



H3ロケットの開発状況について

令和4(2022)年10月5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65回宇宙開発利用部会(2022年3月23日)では、「H3ロケットの開発状況について」として、「第1段エンジン(LE-9)ターボポンプの開発状況等を踏まえた試験機1号機の2021年度打上げの見合わせ」について、ご報告した。
- 以降、確実な打上げを行うための対応として、ターボポンプの設計変更および翼振動計試験等による検証に取り組んだ結果、試験機1号機は2022年度内の打上げを目指すこととした。
- 本日は、H3ロケットの開発状況について、以下のとおりご報告する。
 1. H3ロケットの開発経緯
 2. LE-9エンジンの開発状況
 3. LE-9エンジン認定燃焼試験の状況
 4. 試験機1号機打上げに向けた今後の予定

1. H3ロケットの開発経緯

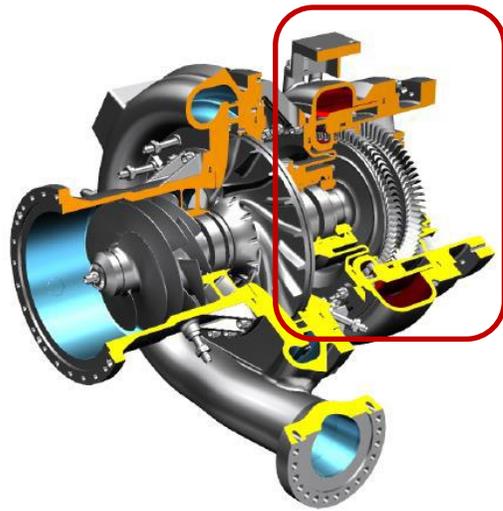
- 2014年4月：開発に着手。
- 2016年6月：JAXAにおいて、H3ロケット総合システム基本設計審査(PDR)を実施し、詳細設計フェーズへの移行は可能であると判断、第28回宇宙開発利用部会(同年6月14日)にてご報告。
- 2017年4月～：種子島宇宙センター燃焼試験設備において、第1段エンジン (LE-9) 実機型#1-1燃焼試験を開始。
- 2017年12月：JAXAにおいて、H3ロケット総合システム詳細設計審査(CDR)を実施し、製作・試験フェーズへの移行(試験機の順次製造着手を含む)は可能であると判断、第40回宇宙開発利用部会(2018年1月24日)にてご報告。
- 2020年5月：LE-9エンジン認定燃焼試験^{【注1】}にて、2つの事象(燃焼室内壁の開口および液体水素ターボポンプ(FTP)タービンの疲労)が発生。
 - 【注1】 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
- 2020年9月：上述の事象への対応を確実にを行うため、開発計画を見直した。これにより、試験機1号機(TF1)の打上げ時期は2021年度、TF2は2022年度となる見込みとした。

1. H3ロケットの開発経緯

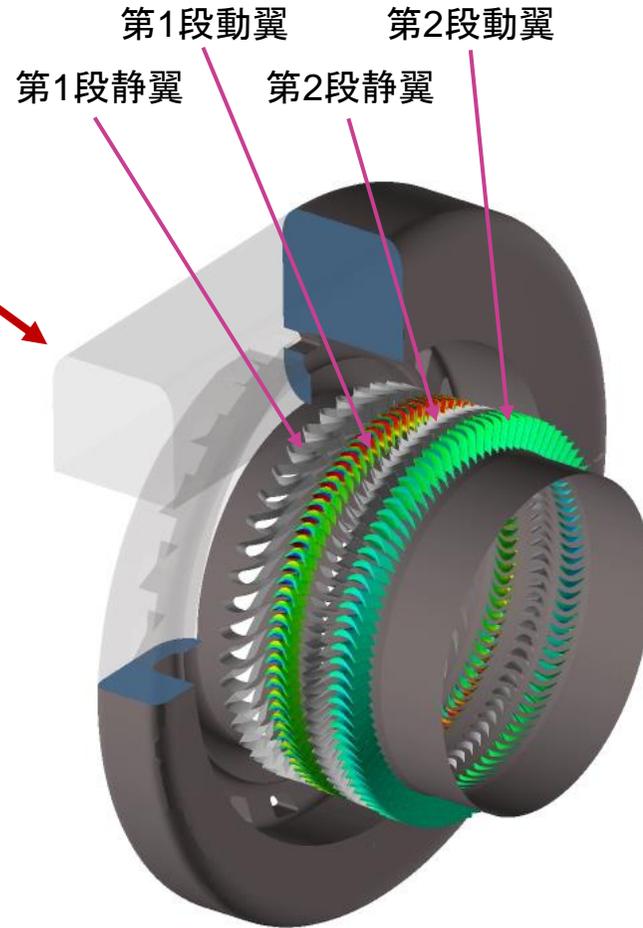
- 2022年1月： 前述の2つの事象のうち、「燃焼室内壁の開口」については対応策を確立した。一方、「液体水素ターボポンプ(FTP)のタービンの疲労」については全翼の設計変更等により改善効果を確認できたものの、以下の事象に対して確実な打上げを行うための対応が必要な状況。このため、TF1の2021年度の打上げを見合わせることにした。
 - FTP： 第1段タービンディスク部のフラッタ
 - OTP^{【注1】}： タービン入口部の流れの不均一性等が要因と推定される共振

