



H3ロケットの開発状況について

令和2(2020)年11月4日
宇宙航空研究開発機構

宇宙輸送技術部門事業推進部 佐藤 寿晃
H3プロジェクトチーム 岡田 匡史

本日のご報告

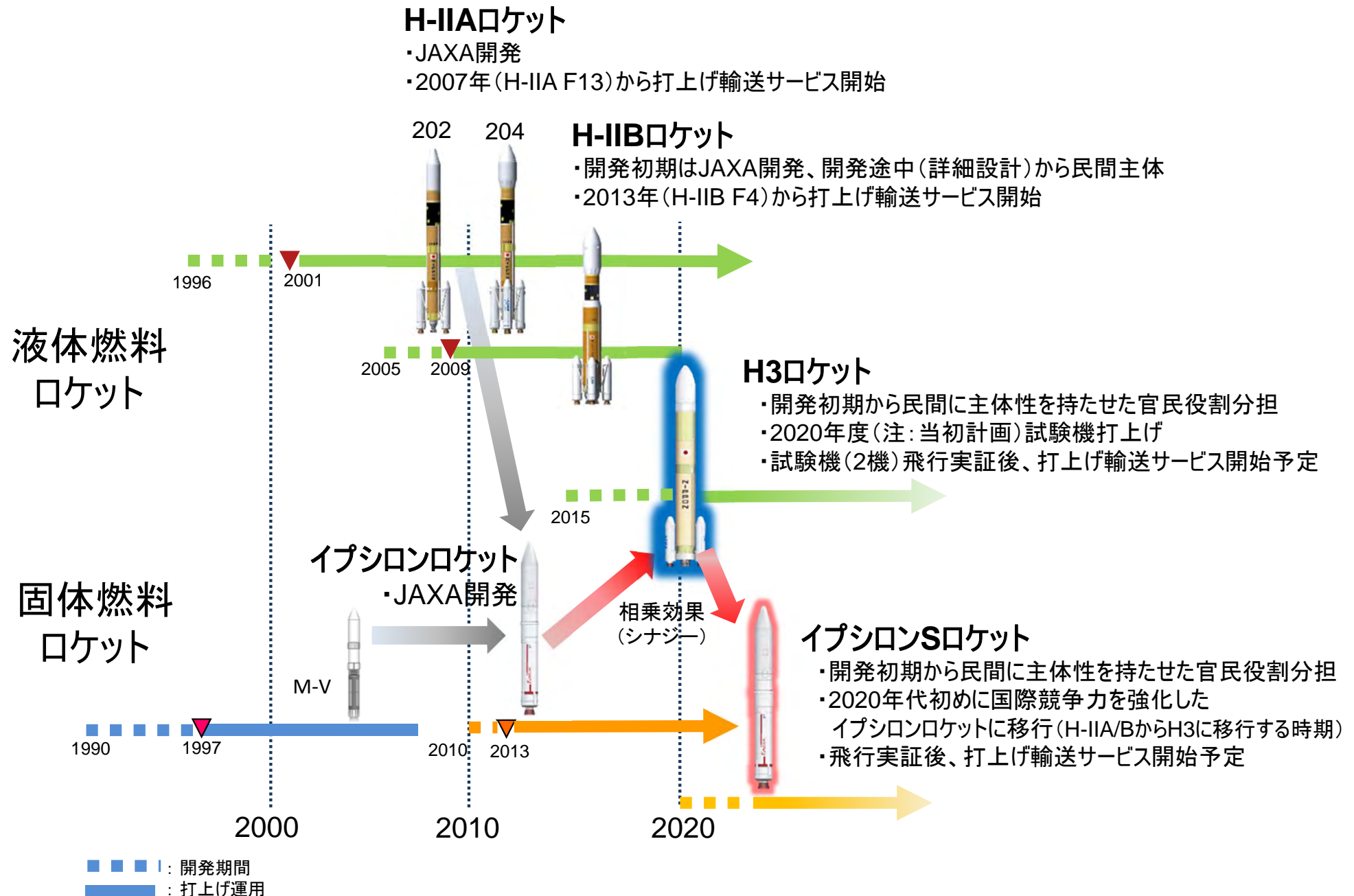
- 第50回宇宙産業・科学技術基盤部会(2019年11月5日)では、「H3ロケットの開発状況について」として、「H3ロケット総合システムの開発状況(開発進捗全般、開発試験の実施状況、試験機1号機に向けた対応等)」について、ご報告した。
- 本年5月末、第1段エンジン(LE-9)の認定燃焼試験(8回目)後の点検において課題が生じ、この課題への対応を確実に行うために、開発計画を見直すこととした。
- 本日は、上述の開発計画の見直しを含めたH3ロケット総合システムの開発状況について、以下のとおりご報告する。
 1. 基幹ロケットの自立に向けた取り組み
 2. 開発進捗全般
 3. 開発試験の実施状況
 4. 開発計画の見直し
 5. 今後の予定

1. 基幹ロケットの自立に向けた取り組み

- 宇宙基本計画に掲げられている、「我が国の基幹ロケット※の産業基盤を確実に維持する」ことを実現するため、我が国の宇宙輸送システムを自立的かつ持続可能な事業構造へ転換することを目指して開発を進めている。
- H3ロケットでは、政府衛星を他国に依存することなく独力で打ち上げる能力を保持すること(自律性の確保)を念頭に、民間企業が開発初期から参画し、主体性を持ってH-IIA/Bロケットの経験を踏まえて開発を進めており、民間企業が国際競争力のある打上げ輸送サービスを自立的に展開して産業基盤の維持・発展を目指している。

※基幹ロケット：「安全保障を中心とする政府のミッションを達成するため、国内に保持し輸送システムの自律性を確保する上で不可欠な輸送システム」と定義
(宇宙政策委員会)

1. 基幹ロケットの自立に向けた取り組み



2. 開発進捗全般

- 2019年11月のご報告以降、エンジン燃焼試験をはじめシステムレベルでの試験(p.5)による検証・統合を行いつつ、**適宜設計へフィードバック**をかけ、**最新状態で設計を維持**。
- この間、以下等のサブシステムの開発を概ね完了。
 - 構造系(フェアリングを含む)、推進系(タンク、段間部など)、電気系
 - 固体ロケットブースタ(モータ系、構造系)
- **試験機1号機(TF1)**については、主要部品の**製造・組み立て**を概ね完了し、各段の**機能試験**を実施中(p.17)。
- 合わせて、**多様化する国際打上げ市場**(全電化衛星や小型コンステレーション衛星等の台頭等)に対し、**柔軟・迅速な対応**を検討中。
 - 本プロジェクトの開発計画と平行し、**複数衛星搭載用アダプタ等の追加開発**をはじめとする**発展性の検討**等を実施

3. 開発試験の実施状況

■ 2019年11月以降、以下の試験を実施。

- ① 第1段エンジン(LE-9)認定型エンジン#1: 中断 (p. 6)
- ② フェアリング分離放てき試験: 完了 (p. 10)
- ③ 固体ロケットブースタ(SRB-3) 実機大燃焼試験(「認定型モータ(その2)」): 完了 (p. 11)
- ④ 第1段厚肉タンクステージ燃焼試験(BFT): 完了 (p. 12)
- ⑤ 電気系最終システム試験: 完了
- ⑥ SRB-3分離試験(その2): 完了 (p. 13)
- ⑦ 第2段実機型タンクステージ燃焼試験(CFT): 完了 (p. 14)
- ⑧ 射場系・飛行安全系設備 インテグレーション試験: 完了 (p. 15)

