資料44-3

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44回)H30.11.29

H3ロケットの開発状況について

平成30(2018)年11月29日

宇宙航空研究開発機構

理事　　布野　泰広

H3プロジェクトチーム　　岡田　匡史

本日のご報告

- 第40回宇宙開発利用部会（2018年1月24日）では、「H3ロケット総合システムの詳細設計結果および製作・試験フェーズへの移行」について、ご報告した。

- 今回は、以降の開発の進捗状況等についてご説明する。

1. 製作・試験フェーズの進捗
2. 開発試験の実施状況
3. 地上設備の開発状況
4. 今後の開発における留意点
5. 今後の予定

1. 製作・試験フェーズの進捗

- 昨年度総合システムレベルでの詳細設計を完了し、ミッション要求に対応可能と結論。

  - 太陽同期軌道（高度500km）への打上げ能力：　4トン以上（H3-30S）
  - MHI殿により算定された標準打上げ価格【注1】：　約50億円（H3-30S）

    【注1】 製造が安定した定常運用段階かつ一定の条件下での機体価格

  - 衛星の需要予測では、静止軌道衛星の質量は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

  （第40回宇宙開発利用部会（2018年1月24日）資料40-2-1 より抜粋）

- その後、開発試験から設計へ適宜フィードバックをかけ、最新の状態で設計を維持。

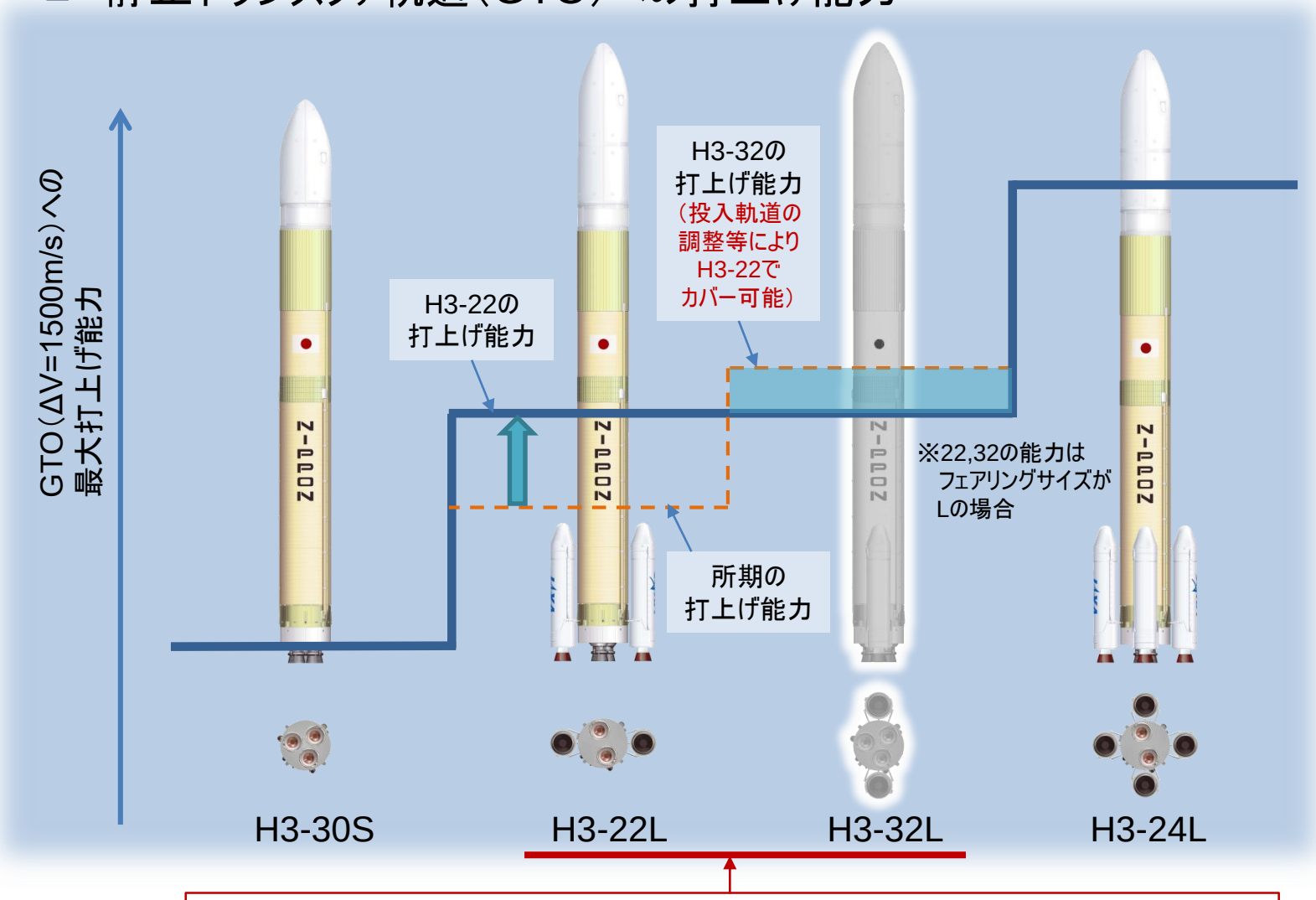
- 一方、国際打上げ市場は全電化衛星や小型コンステレーション衛星等により需要の多様化が進んでおり、柔軟・迅速な対応によるH3ロケットの弛まぬ競争力向上が不可欠。