【注1】OTP: 液体酸素ターボポンプ
- 3月下旬～： 対応策を具体化し、種子島宇宙センターにてエンジン燃焼試験による翼振動計測試験に着手した。

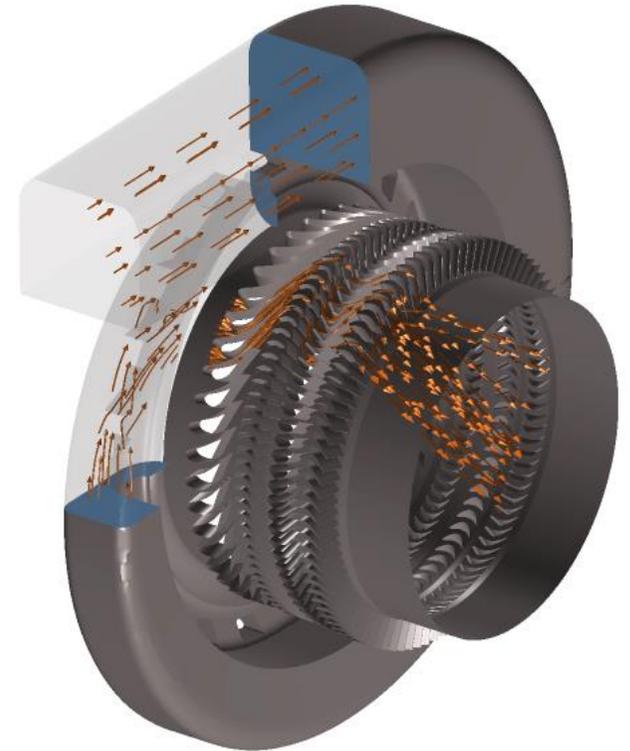
【参考】タービン部のイメージ



LE-9 FTP



タービンの回転

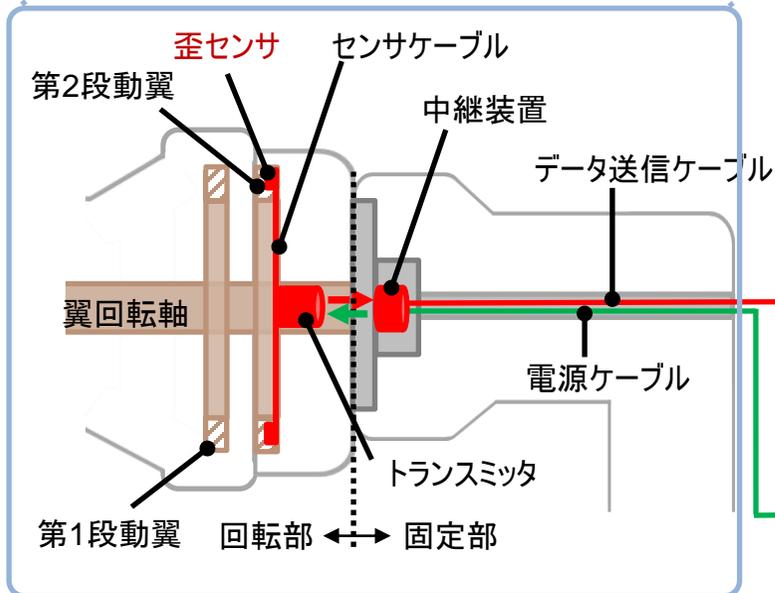
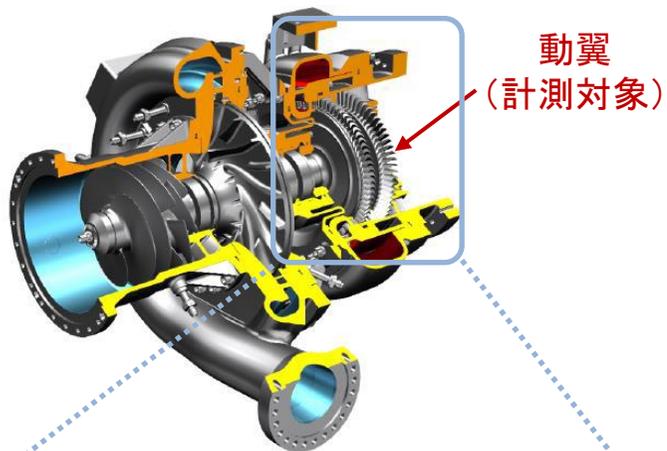


タービン内の流れ

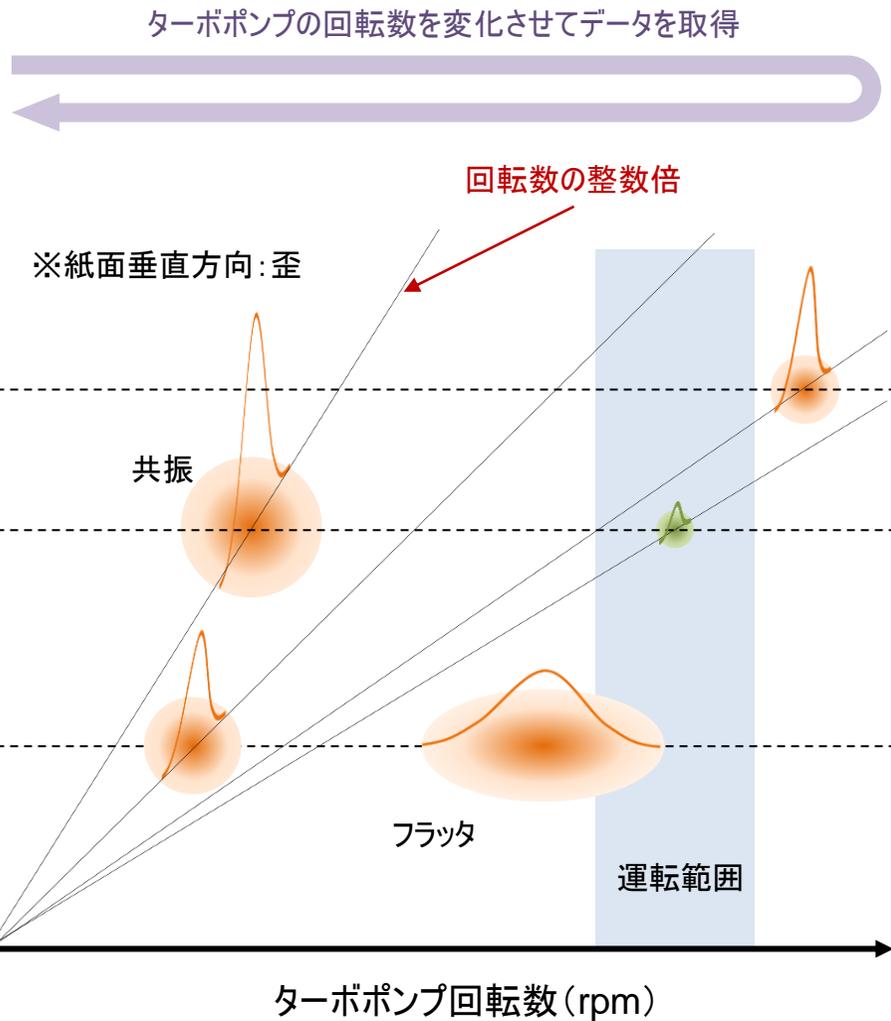
(C) JAXA /3U(JEDI)

※ 上図はシミュレーション用のモデルであり、
左図のFTPとは異なる

【参考】翼振動計測の概要



固有モード



試験データの分析例: キャンベル線図のイメージ

2. LE-9エンジンの開発状況

- ターボポンプの対応策（リスクを最小化するための開発ステップ）
 - 複数の案（1の矢、2の矢、・・・）を並行開発
 - 新たなリスクを持ち込まないという観点から、共振等に対してこれまでに有効性を検証した設計方針は維持し、極力実績を重視
 - 一方、従来設計の延長では対応が不十分な場合も想定
 - 対応案は、①効果の度合い、に加え、②設計の成熟度（実績、新規性等）および③製造スケジュールを含め評価
 - 順次、設計・製造を行い、準備でき次第翼振動計測試験による検証を開始
 - まず従来設計に最小限の変更を施した試験から開始（0の矢）
 - 検証未達の場合に備え、後続案は部品完成または設計完了等の各段階で待機
 - 検証が完了次第、認定燃焼試験を開始
- 具体的な対応方針
 - FTP：フラッタ耐性を高めるため、剛性の向上、減衰力の強化等を図る
 - OTP：共振耐性を高めるため、固有値の調整、減衰力の強化等を図る
加えて、タービン入口部の流れの不均一性等のメカニズムを定量的に把握し、加振源の抑制可能性も検討する

