



# H3ロケットの開発状況について

令和4(2022)年3月23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58回宇宙開発利用部会(2020年9月17日)では、「H3ロケットの開発状況について」として、「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(開発進捗全般、開発試験の実施状況等)」について、ご報告した。
- 2020年に把握した第1段エンジン(LE-9)の課題について、概ね解決の見通しがたったが、確実な打上げを行うための対応が必要な状況であるため、試験機1号機の2021年度打上げを見合わせることにした。
- 本日は、上述の試験機1号機の2021年度打上げの見合わせを含めた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. 課題への対応状況
  5. 今後の対応

# 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<sup>【注1】</sup>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。

## 2. LE-9エンジンの開発状況

- 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）への対応として、**翼振動計測試験<sup>【注1】</sup>**および**技術データ取得試験**（エンジン燃焼試験）等を**段階的に実施**しつつ、**現象の究明と対応策の具体化**を進めてきた。

【注1】ターボポンプを実作動させ、タービン動翼に発生する歪を直接計測する試験

- これら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、FTPタービンの疲労を受けた**ターボポンプ**については、**一定の目途を得たものの確実な打上げを行うための対応が必要**となった（P7~10）。
- このため、**試験機1号機の2021年度の打上げを見合わせる**こととさせていただいた。
- 対応を具体化次第、これまでの方針（以下に示す）どおり試験機1号機の打上げに臨む。
  - **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
- なお、これまで総合システム試験などを極力前倒し（P12~13）、全体のリスクを低減しつつ開発が進捗しており、**当面LE-9エンジンの開発に集中**する。

ターボポンプ： タンクから燃焼室に推進剤を供給する回転機器（エンジンの一部）  
ポンプとタービンで構成される

共振： 物体が外部の振動と同期してさらに大きく振動する現象

疲労： 繰り返しの力を受け、物体の強度が低下する現象



# 3. LE-9エンジン認定燃焼試験の状況

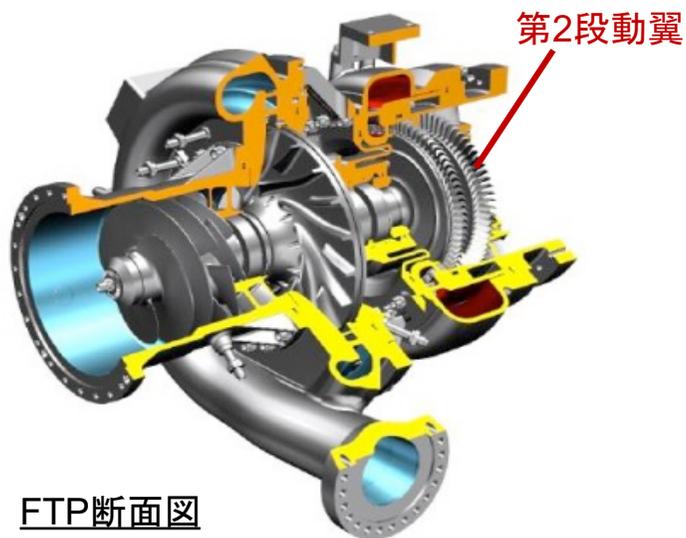
## ② FTPタービンの疲労

- 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**<sup>【注1】</sup>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。

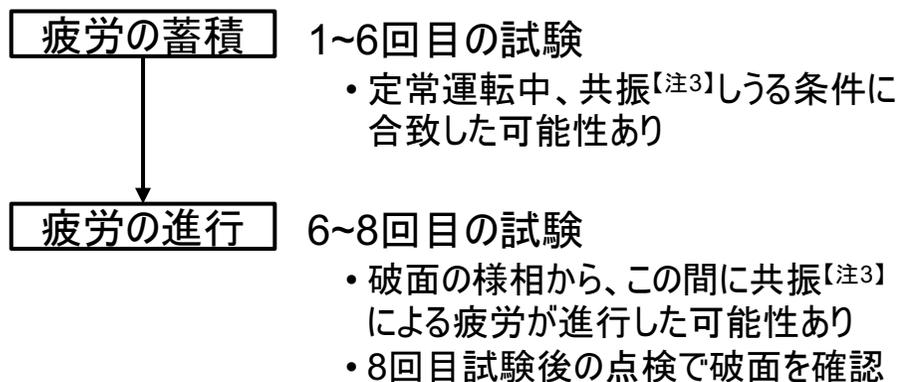
【注1】ターボポンプを実作動させ、動翼に発生する歪を直接計測する試験

- 対応策: **全ての構造固有値**<sup>【注2】</sup>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を行うこととした。

【注2】構造体をも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(2020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