■ また、種子島において以下の試験を実施中。

- ⑨ 射点系設備 システム試験 (p. 16)

3. 開発試験の実施状況

① LE-9認定型エンジン#1燃焼試験の状況

- 第50回宇宙産業・科学技術基盤部会にて、実機型エンジン燃焼試験で生じた事象【注1】¹⁾に対し、以下のとおり2段階の認定計画へと見直す旨ご報告した(TF1には、早期に認定が完了するタイプ1エンジンを適用)。
 - 第1段階(タイプ1エンジン):実績のある機械加工噴射器の適用、共振領域以外での運転。
 - 第2段階(タイプ2エンジン):3D造型による噴射器の適用、共振領域そのものの排除。
 - 【注1】 3D造形製造法による噴射器エレメントの燃焼特性、液体水素ターボポンプ(FTP)タービン動翼の疲労破面の確認

- 上述の方針に基づき、本年2月よりタイプ1エンジンの認定燃焼試験(QT)【注2】を開始し、8回・1098.5秒を累積。
 - 【注2】 認定燃焼試験(QT):実際の打上げに用いるエンジンと同等設計・プロセスで製造した試験用エンジンによる機能・性能の確認および寿命実証を目的とした燃焼試験

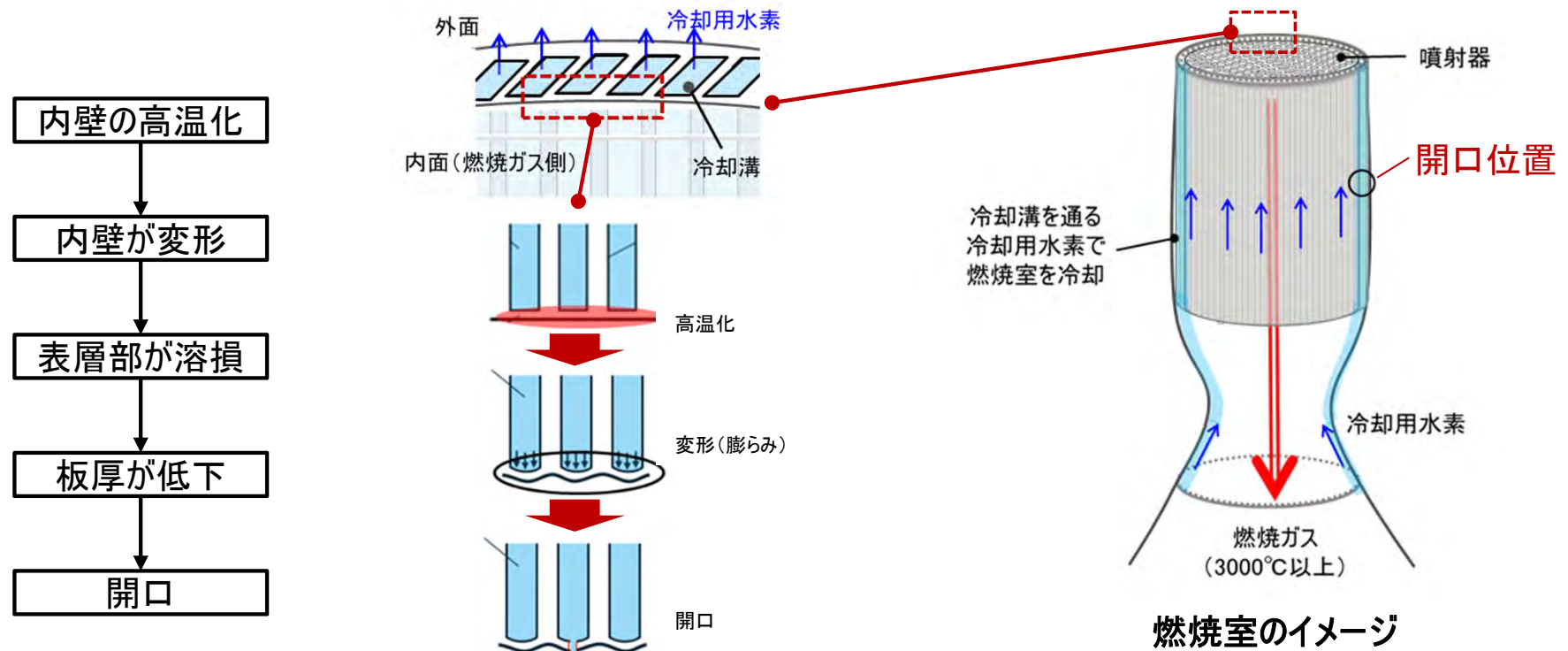
- 8回目の試験(本年5月26日)後のエンジンの内部点検にて、以下の事象が発生。各々の原因を究明するとともに対応策を検討(次ページ以降で詳述)。
 - 燃焼室内壁の開口
 - FTPタービンの疲労

3. 開発試験の実施状況

① LE-9認定型エンジン#1 燃焼試験の状況

■ 燃焼室内壁の開口

- 状況: **冷却溝に至る開口**を確認(溝方向に最大幅0.5mm X 長さ10mm程度、計14か所)。
- 原因: 実体の詳細調査および解析等による原因究明を実施。
燃焼室内壁を**高温作動条件**で試験した際、**燃焼室内壁**が設計値以上に**高温化**。
高温化の要因は、「**定常時の局所的な熱の流入**」または「**起動・停止過渡時の一時的な冷却不足**」と推定。
- 対応策: **冷却の強化、起動・停止パターンの見直し**等により、燃焼室内壁温度を低減。エンジン燃焼試験により**技術データを追加取得し、対応策の効果を検証**予定。



3. 開発試験の実施状況

① LE-9認定型エンジン#1燃焼試験の状況

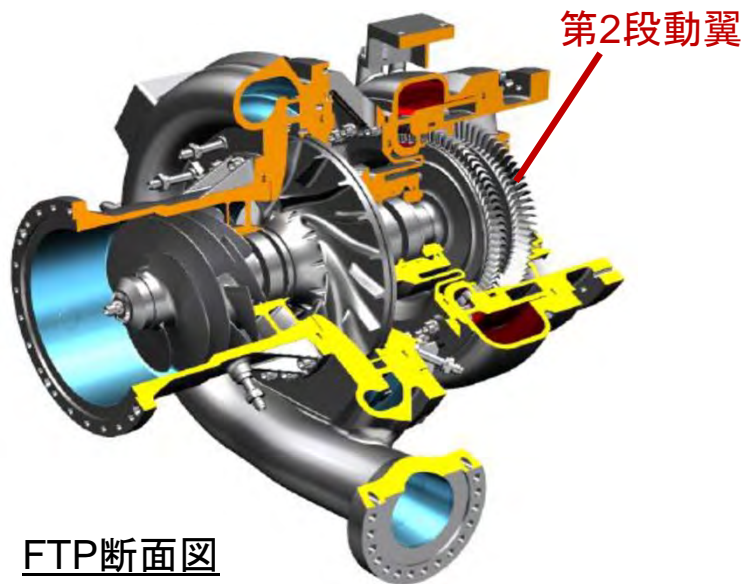
■ FTPタービンの疲労

- 状況: FTPの第2段動翼(タービンの一部)76枚中2枚に疲労破面を確認。
- 原因: 実体の詳細調査、解析、翼振動計測試験^{【注1】}等による原因究明を実施。当初有意な影響があると評価したモード以外の共振により、疲労が蓄積・進行したためと推定。