2. LE-9エンジンの開発状況

■ 複数の対応策の並行開発

● FTP

- 0の矢: 2021年10月に一部改善効果を確認したタービンを追加工し、減衰力を強化
- 1の矢: 2021年6月に用いたタービンを基に、ディスク部の剛性を向上
- 2の矢: 1の矢の派生型として設計・製造の上、1の矢の結果を反映し追加工予定
- 3の矢: 複数の案を並行して設計検討

● OTP

- 0の矢: 2021年12月に一部改善効果を確認したタービンを基に、減衰力を強化
- 1の矢: 2021年6月に用いたタービンを基に、タービン入口部の流れの不均一性を抑制
- 2の矢: 2021年6月に用いたタービンを基に、固有値を抜本的に変更
- 3の矢: 複数の案を並行して設計検討

- 並行して設計を進めるため、**複数の設計チーム**を編成するとともに、**企業の垣根を超えた「ターボポンプ開発推進室」**を設置して技術評価を実施。

2. LE-9エンジンの開発状況

■ 翼振動計測試験の結果

- 複数の矢を組み合わせ、3月~6月に翼振動計測試験を実施(8回、1,821.6秒)
 - FTP: 0の矢、1の矢(種子島宇宙センターでの燃焼試験)
 - OTP: 0の矢、1の矢(種子島宇宙センターでの燃焼試験)
2の矢(角田宇宙センターでのターボポンプ単体試験)
- 得られた結果についての評価が完了したもののの中から、試験機1号機へ適用する最有力案として以下を選定。認定燃焼試験用ターボポンプの準備を加速。
 - FTP: 0の矢
 - OTP: 1の矢
- LE-9エンジン開発は、従来より2段階開発^{【注1】}を計画。このため、試験機2号機以降に向けては、引き続き評価を行い、2の矢を含めた候補の中から最適な仕様を選定予定。

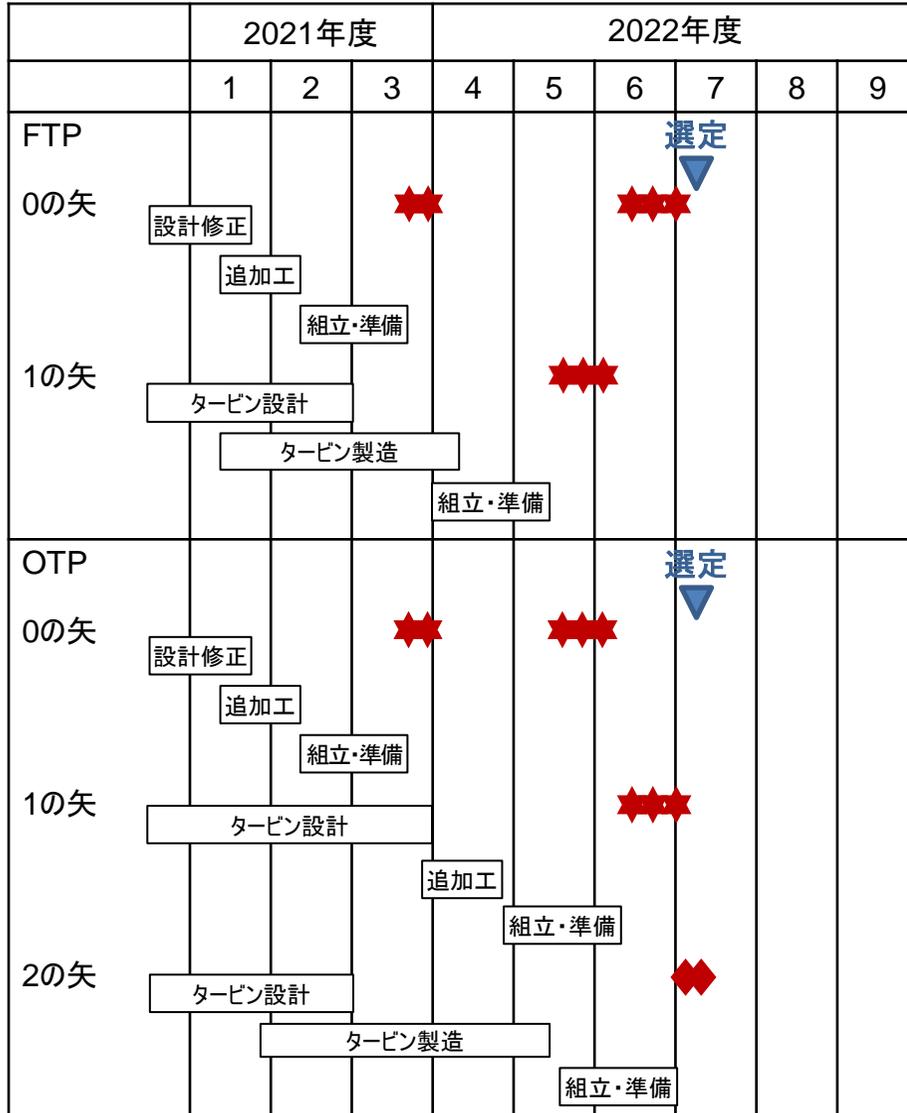
【注1】2段階開発

タイプ1エンジン: 試験機1号機に向け、早期に認定を完了(実績のある機械加工噴射器等)

タイプ2エンジン: 試験機2号機以降に向け、追って認定の上適用

2. LE-9エンジンの開発状況

- 複数の矢を並行で設計・製造し、順次検証。試験機1号機に適した矢を選定



3. LE-9エンジン認定燃焼試験の状況

■ 試験の目的

- 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(認定型)による機能・性能の確認および寿命実証
 - 試験機1号機に用いるタイプ1エンジン(翼振動計測試験でFTP:0の矢、OTP:1の矢を選定)について、製造・検査設備および製造工程を含め保証

■ 計画

- 前半シリーズと後半シリーズに分割
 - 前半シリーズ: 厳しい作動条件を含む作動範囲確認を実施し(5回)、試験機1号機用エンジンの領収燃焼試験(AT)への移行を判断
 - 後半シリーズ: 寿命実証を中心に、AT後に実施(4回を予定)