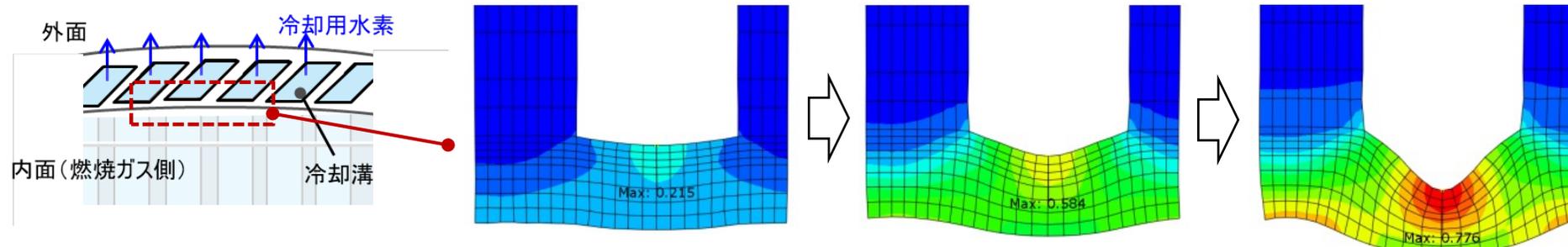
## 4. 課題への対応状況(① 燃焼室内壁の開口)

### ■ 技術データ取得燃焼試験の状況

- 2020年11月より燃焼試験を実施し(計9回、1154秒)、様々な燃焼状態における燃焼室内壁面直近の温度データを取得し、各試験後に燃焼室内面の性状変化を観察(認定燃焼試験での事象が実際に発現)。

### ■ 原因の絞り込み

- 試験データの評価とシミュレーション等により、「定常燃焼中に壁面に繰り返し高温の温度サイクルが負荷されることにより一定方向の塑性変形が累積し、最終的に開口」に至ったと推定。



温度サイクル負荷により塑性変形が累積

### ■ 対応策

- 壁面の変形が有意に進行しない壁温の上限(約1100K)以下で作動させる対応策を確立した(試験機1号機で使用する機械加工噴射器は十分な余裕)。
- 試験機2号機以降で使用する3D造型噴射器については、実証データを増すとともに最終設計での機能・性能を検証するため、技術データ取得燃焼試験を追加実施する予定。

## 4. 課題への対応状況(② FTPタービンの疲労)

### ■ 翼振動計測試験の状況

- ターボポンプの翼振動計測手法を新たに導入の上試験を実施し、**翼の振動応答レベルを直接計測**(単体試験に加えエンジン燃焼状態でも計測)
- 原因となった**共振モードの特定および対応策を検証**

### ■ 対応策の検証状況

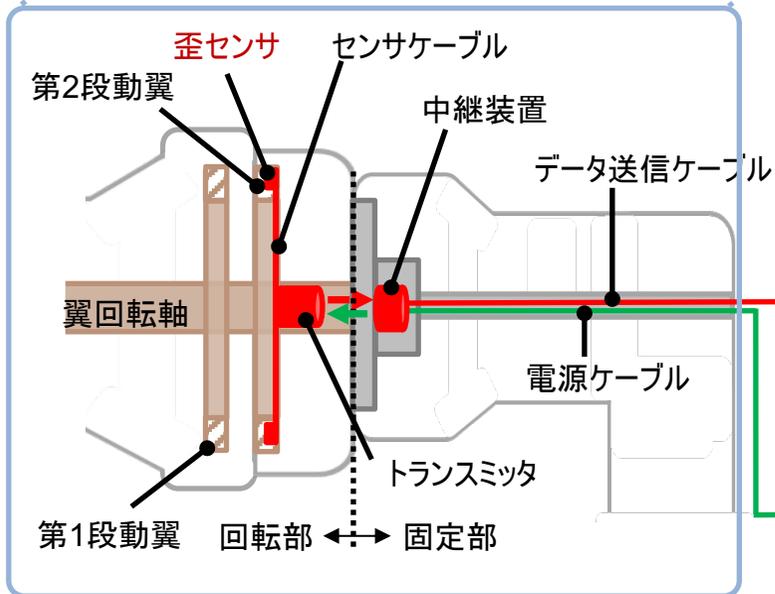
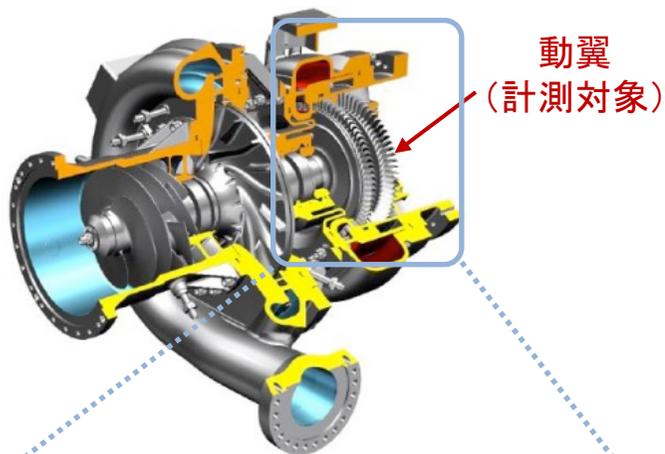
- 液体水素ターボポンプ(FTP)
  - 全翼の設計変更等により**翼列由来の共振**<sup>【注1】</sup>を回避、翼振動計測試験で**改善効果を確認**
    - » 翼振動計測試験において、**第1段タービンディスク部にフラッタ**<sup>【注2】</sup>の発生を認めため、複数の**対応策を具体化中**