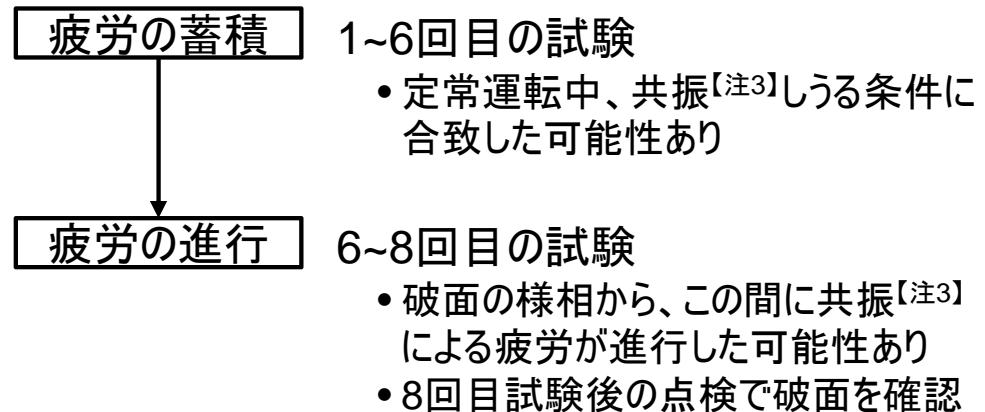
【注1】 ターボポンプを実作動させ、動翼に発生する歪を直接計測する試験

- 対応策: 全ての構造固有値^{【注2】}を運転領域から除外したタービンに設計変更(念のため、OTPについても極力同様の方針とし設計変更)。翼振動試験を実施し、対応策の効果を検証予定。

【注2】 構造体がつ固有の共振周波数。形状、材質などで決まる。

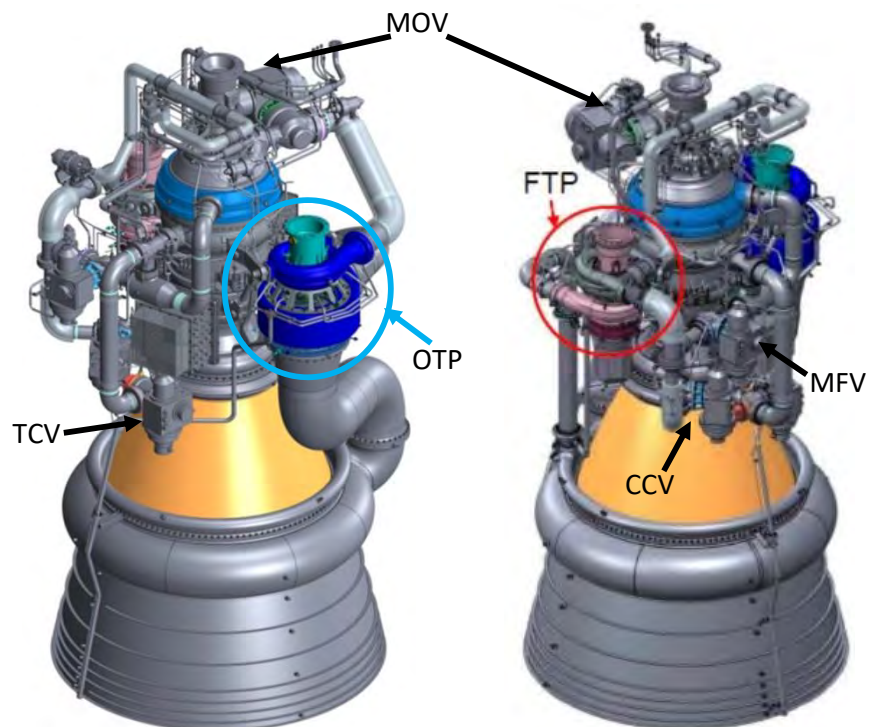


FTP断面図



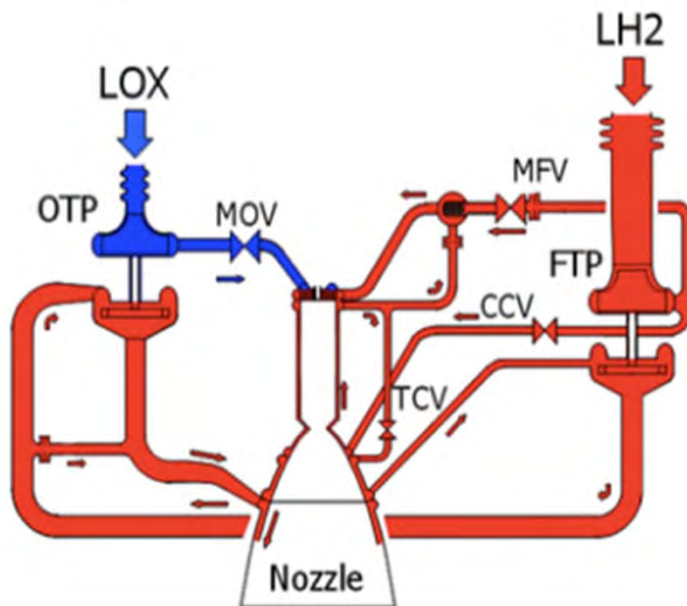
【注3】 翼振動計測試験(本年8月に実施)により確認された、当初有意な影響があると評価したモード以外の共振

【参考】LE-9エンジンの概要



FTP: 液体水素ターボポンプ
 MFV: 液体水素メインバルブ
 CCV: 燃焼室冷却バルブ
 TCV: 推力制御バルブ

OTP: 液体酸素ターボポンプ
 MOV: 液体酸素メインバルブ



【主要諸元】

推力	約 1471kN (150tonf)
燃焼室圧力	約 10.0MPa
FTP回転数	約 41,000rpm
FTP流量	約 740L/s
OTP回転数	約 17,000rpm
OTP流量	約 270L/s

3. 開発試験の実施状況

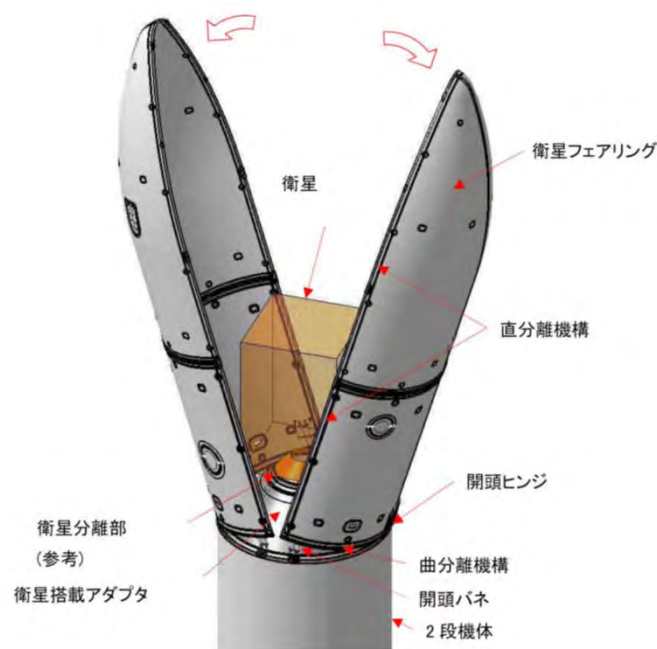
② フェアリング分離放てき試験

■ 目的

- フェアリングの分離機構の作動確認、開頭機構の設計妥当性を確認。
- 分離時の挙動、荷重・衝撃加速度等のデータを取得し、衛星とインタフェースする環境条件や衛星包絡域の設定の妥当性を評価。

