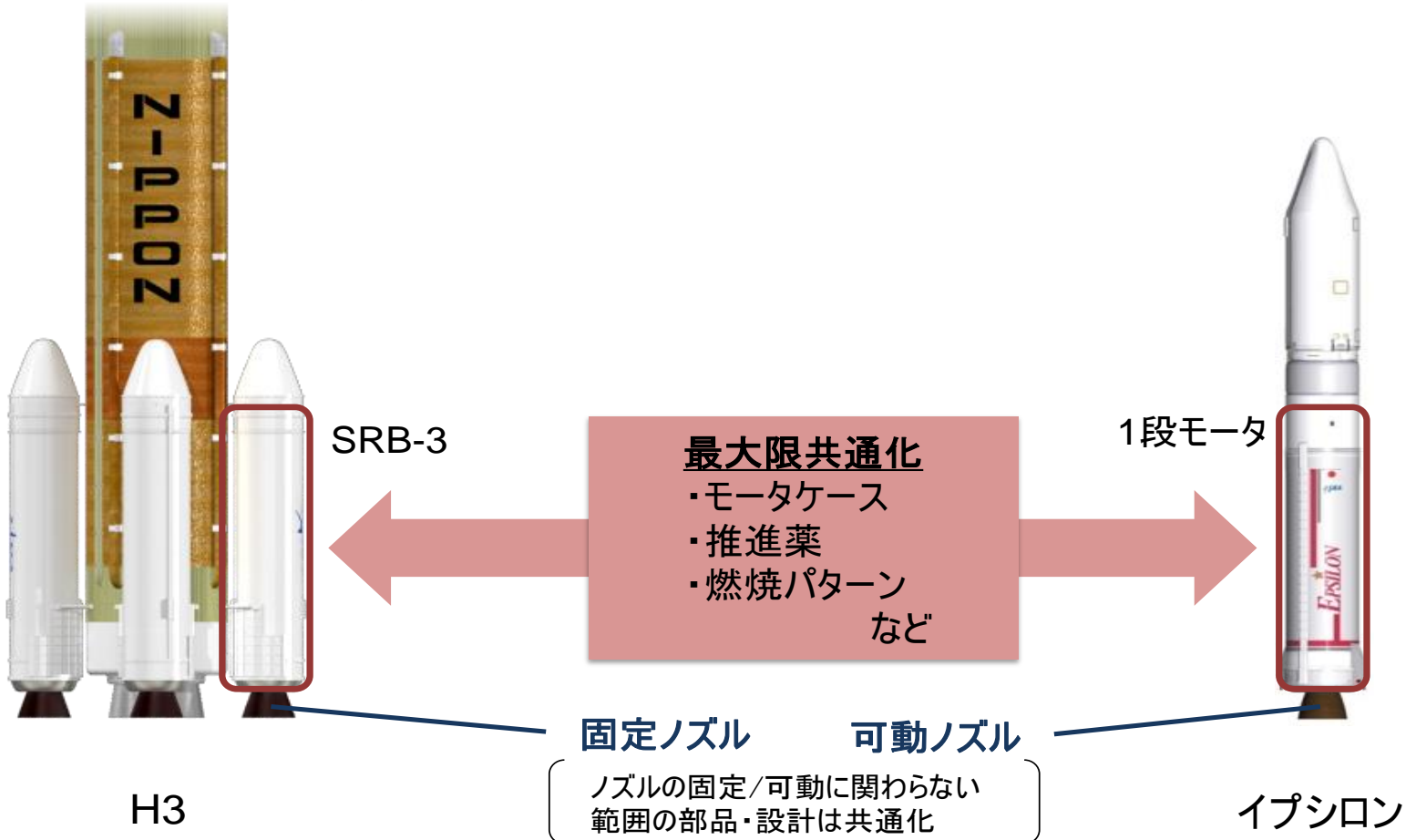


新ML (H3)



イプシロンロケットとのシナジー

- H3の固体ロケットブースタ(SRB-3)の推進薬量を66トン級(現行のH-IIA/Bロケット用SRB-A及びイプシロン1段モータとほぼ同じ薬量)と設定。
- H3ロケットで開発した低コストのアビオニクスをイプシロンロケットにも適用することを考えているが、具体的な品目については今後検討。



