

資料75-2

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75回) 2023. 5. 24

# H3ロケット試験機2号機計画に関する 方向性について

令和5(2023)年5月24日

文部科学省 研究開発局  
宇宙航空研究開発機構

- H3ロケット試験機1号機の3月7日の打上げ失敗を受け、宇宙航空研究開発機構(JAXA)及びメーカーにおいて原因究明が鋭意進められているところ。

(これまで原因究明に係る調査・安全小委員会が3回開催。前回(4月27日)まで、原因特定解析手法(FTA)の展開や再現試験等により発生要因の絞り込みが進んでいること、残された要因について複数の故障シナリオを抽出し優先度を付けつつ検証を行っていること等が報告。)

- 原因究明は、直接要因の究明を進めるとともに、それを踏まえた背後要因も含めた分析と対策検討に取り組むこととしており、その実施が前提であるものの、一般的に、ロケットの打上げまでの各種準備には相当の期間が必要なことから、次のH3ロケット試験機(試験機2号機)をどう考えるか政策的な検討を進めておくことが必要。

(なお、昨年末の宇宙基本計画工程表において試験機2号機は今年度後半の打上げ時期が想定されており、後継のロケットや各種計画を含め準備が行われてきたところ。また、政府では次期宇宙基本計画及び工程表改定に係る作業が進められており、こういった政策動向への検討状況の反映も重要。)

- なお、H3ロケットの第1段エンジン(LE-9エンジン)は、2段階開発の計画となっており、試験機2号機以降に向け、タイプ2エンジンの開発が進められているところ、その状況も踏まえる必要。