■ 結果

- 計画された試験目的を達成し、分離機構設計および衛星インタフェースの妥当性を確認。
- フェアリング強度試験等の結果も併せて、フェアリングの開発を完了。



3. 開発試験の実施状況

③ SRB-3 実機大地上燃焼試験の結果

■ 目的

- 実機大地上燃焼試験は、計3回計画（実機型モータ:1回、認定型モータ2回（うち1回はイプシロンS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）。
- 「認定型モータ」はフライトモータと同一仕様であり、設計及び製造・検査工程の妥当性を検証。

■ 結果

- 3回の試験とも試験目的を達成した。2回の認定型モータでの再現性もよく、モータ開発を完了。

項目	予測値	結果
最大推力	2,145kN	2,173kN
最大燃焼圧力	10.9MPa	11.0MPa
全燃焼時間	108.6s	107.5s

（認定試験モータ2回目の結果）

- なお、認定試験モータ2回目では、イプシロンSロケット第1段に適用する推力方向制御機能の検証も実施。



3. 開発試験の実施状況

④ 第1段厚肉タンクステージ燃焼試験(BFT)

■ 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、配管系統とLE-9エンジンを組み合わせ、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。

■ 結果

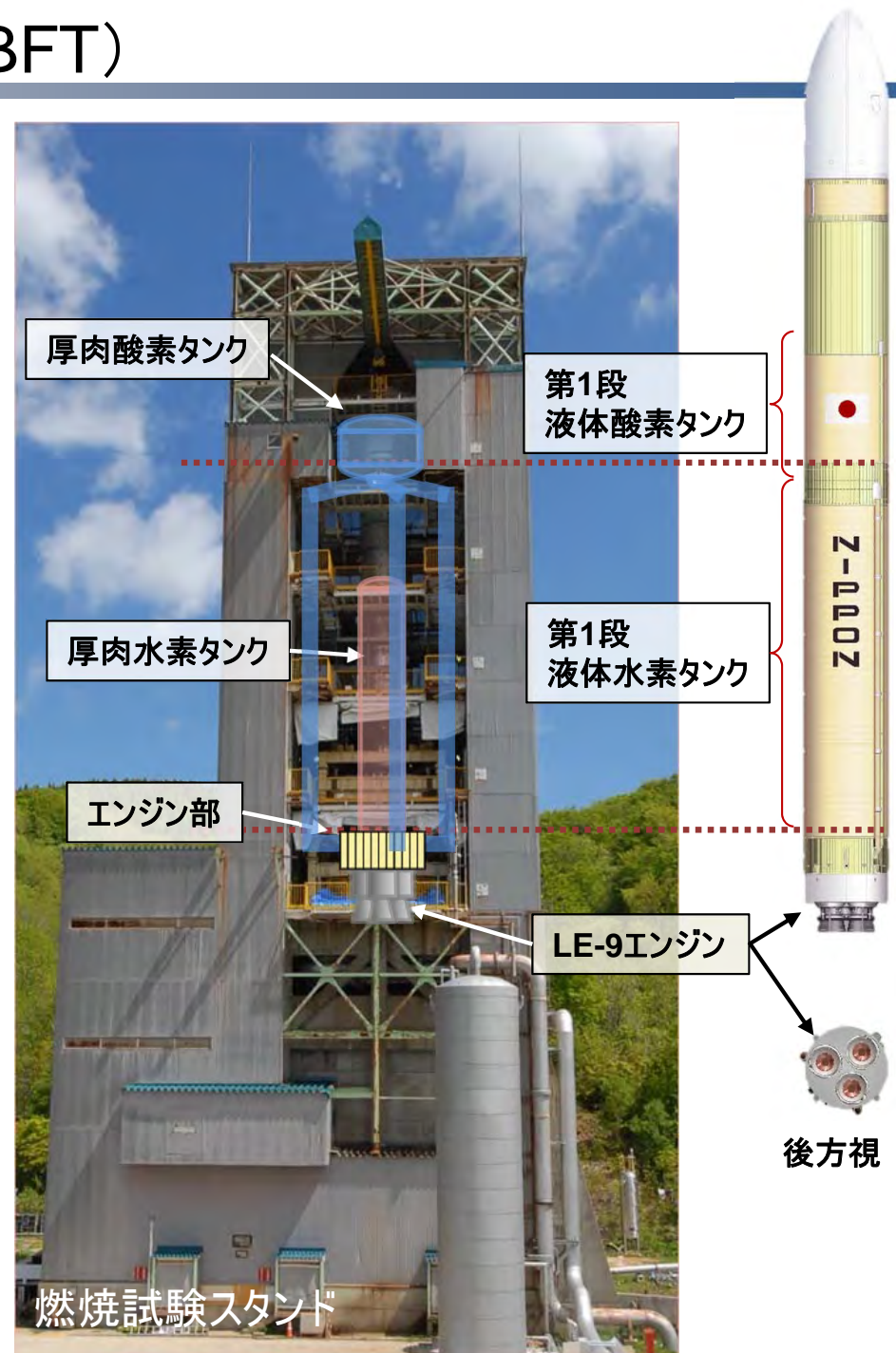
- 以下の試験を完了し、良好にデータを取得。
 - 2基形態：完了(5回)
 - 3基形態：完了(3回)



2基形態の燃焼状況



3基形態の燃焼状況



3. 開発試験の実施状況

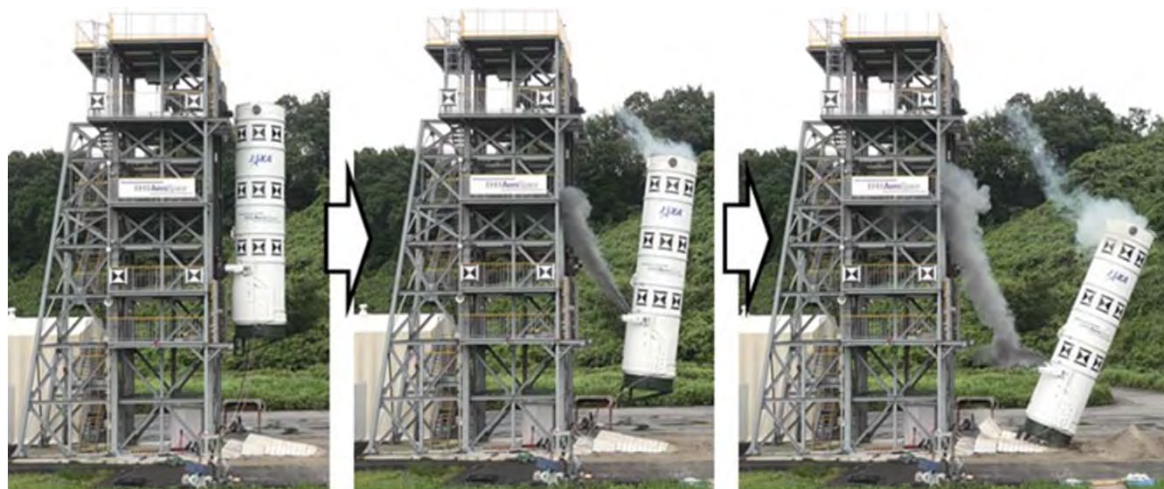
⑥ SRB-3分離試験(その2)