【注1】 2020年5月のFTPタービン疲労破面の主要原因である、翼列の後流分布が励振源の共振

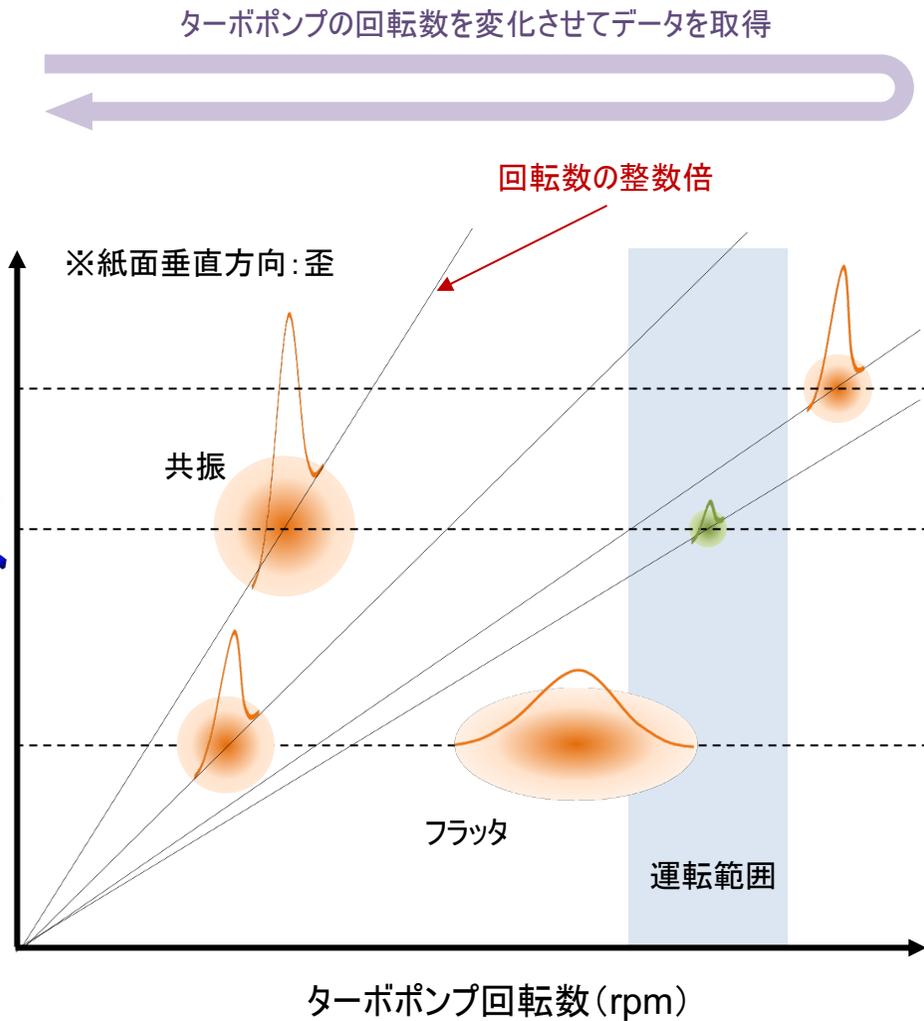
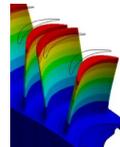
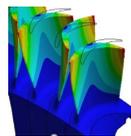
【注2】 構造物(ここでは翼やタービンディスク)とそのまわりを流れる流体とが連成して生じる自励振動

- 液体酸素ターボポンプ(OTP)
  - FTPからの水平展開として、全翼の設計変更等により**翼列由来の共振を極力回避**し、翼振動計測試験にて**改善効果を確認**
    - » 翼振動計測試験により、対応すべき**振動応答**(これまで顕在化していない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**)を新たに把握し、複数の**対応策を具体化中**
- 従って、現時点で残された課題は以下のとおり。これらを解決した上で認定燃焼試験に移行する。
  - FTP: **第1段タービンディスク部のフラッタ**
  - OTP: **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**

