



H3ロケットの開発状況について

令和4(2022)年12月20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68回宇宙開発利用部会(2022年10月5日)では、「H3ロケットの開発状況について」として以下のとおりご報告した。
 - 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、試験機1号機は2022年度内の打上げを目指す
 - これに向け、射場にて1段実機型タンクステージ燃焼試験(CFT)に向けた準備を開始する
 - CFTが終了した時点で、打上げ時期を見極める

- 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. 試験機1号機の開発状況
 3. 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**こととした。
 - 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
- 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~： 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^{【注2】}を実施。

【注2】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。

2. 試験機1号機の開発状況

2.1 LE-9エンジン認定燃焼試験(QT)

■ QTの試験目的

- **タイプ1エンジン**^{【注1】}を確性対象として、エンジン組立及び主要部品が**フライト用**に使用しうる**機能・性能**を有すること、並びに**製造・検査設備および製造工程**が適切であることを保証

【注1】タイプ1エンジン： LE-9エンジンは2段階開発であり、このうちタイプ1エンジンは試験機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を適用)

■ 試験方針

- 早期のTF1打上げに向け、**QTを前/後半に分割し、その間にTF1用エンジン2台の領収燃焼試験(AT)**を実施
- 比較的手戻りが発生しやすい作動範囲確認はQT前半に行い、**後半では寿命実証を行う計画**とし、QT後半での手戻りのリスク(再ATのリスク)を抑制
- 一部**スロットリング燃焼**を計画し、TF2用エンジンのバックアップとしての機能を確認

QT前半					TF1-1 AT	TF1-2 AT	QT後半			
#1	#2	#3	#4	#5			#6	#7	#8	#9
A T 模 擬	フ ラ イ ト 模 擬	作 動 範 囲 #1	作 動 範 囲 #2	作 動 範 囲 #3			寿 命 実 証 #1	寿 命 実 証 #2	寿 命 実 証 #3	寿 命 実 証 #4
2σ							ノミナル			

【前回のご報告】

【今回のご報告】

2. 試験機1号機の開発状況

2.1 LE-9エンジン認定燃焼試験(QT)

■ 試験結果の概要

- 当初計画どおり、データを取得。

【注】()は計画値

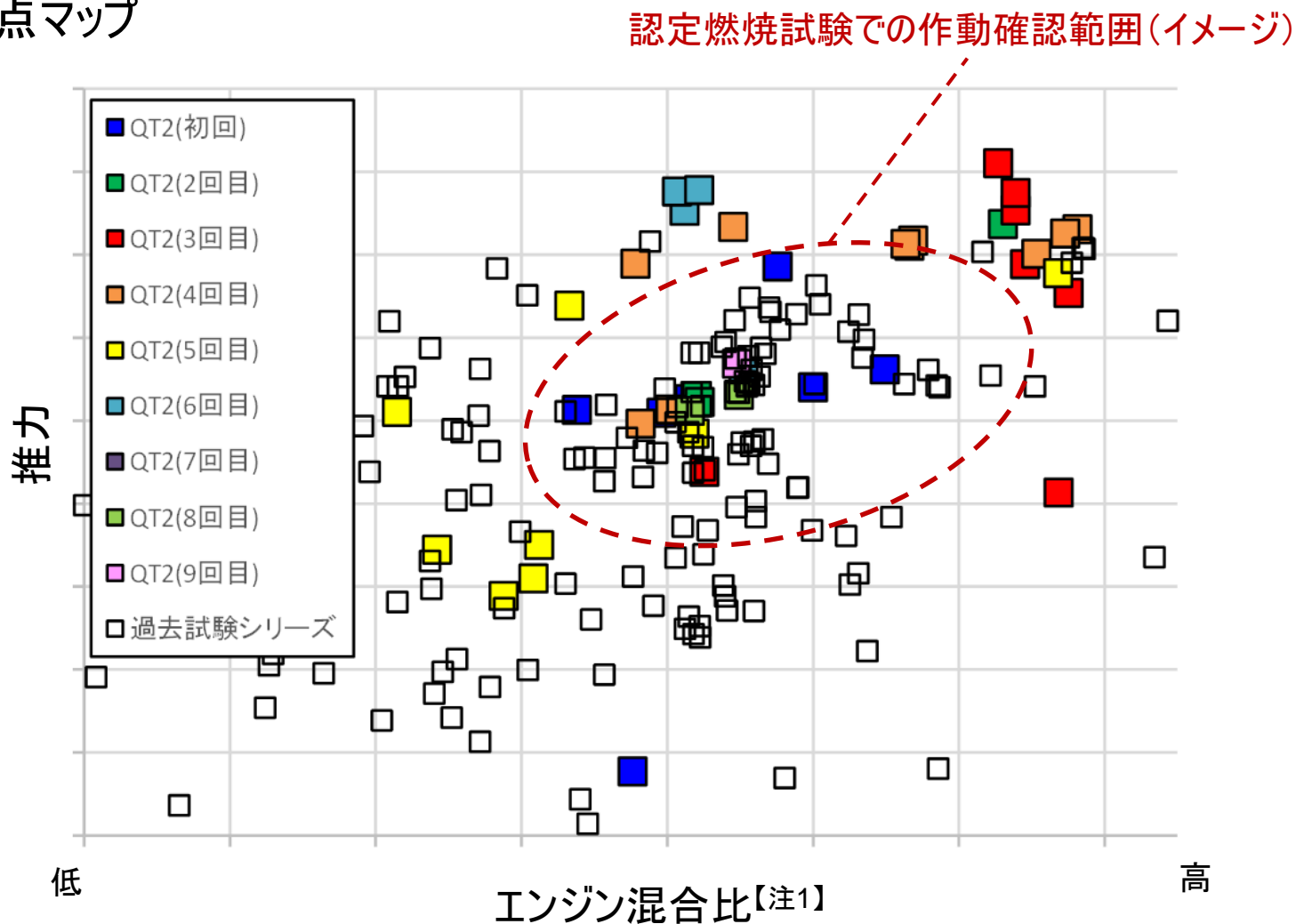
	着火日時	試験時間 [秒]	燃焼圧力 [Mpa]	FTP回転数 [rpm]	OTP回転数 [rpm]	備考
第1回	7月20日 16時03分	230.0 (230.0)	10.45 (10.52)	40,914 (41,545)	17,423 (17,185)	タイマー停止
第2回	7月26日 15時50分	231.0 (231.0)	10.45 (10.47)	40,908 (41,002)	17,426 (17,423)	タイマー停止
第3回	8月2日 16時10分	116.6 (250.0)	11.2 (11.0)	43,608 (43,177)	18,396 (18,269)	推力が予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
第6回	10月23日 16時00分	240.8秒 (300.0)	11.24 (11.23)	42,528 (42,250)	17,973 (17,860)	FTP入口圧力が下限値に達し、計画 通り自動停止
第7回	10月29日 15時58分	241.5秒 (360.0)	6.36 (6.37)	35,017 (35,000)	13,761 (13,787)	OTP入口圧力が下限値に達し、計画 通り自動停止
第8回	11月4日 15時42分	257.7秒 (300.0)	10.25 (10.27)	40,794 (40,876)	17,680 (17,642)	FTP入口圧力が下限値に達し、計画 通り自動停止
第9回	11月10日 15時51分	250.0秒 (250.0)	10.45 (10.48)	41,290 (41,289)	17,226 (17,237)	タイマー停止