■ 状況

- 前半5回を完了し、厳しい作動条件での試験をクリア
 - 燃焼室: 開口の対応策として確立した壁温の上限(約1100K)付近で作動させ、試験後の目視点検で健全性を確認
 - ターボポンプ: 計測データおよび試験後の目視点検でタービン部の健全性を確認(タービンの振動状況については、あらかじめ翼振動計測試験で確認済み)
- リスクは十分下げられたため、試験機1号機の領収燃焼試験に移行

3. LE-9エンジン認定燃焼試験の状況

■ 前半シリーズの結果

【注】()は計画値

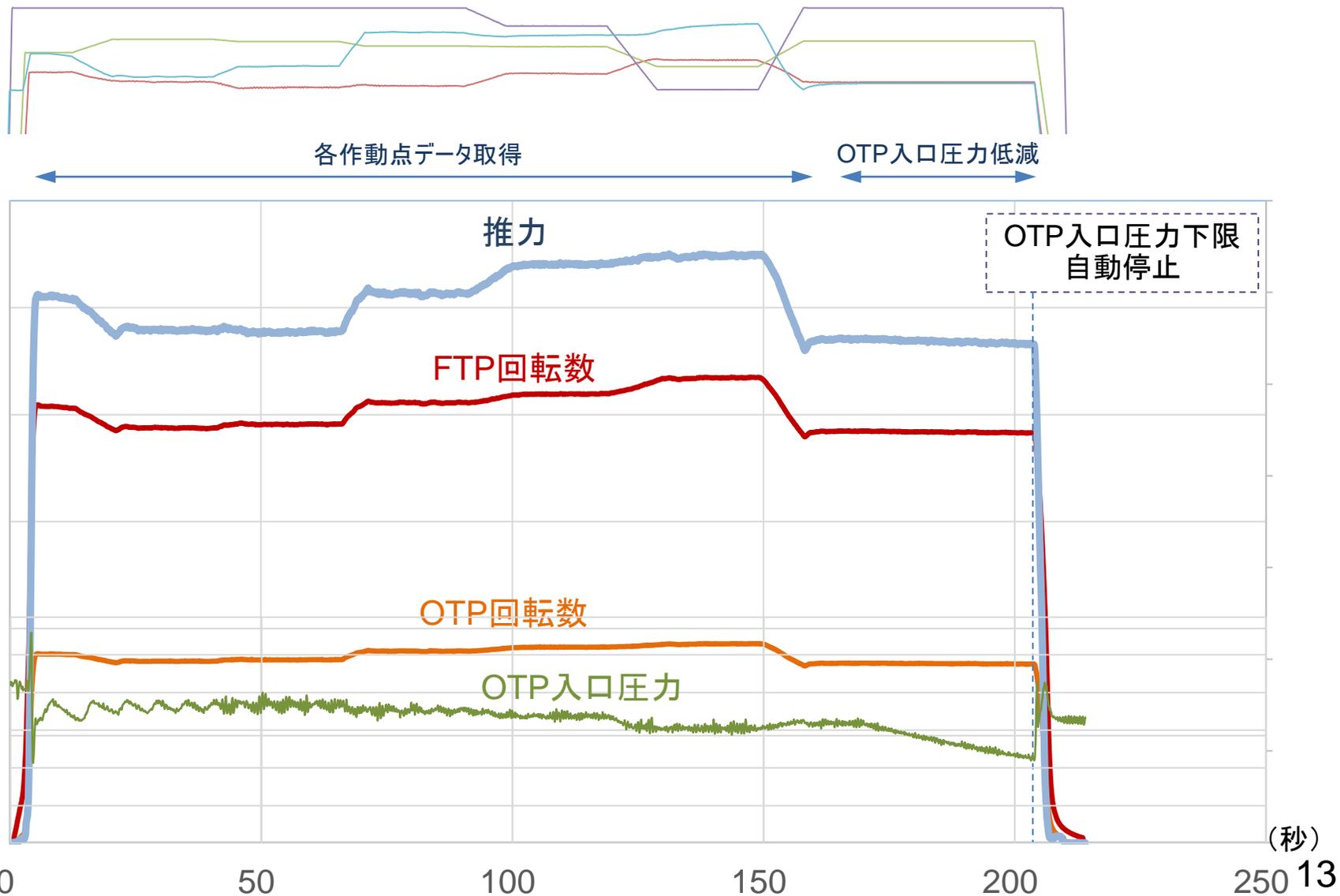
	着火日時	試験時間 [秒]	燃焼圧力 [Mpa]	FTP回転数 [rpm]	OTP回転数 [rpm]	備考
第1回	7月20日 16時03分	230.0 (230.0)	10.45 (10.52)	40,914 (41,545)	17,423 (17,185)	タイマー停止
第2回	7月26日 15時50分	231.0 (231.0)	10.45 (10.47)	40,908 (41,002)	17,426 (17,423)	タイマー停止
第3回	8月2日 16時10分	116.6 (250.0)	11.2 (11.0)	43,608 (43,177)	18,396 (18,269)	推力が予め設定していた上限値に達し、自動停止
第4回	8月8日 15時55分	176.4 (250.0)	11.14 (11.17)	42,044 (42,160)	17,909 (17,969)	OTP入口圧力が下限値に達し、計画通り自動停止
第5回	8月14日 15時55分	203.8 (270.0)	10.43 (10.42)	41,137 (41,073)	17,904 (17,848)	OTP入口圧力が下限値に達し、計画通り自動停止

