



# H3ロケット第1段エンジン(LE-9)の 開発状況について

令和4(2022)年1月21日  
宇宙航空研究開発機構

H3プロジェクトチーム 岡田 匡史

# LE-9エンジンの開発状況

- n LE-9エンジンについては、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）が発生した（2020年5月）。

【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

- n これら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（2020年9月）。

- n 以降、翼振動計測試験<sup>【注2】</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2】 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

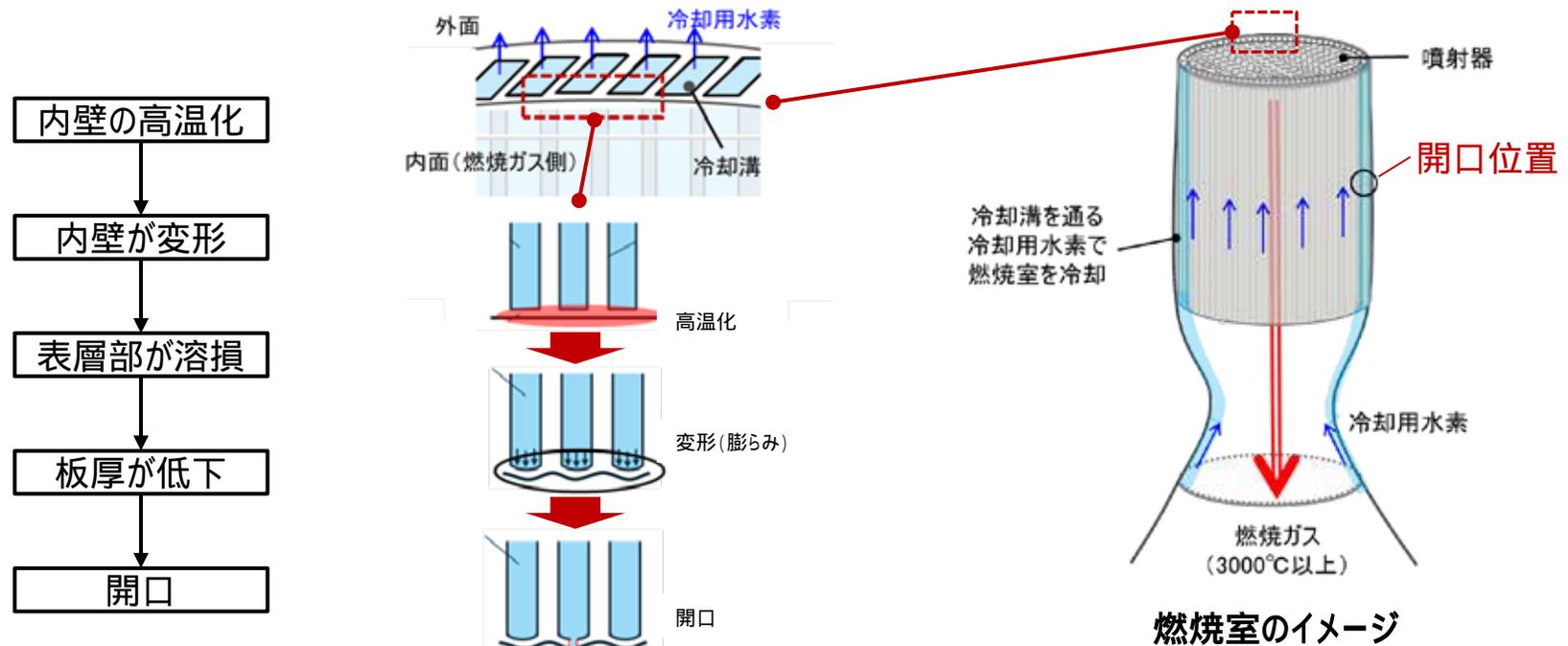
- n 認定燃焼試験への移行には、対応策を反映したエンジン（ターボポンプ単体を含む）での試験検証を行うこととしている。現在、ターボポンプの設計確定に向け試験を進めているところ。

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

## n 燃焼室内壁の開口

- Ⅰ 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)。
- Ⅰ 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。
- Ⅰ 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。