# H3ロケット試験機に国の衛星を搭載することとした経緯

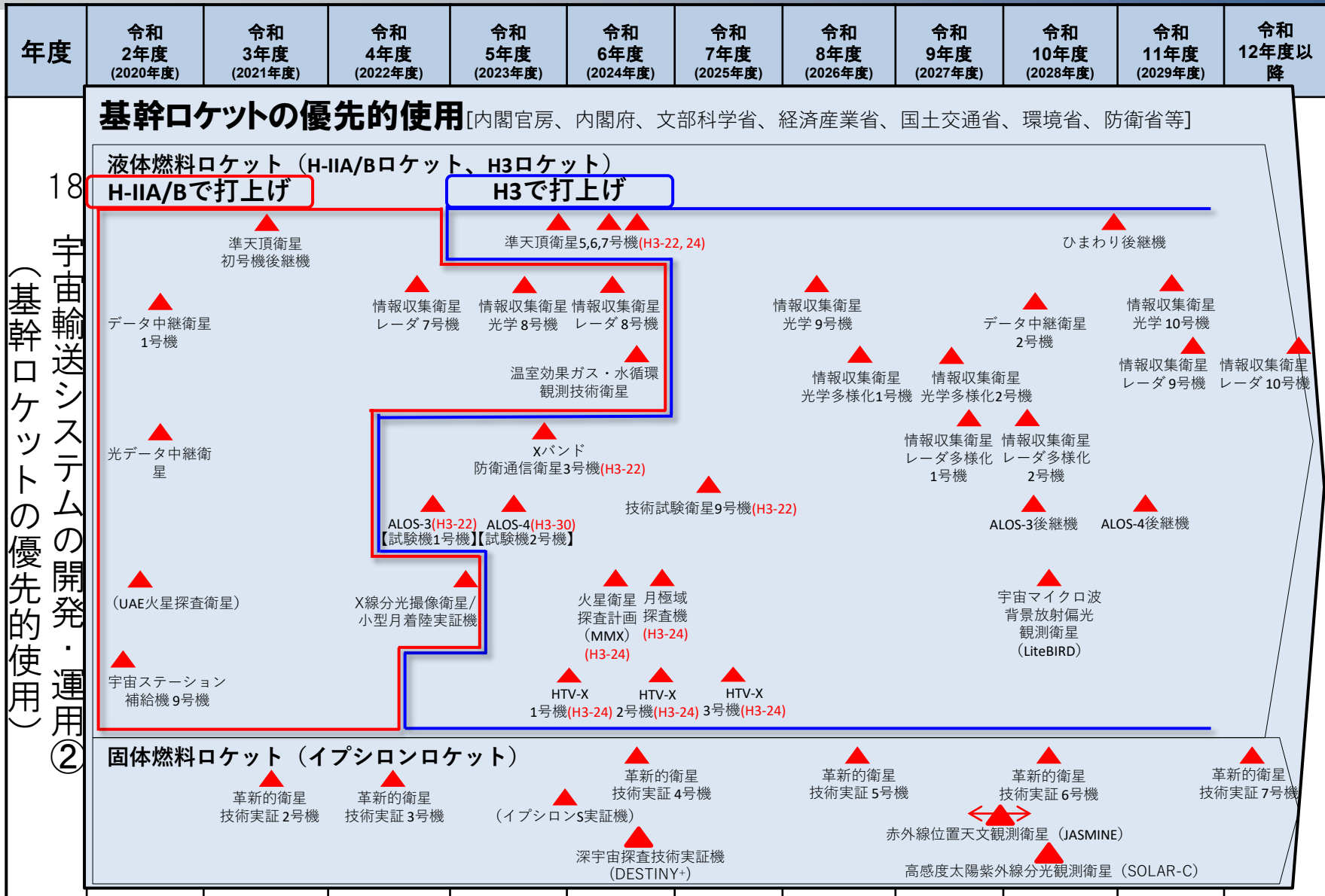


- 平成26年度よりH3ロケットの開発に着手。平成27年度には基本設計が進み、当時の宇宙基本計画(平成27年1月9日宇宙開発戦略本部決定)の中で、『現行のH-IIA/Bロケットから「新型基幹ロケット」への円滑な移行について検討を行い、平成27年度末をめどに結論を得る。(文部科学省)』とされた。
- これを受けて、平成28年2月に文部科学省 宇宙開発利用部会において、JAXA及び打上げ輸送サービスを担う三菱重工業(MHI)より「H3ロケットの開発状況」及び「H3ロケットへの移行に関する課題と対応」について説明が行われた。この中で、「新型基幹ロケット(H3)への円滑な移行とは、国の衛星を、打上げ計画に影響を与えずに確実に打上げること」との認識の下、H-IIA/BロケットからH3ロケットへの移行計画の一環として、H3ロケット試験機に文部科学省所管のJAXA衛星である地球観測衛星等(※)を搭載する方針について報告され、審議。
- 同部会での審議を受けて、同年3月の宇宙政策委員会 宇宙産業・科学技術基盤部会に文部科学省よりH-IIA/BロケットからH3ロケットへの移行計画について同方針が報告。こういったプロセスを経て、H3ロケット試験機にJAXA衛星である地球観測衛星等を搭載することとなった。
- 上記方針については、効率的な各種計画遂行の観点や、過去の宇宙開発の経験の観点等を勘案して判断されたものと認識。

(※)平成28年当時は試験機1号機で先進レーダ衛星、試験機2号機で次期技術試験衛星を打ち上げる方針とされていた。

# 基幹ロケットの打上げスケジュール

※宇宙基本計画工程表(令和4年12月 宇宙開発戦略本部決定)より抜粋  
H3ロケットの形態について赤字追記



※：「▲」は各人工衛星の打上げ年度の現時点におけるめど等であり、各種要因の影響を受ける可能性がある。  
 ※：H3への切り替え時期は現時点におけるめどであり、各種要因の影響を受ける可能性がある。

## ■ 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。
- 2017年4月～7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燃焼試験を実施。
- 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。
