



資料25-3-1

科学技術・学術審議会
研究計画・評価分科会
宇宙開発利用部会
(第25回)H28.2.2

H3ロケットの開発状況について

平成28(2016)年2月2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

ご説明内容

- 第22回宇宙開発利用部会(平成27年7月2日)では、①機体形態の選定、および②機体名称(H3ロケット)の選定についてご報告した。
- 今回のご報告では、以降の開発の進捗状況についてご説明する。

1. 経緯と進捗

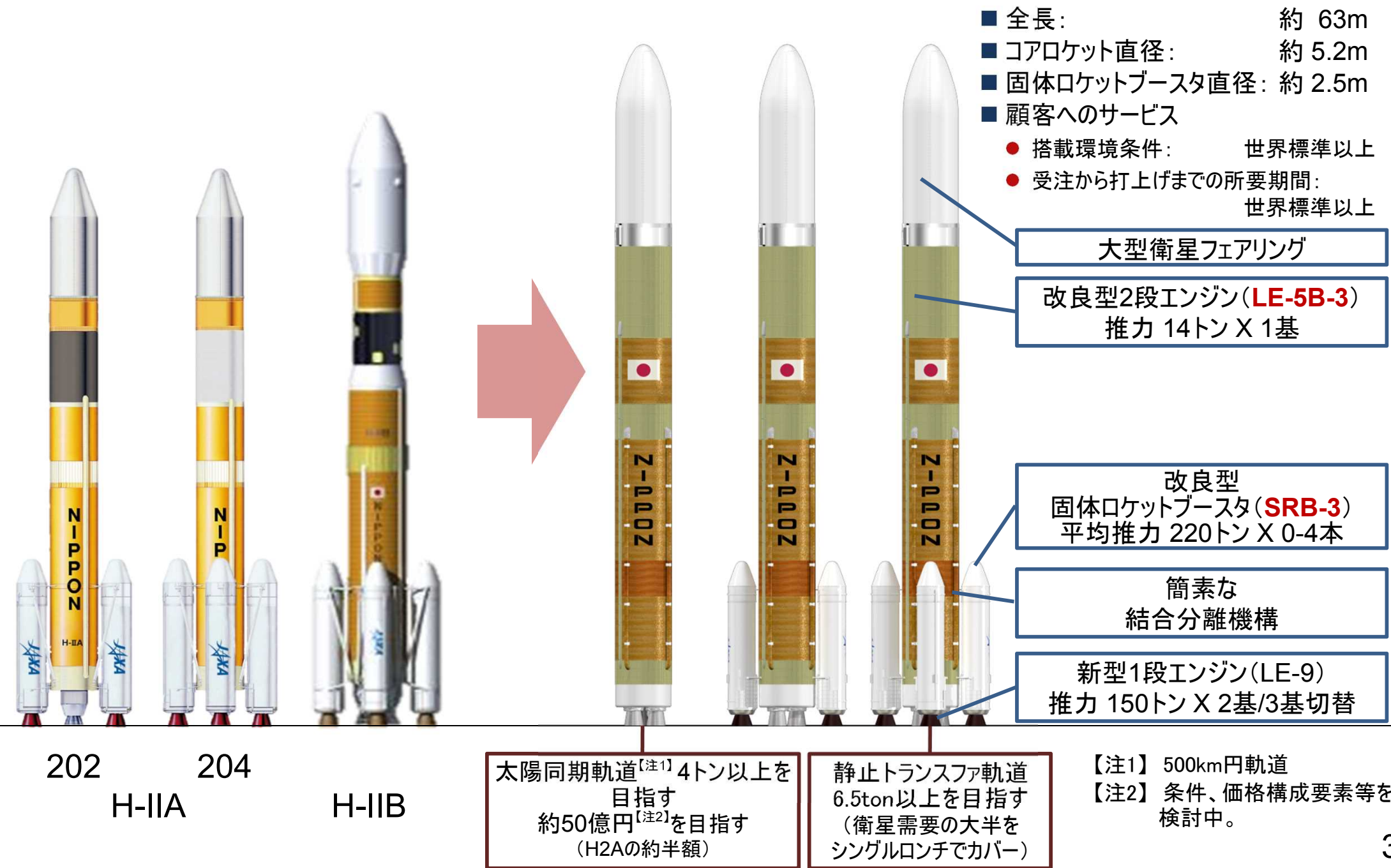
- 2015年7月2日： 文部科学省宇宙開発利用部会にて、基本設計フェーズにおける開発状況について以下のとおり報告し、了承された。
 - 第2段エンジン1基の形態を選定する。
 - 新型基幹ロケットの機体名称を、以下とする。