コスト半減への取り組み

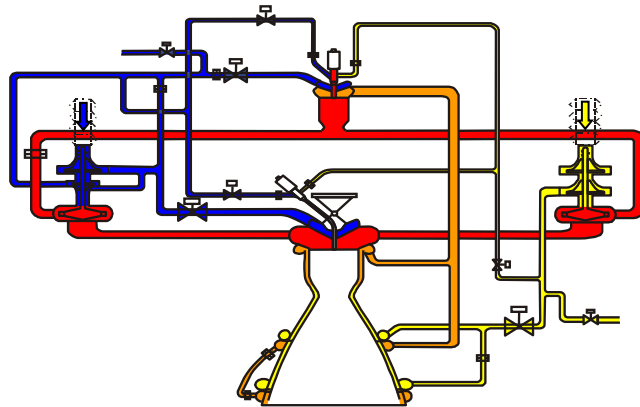
- H-IIAロケットの経験に基づき、**設計・製造・運用のあらゆる面を見直し**
- 主なポイント
 - ① システム構成の**簡素化**
 - ② **低コストの製造・運用コンセプト**を設計段階で作り込み
 - ③ 日本の得意な技術の活用
 - **民生部品**（電子部品等）の積極的な使用
 - 高精度で低コストの**加工技術、品質管理技術**

システム構成の簡素化の例

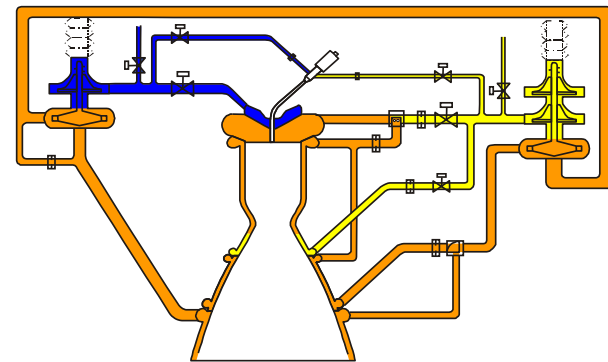
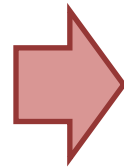
(1) 機体構成: 固体モータの削除



(2) エンジンサイクル: 二段燃焼からエキスパンダブリードへ(構成コンポーネントを20%削減)



LE-7Aエンジン



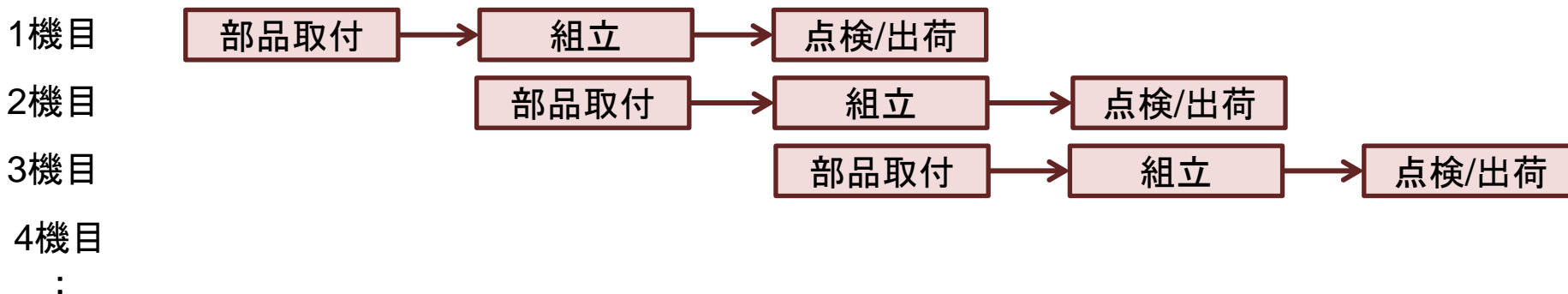
LE-9エンジン

(3) 駆動エネルギー: 油圧から電動(1段推力方向制御)、空圧から電動(1段エンジンバルブ)