■ 目的

- SRB-3の実機大分離試験は、計2回計画(IHIEアロスペース富岡事業所にて実施)。
- 1回目の試験では、分離スラスタ同時作動条件で実施し、分離挙動の評価や荷重・衝撃加速度等のデータを取得、結果を分離解析モデルに反映。
- 2回目の試験では、外乱を模擬するために分離スラスタを時間差で作動し、ロールモーメントと横荷重を受ける状態での分離挙動の評価を実施し、分離解析モデルの妥当性を評価。

■ 結果

- 分離機構は良好に作動し、計画された試験目的を達成。
- 分離挙動は設計予測の範囲内であり、分離解析モデルの妥当性を確認。
- コア機体とのインタフェースである分離時荷重や衝撃加速度が設計条件内であることを確認。



分離状況(第2回目試験)

3. 開発試験の実施状況

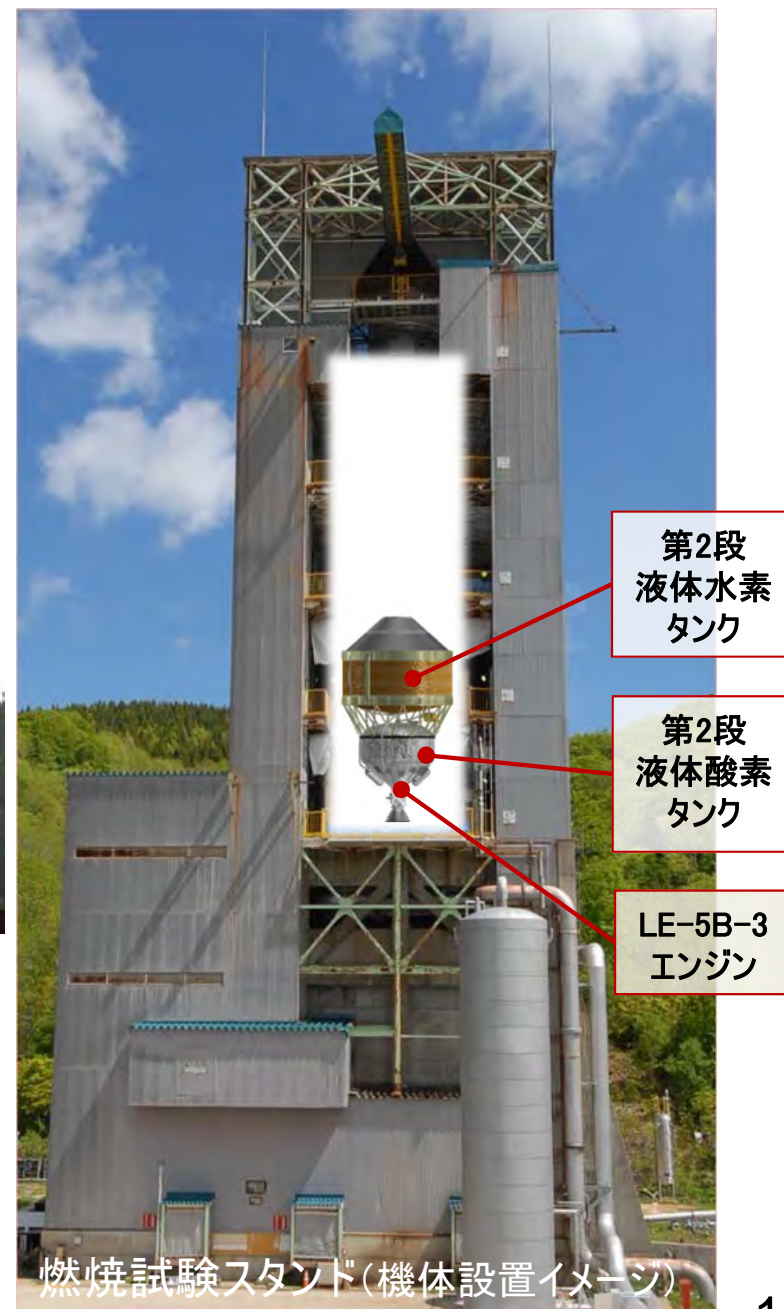
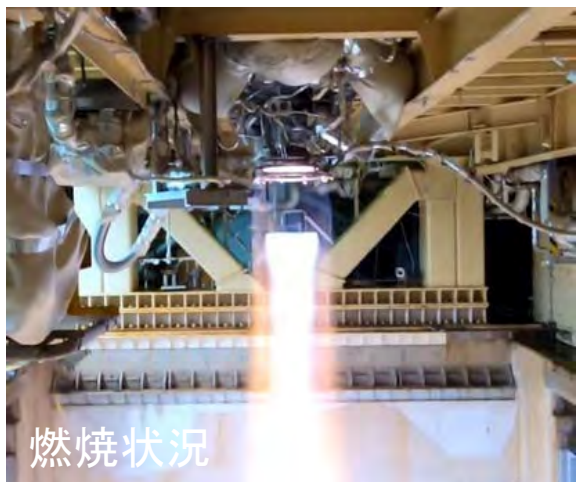
⑦ 第2段実機型タンクステージ燃焼試験 (CFT)

■ 目的

- 実機の2段機体とLE-5B-3エンジンを組み合わせ、燃焼試験を行うことにより、推進系としての機能・性能を総合的に検証する。

■ 結果

- 計画どおり3回の試験を完了し、良好にデータを取得。
 - 1回目: 563秒
 - 2回目: 264秒
 - 3回目: 660秒



3. 開発試験の実施状況

⑧ 射場系・飛行安全系設備 インテグレーション試験

■ 目的

- 各設備を組み合わせた機能試験を行うことで、設備間のインターフェースを含むシステムとしての機能・性能を確認。

■ 実施状況

- 各設備の製造・整備は、概ね完了(ロケット追尾局、飛行安全管制システム等)。
- 設備整備完了後に、H-IIA(41・42号機)、H-IIB(8・9号機)の打上げ機会を利用した追尾試験を実施済み。



ロケット追尾局

3. 開発試験の実施状況

⑨ 射点系設備 システム試験

■ 目的

- 設備整備後に、各設備を組み合わせた機能試験を行うことで、設備間のインターフェースに問題がないこと、また、システムとしての機能を確認。

■ 実施状況

- 各設備の整備・改修は、概ね完了(H3用移動発射台(ML5)、移動発射台運搬台車、第2射点(LP2)、打上げ制御システム等)。
- システム試験を、種子島にて実施中(8月～)。