日本語名称： **H3ロケット**（エイチ・スリー・ロケット、英数字は半角、短縮形：H3）

英語名称： **H3 Launch Vehicle**（短縮形：H3）

- 引き続き開発を継続し、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を実施している。
- 合わせて、①イプシロンロケットとのシナジーの方向性、②現行基幹ロケット（H-IIAおよびH-IIB）からの移行計画について検討を進めた。

2. 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

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

202 H-IIA 204 H-II B H3

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. H3ロケットのシステム概要

■ 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)



H3-30S



H3-30L



H3-22S



H3-22L



H3-24S



H3-24L



H3-32S



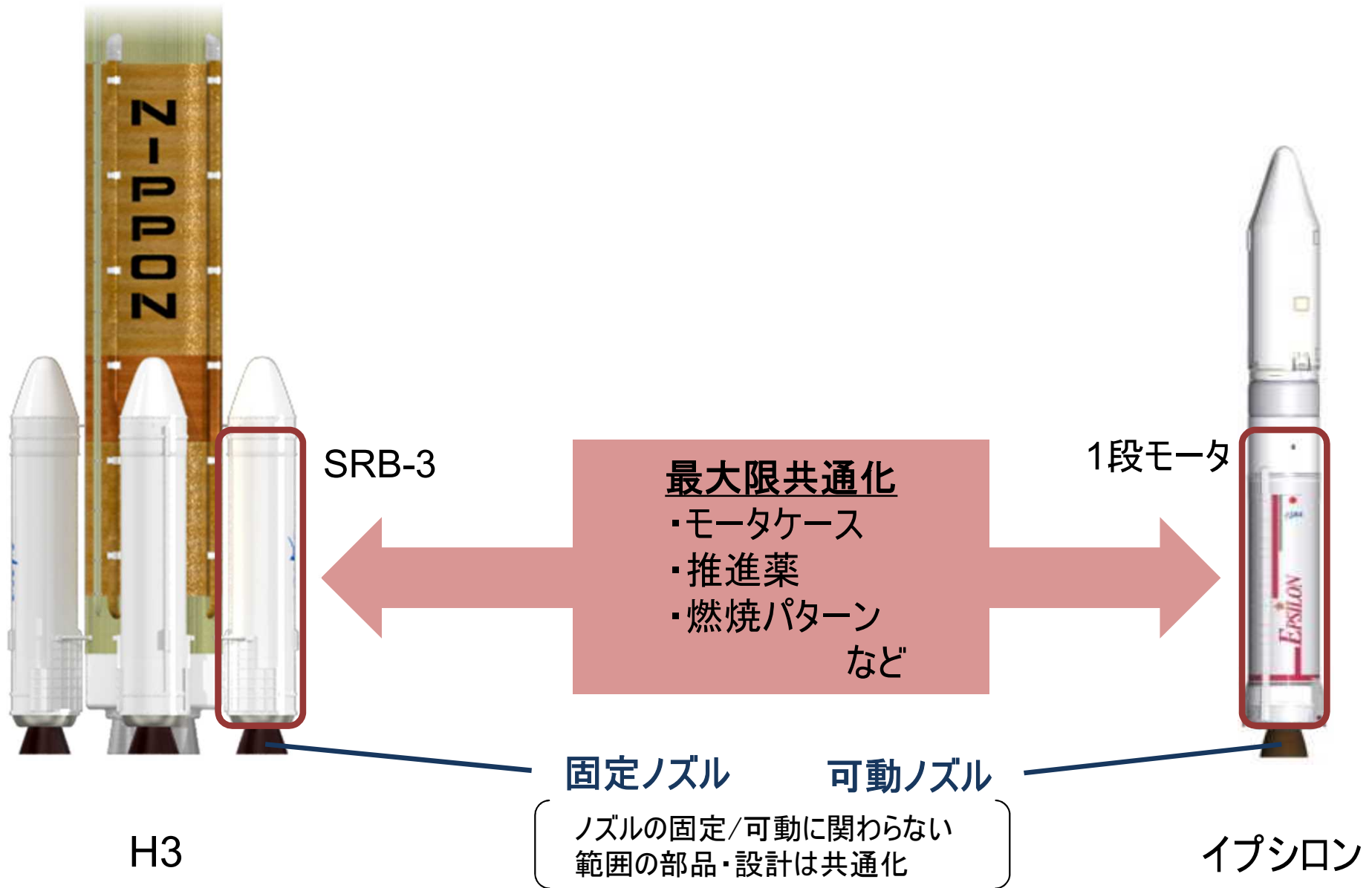
H3-32L

3. イプシロンロケットとのシナジーの方向性

- システムトレードオフの結果、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)とすることとした。
- これを受け、H3の主要サブシステムとして求められる性能等を実現しながら、イプシロンとのシナジー効果を発揮するべく、ハードウェアの共通化を最大限考慮した設計を実施中。
 - SRB-3は、モータケース、推進薬、燃焼パターンなど、イプシロン1段モータと最大限共通化できる見通し(H3の技術をイプシロンに適用)。但し、ノズルについては、一部固有の設計が必要。
 - H3では、現行のSRB-Aが有する推力方向制御(Thrust Vector Control: 以下、TVC)の機能を低コスト化等のため第1段エンジン(LE-9)にのみ持たせ、SRB-3のノズルを固定化する計画。