後半

2. 試験機1号機の開発状況

2.1 LE-9エンジン認定燃焼試験(QT)

■ 主要作動点マップ

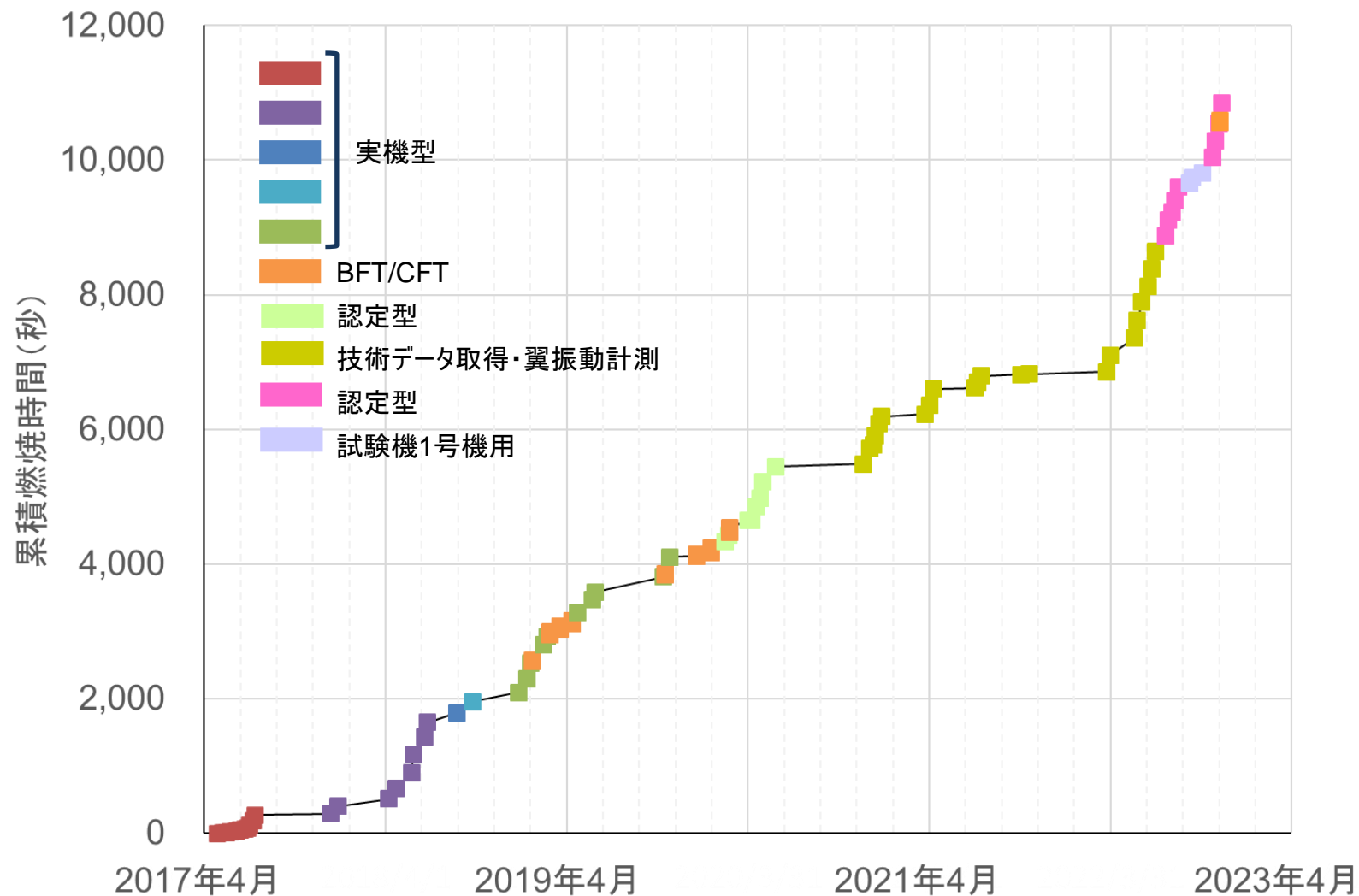


【注1】エンジン混合比: 推進剤の混合の割合(液体酸素/液体水素)。本図で混合比が高いほど燃焼温度が高い。

2. 試験機1号機の開発状況

2.1 LE-9エンジン認定燃焼試験(QT)

■ 累積試験秒時



2. 試験機1号機の開発状況

2.2 1段実機型タンクステージ燃焼試験(CFT)

■ 目的

- **第1段推進系^{【注1】}の機能・性能**を確認すること(この際、フライト用LE-9エンジン^{【注2】}を燃焼)。
【注1】推進系: 推進薬タンクとLE-9エンジン、およびそれらを接続する配管やバルブ等から構成されるシステム
【注2】フライト用LE-9エンジン: 9-10月にATを実施したTF1用エンジン