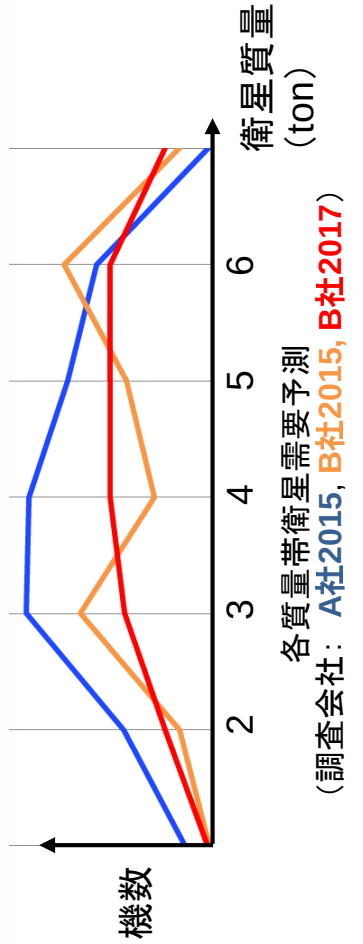
  - H3-32形態を競争力の高いH3-22形態に統合（次ページ）
  - 2段エンジンの複数回着火による複数軌道への投入、複数衛星搭載用アダプタ等の発展性を検討中

- 試験機については、調達期間等の長いものから一部製造に着手済み。

H3-22形態とH3-32形態の統合

■ 静止トランスファ軌道（GTO）への打上げ能力





※2017年のB社データは、3トンと6トンのピークが鈍化する傾向。

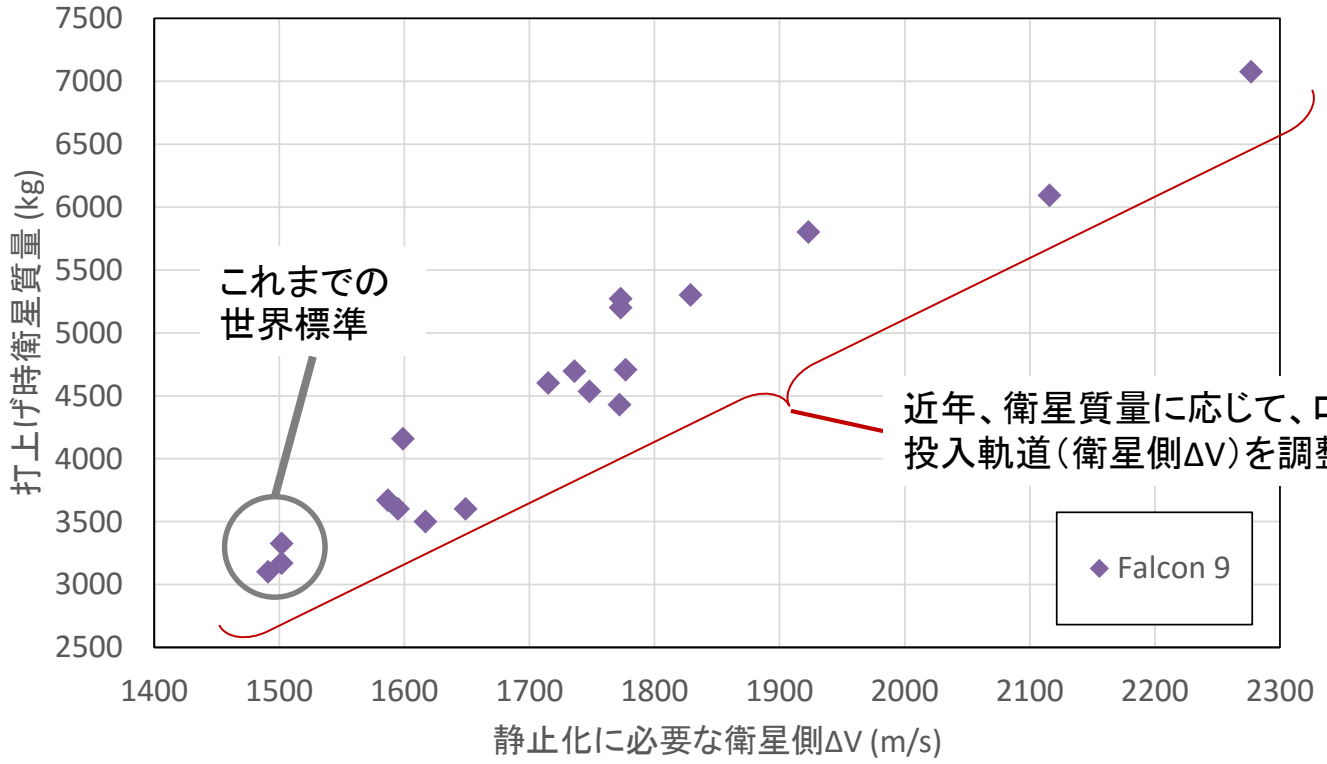
H3-22形態の打上げ能力が所期より高く、H3-32形態の需要を投入軌道の調整等でカバーでき（次ページ）、かつ、これにより生産計画が簡素になる利点が大きいため、H3-22形態に統合する。

