



資料2

H3ロケット 基本設計結果について

平成28(2016)年6月21日
宇宙航空研究開発機構

理事 山本 静夫
執行役 布野 泰広
H3プロジェクトチーム 岡田 匡史

本日のご報告

- H3ロケット総合システムの基本設計結果について、以下のとおりご報告する。
 1. 経緯と進捗
 2. 基本設計結果
 3. 開発計画
 4. 今後の予定

1. 経緯と進捗

- 2015年4月： H3ロケット総合システムとして基本設計フェーズに移行し、ロケット機体のシステムならびに構造系、電気系、エンジン、固体ブースタなどの各サブシステム、および地上施設設備の基本設計に着手した。
- 2016年2月2日： 第25回宇宙開発利用部会にて、基本設計フェーズにおける開発状況として以下を報告し、了承された。
 - イプシロンロケットとのシナジーの方向性
 - 現行基幹ロケット(H-IIAおよびH-IIB)からの移行計画
- 2016年4月： JAXAにおいて、H3ロケット総合システム基本設計審査(PDR)を実施し、**詳細設計フェーズへの移行は可能**である、と判断した。

H3ロケットのシステム概要

第25回宇宙開発利用部会(2016年2月2日)
資料25-3-1より抜粋(H/IIA/B外觀図を見直し)

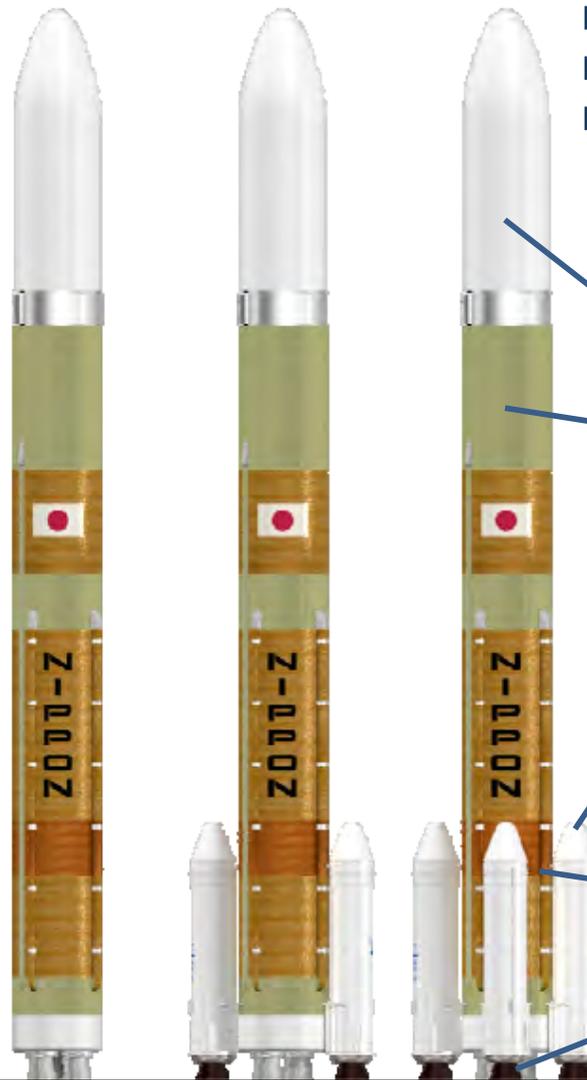
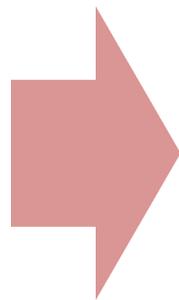


202

204

H-IIA

H-IIB



- 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

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

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
シングルランチでカバー)