- 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(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号機の打上げ時期は2021年度、試験機2号機は2022年度となる見込みとした。
- 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(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、試験機1号機の2021年度の打上げを見合わせた。
  - FTP：第1段タービンディスク部のフラッタ
  - OTP<sup>【注2】</sup>：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
- 2022年3月下旬～7月上旬：対応策を順次具体化し、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を実施し、試験機1号機に適した仕様を選定。
- 2022年7月下旬～11月：認定燃焼試験を実施(計9回)。また、前半5回の試験で所期の結果を得た段階で、試験機1号機用エンジン2基の領収燃焼試験<sup>【注3】</sup>を実施し、試験機1号機に適用。

【注3】 領収燃焼試験：フライトエンジンを用いた燃焼試験。燃焼特性を取得しフライトへの適用可能であることを確認

## ■ 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。

## ■ LE-9エンジン開発方針

- LE-9エンジン開発は、従来より**2段階開発**<sup>【注1】</sup>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

## ■ タイプ2エンジンに向けた翼振動計測試験(本年2月より実施)の状況

- タイプ2エンジン用ターボポンプの検証として、合計5回計1,223秒の試験を実施。
- FTP2の矢で、FTP1の矢で見られていた回転非同期の応答は抑制したが、一部共振応答が大きいデータが得られており、恒久対策として更なる改良及び試験が必要と判断される状況。これに伴い、試験機2号機以降の当面の打上げに対応するタイプ1Aエンジンを準備。
- 信頼性の高いLE-9エンジンにするため、必要なデータ取得を継続し恒久対策の検討を進める。