# 【参考】翼振動計測の概要



固有モード

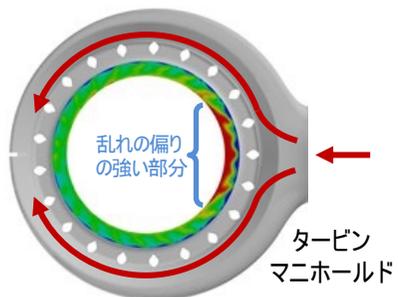


試験データの分析例: キャンベル線図のイメージ

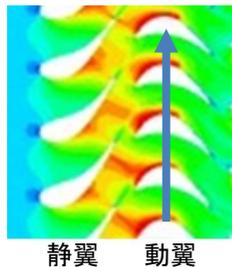
# 【参考】タービンの振動現象

## 加振源の例

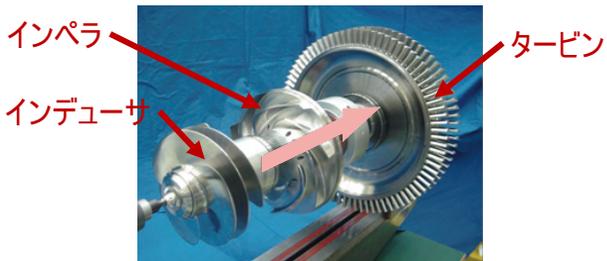
不均一な流れ



翼列の後流分布



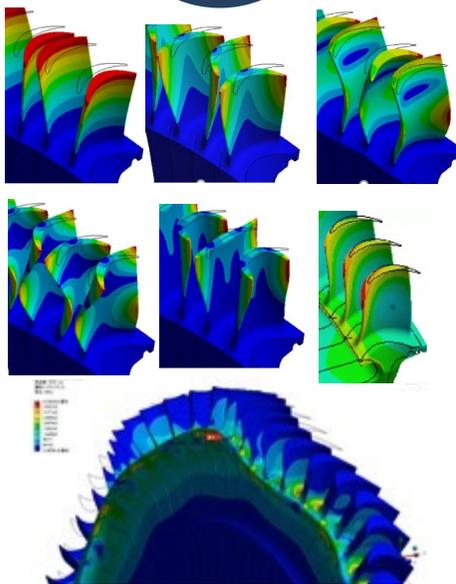
ポンプ部からの振動伝達



## タービンの振動現象

共振

物体が外部の加振源（左記）による振動と同期してさらに大きく振動する現象



フラッタ

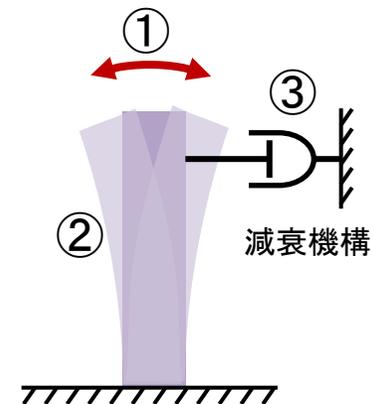
構造物とそのまわりを流れる流体とが連成して生じる自励振動（左記加振源によらない）

## 対応策

①加振源の調整

②固有値の調整

③減衰力の強化



## 5. 今後の対応

### ■ 残された課題への基本的な考え方 (FTP/OTP)

- 試験での確実な検証を基本とし、かつ予定されたミッションへの影響を最小限とするよう、可能な限り開発の前倒しを図る。
- FTP/OTPそれぞれの課題に対し、複数案を並行で設計/製造し翼振動試験結果をもって案を選択する開発ステップを採用し、開発リスクを最小化する方針。
  - ・ 対応案は、設計の成熟度(実績、新規性等)および製造スケジュールの成立性等から評価し、独立した複数案に絞り、優先度付けする。
  - ・ 順次、設計および翼振動計測試験用供試体の製造を行い、準備でき次第翼振動試験による検証を開始する。検証未達の場合に備え、後続案を、部品完成、設計完了等の各段階で待機させる。
  - ・ まず従来設計に最小限の変更を施した試験から開始する。
- 検証が完了次第、認定燃焼試験を開始する。

### ■ 対応の具体的方針

- 新たなリスクを持ち込まないという観点から、共振等に対して有効性を検証した設計方針は維持し、極力実績を重視する。一方、従来設計の延長では対応が不十分な場合も想定する。
  - ・ 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。