[注1] 500km円軌道

[注2] 条件、価格構成要素等を
検討中。

2. 基本設計結果

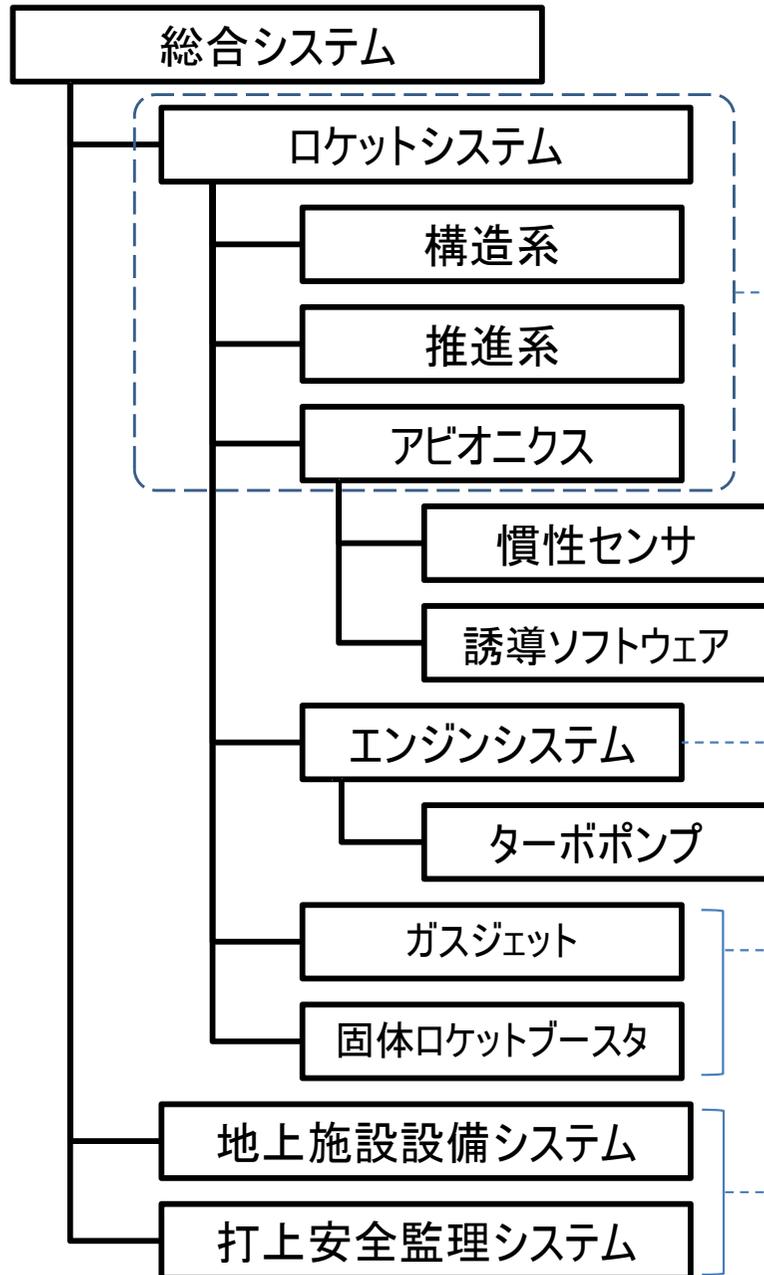
- プライムコントラクタ(パートナーを含む)、キー技術関連事業者による開発体制(5ページ参照)を構築の上、**20年間の運用**を見据え、**年間打上げ6機の打上げに対応可能**な製造・射場設備と運用構想を具体化し、基本設計を実施した。

- 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した。
 - 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**
(条件等については、MHI殿による検討結果を本日まで説明)