	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	2月21日 15時59分	271.8 (230.0)	9.76 (9.76)	43,834 (43,536)	17,108 (16,667)	FTP入口圧力が下限値に達したため、計画通り自動停止
第2回	3月14日 15時52分	268.5 (269.0)	9.72 (9.73)	42,277 (42,099)	16,561 (16,525)	FTP入口圧力が下限値に達したため、計画通り自動停止
第3回	3月22日 15時51分	288.0 (288.0)	10.73 (10.73)	45,206 (45,500)	17,543 (17,575)	タイマー停止
第4回	4月1日 15時50分	270.0 (270.0)	9.26 (9.26)	40,825 (40,550)	17,573 (17,828)	タイマー停止
第5回	4月8日 16時02分	124.6 (126.0)	9.70 (9.70)	41,063 (41,399)	17,457 (17,458)	OTP回転数が上限値に達したため、計画通り自動停止



## ■ LE-9エンジン仕様比較

	タイプ1(試験機1号機)	タイプ1A(試験機2号機～)	タイプ2
FTP	0の矢 (剛性の向上、減衰力の強化)	タイプ1と同じ	恒久対策仕様※1
OTP	1の矢(タービン入口部の流れの不均一性を抑制)	恒久対策仕様 (タイプ1と同じ)	恒久対策仕様 (タイプ1と同じ)
噴射器	機械加工	タイプ1と同じ	恒久対策仕様※2
その他コンポーネント	タイプ1仕様	恒久対策仕様 (主として既に開発試験で実績があるもの)	恒久対策仕様

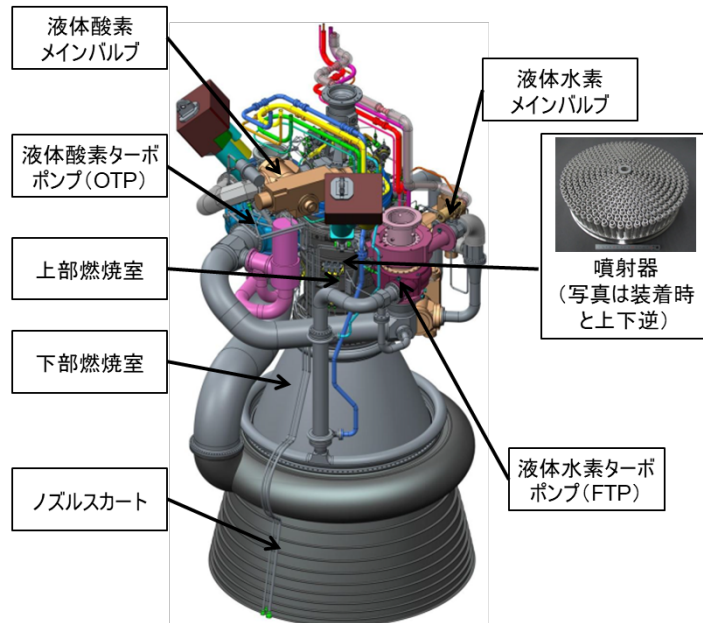


図 LE-9エンジンの概要

※1 FTPの恒久対策仕様として、タービン効率の向上を図る複数の設計案を検討中。  
これまでに試験実績のある0の矢、1の矢の設計をベースとすることでリスクを低減する。

※2 噴射器の恒久対策仕様として、3D造形技術の適用による製品コスト低減等を計画。



# 試験機2号機の打上げ計画に関する方向性についての論点

- 確実かつ早期の試験機2号機の打上げを果たすことが重要。
- 第1段エンジン(LE-9)については、開発状況も踏まえ、技術リスクを抑え、確実かつ早期の打上げにより宇宙基本計画への影響を最小限とするために、試験機1号機で正常にフライト作動したタイプ1仕様をベースとし、これまでのエンジン開発の中で、既に開発試験で実績があるものを反映したタイプ1A仕様を想定。
  