- また、極低温点検(2021年3月実施)と同様、**機体と設備を組み合わせ打上げまでの一連の作業**を通じ、極低温点検からの反映事項を含む機能の確認、および作業性や手順を確認すること。
 - 整備組立棟から**射点にロケット/発射台を移動**し、電気ケーブルや液体推進薬を充填する配管を接続
 - ロケットに**液体推進薬を充填**し、極低温状態で機体の機能が健全に動作することを確認
 - 併せて、機体と追尾局のアンテナとの電波リンクにより、機体の状態をモニタ
 - 打上げのリハーサルとして、**カウントダウン**を実施

■ 実施日時

- 2022年11月6日~8日(エンジン燃焼試験は 7日16時30分)

【補足】1段実機型タンクステージ燃焼試験(本資料では1段を省略し、**CFT**)

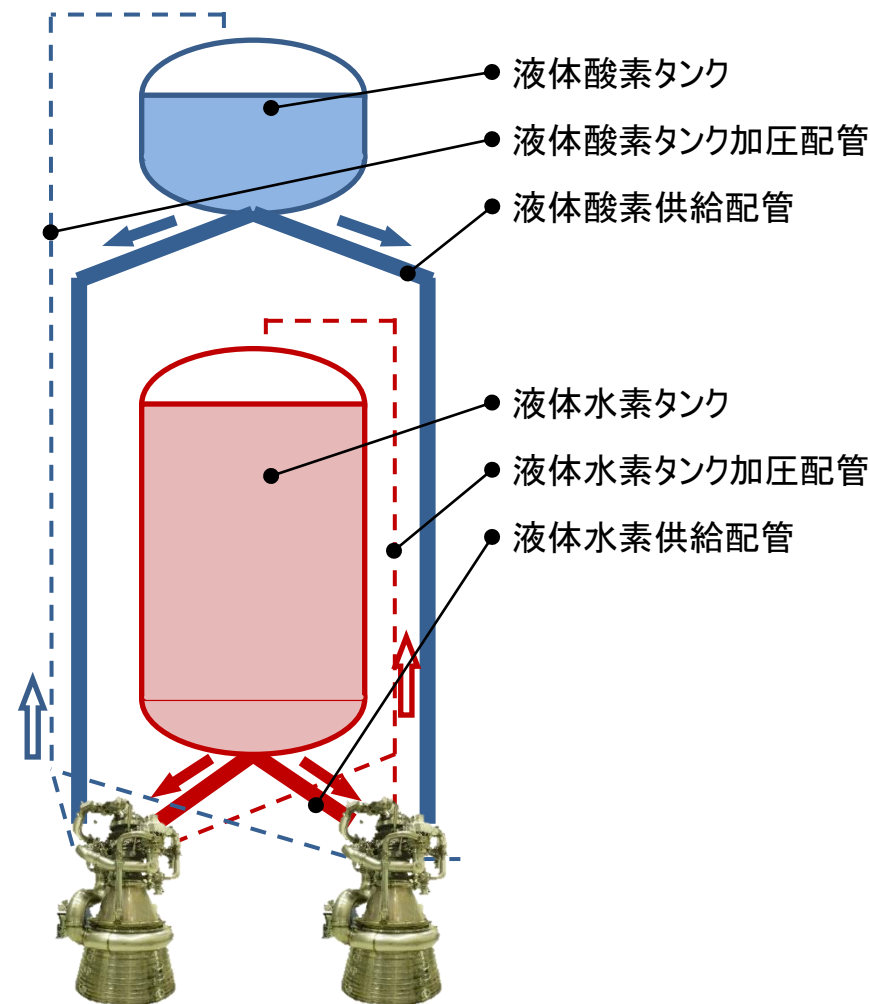
- CFT(Captive Firing Test):ロケット機体を発射台に固縛した状態で行う燃焼試験