【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）

投入軌道の調整による対応例

- これまでの静止衛星ミッションにおける投入軌道（GTO）は、静止化に必要な衛星側での増速量（ΔV）が1500m/s【注1】となる軌道とすることが事実上の世界標準であった。
- 近年では、上記軌道には打上げができなかった大型衛星の場合でも、ロケットの形態を変えず、投入軌道を顧客と柔軟に調整【注2】して、衛星側で増速量の負担を行い大型衛星を打上げる傾向が世界的に進展。

＜近年のFalcon9の衛星打上げ実績＞

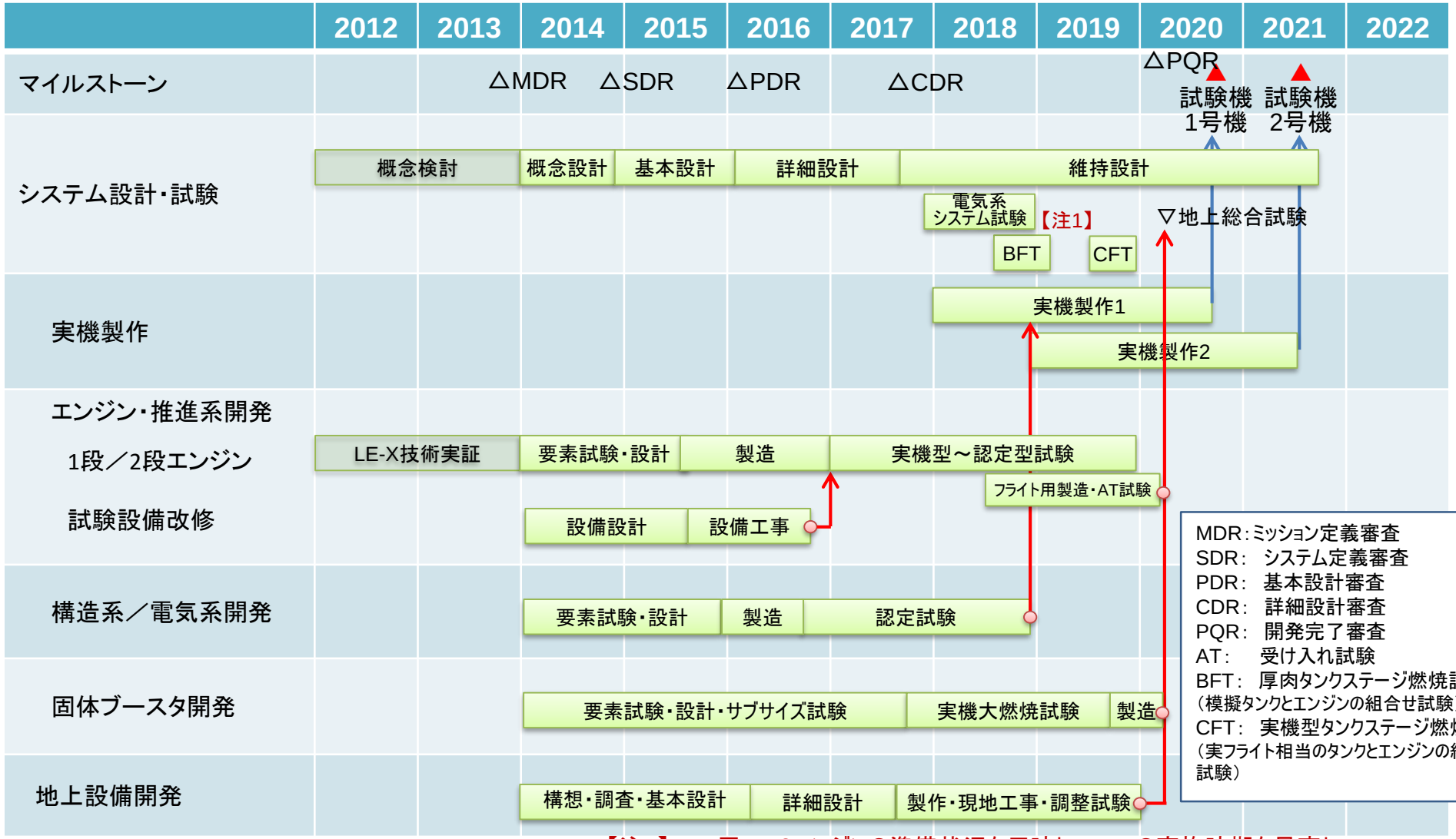


【注1】赤道からの打上げに換算した場合。

【注2】例えば、投入軌道の遠地点高度や軌道傾斜角を調整して、静止化に必要なΔVを1500m/sより多く衛星側が負担する。

開発計画

- 2020年度に試験機1号機を打上げ予定。試験機2号機打上げ評価後、開発完了予定。
- 総開発費； 約1,900億円



【注1】BFT用LE-9エンジンの準備状況を反映し、BFTの実施時期を見直し

2. 開発試験の実施状況

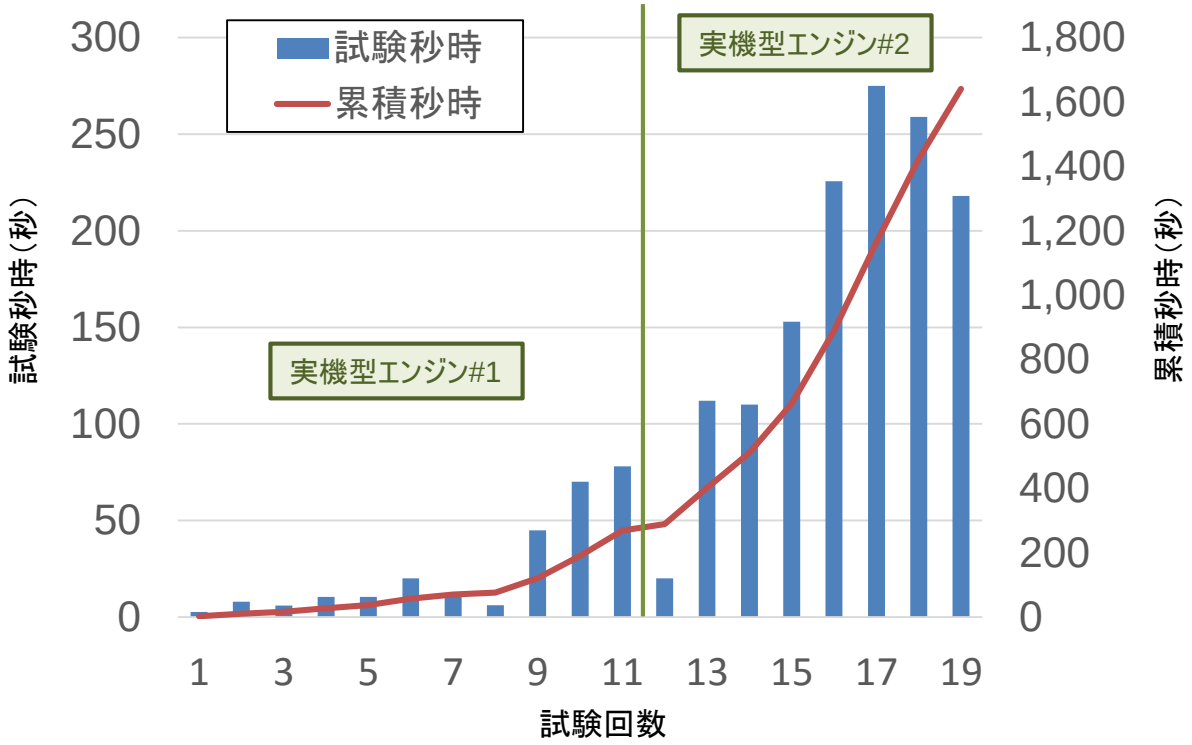