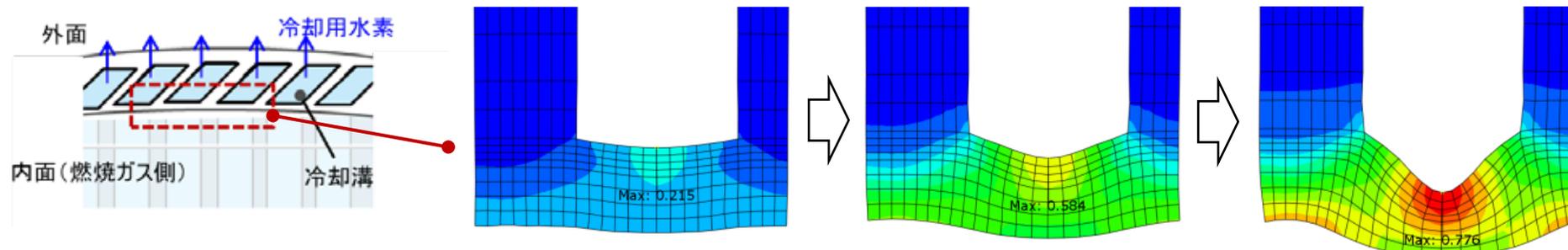
# 課題への対応状況 ( 燃焼室内壁の開口 )

## n 技術データ取得燃焼試験の状況

- l 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**)。

## n 原因の絞り込み

- l 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

## n 対応策

- l 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同時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。

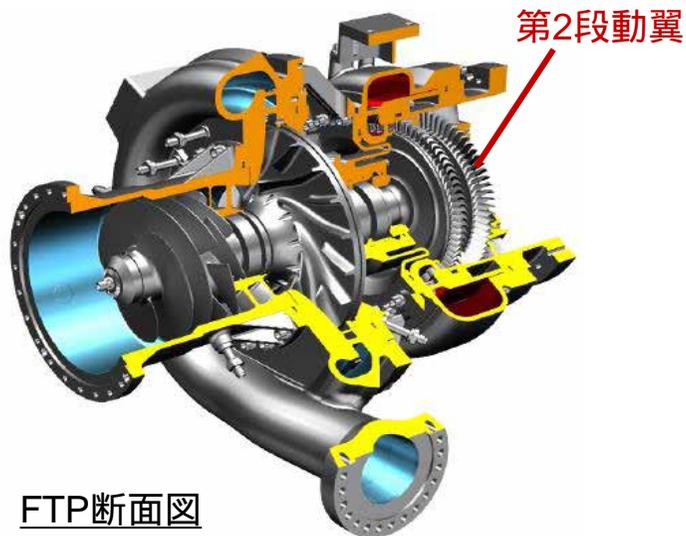
## n FTPタービンの疲労

- Ⅰ 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。
- Ⅰ 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。

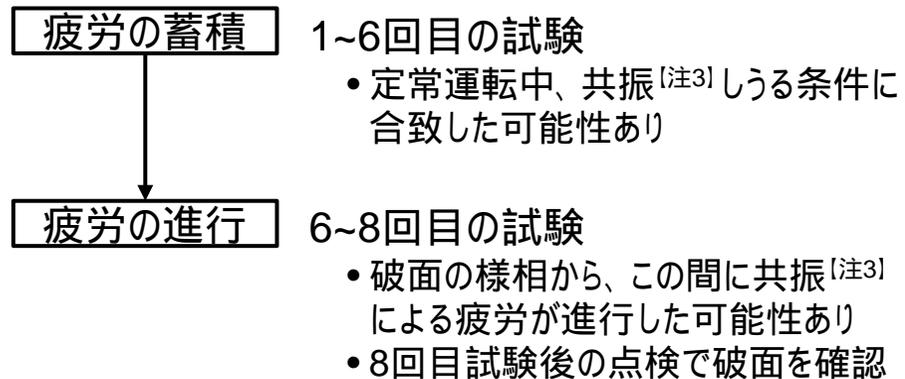
【注1】 ターボポンプを実作動させ、動翼に発生する歪を直接計測する試験

- Ⅰ 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予定。

【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

# 課題への対応状況 (FTPタービンの疲労)

## n 翼振動計測試験の状況

- l 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)
- l 原因となった**共振モードの特定および対応策を検証**