2. 試験機1号機の開発状況

2.2 1段実機型タンクステージ燃焼試験(CFT)

■ 第1段推進系：飛行中の主な機能

- 加圧された各タンクからエンジンに推進薬(水素/酸素)を供給
- エンジン燃焼により推力を発生
 - ターボポンプにより高圧に推進薬を加圧し、燃焼室に供給
- 推進薬の消費によりタンク圧が下がるためエンジンから取り出されたガスによりタンクを加圧
- 推力方向制御機能により、飛行方向を変更
 - 推力方向制御機能：アクチュエータによりエンジンを首振り



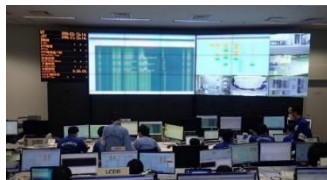
2. 試験機1号機の開発状況

2.2 1段実機型タンクステージ燃焼試験(CFT)

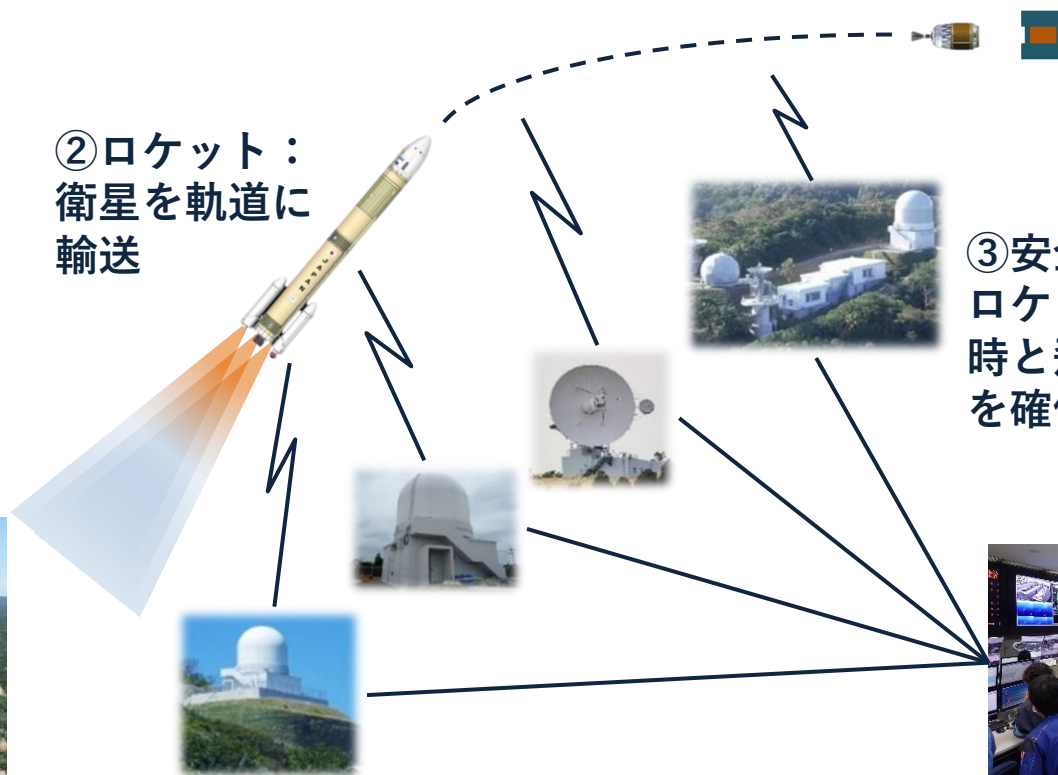
■ 総合システムの概念

- 3つのシステム(①地上施設設備・②ロケット・③安全監理)の集合体: System of Systems

①地上施設設備：
ロケットの組み立て、点検、打上げ



②ロケット：
衛星を軌道に
輸送



③安全監理：
ロケットの打上げ
時と飛行中の安全
を確保



2. 試験機1号機の開発状況

2.2 1段実機型タンクステージ燃焼試験(CFT)