3. LE-9エンジン認定燃焼試験の状況

■ 第5回目の試験データの一部

主バルブ^{【注1】}の開度

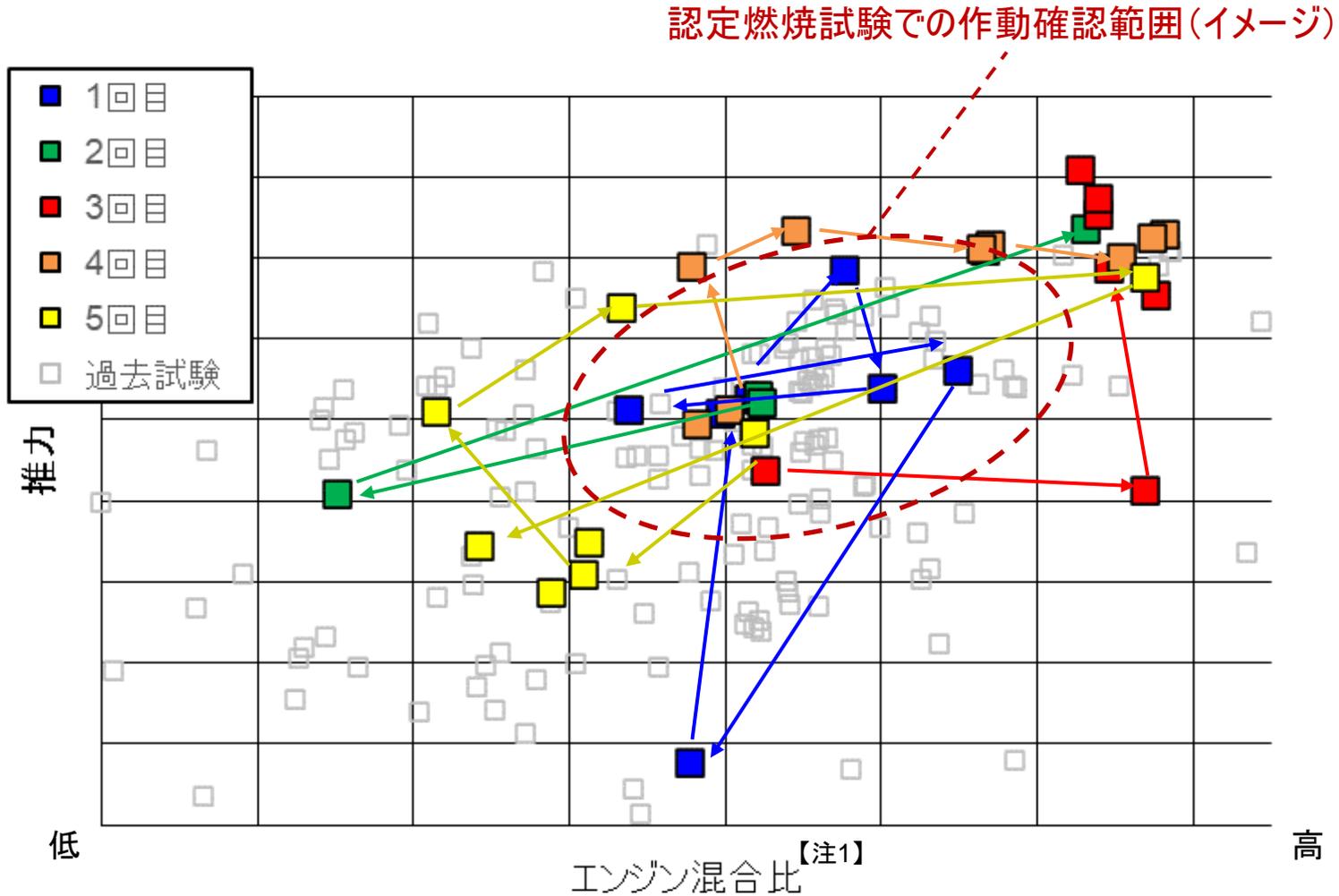
【注1】主バルブ
エンジンの動作を制御
する4つの電動バルブ



(秒)