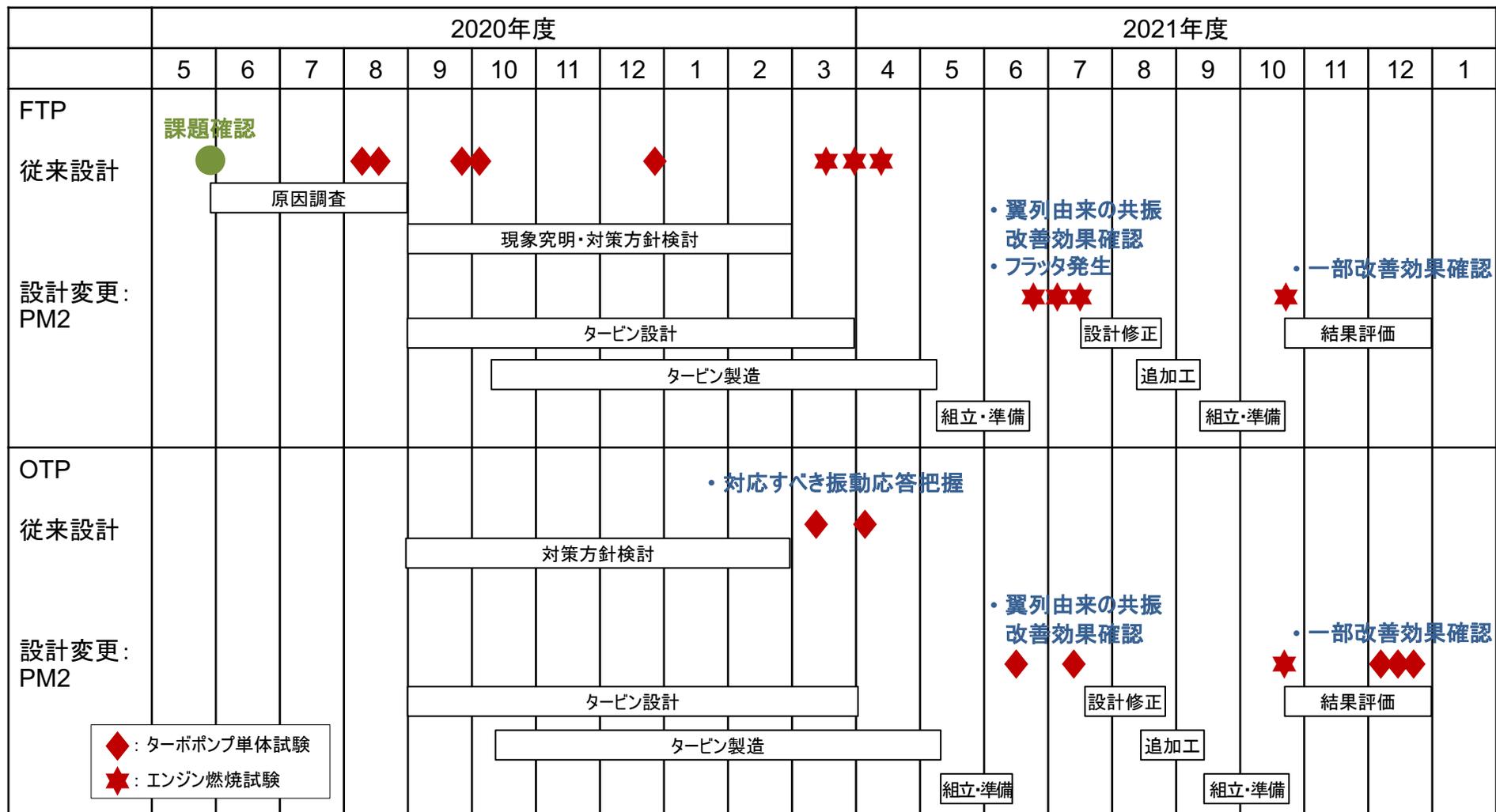
### ■ 今後の予定

- 3月下旬より、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試験を実施予定。

# 【参考】これまでの取り組み

## ■ これまでの取り組み

- 翼振動計測試験で得られたデータを随時評価の上設計に反映し、段階的に検証。



# 【補足】試験機1号機の開発状況



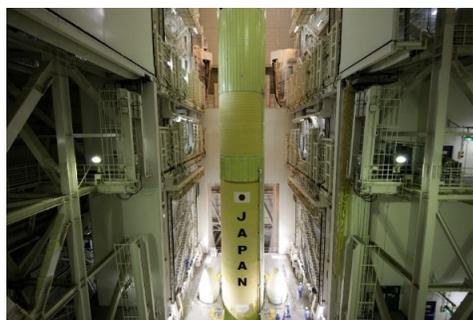
2021年1月24日(日)  
輸送用コンテナに入る1段機体



2021年1月31日(日)  
種子島宇宙センターに到着した1段/2段機体



2021年2月2日(火)  
1段機体の起立作業



2021年2月6日(土)  
組立てを完了した機体



2021年3月17~18日  
極低温点検



2021年6月7日(月)  
フェアリングアンピリカル離脱試験