- ロケットの形態(H3-22/24形態、H3-30形態)は、以下の観点を踏まえて判断必要
  - 開発リスク
    - ・ 当初、試験機2号機で検証予定だった「H3-30形態」は、新たな開発要素(基幹ロケットで初めてのエンジン3基、SRB無し形態であり、1段実機型タンクステージ燃焼試験(CFT)、ホールドダウンシステム(機体を保持、エンジン3基の立ち上がりを確認の上リリースする装置))の追加検証が必要。
    - ・ 一方、「H3-22/24形態」は、試験機1号機での第1段の形態であり、固体ロケットブースター(SRB)を含め実績あり。
  - 宇宙基本計画工程表に記載されている直近ミッションへの考慮
    - ・ 2023年度-2025年度ミッションはH3-22形態又はH3-24形態。(ALOS-4はH3-30形態の想定であるがH3-22形態で能力的には打上げ可能。)
  
- ペイロードの形態(地球観測衛星であるALOS-4又はロケット性能確認用ペイロード)は、以下の観点を踏まえて判断必要
  - ペイロード喪失リスクに伴う政策的影響、関連分野への影響
  - 最早打上げの実現(打上げまでの各種準備には、相当の前段階からの打上げ毎の固有のミッション解析作業とそれに基づく準備作業が必要であり、試験機1号機と同じ飛行計画の活用により全体的に短縮可能)
  - ロケット性能に係る着実なデータの取得(なお、影響のない範囲でピギーバック衛星搭載の可能性も検討)

# 【参考】H3ロケット試験機2号機トレードオフ検討

- 試験機2号機へのペイロード搭載形態については、以下のオプションが存在。

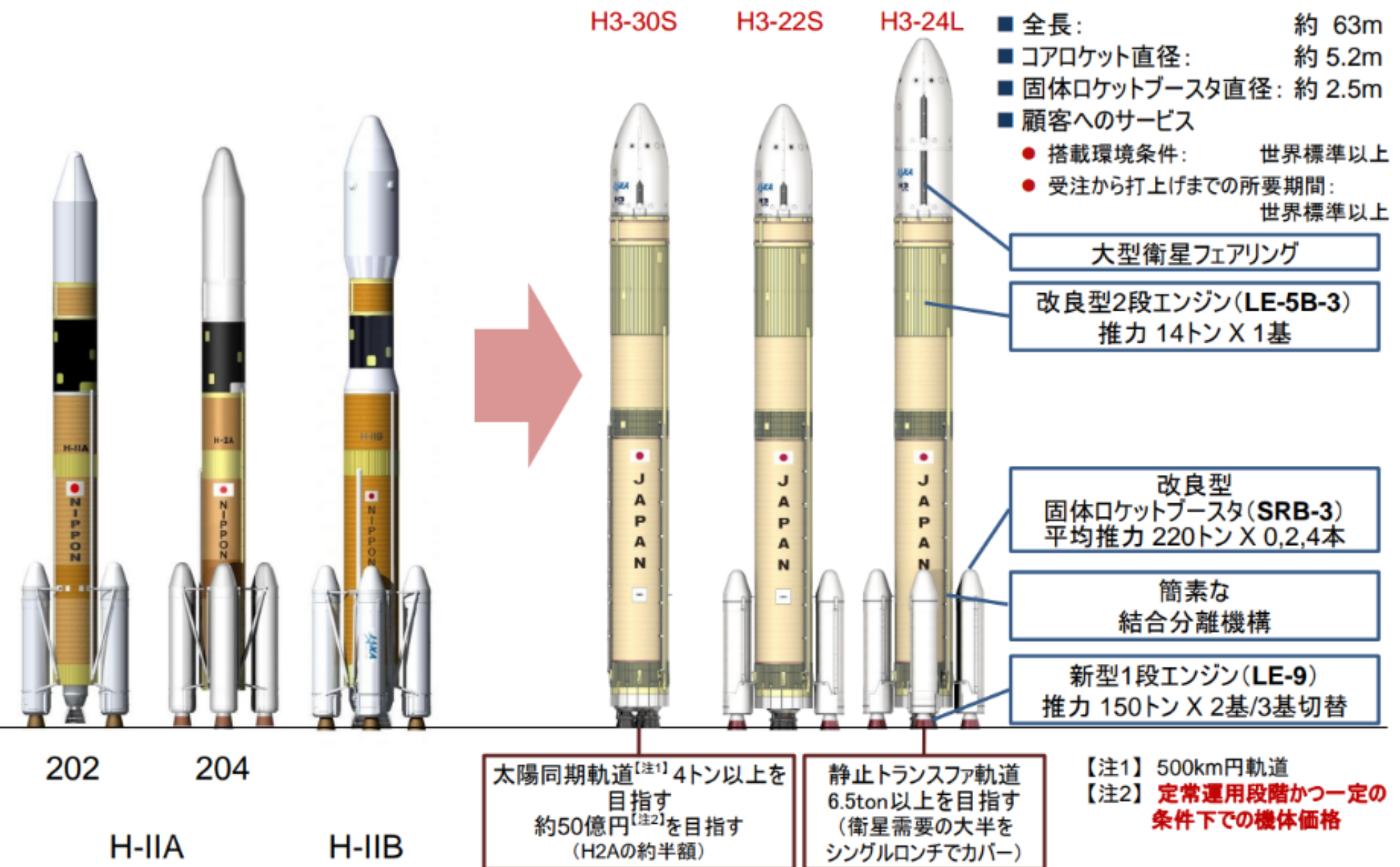
	ケース1-1 [当初計画]	ケース1-2	ケース2-1	ケース2-2
H3ロケット形態	H3-30形態	H3-22形態	H3-30形態	H3-22形態
ペイロード	ALOS-4		ロケット性能確認用ペイロード	
H3ロケット開発に係るメリット・デメリット	メリット: ✓ H3-30形態の早期の検証が可能 デメリット: ✓ H3-22/24形態確立の遅れに伴う多数の直近ミッションへの影響	メリット: ✓ H3-22/24形態の早期確立に伴う多数の直近ミッションへの対応 デメリット: ✓ H3-30形態の検証が今後	メリット: ✓ H3-30形態の早期の検証が可能 デメリット: ✓ H3-22/24形態確立の遅れに伴う多数の直近ミッションへの影響	メリット: ✓ H3-22/24形態の早期確立に伴う多数の直近ミッションへの対応 デメリット: ✓ H3-30形態の検証が今後
開発リスク	新たな開発要素(エンジン3基、ホールドダウンシステム等)の追加検証が必要	TF1で実績のある第1段形態・SRBの活用及びTF1で正常にフライト作動したエンジンをベースとすることによる開発期間の低減	新たな開発要素(エンジン3基、ホールドダウンシステム等)の追加検証が必要	TF1で実績のある第1段形態・SRBの活用及びTF1で正常にフライト作動したエンジンをベースとすることによる開発期間の低減
ペイロードに係るメリット・デメリット	メリット: ✓ ALOS-4による早期の成果創出 デメリット: ✓ 打上げ失敗時のALOS-4喪失による政策的影響、関連分野への影響		メリット: ✓ 打上げ失敗時のALOS-4喪失の回避 ✓ TF1と同じ飛行計画の活用による最早打上げの実現 ✓ ロケット性能に係る着実なデータの取得 デメリット: ✓ ALOS-4による成果創出が今後	