■ CFTの機体等仕様



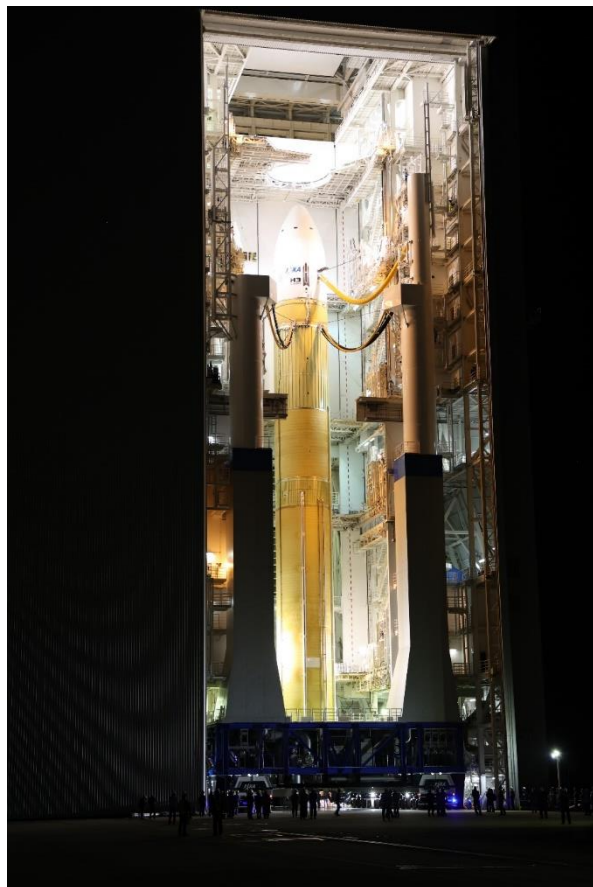
- フェアリング: **フライト用(ショート)**
- 衛星: なし
- 第2段エンジン(LE-5B-3): フライト用
- コア機体: フライト用
- 固体ロケットブースタ(SRB-3): **なし**
- 第1段エンジン(LE-9): **フライト用**
- 火工品: **あり(未結線)**
- 移動発射台(ML5): ロケットと固定

【注】赤字は極低温点検からの変更点

2. 試験機1号機の開発状況

2.2 1段実機型タンクステージ燃焼試験(CFT)

■ 作業状況(機体移動)



2. 試験機1号機の開発状況

2.2 1段実機型タンクステージ燃焼試験(CFT)

■ 作業状況(燃焼試験)



2. 試験機1号機の開発状況

2.2 1段実機型タンクステージ燃焼試験(CFT)

- データ取得の結果： 計画していた以下の主要検証項目につき、**必要なデータを取得**。
 - 準備の機能：結果良好
 - ・ VABから射点への移動、電気ケーブルや配管の接続
 - ・ 推進薬などの充填
 - ・ 風解析と飛行プログラムへの反映
 - カウントダウンの機能：結果良好
 - ・ エンジン(LE-9)着火
 - ： 着火時間 11月7日 16時30分
 - 燃焼時間 25秒(計画値：25秒)
 - 飛行中の機能：結果良好
 - ・ エンジン燃焼、推進系機能、推力方向制御機能
 - ・ 射点(エンジン燃焼状態)でのロケットと追尾局との通信
 - ・ エンジン燃焼中の振動・音響の確認
- 試験データを詳細に評価した結果、**所期の目標を達成**したと判断し、**CFTを完了**。
- 現在、**CFTで抽出した改善事項(次ページ)**等について順次反映中。

2. 試験機1号機の開発状況

2.2 1段実機型タンクステージ燃焼試験(CFT)

■ CFTで抽出した主な改善事項例

- 大小様々な改善・反映事項を抽出。主なものは以下のとおり。

(1) 1段液体酸素加圧配管接手部の漏洩(試験後)

- 液体酸素/液体水素充填時のタンク熱収縮により加圧配管が変形し、これに伴い接手部に発生した荷重によりシールが変形。試験後の常温復帰時、配管の変形が戻った際に接手に隙間が生じ、変形したシールの隙間から漏洩したものと推定。
- 接手を設計変更した一部の配管を交換するとともに、ボルト締め付け等の手順を変更。

(2) 1段液体酸素タンク上部ドーム部リーフバルブにおける振動環境条件規定の超過

- 加圧・排気時のガス流動によりタンクドームが振動し、軽量のリーフバルブが設計上の環境条件規定を超過したものと推定。
- リーフバルブの環境条件を再評価し、CFTの結果を踏まえ、フライト時に想定される環境条件下でのバルブ単体の振動試験を実施して耐性を確認。

(3) 2段機器搭載部等における振動環境条件規定の超過

- 燃焼試験時の煙道出口からの音響により2段機器搭載部等が加振され、環境条件規定を超過したものと推定。
- 環境条件規定を見直すこととし、耐性を評価。詳細評価が必要とされた慣性センサについては、追加の認定試験による検証を実施。