2021年6月19日(土)  
全機振動試験

ステージ燃焼試験

ALOS-3搭載・打上げ

↑  
ここまで完了

# 【補足】試験機1号機の開発状況

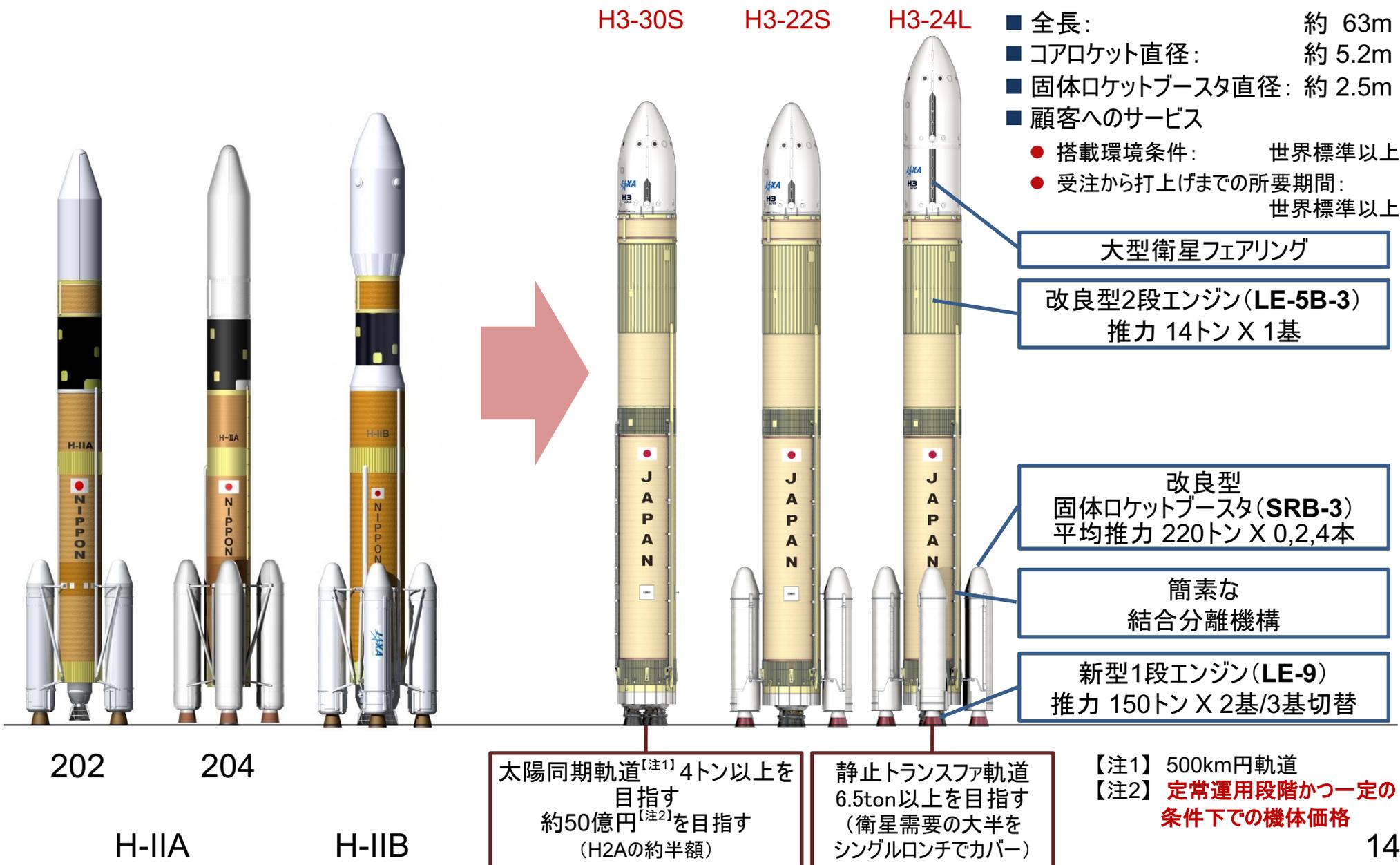
## ■ 極低温点検(F-0)の結果

- 機体組立て後に電気系・推進系の作動確認を実施。
- 3月17-18日、機体/移動発射台を射点に移動させ、極低温燃料の充填、最終機能点検を経て、**エンジン作動直前(X-6.9秒)までカウントダウンシーケンスの検証を実施**。合わせて、追尾局・飛行安全管制システムとのEnd-to-End検証も実施。計画した試験完了条件を達成。

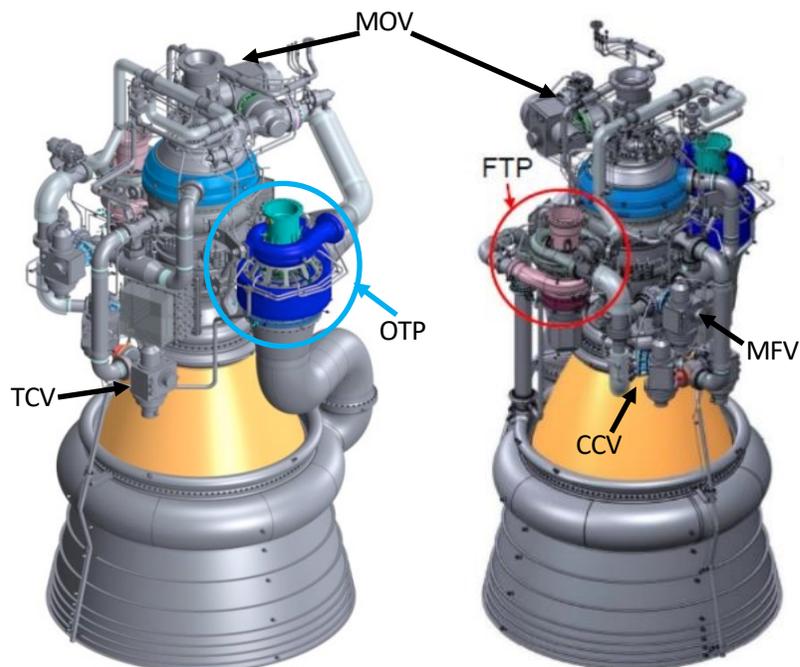


- その後、電磁適合性試験、アンビリアル離脱試験、全機振動試験、全機姿勢制御システム試験等により**技術データを取得**。
- 極低温点検で抽出した改善事項について、機体設計および運用手順へ反映。