低コストの製造・運用コンセプトの作り込み例

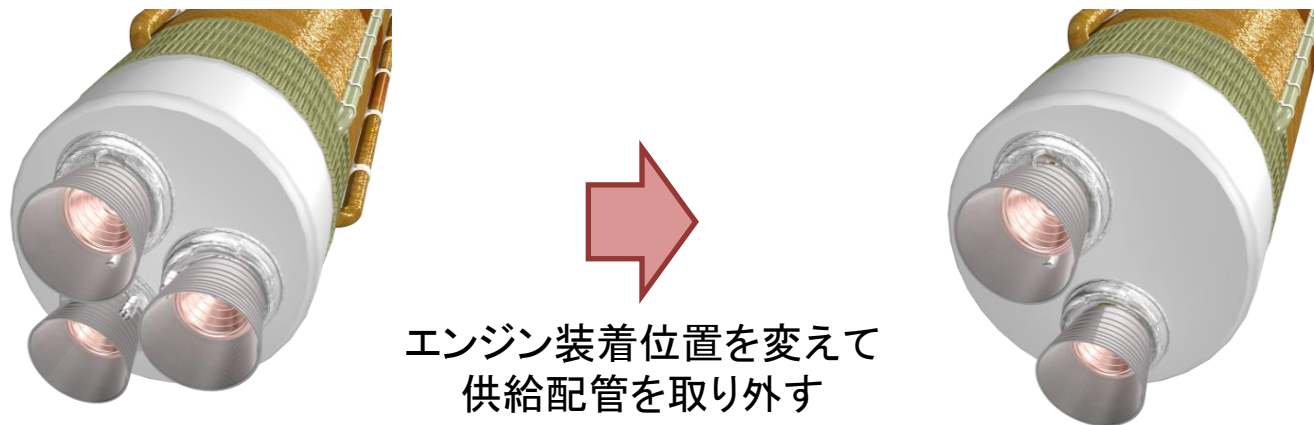
(1) 機器・部品の共通化：バルブ、センサ等

(2) 作業工程の平準化：部品取付、組立、点検/出荷の時間を均等化し、ライン生産



(3) モジュール化：

機体形態に影響を受ける部分は限定的