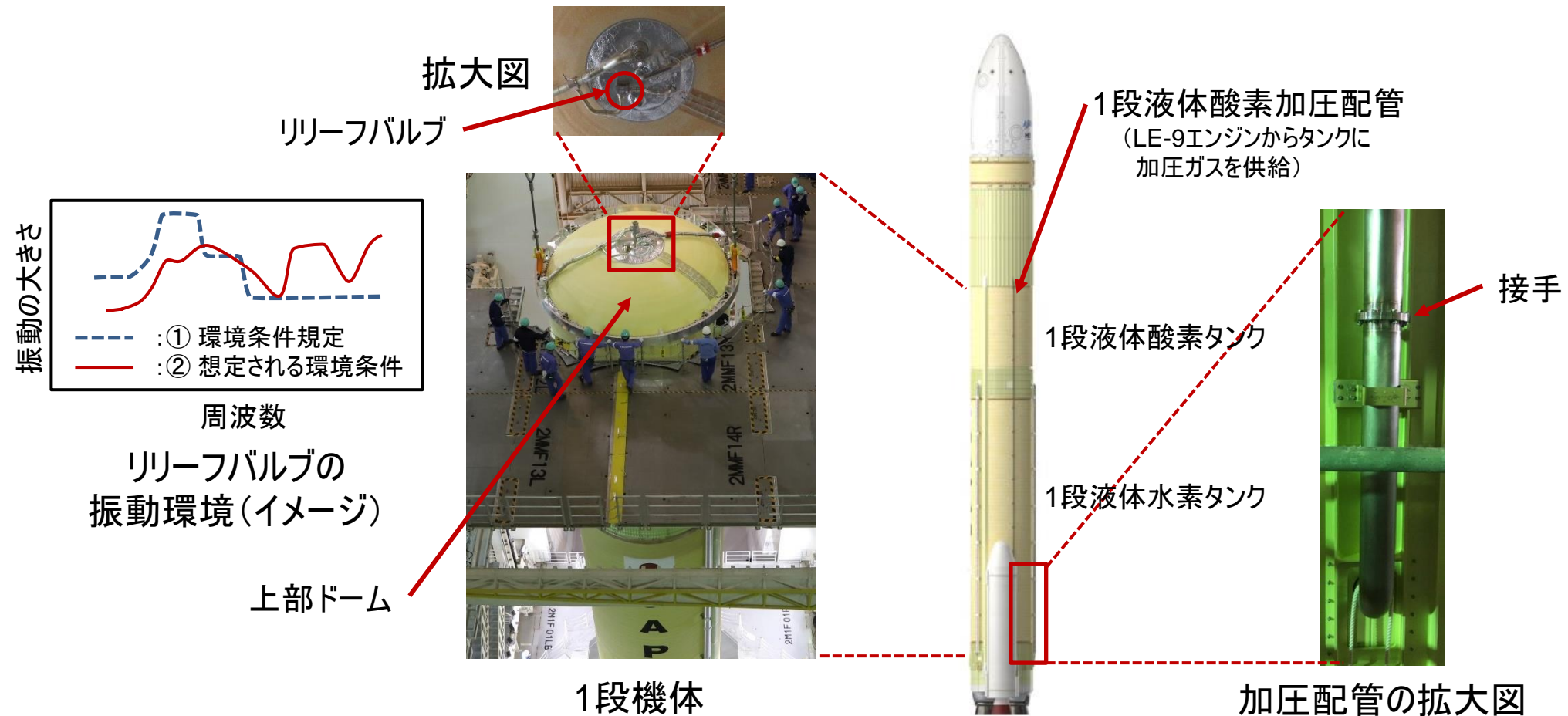
2. 試験機1号機の開発状況

2.2 1段実機型タンクステージ燃焼試験(CFT)

■ 補足図

(1) 1段液体酸素加圧配管接手部の漏洩(試験後)

(2) 1段液体酸素タンク上部ドーム部リリーフバルブにおける振動環境条件規定の超過



2. 試験機1号機の開発状況

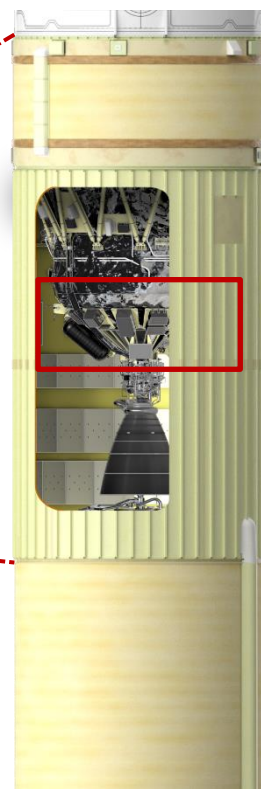
2.2 1段実機型タンクステージ燃焼試験(CFT)

■ 補足図

(3) 2段機器搭載部等における振動環境条件規定の超過

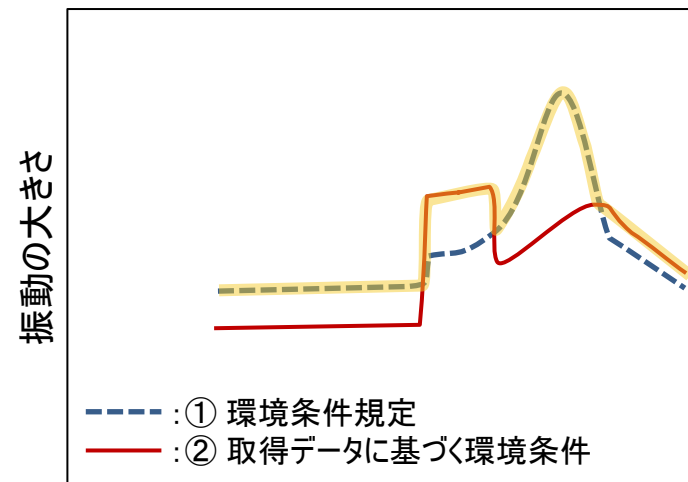


燃焼試験の状況



2段機器搭載部

①と②を包絡(—)した追加の
認定試験により耐性を検証



慣性センサの振動環境
(イメージ)