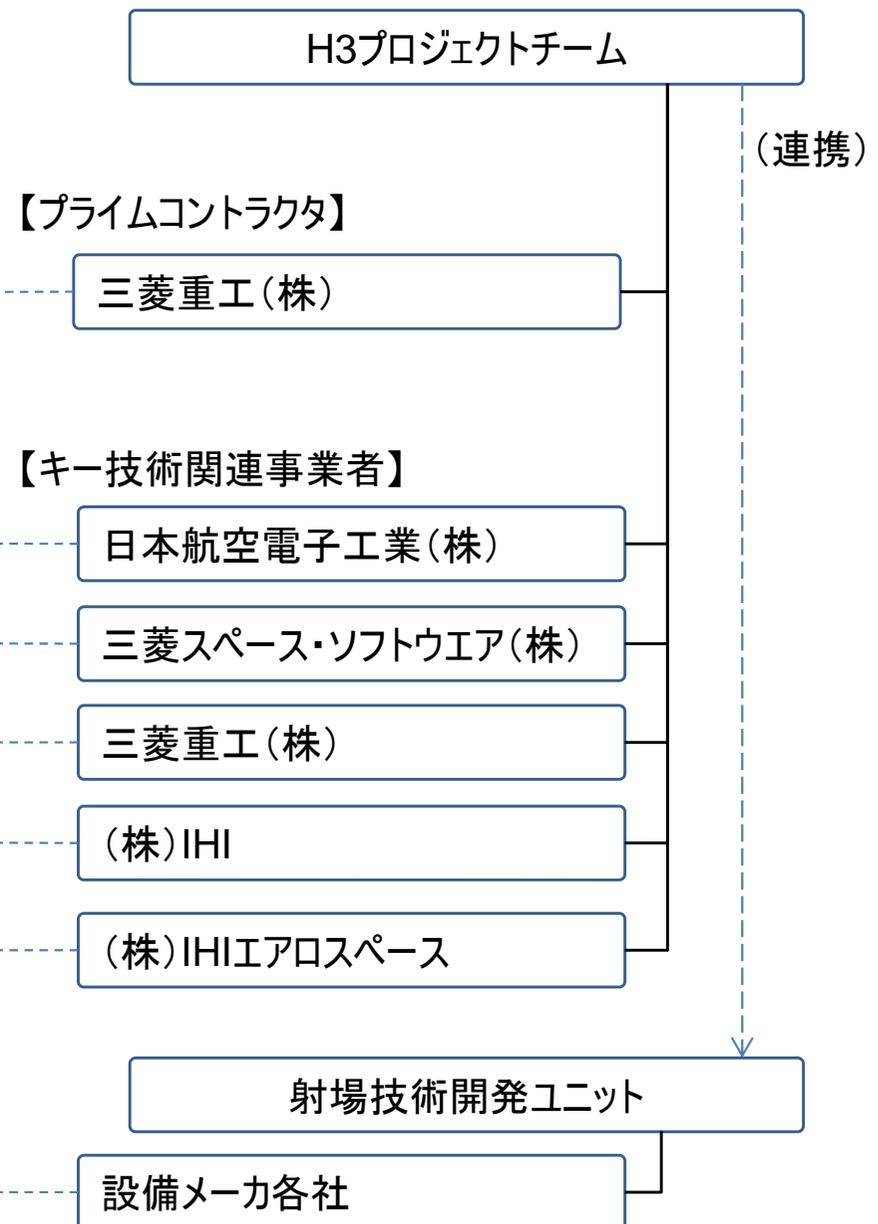
 - (2) また、H3ロケットの打上げ輸送サービスを担うMHI殿が**プライムコントラクタとしてロケットシステムの開発に主体的に参画**することで、**市場動向やニーズ等を分析・評価**しつつ開発を進めている(環境条件等のカスタマ・インタフェースを含む)。
 - 衛星の需要予測では、**衛星質量は2.5～6.5t**で幅広く分布しており、H3ロケットの打上げ能力レンジで**対応可能**(6ページ参照)。