 - イプシロン1段モータのノズルは可動とする必要があり、TVC機能の付加が必要となるが、ノズルの固定/可動に関わらない範囲の部品・設計はSRB-3のノズルと共通化できる見通し。これを踏まえ、イプシロン側の具体的な開発計画を検討中。
 - SRB-3(固定ノズル)とイプシロン1段モータ(可動ノズル)双方の開発を連携して進める観点を含めて、地上燃焼試験等の計画を検討中。
 - また、強化型イプシロンの2段モータで開発した固体ロケットの新規技術^(*)をSRB-3に適用する計画(イプシロンの技術をH3に適用)。

(*)モータケース内面断熱材の積層構成の簡素化、ノズルスロート材料の製造方法の効率化など
- 基盤技術の相互活用の観点から、固体ロケットブースタ以外のシナジーについても検討中。

固体ロケットブースタのシナジー



4. 現行基幹ロケットからの移行計画

■ 移行計画

- 宇宙基本計画の中で「現行のH-IIA/Bロケットから新型基幹ロケットへの円滑な移行について検討を行い、2015年度末をめどに結論を得る(文部科学省)」とされている。
- 現行基幹ロケットおよびH3ロケットによる打上げ輸送サービスを担うMHI殿とともに、以下についての基本的な考え方を検討した(MHI殿資料によりご説明)。
 - 宇宙基本計画に基づく今後のミッションへの対応(H-IIAおよびH-IIBロケットからH3ロケットへの並行運用を含む移行)
 - H-IIAおよびH-IIBロケットのフェーズアウト

5. 今後の予定

- 2015年度：以下を実施し、基本設計フェーズを完了予定
 - (1) ロケットシステム仕様、地上施設設備システム仕様および打上安全監理システム仕様に基づくサブシステム、コンポーネントの設計
 - (2) 要素試験等の実施

- 2016年度：基本設計審査(PDR)を経て詳細設計フェーズに移行し、以下を実施予定
 - (1) 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具体的な設計による図面作成
 - (2) 地上設備の製造に向けた設計
 - (3) 要素試験の実施
 - (4) 技術試験用供試体の製造ならびに一部の技術試験(1段エンジンの実機型燃焼試験等)の実施
 - (5) 燃焼試験設備の工事

開発スケジュール

- 2020年度に試験機1号機を打上げ予定。
- 開発完了は、試験機2号機の打上げ後(打上げ結果の評価を含む)を計画。