## n 対応策の検証状況

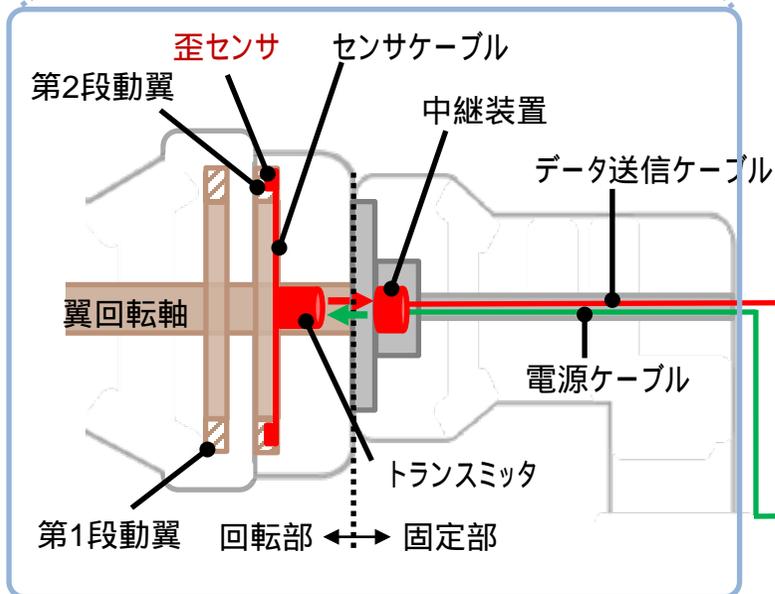
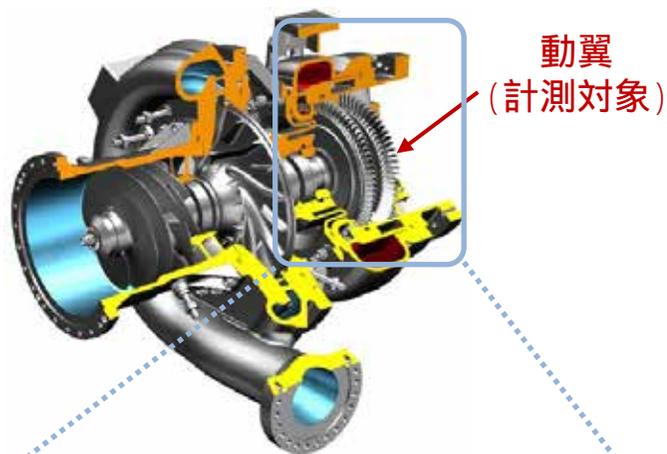
- l 液体水素ターボポンプ(FTP)
  - 全翼の設計変更等により**翼列由来の共振<sup>[注1]</sup>を回避**し、翼振動計測試験にて**改善効果を確認**
    - » 翼振動計測試験において、**第1段タービンディスク部にフラッタ<sup>[注2]</sup>の発生を認め**たため、**複数の対応策を具体化中**