開発体制

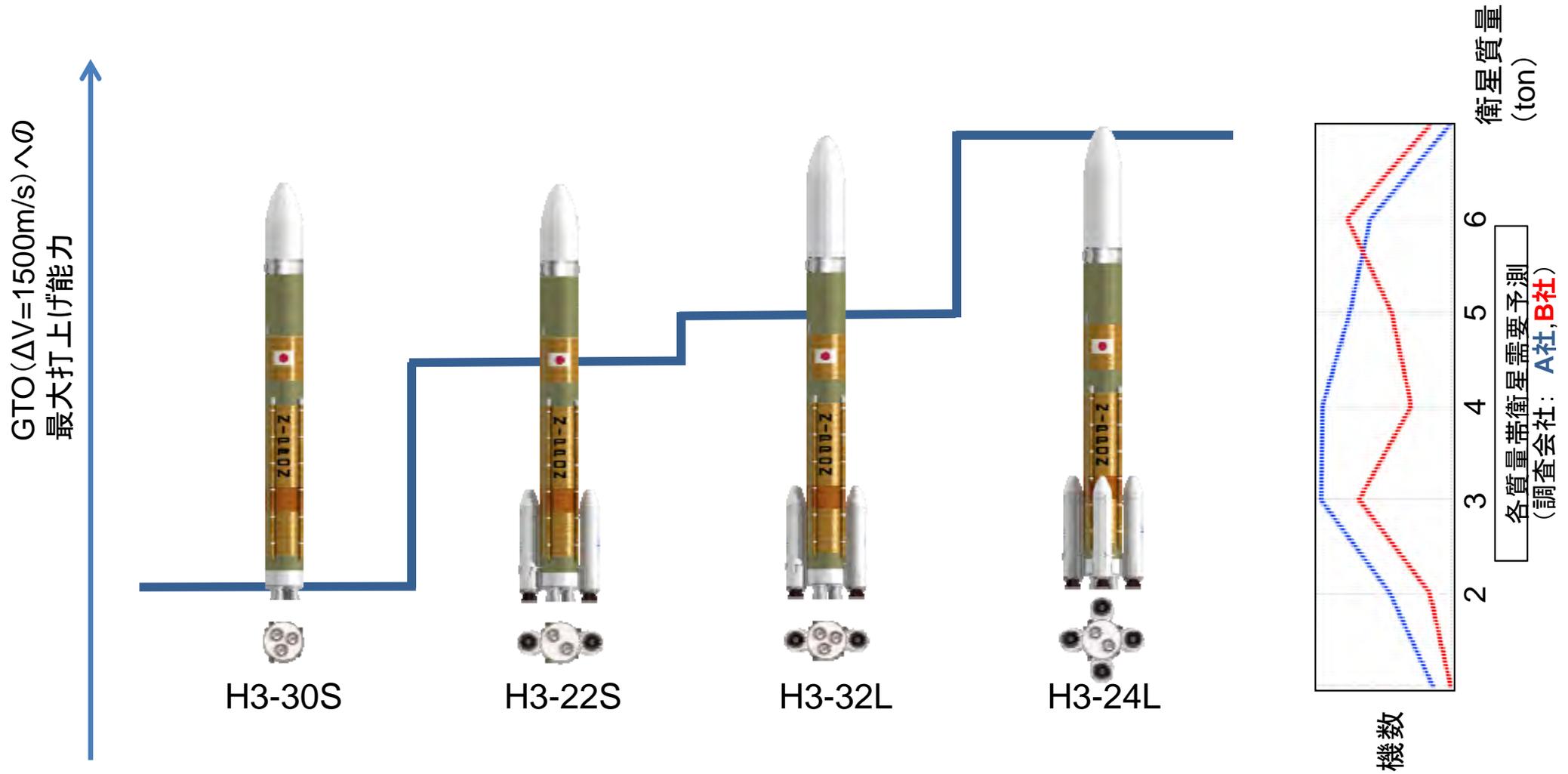
■ システム構成



■ 体制

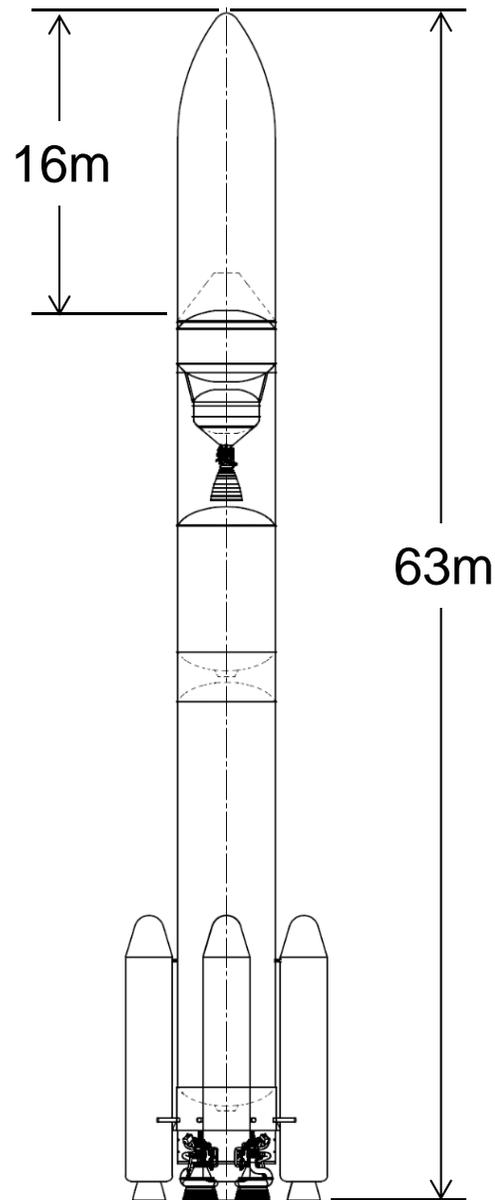


静止トランスファ軌道 (GTO) への打上げ能力