- 以下の試験を実施した。
  - ① 第1段エンジン（LE-9）の 機能・性能を検証する実機型エンジン#2燃焼試験： 完了（P7）
  - ② 第1段厚肉タンクステージ燃焼試験（BFT）用 LE-9 エンジン燃焼試験（2式）
    - 各々150秒程度の燃焼試験を実施し、機能・性能の確認を完了
    - 第1段BFT試験設備への取付を完了
  - ③ SRB-3 実機大燃焼試験（技術試験用「実機型モータ」）： 完了（P8）
  - ④ 電気系システム試験： 実施中

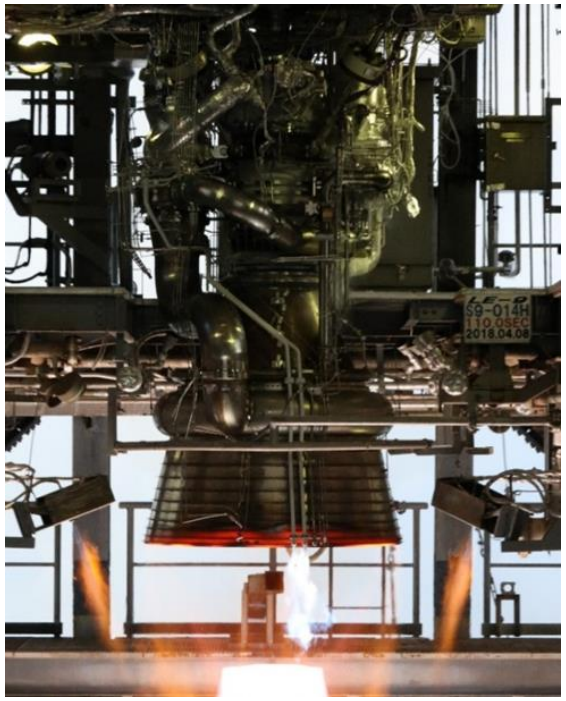
- また、以下の試験に向けた準備を進めている。
  - ⑤ 第1段厚肉タンクステージ燃焼試験（BFT）（P10）
  - ⑥ 第2段エンジン（LE-5B-3） 認定型エンジン#2 燃焼試験（最終認定用）
    【11月10日より開始】
  - ⑦ LE-9 実機型エンジン#1-2 燃焼試験
    - 実機型エンジン#1を改修し、認定型設計に向けて以下を検証予定
      - これまでの試験で得られたデータによる設計反映
      - 抜本的なコスト削減を目指した3D造形製造法の広範な適用