【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

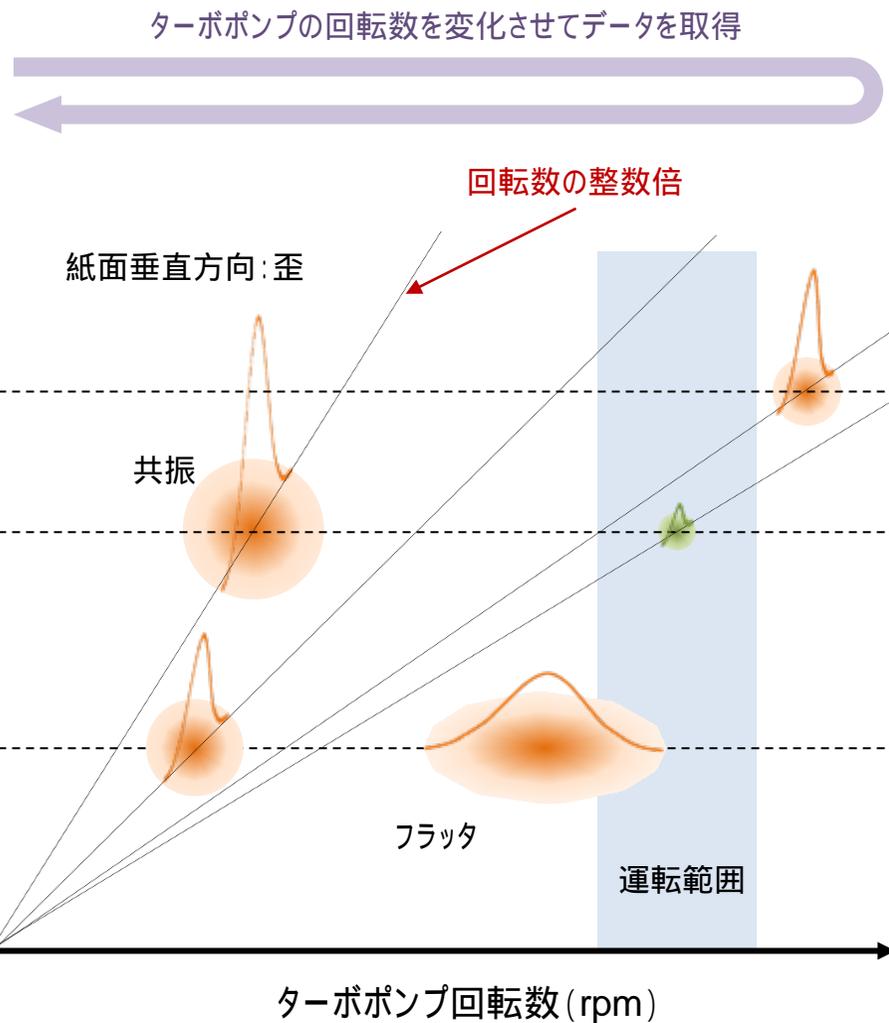
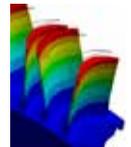
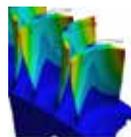
【注2】 構造物(ここでは翼やタービンディスク)とそのまわりを流れる流体とが連成して生じる自励振動

- l 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**(課題として顕在化していない、**タービン入口部の流れの不均一性等に起因**すると推定)を新たに**把握**し、**複数の対応策を具体化中**