【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



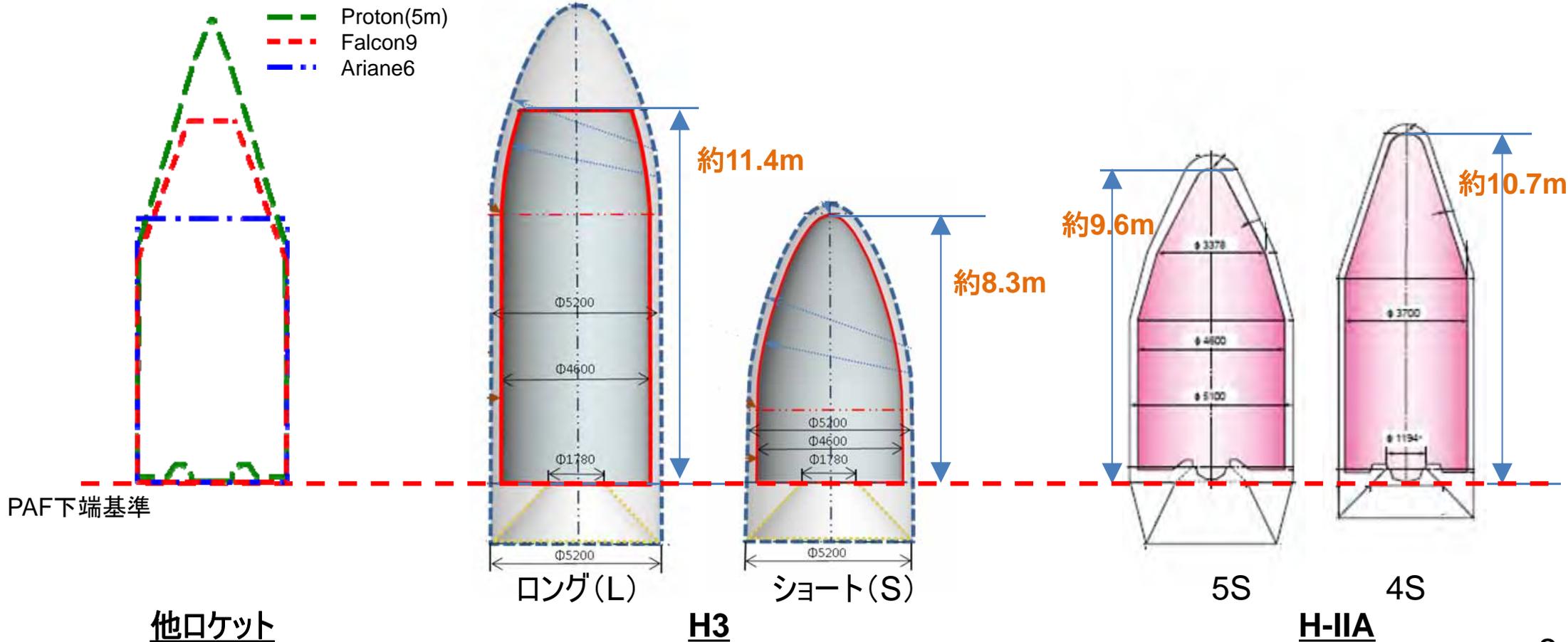
: 選択仕様を示す。

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にて、H-IIAと同等から