2. 試験機1号機の開発状況

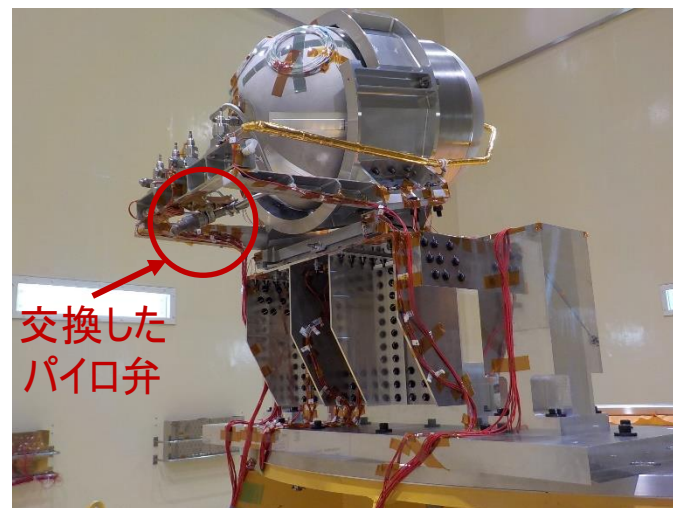
2.3 イプシロンロケット6号機失敗の水平展開

- イプシロンロケット6号機の原因究明を進めており、**原因箇所**の特定と**要因**の絞り込みが進んでいる。
- 可能性が残るとされた要因のうち、第2段ガスジェット装置の**パイロ弁**^{【注1】}について、H3ロケット用とイプシロンロケット用は、**製品としては異なるものの製造元と作動原理が同じ**であるため、**懸念を排除できない可能性**。
- これを踏まえ、製造元・作動原理が異なり十分な実績のある**H-IIAロケットのパイロ弁に交換**する方針として、**設計変更**^{【注2】}に着手し、最終的な試験として**確実性を期す**ために開発用供試体を用いた**音響試験により機械的環境への耐性も確認し、設計変更を完了した**。これらの内容は、宇宙開発利用部会 調査・安全小委員会にて確認をいただいた(11月11日、12月16日)。
- 並行して、試験機1号機用のパイロ弁の交換を完了。今後工場で推進薬を充填して、射場にて取り付けを行う予定。
- 以上により、**打上げ日設定に課題はない状況**。

【注1】パイロ弁：飛行前は推進薬を遮断し、飛行中に火工品の点火により流路を開通させるバルブ

【注2】主な設計変更点：

- ① パイロ弁および上下流配管等の変更
- ② 点火信号送出タイミングの変更(同時化)



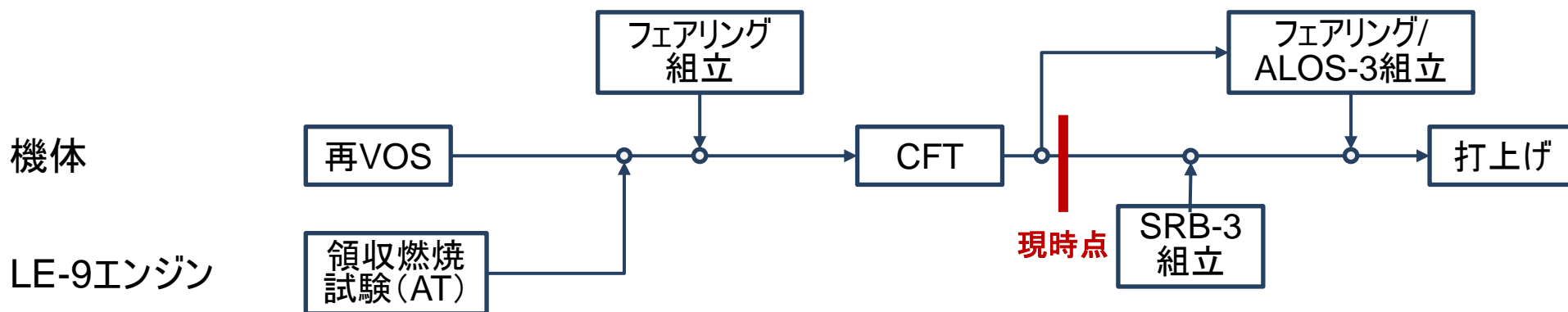
音響試験の状況

3. 試験機1号機打上げに向けた今後の予定

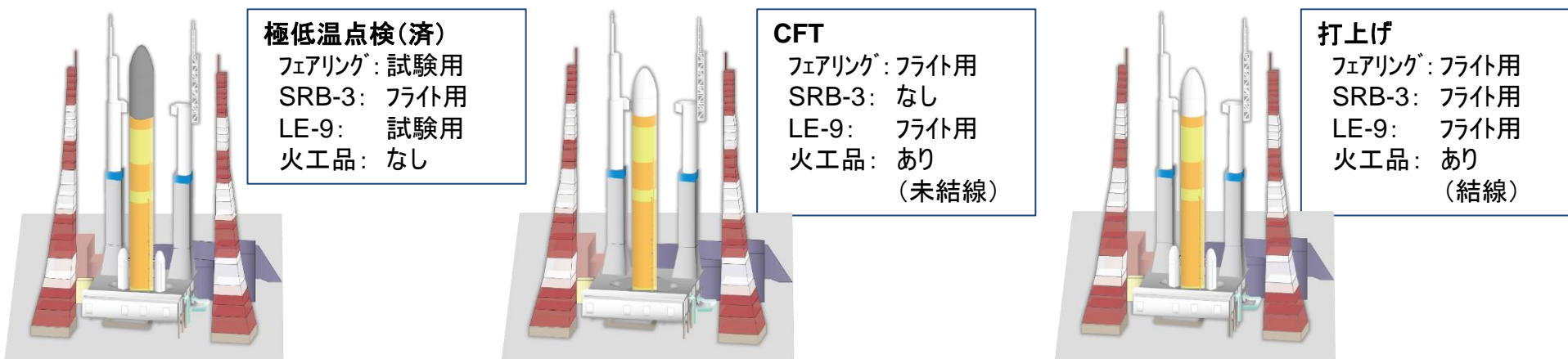
- 試験機1号機に向けた開発状況(まとめ)
 - CFTで抽出した改善事項等を試験機1号機(機体、設備)に反映しつつあるところ。
 - 反映の見通しは立っており、**試験機1号機に向けた開発は概ね完了した状況**。
 - このため、引き続き必要な検証を入念に行った上で、**打上げ準備作業に移行する予定**。
- 当面の主な予定を以下に示す。
 - 機体仕様を、CFT形態から打上げ形態に変更(SRB-3の取り付け等)
 - 推進系、電気系等の機能点検
- **打上げ時期**については、上述の開発状況を踏まえるとともに、関係機関等と調整次第、設定する予定。