3D造形製造法の一例
（LE-9噴射器エレメント）

① LE-9実機型エンジン#2燃焼試験の結果

- 2式の実機型エンジン（#1、#2）を試作し、燃焼試験を実施。
- これまでに、目標推力（150トン）、実飛行と同等の燃焼時間（約270秒）を達成。
- 総燃焼時間は、19回・約1,640秒。#2エンジンでは、認定型エンジンの実証要求時間（フライトの2倍+燃焼試験等の時間：8回・1,078秒）をシステムとして達成。
- 引き続き燃焼試験にて様々なデータを取得しつつ、最終設計へ反映予定。





燃焼中のLE-9エンジン

③ SRB-3　実機大地上燃焼試験の結果

■ 目的

- SRB-3の実機大地上燃焼試験は、計3回計画している（実機型モータ：1回、認定型モータ2回。イプシロンロケット第1段の開発を兼ねる。いずれも種子島宇宙センターにて実施）。
- 今回の試験では、技術試験用「実機型モータ」を用い、着火・燃焼等の特性・性能データを取得し、設計に資する。

■ 結果

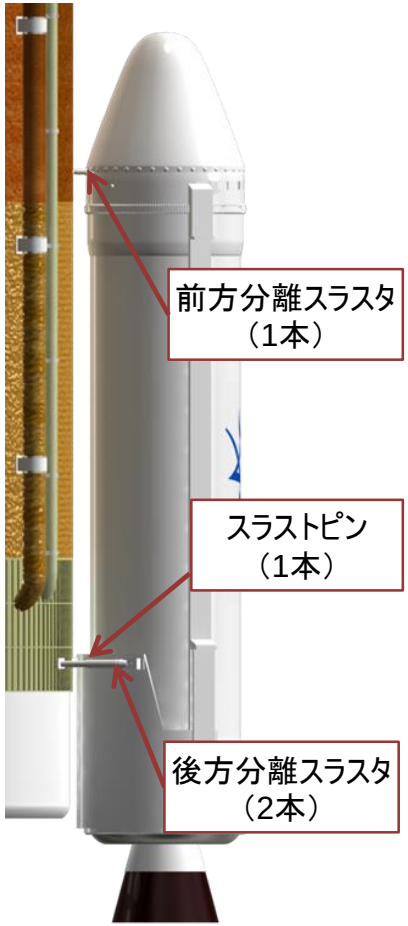
- 計画された試験目的を達成した。基本性能は以下のとおり。

項目	予測値	結果
最大推力	2,106kN	2,137kN
最大燃焼圧力	10.8MPa	10.7MPa
全燃焼時間	110.6s	110.1s

- 試験データの評価結果を踏まえ、認定型モータの設計への反映事項を検討中。

【参考】固体ロケットブースタ（SRB-3） 基本仕様

SRB-A（H-IIA）



SRB-3（H3）

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

⑤ 第1段厚肉タンクステージ燃焼試験（BFT）準備状況

■ 目的

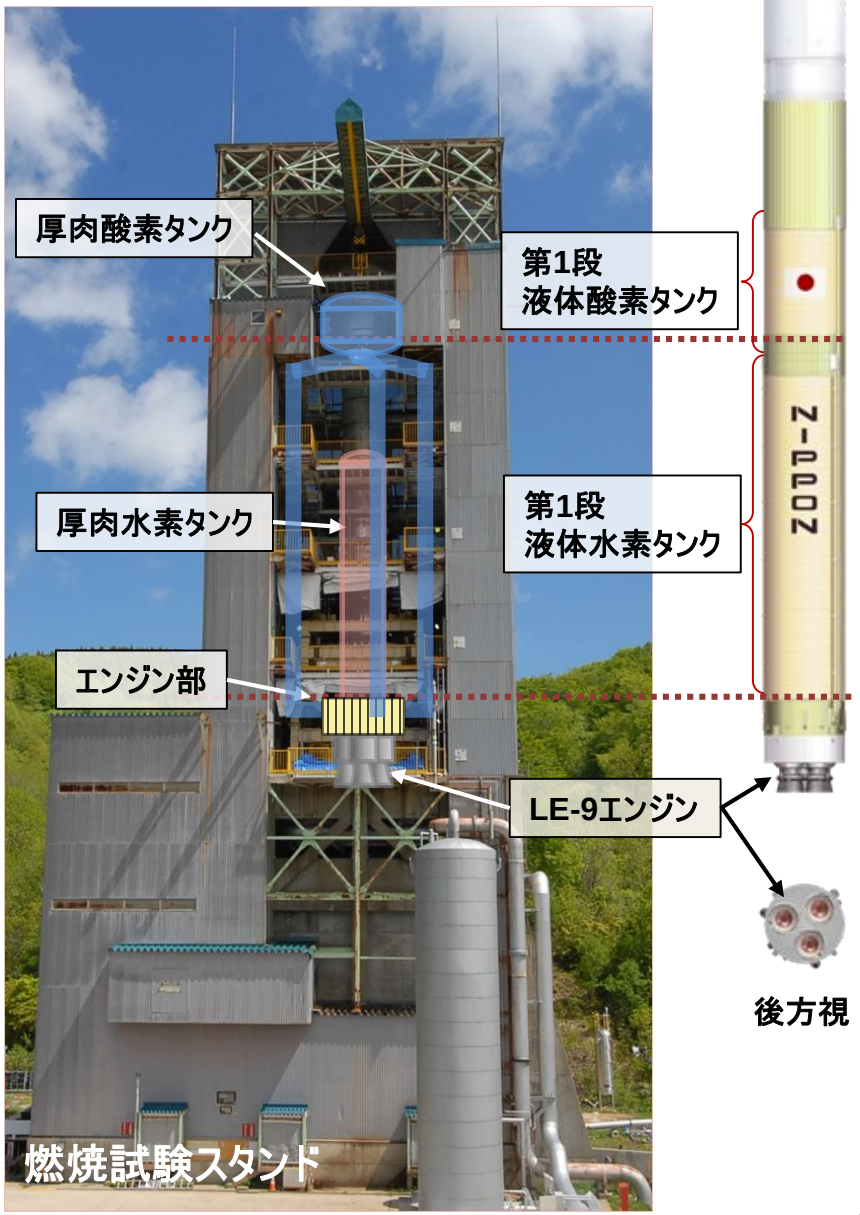
- 推進薬タンク底面の曲率や取り付け高さなど実機を模擬した厚肉タンクとLE-9エンジン（2基および3基）を組み合わせ、燃焼試験を行うことにより、推進系としての機能・性能データを取得し、設計に資する。