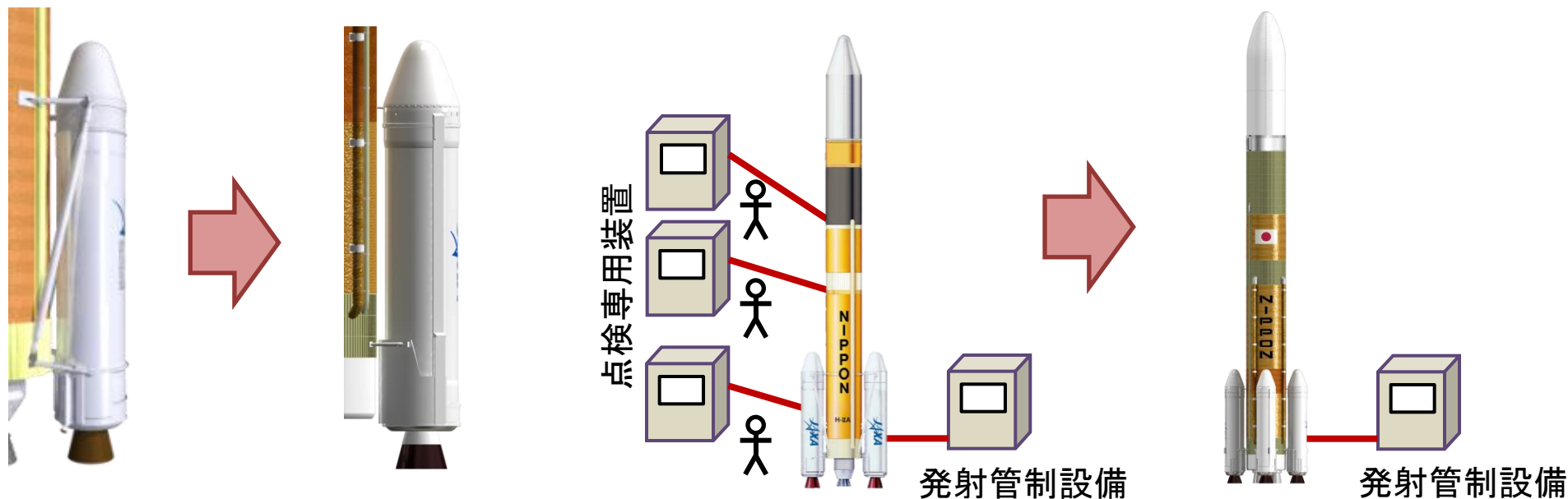


【例】1段エンジンの基数変更イメージ

低コストの製造・運用コンセプトの作り込み例

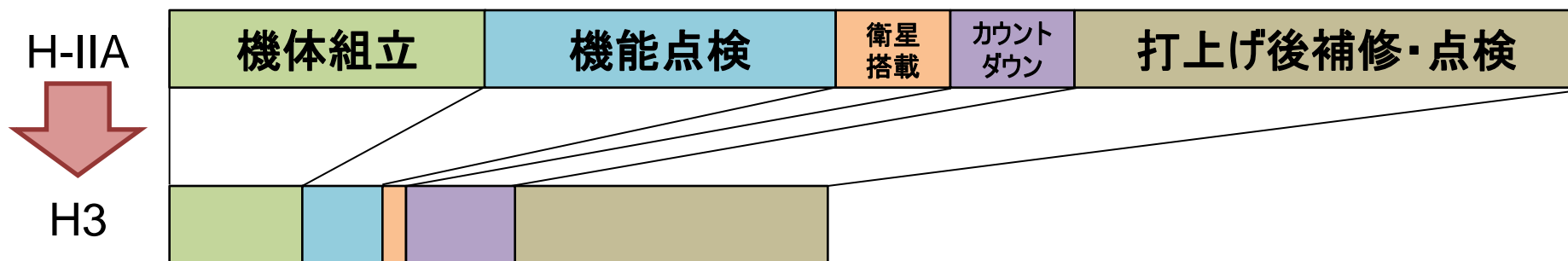
(4) 共通仕様化：第2段、固体ロケットブースタ等はミッションに依存せず同一仕様