【参考】射場での主な作業等

■ 作業の流れ

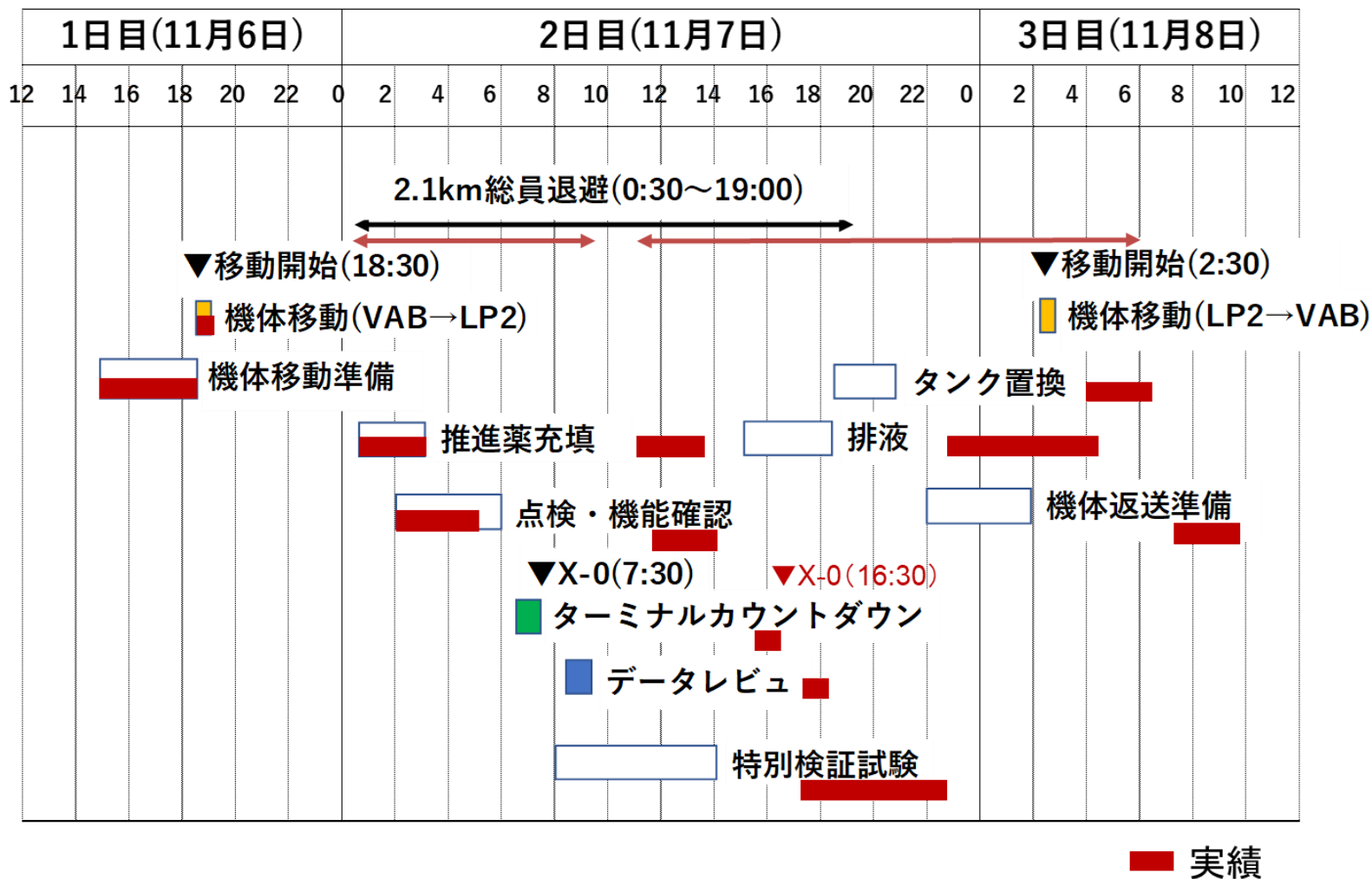


■ 機体仕様の比較



【参考】CFT作業スケジュールの実績

X-0：打上げ（燃焼試験）時刻



【参考】CFTカウントダウンシーケンス

- カウントダウンシーケンスは計画どおり実施。