■ 準備状況

- 三菱重工田代試験場にて、試験設備の改修および厚肉タンク・エンジン部の据付を完了。その他コンポーネントの取付作業を実施中。
- LE-9エンジン（2式）は、種子島での燃焼試験を経て、取付完了。
- 準備完了次第、今年度より試験を開始予定。

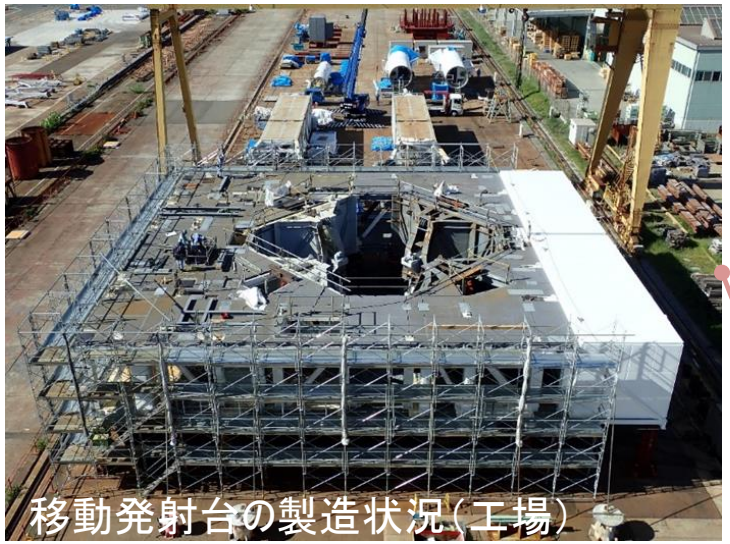
燃焼試験スタンドに装着したLE-9エンジン

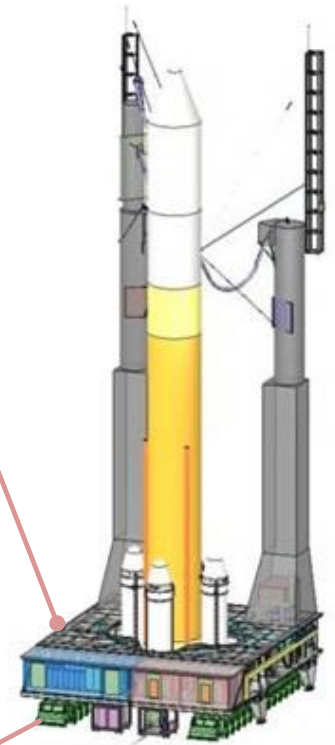
三菱重工業（株）提供



3. 地上設備の開発状況

- 地上総合試験に先立ち実施する設備系組み合わせ試験（2019年度～）に向け、各々の設備を開発中。


移動発射台の製造状況（工場）



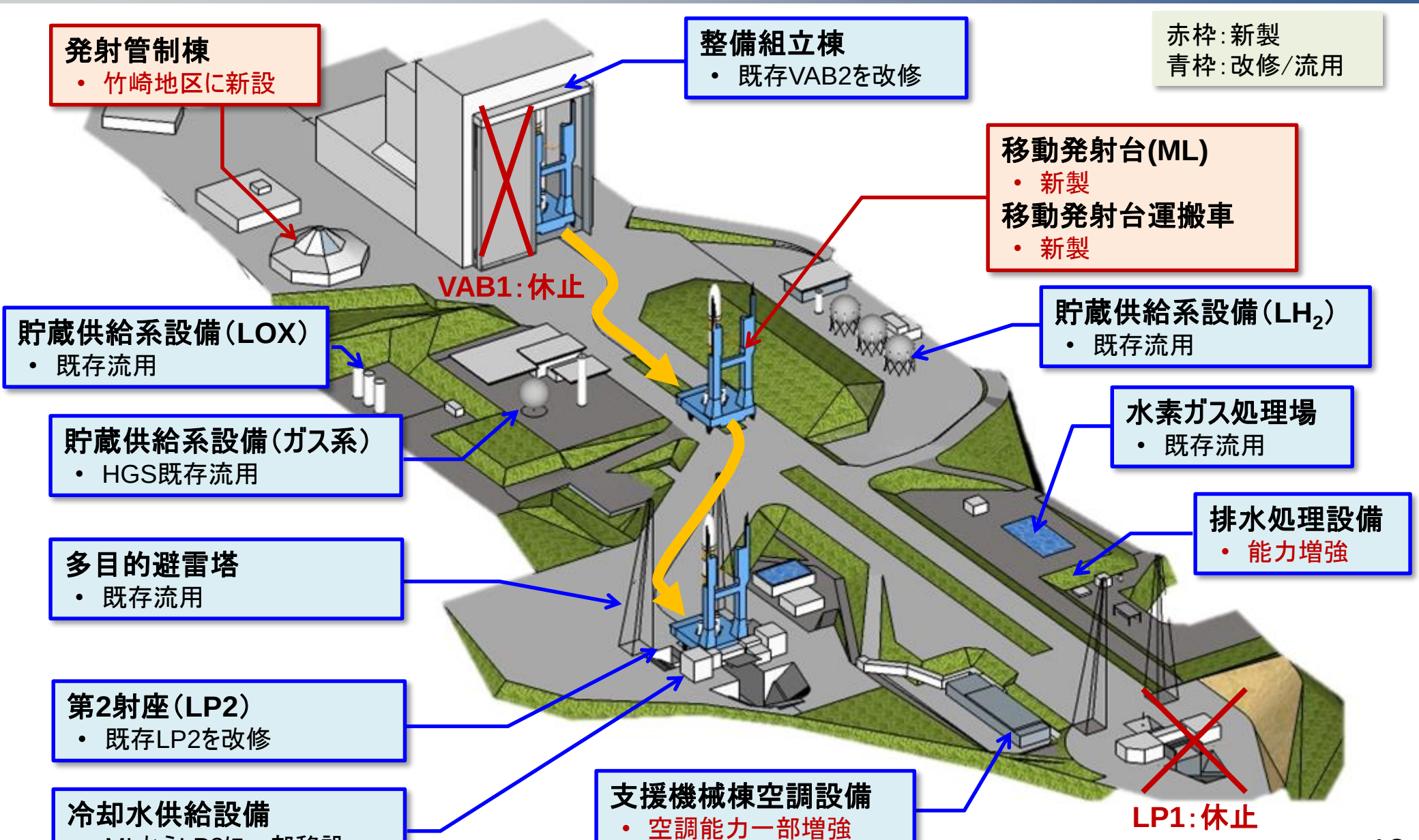
竹崎発射管制棟

運搬車の製造状況（工場）

- 規制区域外への設置により、規制中の要員移動を可能とし、運用規模を最小化

- 工場での製造後、種子島での組立に移行予定
  - 移動発射台：　2018年11月～
  - 運搬車：　2019年　1月～

【参考】射点系施設設備


発射管制棟
• 竹崎地区に新設
整備組立棟
• 既存VAB2を改修
赤枠：新製
青枠：改修/流用
移動発射台(ML)
• 新製
移動発射台運搬車
• 新製
VAB1：休止
貯蔵供給系設備（LOX）
• 既存流用
貯蔵供給系設備（LH_2）
• 既存流用
貯蔵供給系設備（ガス系）
• HGS既存流用
水素ガス処理場
• 既存流用
排水処理設備
• 能力増強
多目的避雷塔
• 既存流用
第2射座（LP2）
• 既存LP2を改修
冷却水供給設備