(5) 射場整備工程の短縮： 固体ロケットブースタの結合、自動点検（専用装置接続不要）



結合簡素化：機体組立期間短縮

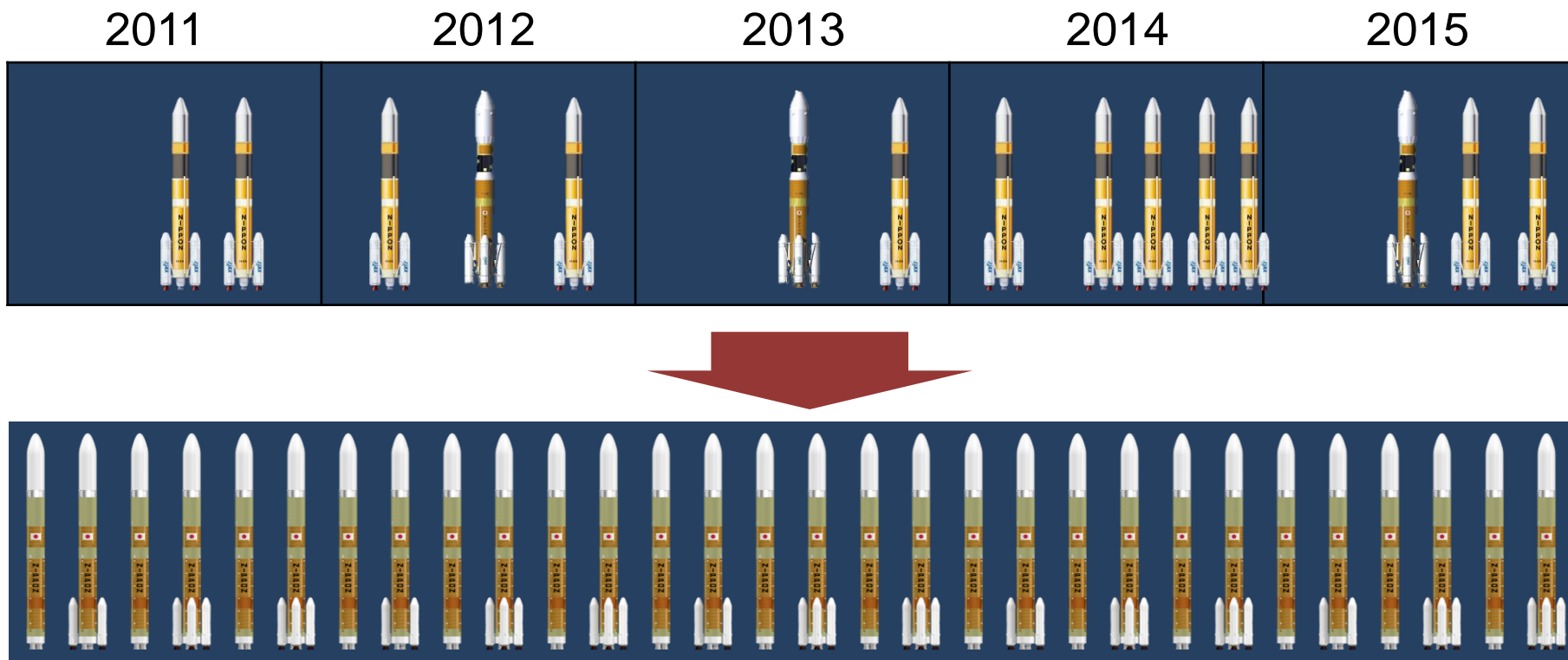
自動点検：機能点検期間短縮



目指す運用コンセプト

- 注文から打上げまで: 2年
- 打上げ間隔: 2ヶ月
- 組み立て作業: 1ヶ月

大幅に短縮

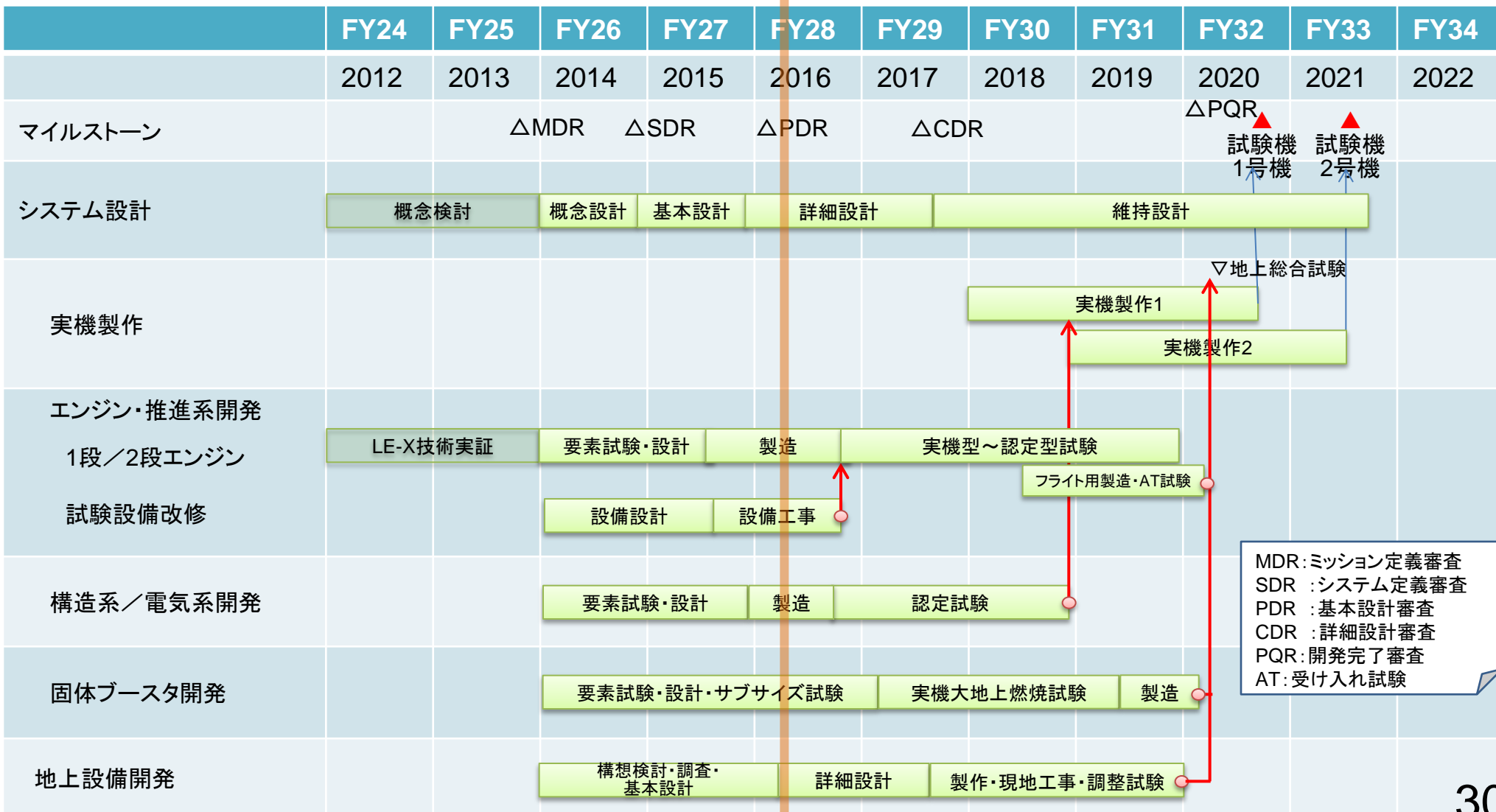


4. プロジェクト計画

- 開発スケジュール
- 今後の予定

開発スケジュール

- 2020年度に試験機1号機を打上げ予定。試験機2号機の打上げを評価し、開発を完了。
- 総開発費； 約1900億円



今後の予定

- 2016年度：**詳細設計フェーズに移行**し、以下を実施予定
 - 技術試験用供試体の製造に向けたサブシステム、コンポーネント等を含む設計・図面作成
 - 地上設備の製造に向けた設計
 - 要素試験の実施
 - 燃焼試験設備の工事
 - 技術試験用供試体の製造ならびに一部の技術試験の実施
 - **LE-5B-3 認定型エンジン燃焼試験**（下半期、三菱重工田代試験場・角田宇宙センター）