# 【参考】翼振動計測の概要



固有モード

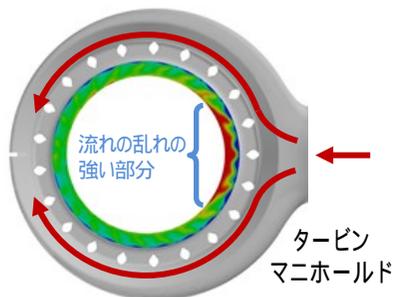


試験データの分析例: キャンベル線図のイメージ

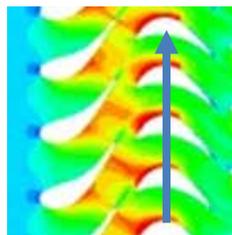
# 【参考】タービンの振動現象

## 加振源の例

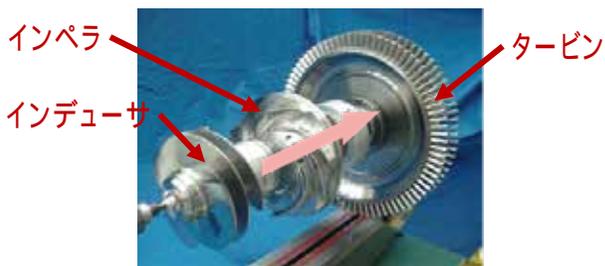
不均一な流れ



翼列の後流分布



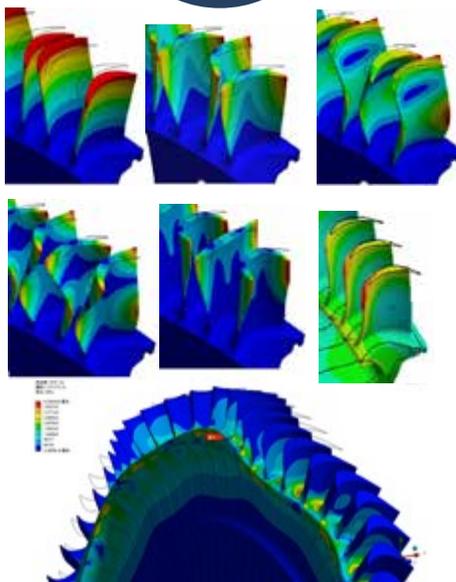
ポンプ部からの振動伝達



## 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

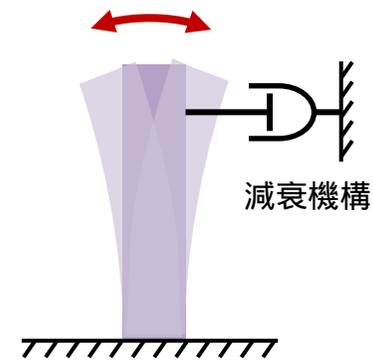
構造物とそのまわりを流れる流体とが連成して生じる自励振動

## 対応策

加振源の調整

固有値の調整

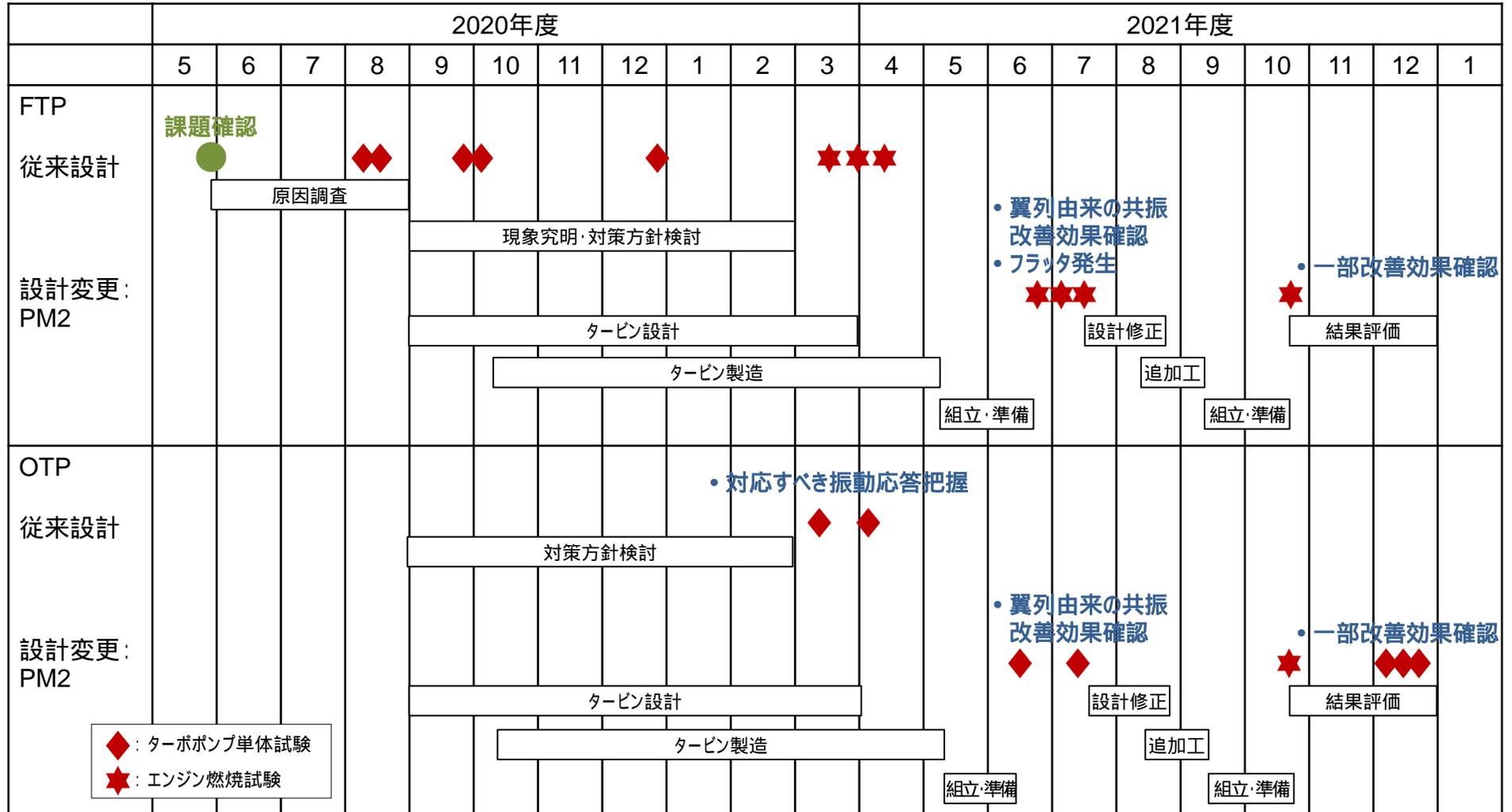
減衰力の強化



# 【参考】これまでの取り組み

## n これまでの取り組み

1 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。



# 開発計画の見直し

- n 2020年5月のLE-9エンジン認定燃焼試験にて認められた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な状況**。
  
- n 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。
  - l **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。
  - l 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**。
  
- n このため、**試験機1号機の2021年度の打上げを見合わせる**こととしたい。
  
- n なお、これまで総合システム試験などを極力前倒し(P10~11)、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。