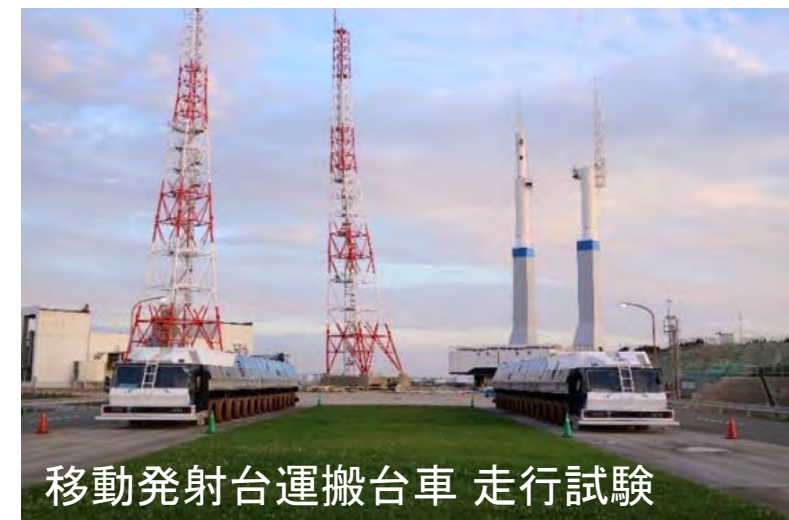
移動発射台(ML5)と第2射点(LP2)の結合状況



竹崎発射管制棟(LCC)



竹崎発射管制棟(LCC)管制室

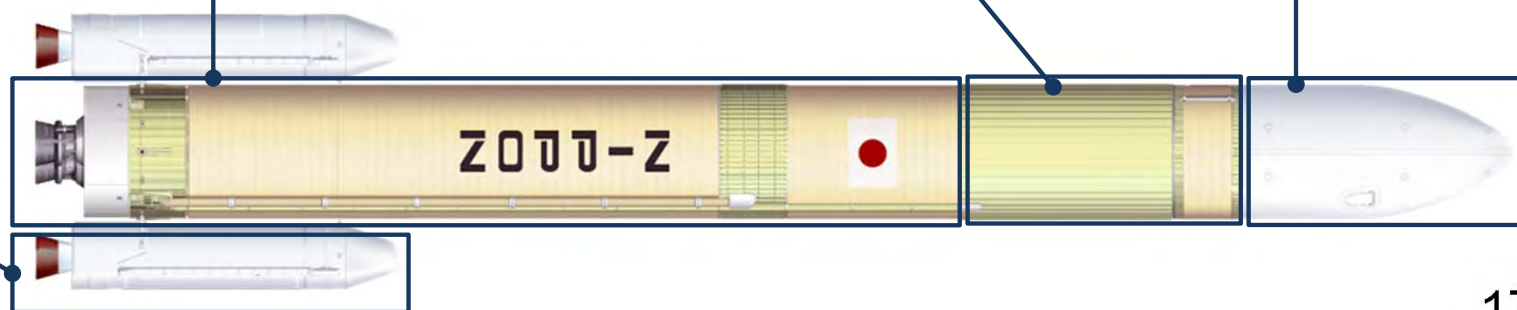
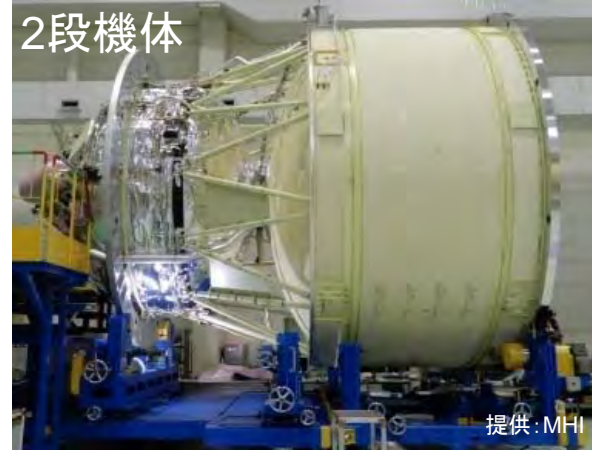


移動発射台運搬台車 走行試験

試験機1号機 製造状況

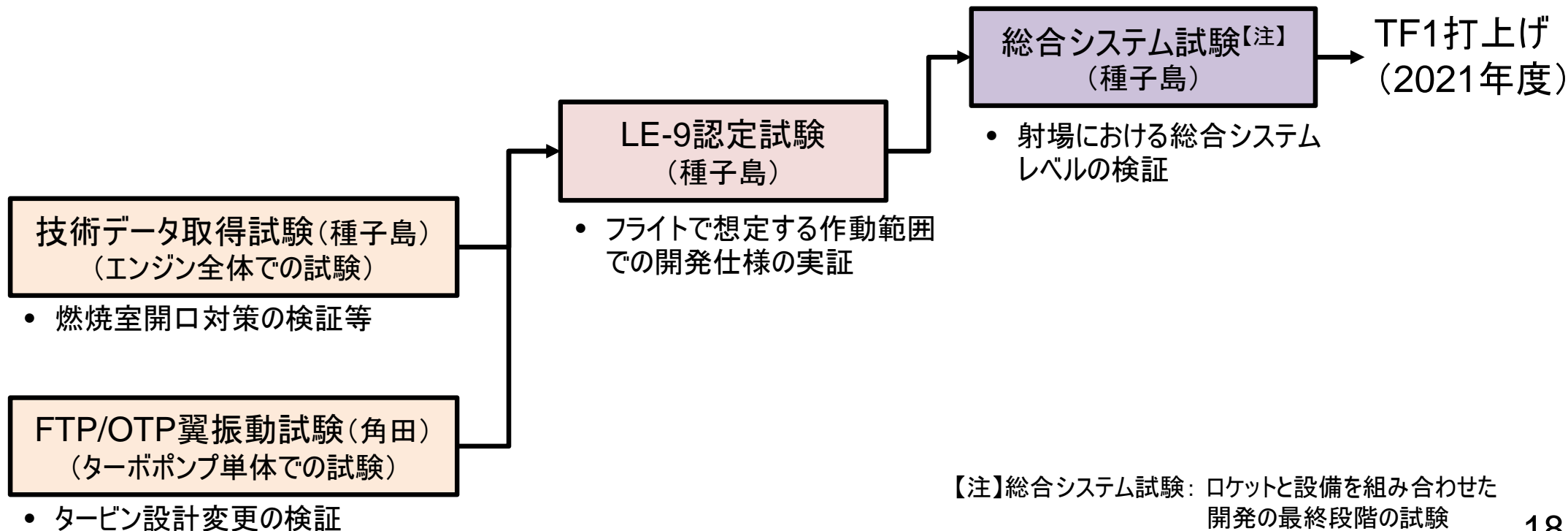
■ 試験機製造状況

- 試験機1号機の製造は概ね完了し、1段・2段・構造部ともに組立完了。
- 組立後の艀装作業、機能試験をMHI飛島工場で実施中。
- 固体ロケットブースタ(SRB-3)は、種子島にて製造中。