• MLからLP2に一部移設
支援機械棟空調設備
• 空調能力一部増強
LP1：休止

4. 今後の開発における留意点

- 認定試験用供試体および試験機の製造
  - 設計変更による手戻りを抑止するため、きめ細かなゲート管理（各部の製造着手判断）を導入。

- 試験機打上げスケジュール
  - 宇宙基本計画に示されたH-IIA打上げ作業とH3地上総合試験/試験機打上げ作業との並行実施にともなう課題（製造、推進薬、人的リソース）を具体化し、対応に向けた総合的な計画を立案予定。

【参考】継続して取り組み中の開発における留意点

第36回宇宙産業・科学技術基盤部会資料1-2より再掲

■ プロジェクト目標および全体計画

- 国際打上げ市場動向の継続的な調査・分析と対応
  - 全電化衛星の動向に伴う衛星質量分布の変化
  - 将来必要となる多様な軌道への対応や複数衛星の搭載に向けた発展性としての考慮　等
- 試験機1号機および2号機の機体形態の確定
  - 機体形態に応じた飛行実証内容と各ミッションへの対応の両面の整合　　等
- 受注から打ち上げまでの大幅な期間短縮に向けた安全審査プロセスの具体化
- 本格的な市場参入のための事業環境整備

■ 主要課題等

- 多岐にわたるサブシステム・コンポーネント等の開発進捗管理、フィードバックとリスク管理
  - エンジン燃焼試験、電気系試験等での確実な設計検証および要すれば迅速な設計変更
  - 得られた性能データに基づくシステムへの適時・適切な反映
  - これらに伴うリスク管理の徹底
- 開発スケジュール余裕のさらなる確保
- 推進薬充填前のロケット機体の射座起立時に、一定条件下で生じる機体揺動への対応