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

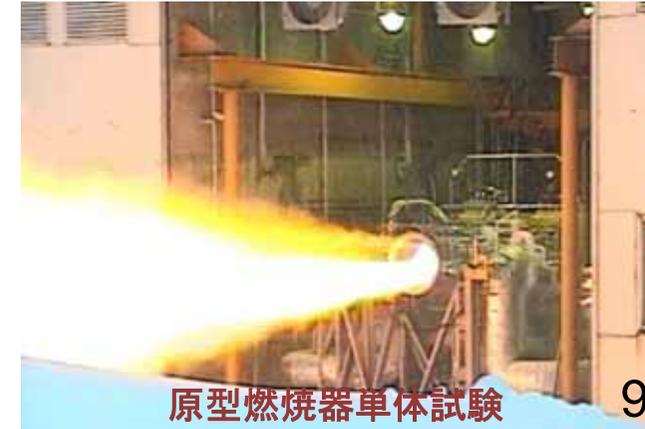
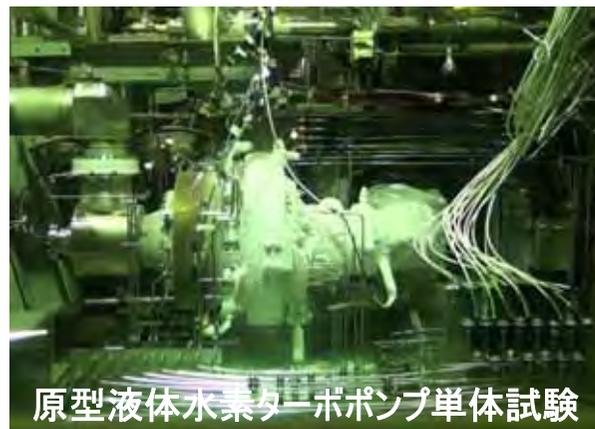
(引用)H-IIA User's Manual