- H3ロケット試験機2号機のロケット形態やペイロード形態について複数のオプションを考え得るが、最新のLE-9エンジンの開発状況、開発主体であるJAXAから提示された論点や、今後の後続号機の計画を踏まえることが重要。H3ロケット試験機2号機については、まずはH3-22/24形態の確実な運用を早期に確立することを重視し、従前の計画である30形態による先進レーダ衛星(ALOS-4)の打上げから、第1段の打上げ実績があり早期の飛行実証が可能となる22形態とし、ロケット性能確認用ペイロードを搭載する形態の方向性が適切ではないか。
- なお、30形態の実証を行う時期を含め、試験機2号機以降の計画について引き続き検討を行う必要。

---

# 以降、参考資料

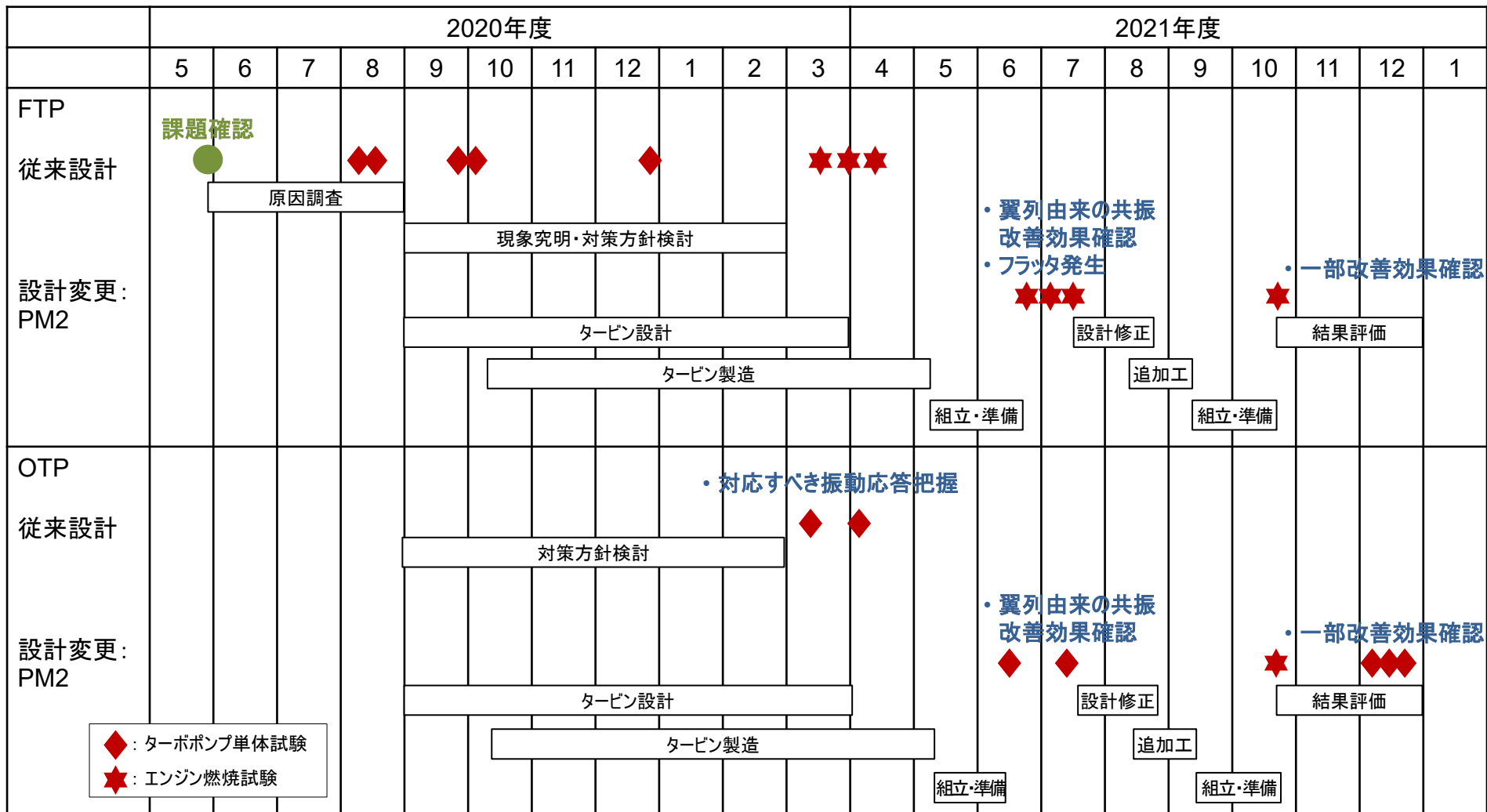