4. 開発計画の見直し

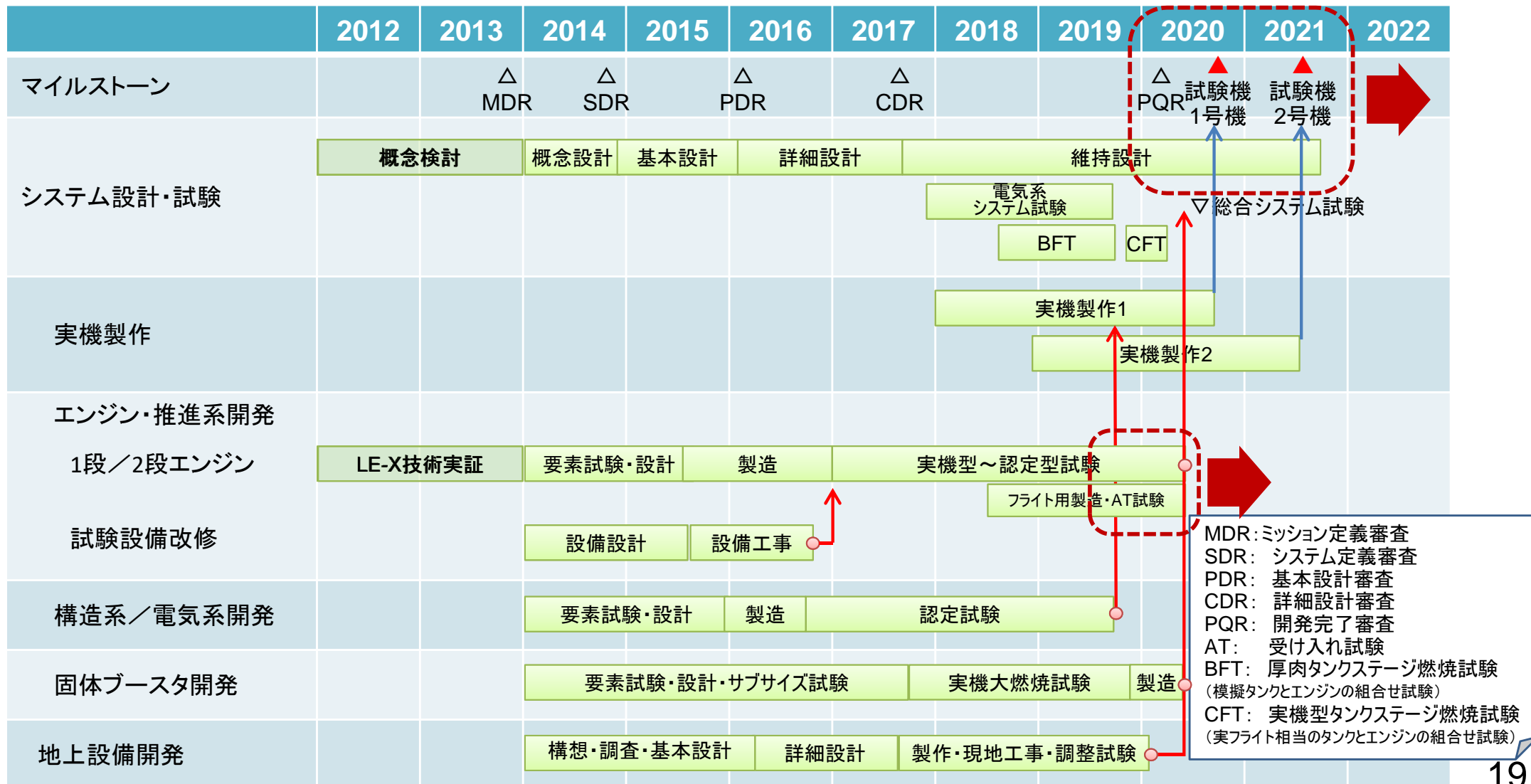
- ターボポンプについては、試験機1号機(TF1)からFTPタービンの疲労への対応策を適用するよう開発計画を見直す。
 - 翼振動試験および技術データ取得試験等により段階的かつ着実にリスク低減を実施。
 - そのうえで認定試験により開発仕様を実証し、TF1を打上げる計画。
- これにより、TF1の打上げ時期は2021年度、TF2は2022年度となる見込み。



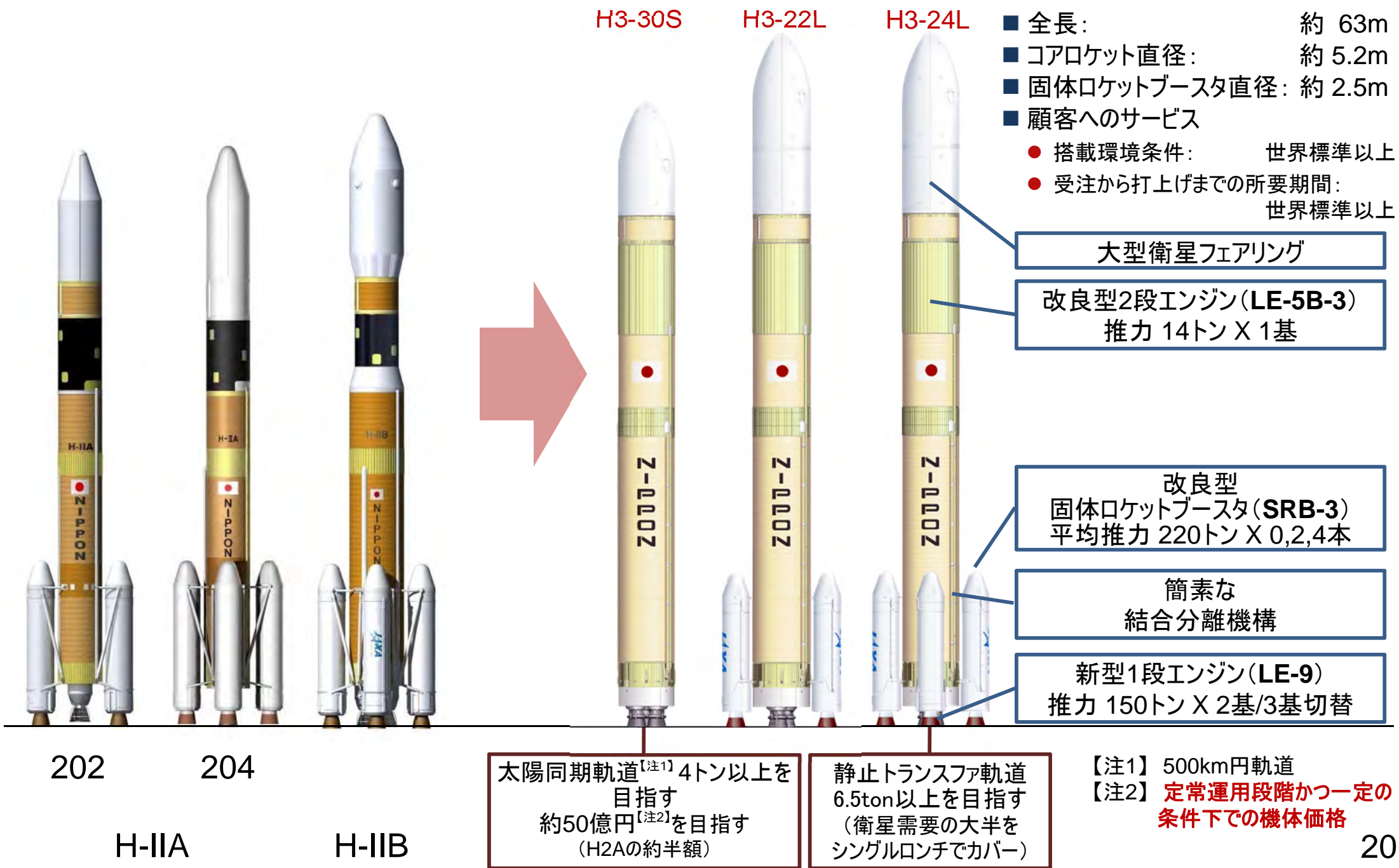
開発スケジュール

第50回宇宙産業・科学技術基盤部会
(2019年11月5日)資料1-1 (一部加筆)