# 【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

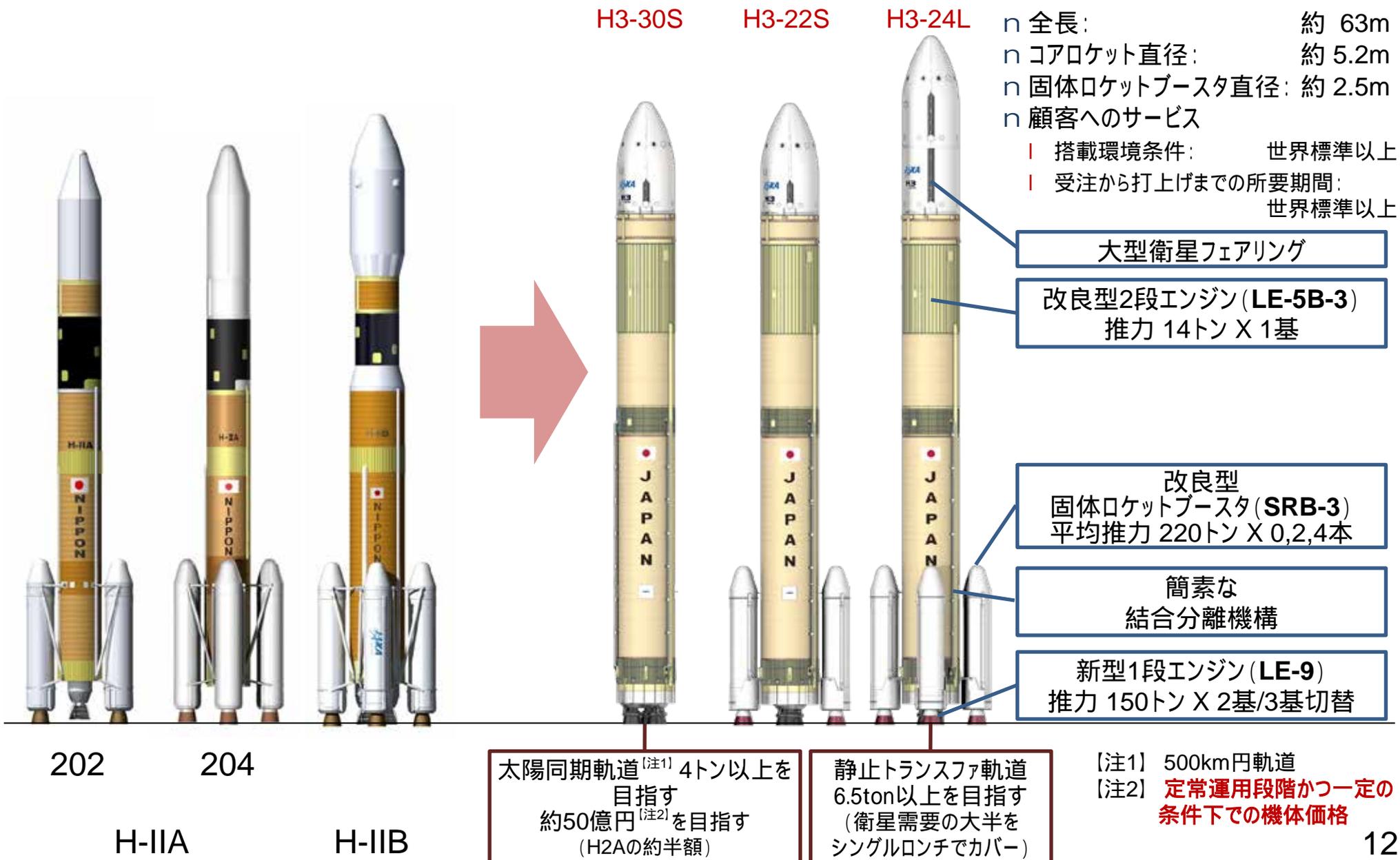
## n 極低温点検(F-0)の結果

- l 機体組立て後に電気系・推進系の作動確認を実施。
- l 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。

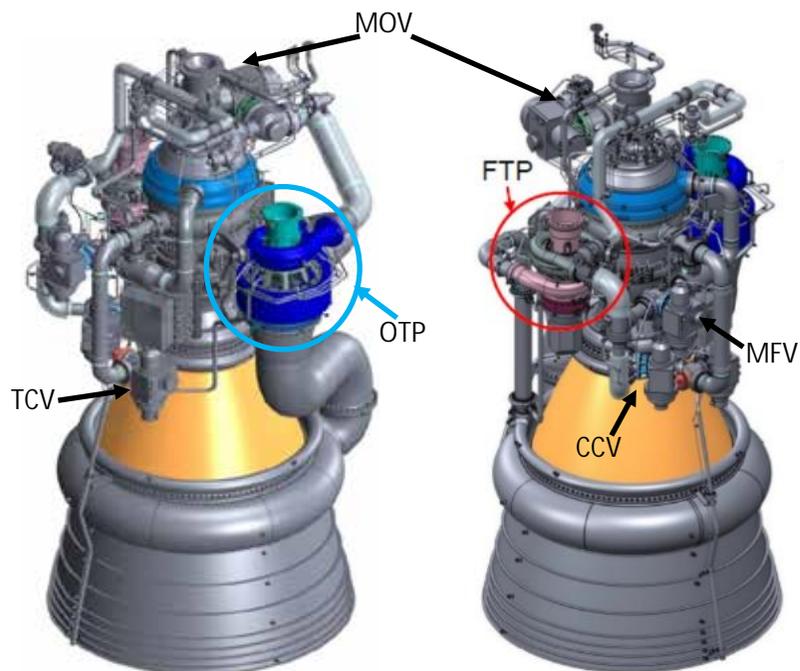


- n その後、電磁適合性試験、アンビリカル離脱試験、全機振動試験、全機姿勢制御システム試験等により**技術データを取得**。
- n 極低温点検で抽出した改善事項について、機体設計および運用手順へ反映。

# 【参考】 H3ロケットのシステム概要

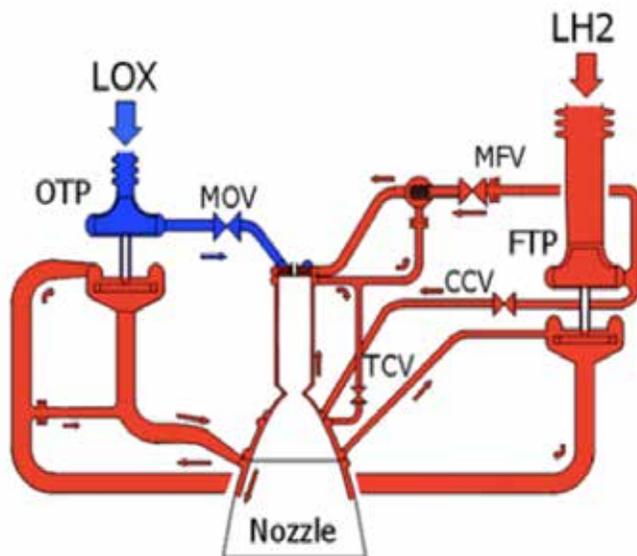


# 【参考】LE-9エンジンの概要



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】 FTPとOTPの外観等