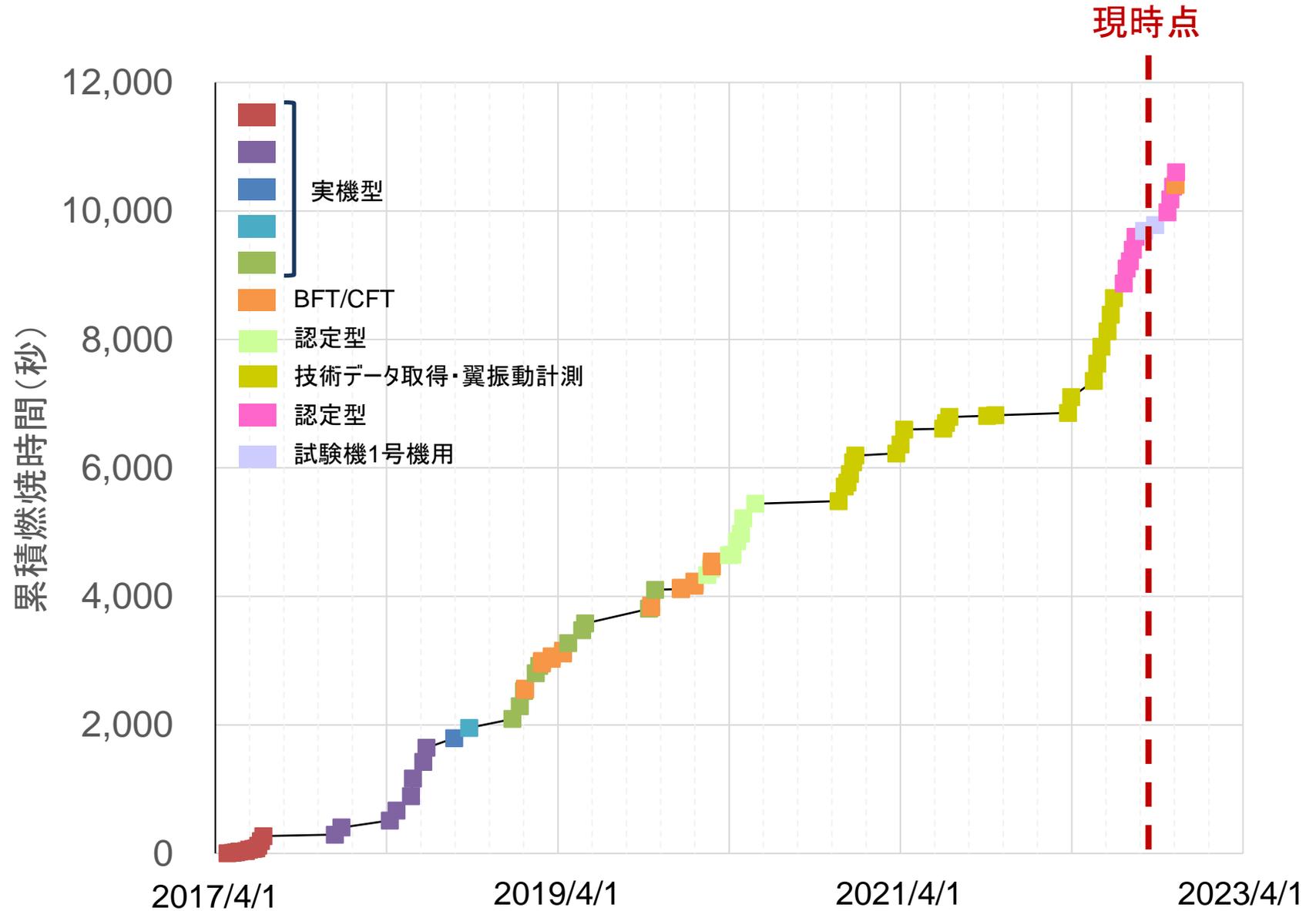
3. LE-9エンジン認定燃焼試験の状況

■ 取得したデータの例（推力-混合比のマップ）



【注1】エンジン混合比： 推進剤の混合の割合（液体酸素/液体水素）。本図で混合比が高いほど燃焼温度が高い。

【参考】LE-9エンジン燃焼試験の実績

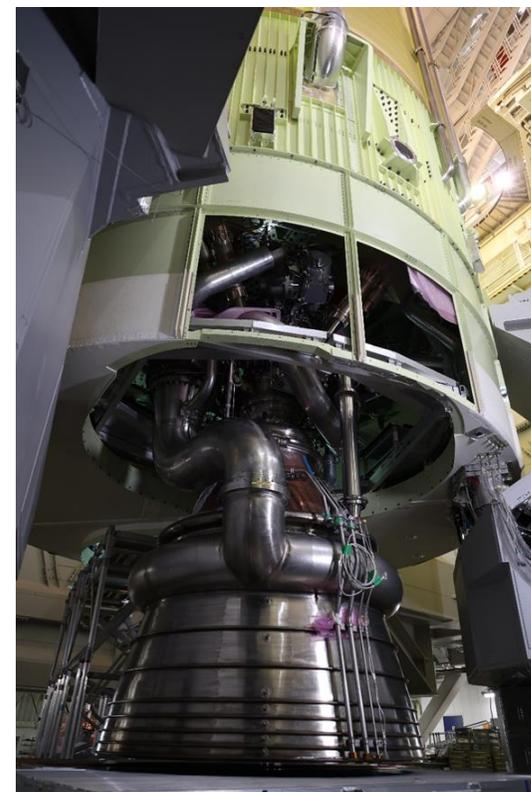


4. 試験機1号機打上げに向けた今後の予定

- 射場にて、**実機型タンクステージ燃焼試験(CFT)**に向けた準備を開始
 - 射点での燃焼試験は、11月上~中旬を予定
 - 保管していた1段/2段の再VOS^{【注1】}を完了
 - 1基目のLE-9エンジンの領収燃焼試験を完了し、機体への装着を完了
 - 機能点検を実施しつつ、2基目のLE-9エンジンの完成を待機

【注1】VOS: VOS(Vehicle On Stand): 移動発射台上にロケット機体を組み立てる作業

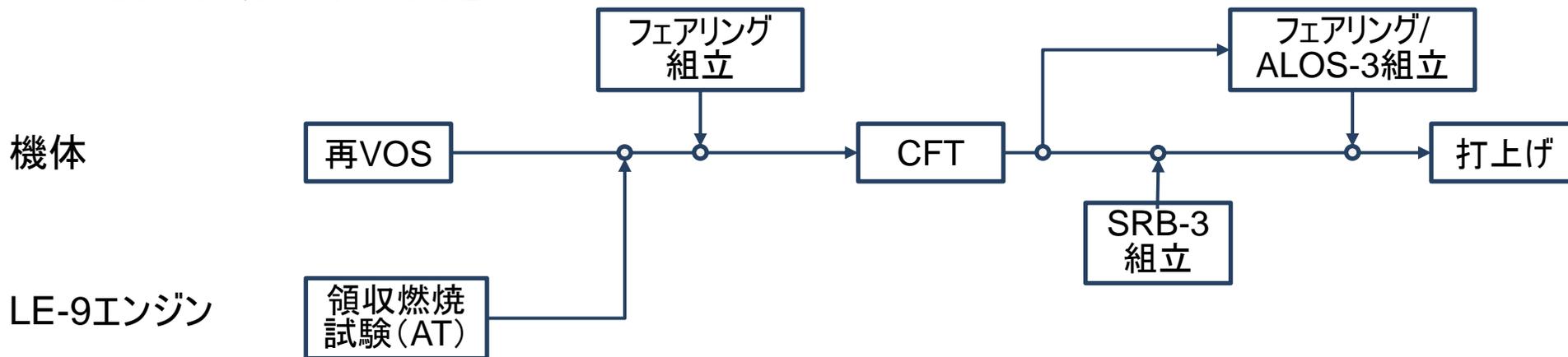
- **CFT終了時点で、打上げ時期を見極める予定**
 - **試験機1号機は2022年度内の打上げを目指す**