# 【参考】 H3ロケットのシステム概要



# 【参考】LE-9エンジンの開発状況

## ■ 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



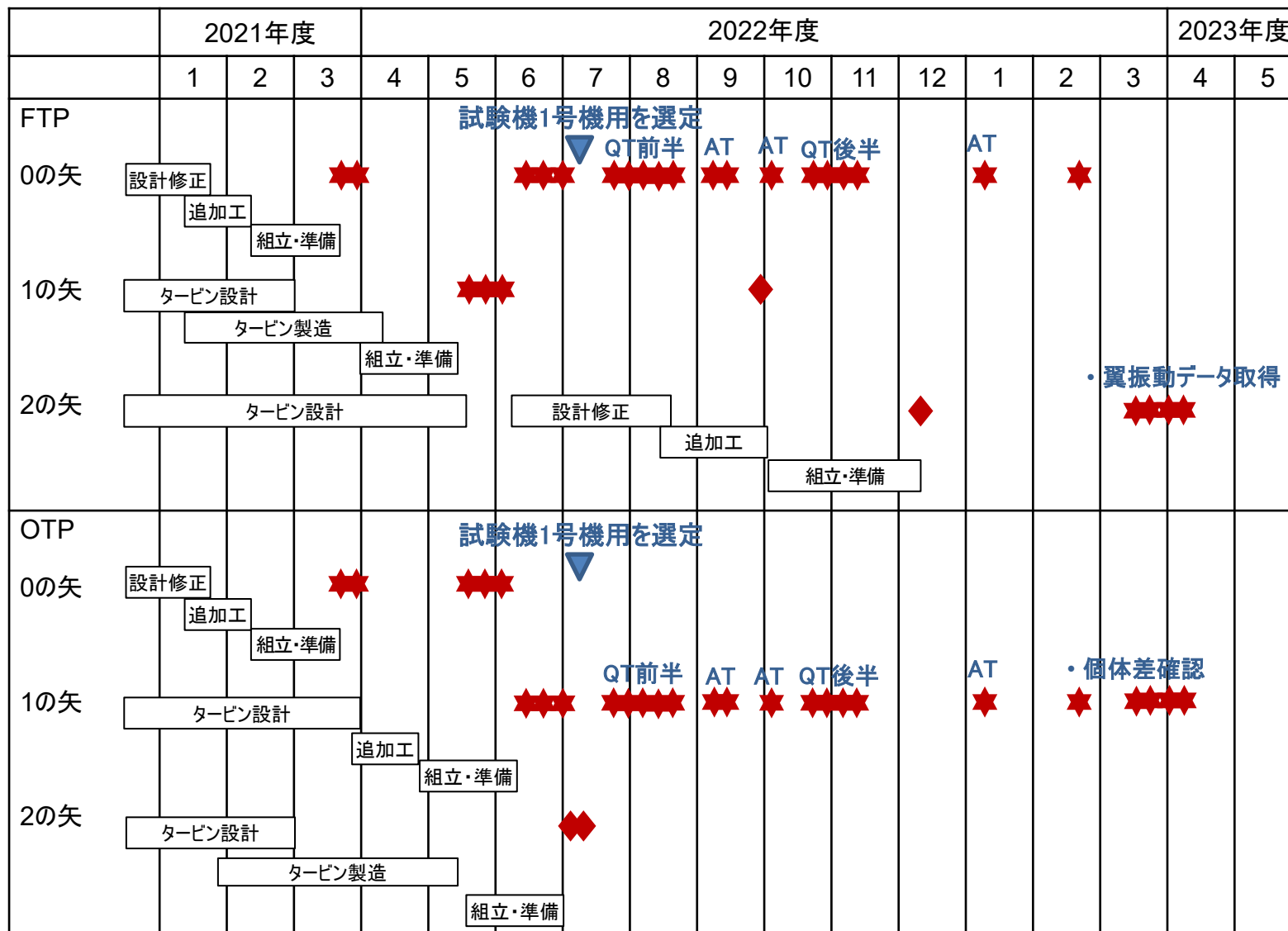


# 【参考】LE-9エンジンの開発状況

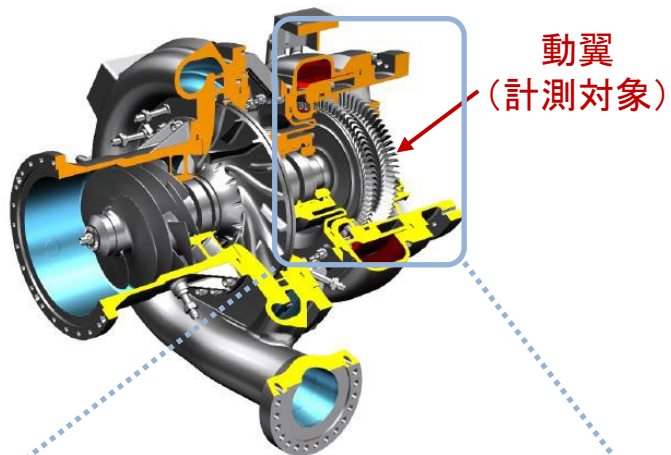
宇宙開発利用部会(第68回) R4.10.5(抜粋)  
に2022年8月以降の実績を追記



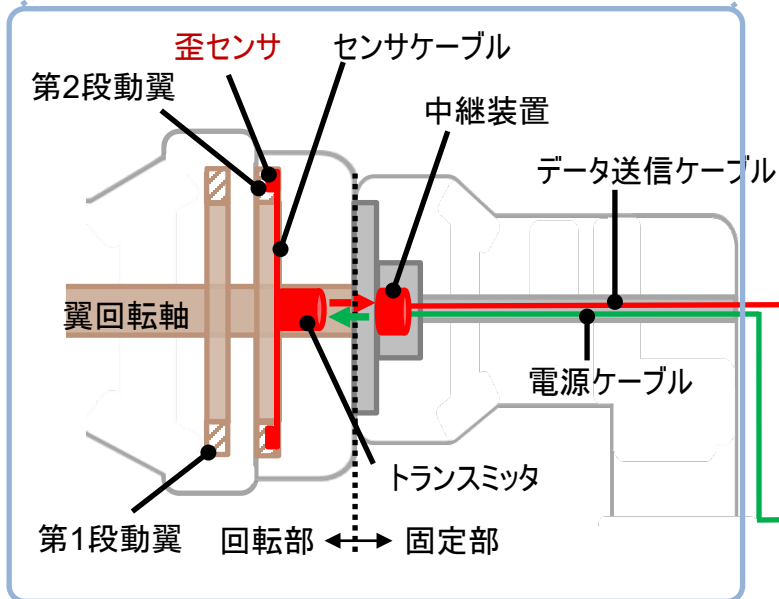
- 複数の矢を並行で設計・製造し、順次検証。試験機1号機に適した矢を選定
- タイプ2エンジンに向けた試験データを継続して取得中