5. 今後の予定

■ 2018年度：製作・試験フェーズにて、今後以下を実施予定

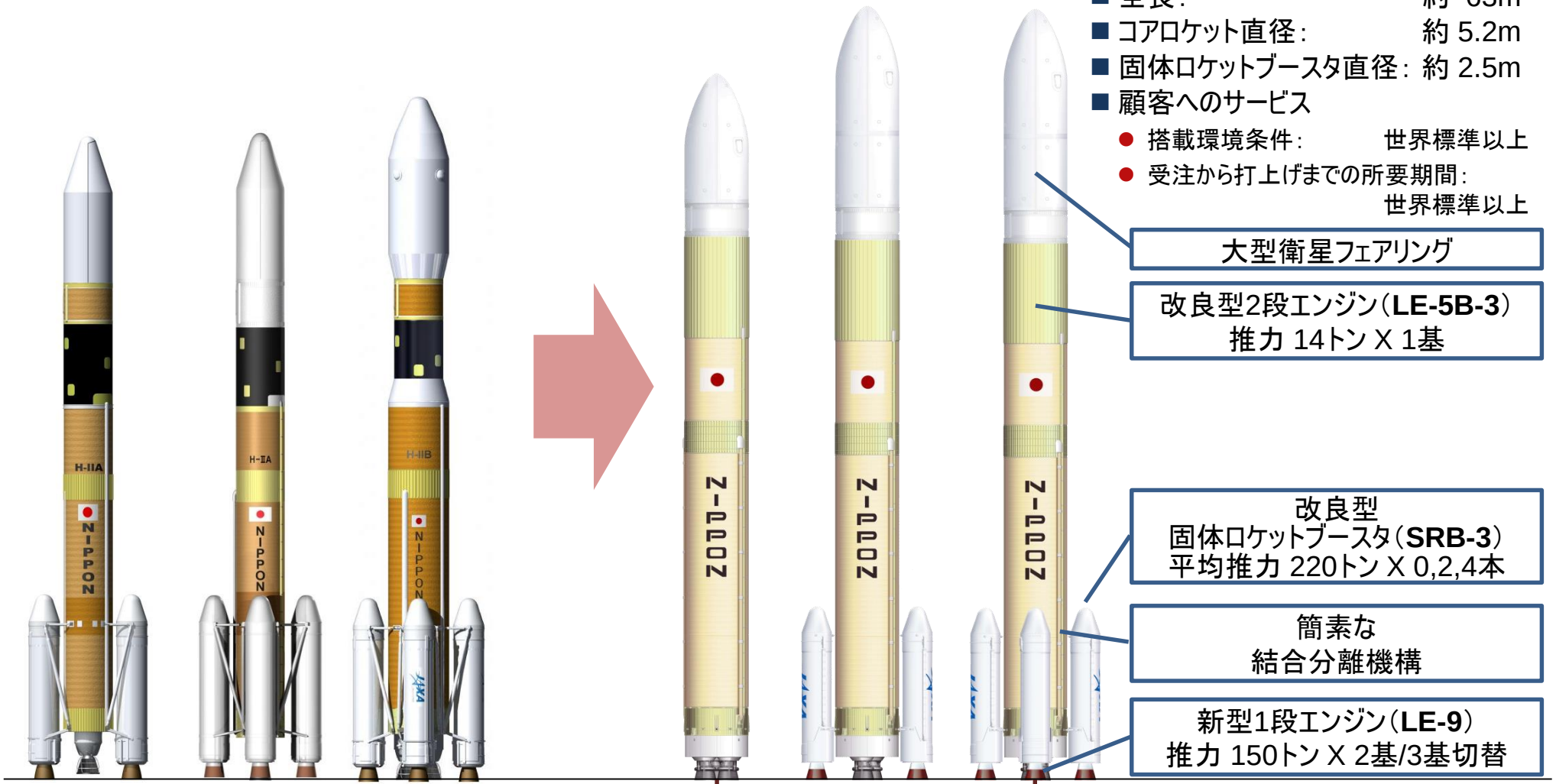
(1) 技術試験用供試体の製造に向けたサブシステム、コンポーネント等を含む設計・図面作成（継続）
(2) 地上設備の設計および製造
(3) 技術試験用供試体の製造および試験
　① LE-5B-3 認定型エンジン燃焼試験【11月10日より開始】
　② LE-9 実機型エンジン燃焼試験
　③ 1段厚肉タンクステージ燃焼試験
　④ 電気系システム試験
　⑤ 2段実機型タンクステージ燃焼試験準備　　等

■ 2019年度： 引き続き、製作・試験フェーズにて、以下を実施予定

(1) 技術試験の結果を踏まえたサブシステム、コンポーネント等を含む設計の維持
(2) 地上設備の製造および試験
(3) 試験機の製造および試験
(4) 技術試験用供試体の製造および試験
　① LE-9 認定型エンジン燃焼試験
　② 1段厚肉タンクステージ燃焼試験（継続）
　③ 2段実機型タンクステージ燃焼試験
　④ SRB-3 実機大燃焼試験（継続）　　等

H3ロケットのシステム概要

第28回宇宙開発利用部会（2016年6月14日）
資料28-3-1より抜粋（開発進捗に応じ一部修正）



- 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 0,2,4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

202　204

H-IIA　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ンチでカバー）

【注1】 500km円軌道
【注2】 **定常運用段階かつ一定の条件下での機体価格**