# 【参考】H3ロケットのシステム概要

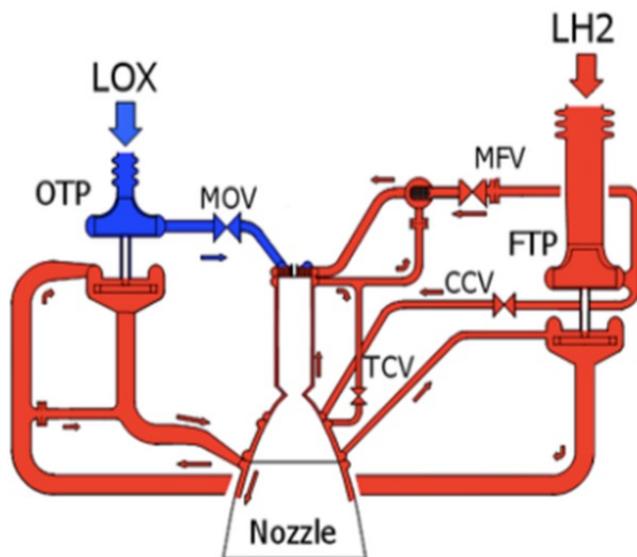


# 【参考】LE-9エンジンの概要



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

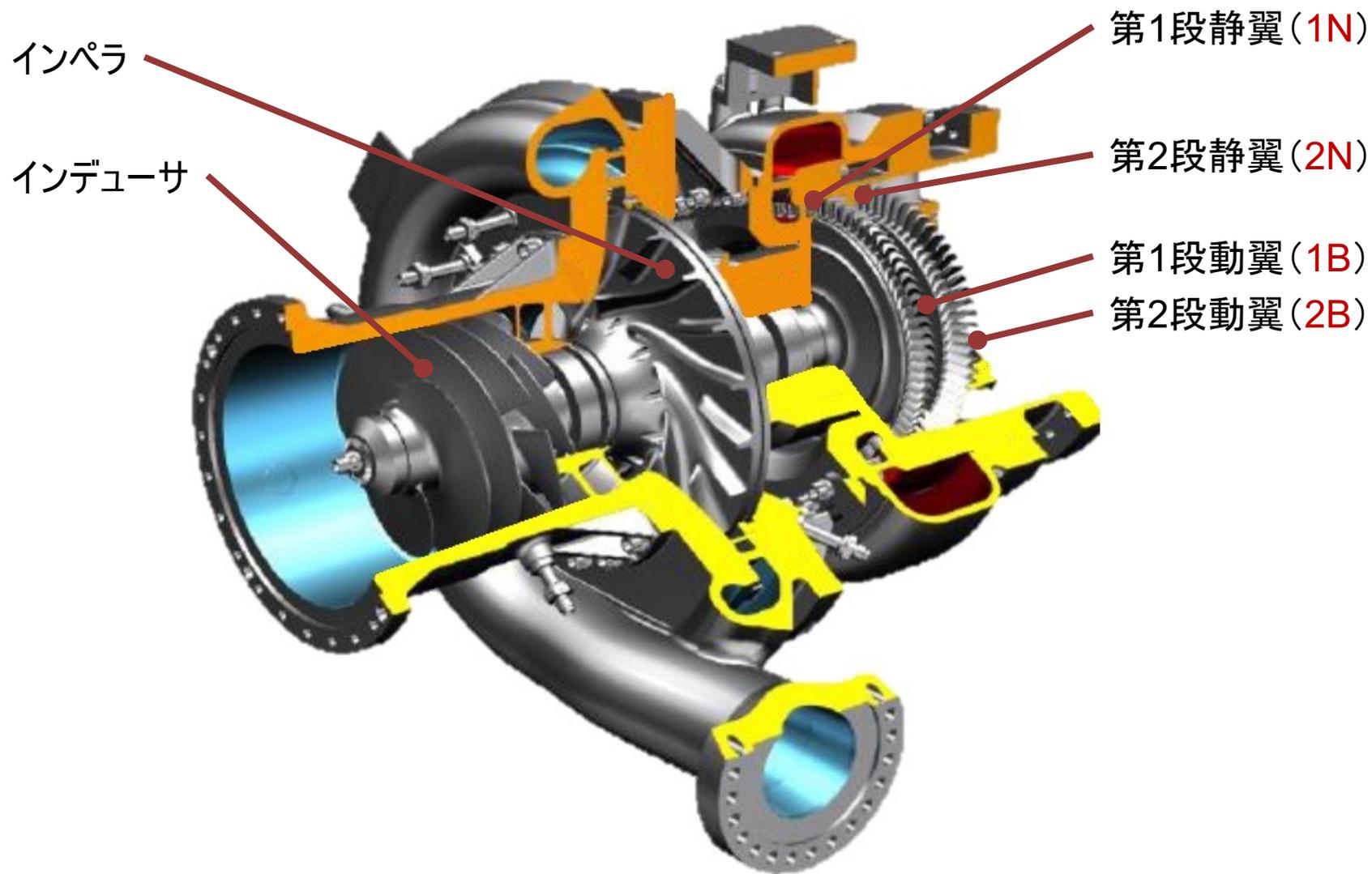
OTP: 液体酸素ターボポンプ  
MOV: 液体酸素メインバルブ