 - **LE-9 実機型ターボポンプ単体試験**（下半期、角田宇宙センター）
 - **LE-9 実機型エンジン燃焼試験**（下半期、種子島宇宙センター）
- 2017年度：引き続き詳細フェーズにて以下を実施し、詳細設計審査（CDR）を経て、製作・試験フェーズに移行予定
 - ロケット機体の製造図面作成
 - 地上設備の設計および製造
 - 技術試験用供試体の製造と試験の実施
 - LE-5B-3 認定型エンジン燃焼試験（継続）
 - LE-9 実機型エンジン燃焼試験（継続）
 - **SRB-3 実機大燃焼試験**（下半期、種子島宇宙センター）
 - 1段厚肉タンクステージ燃焼試験の準備 等

日本の技術で、 宇宙輸送をリードせよ。

いかなるものも、輸送手段なくして宇宙へは行けない。
宇宙を使ったアイデアが次々に生まれている時代。
すべての鍵は、宇宙輸送が握っている。

打ち上げ成功だけでは、これからの宇宙輸送は担えない。
日本は徹底した利用者視点で、ロケットの「使いやすさ」を追求する。
日本の技術を集結させれば、世界をリードするロケットが作れるはずだ。

H3ロケットで日本のミッションが加速する。
私たちの生活は、宇宙にもっと近くなる。

2020年。日本を、世界を、宇宙に運べ。