# 【参考】翼振動計測の概要

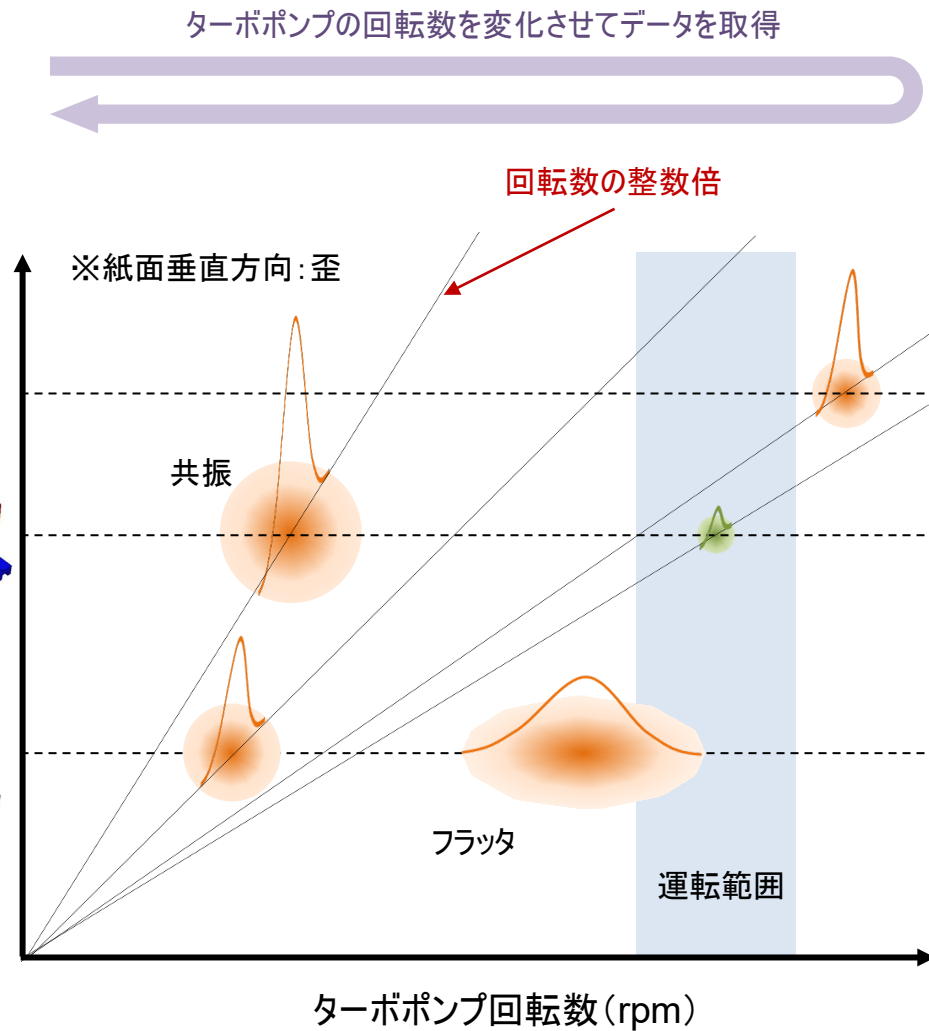
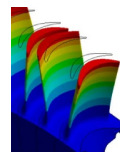
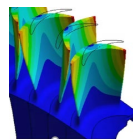


動翼  
(計測対象)



歪センサ  
センサケーブル  
第2段動翼  
中継装置  
データ送信ケーブル  
翼回転軸  
電源ケーブル  
トランスミッタ  
第1段動翼  
回転部  
固定部

固有モード



ターボポンプの回転数を変化させてデータを取得

回転数の整数倍

※紙面垂直方向: 歪

共振

フラッタ

運転範囲

ターボポンプ回転数 (rpm)

受信機

電源

試験データの分析例: キャンベル線図のイメージ