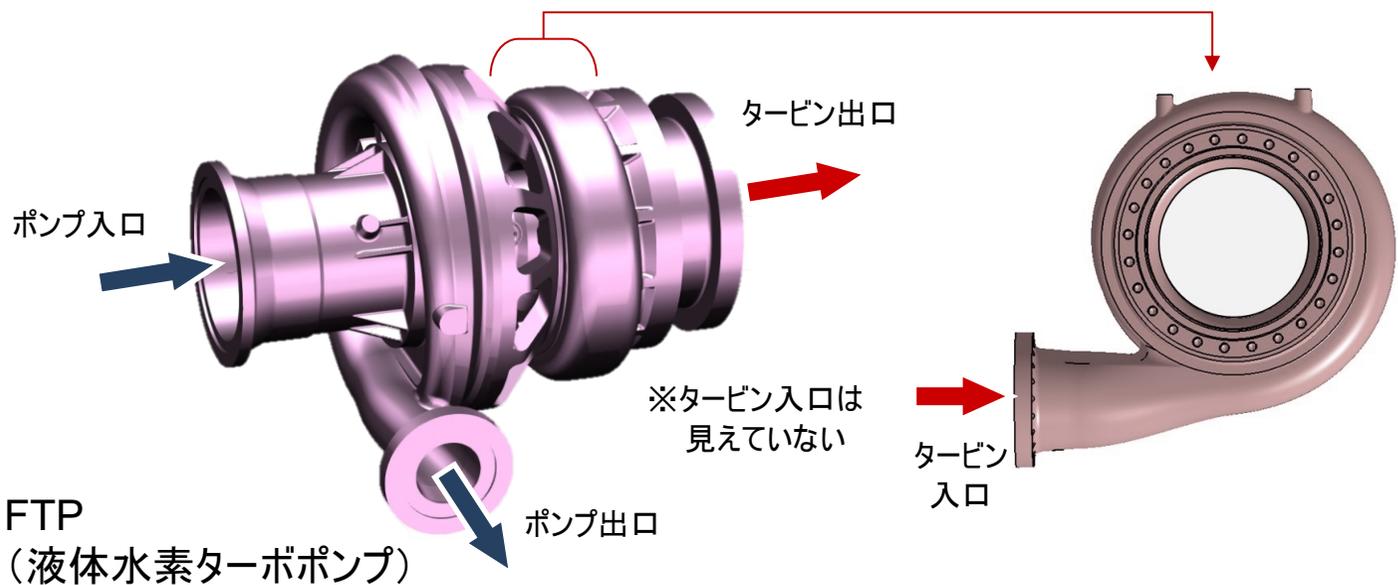
## 【主要諸元】

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

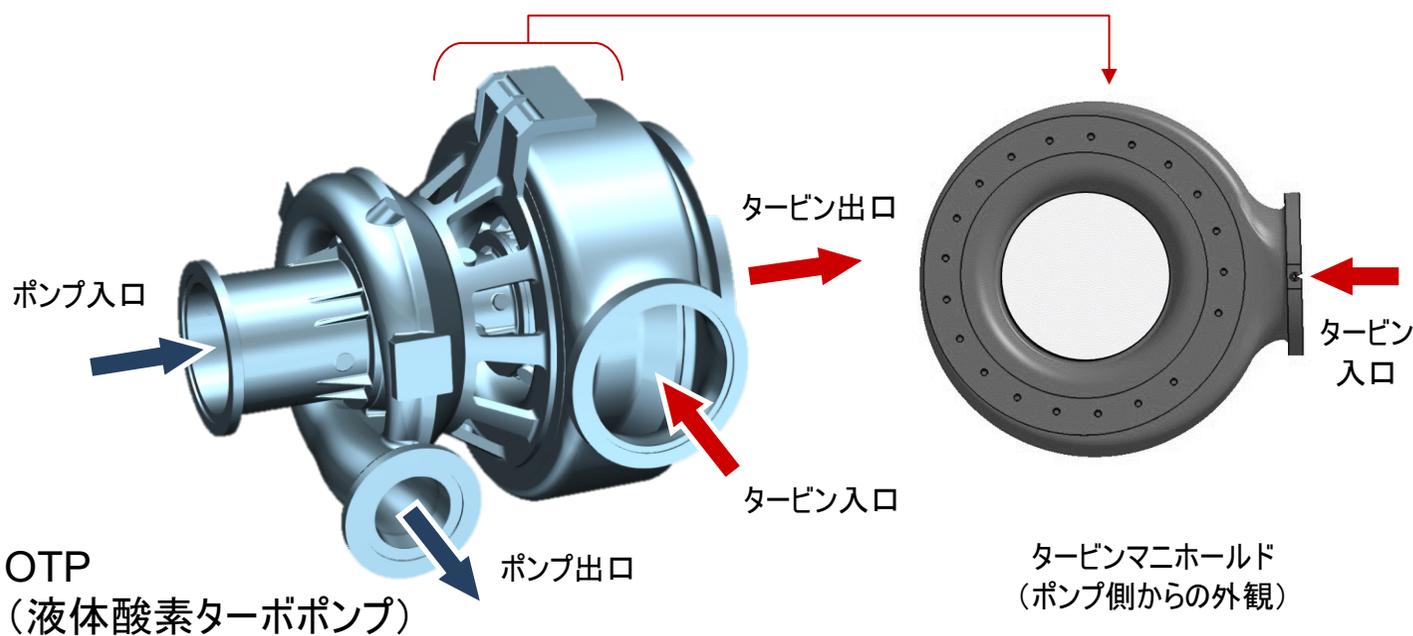
# 【参考】LE-9 液体水素ターボポンプ(FTP)



# 【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)