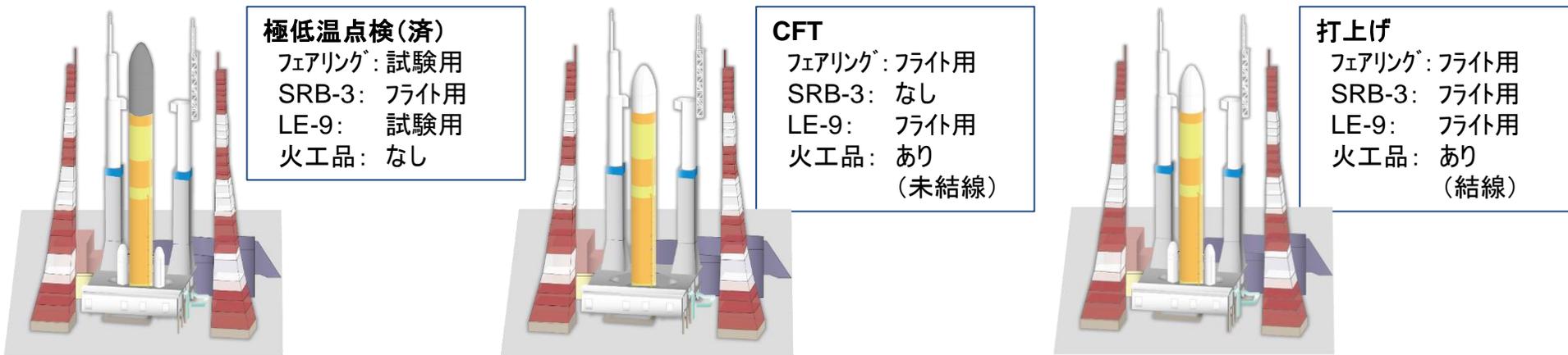
第1段機体に装着されたLE-9エンジン

4. 試験機1号機打上げに向けた今後の予定

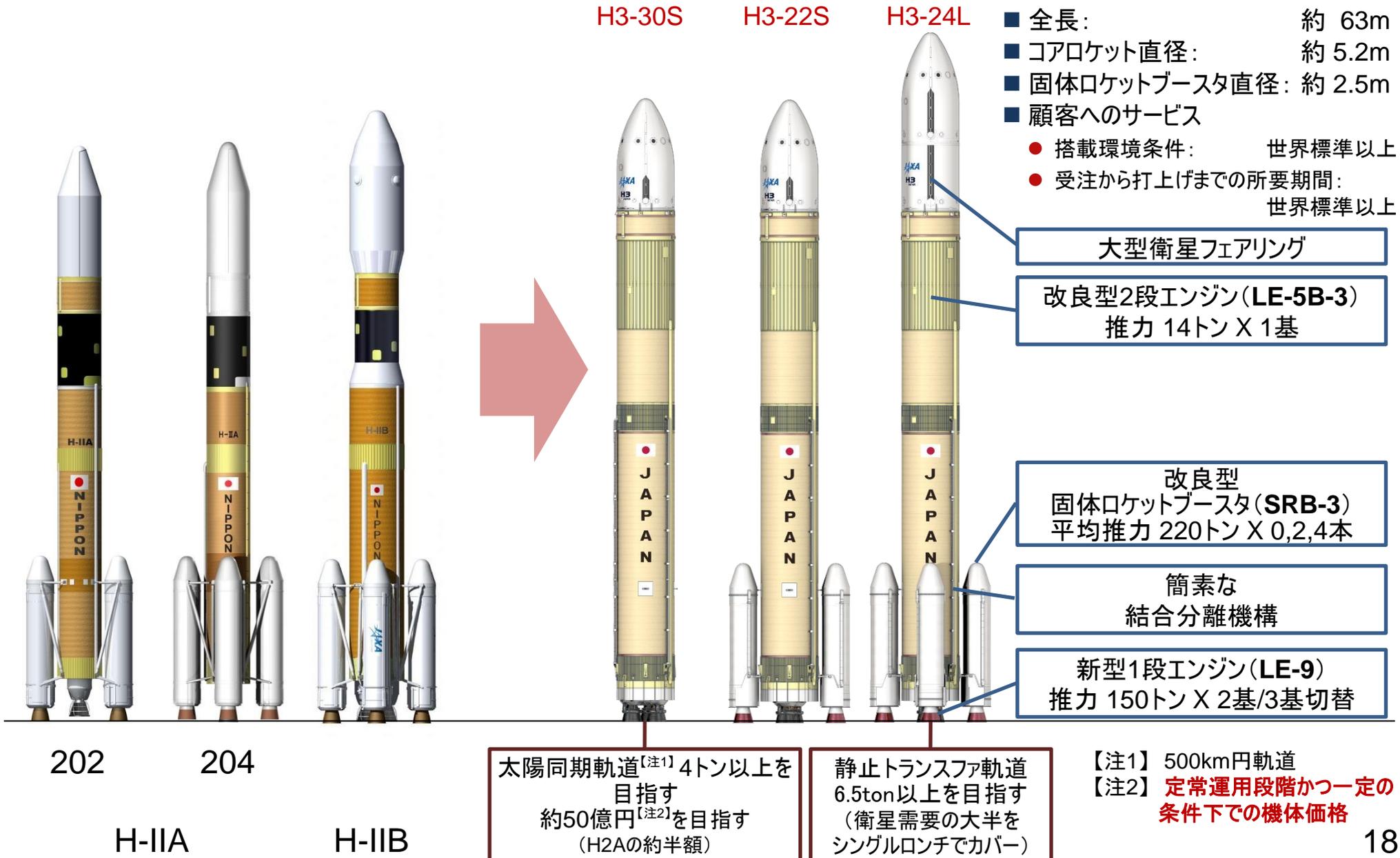
■ 今後の射場作業の予定



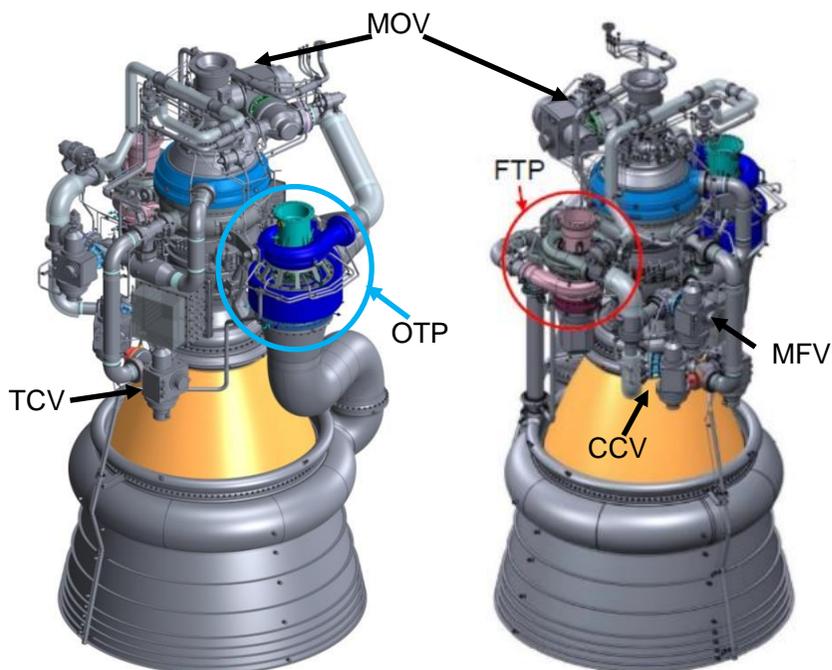
■ 試験機コンフィギュレーション



【参考】H3ロケットのシステム概要



【参考】LE-9エンジンの概要



主バルブ

MFV: 液体水素メインバルブ

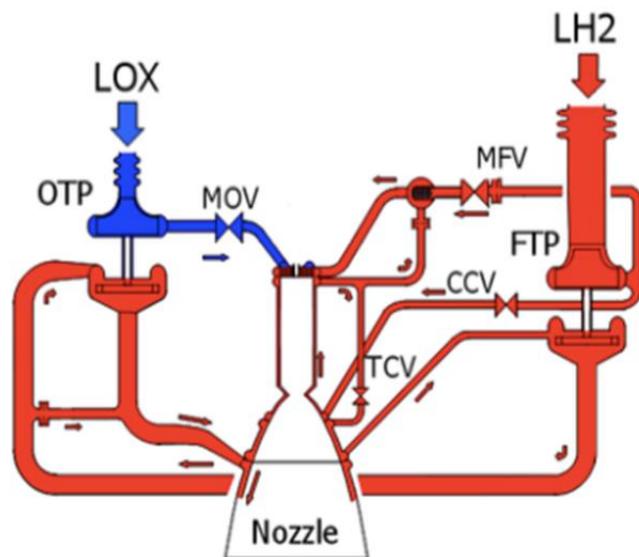
MOV: 液体酸素メインバルブ

CCV: 燃焼室冷却バルブ

TCV: 推力制御バルブ

FTP: 液体水素ターボポンプ