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した。

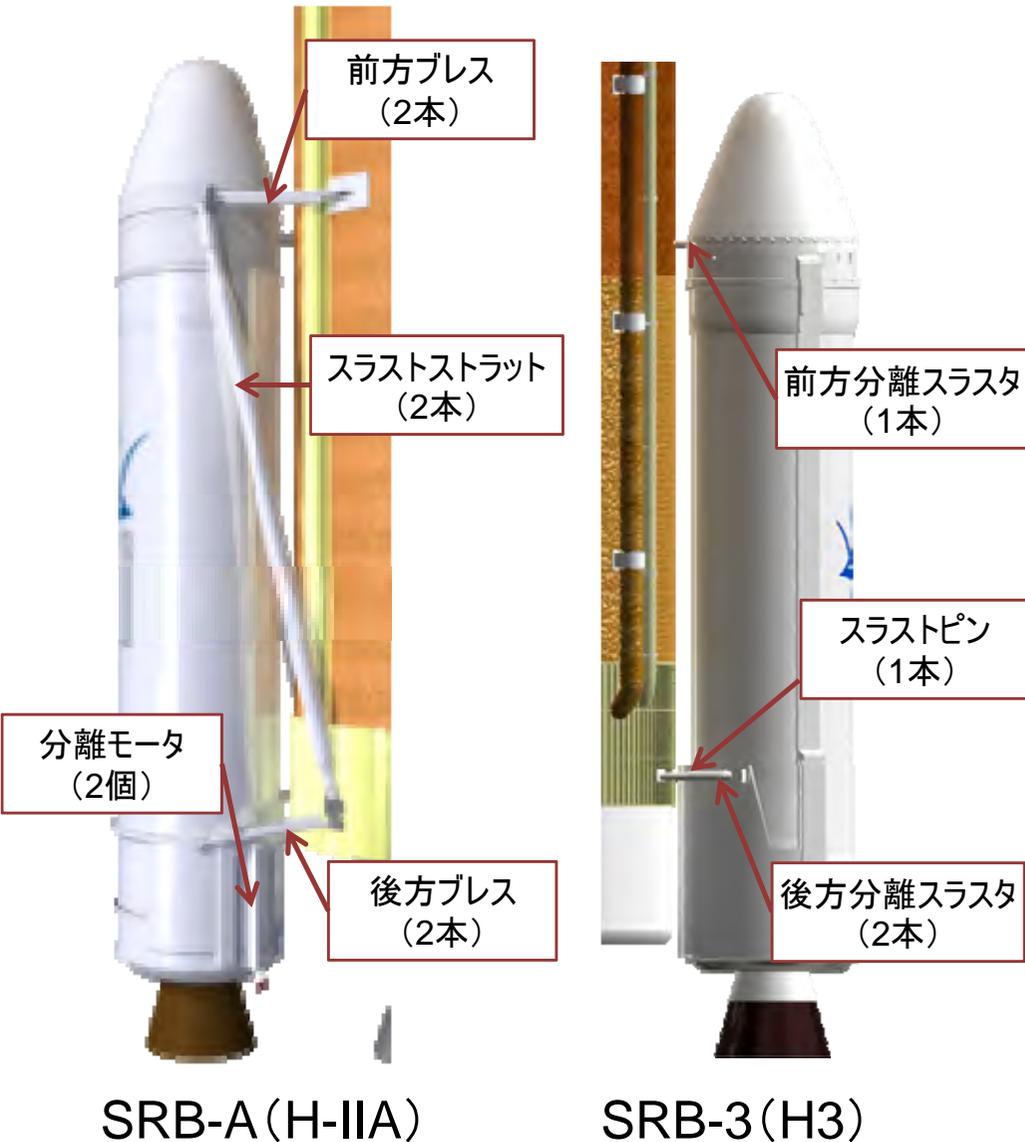


項目	LE-9エンジン	(参考)LE-7Aエンジン
エンジンサイクル	エキスパンダブリード	2段燃焼
真空中推力	1471kN (150tonf) 63%スロットリング	1100kN(112tonf)
比推力(Isp)	425s	440s
重量	2.4ton	1.8ton
全長	3.75m	3.7m
エンジン混合比	5.9	5.9
燃焼圧力	10.0MPa	12.3MPa
FTP吐出圧力	19.0MPa	28.1MPa
OTP吐出圧力	17.9MPa	26.6MPa
バルブ駆動方式	電動バルブ 作動点を連続制御	空圧バルブ オリフスで作動点調整



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、詳細設計に着手した。



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	2.5m	2.5m
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	分離スラスタ方式

- 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