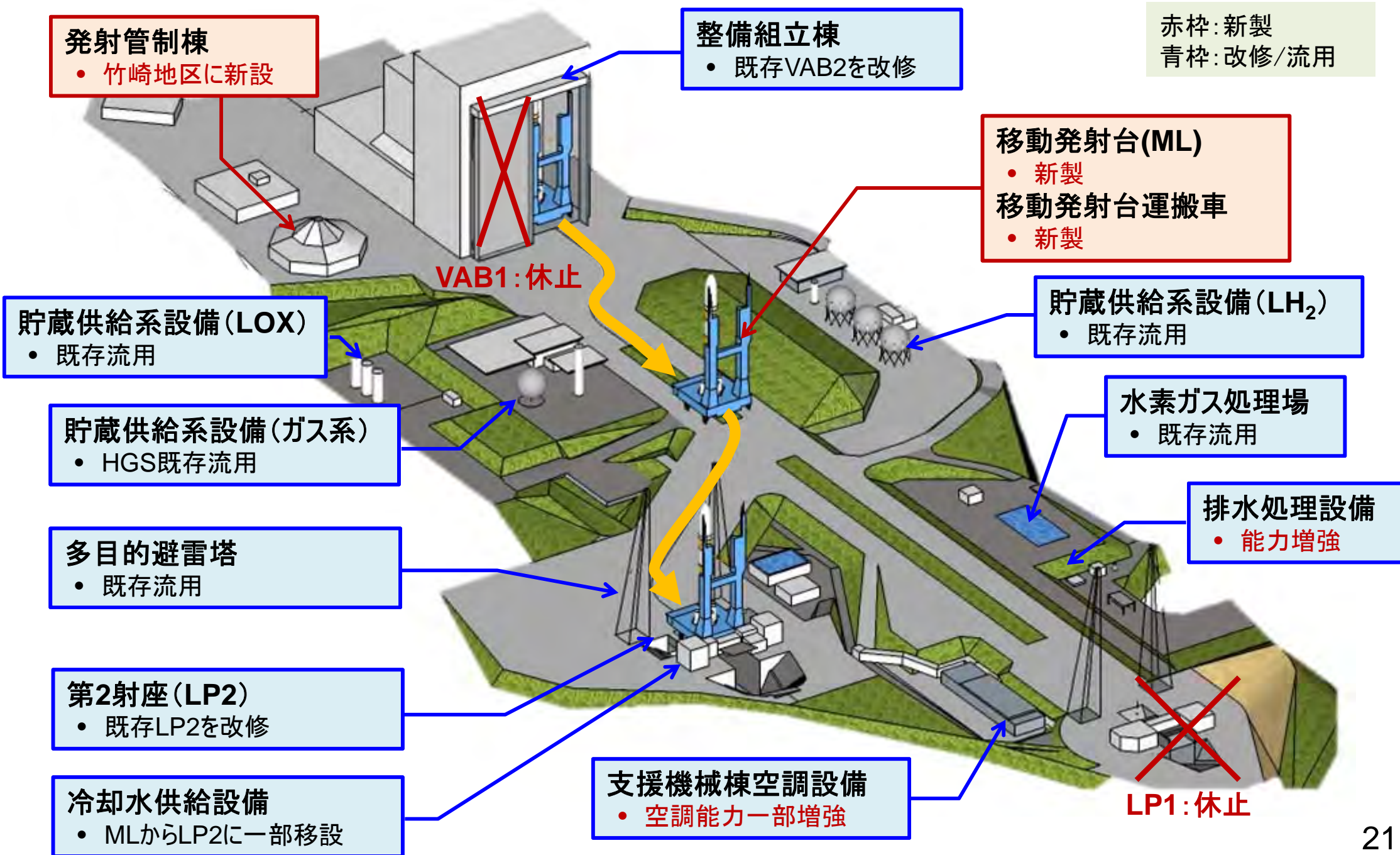
- LE-9エンジン以外のサブシステムの開発は概ね完了しつつある。
- 今後はLE-9エンジンの開発に集中するとともに、残された総合システム試験などを極力前倒し実施することで、開発全体のリスクを低減し、試験機1号機の打上げに臨む予定。



【参考】H3ロケットのシステム概要



【参考】射点系施設設備



【参考】ロケット追尾局

種子島・内之浦



内之浦局



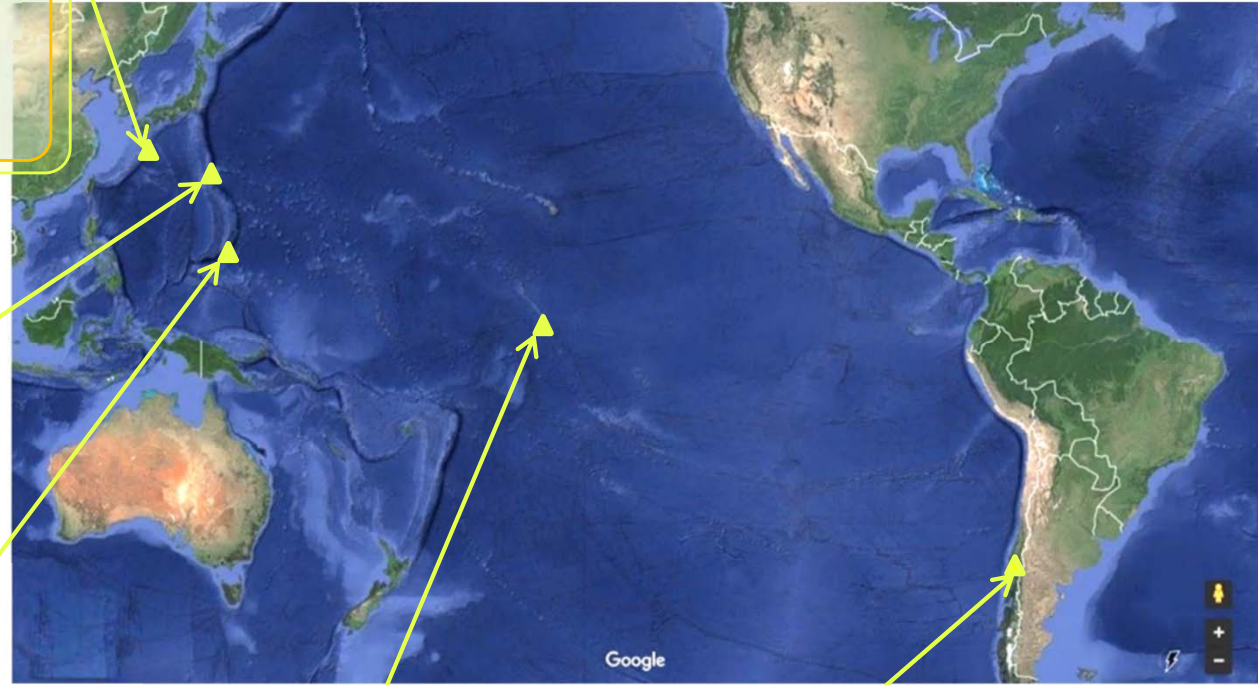
牧川局



竹崎局



竹崎指令管制棟



小笠原局



ガム局



クリスマス局



サンチャゴ局