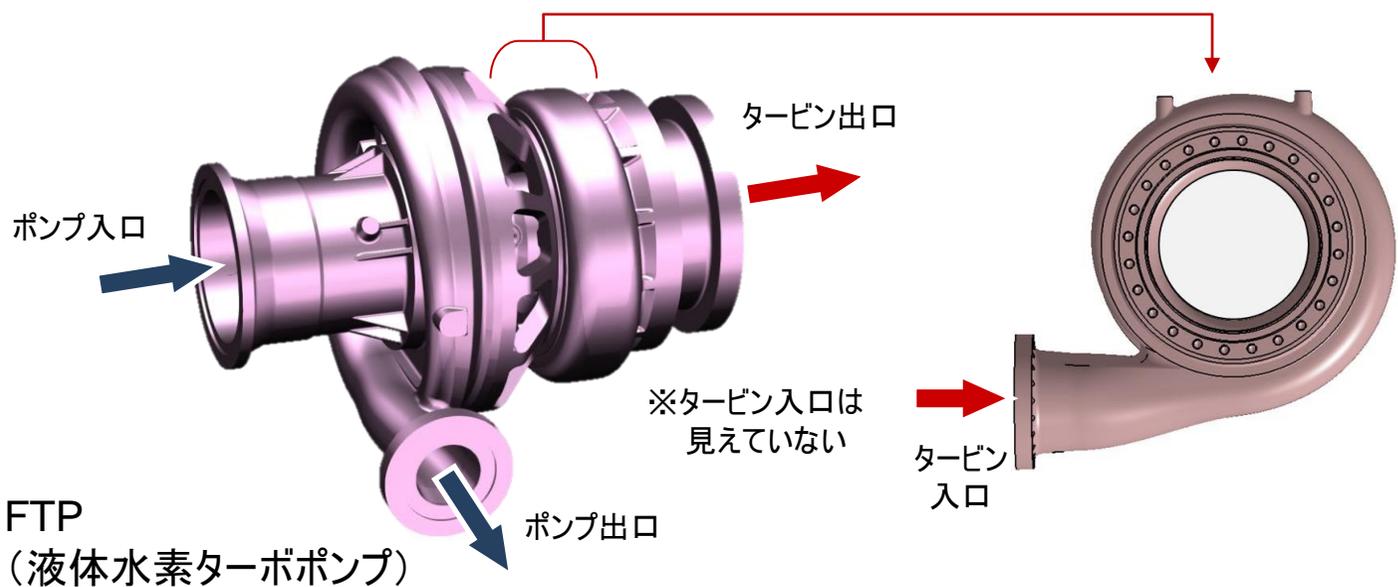
OTP: 液体酸素ターボポンプ



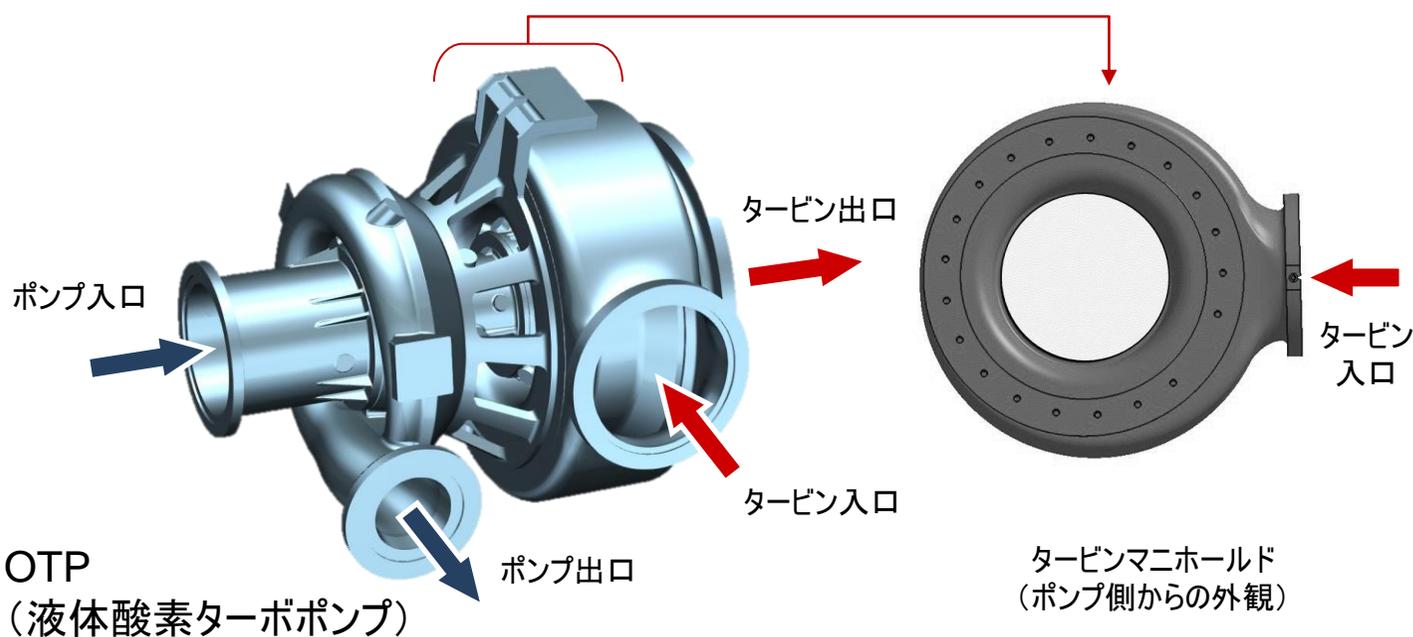
【主要諸元】

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

【参考】FTPとOTPの外観等



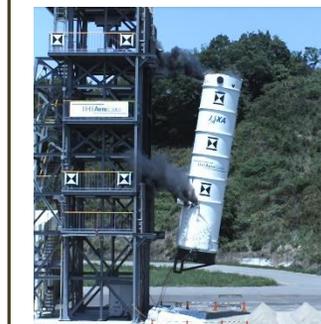
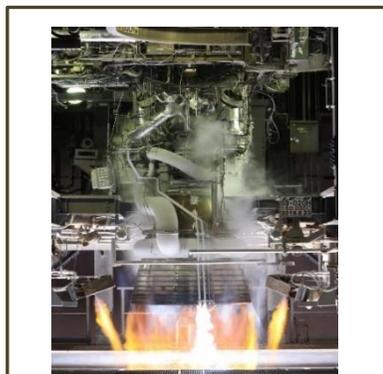
インデューサ インペラ タービン



ロータ系(ポンプ部、タービン部)

【参考】H3ロケットの開発状況

■ これまでに、以下の主な試験等を完了



主な試験、射点設備の整備



極低温点検(F-0)

機体と設備を組み合わせて打上げまでの作業性や手順の確認を実施