



H3ロケット試験機2号機について

2024年1月10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

本日お話しすること

1. 試験機1号機(TF1)失敗原因究明の結果と対策

- 1.1 直接要因と対策
- 1.2 背後要因と対応
- 1.3 信頼性向上

2. 試験機2号機(TF2)のミッション

- 2.1 ミッション概要
- 2.2 機体形態

3. TF2に向けた準備状況

- 3.1 TF1からの反映状況
- 3.2 LE-9エンジン(Type1A)の開発状況
- 3.3 射場での準備状況

4. 今後の予定

【参考】JAXAホームページでの情報発信

1. TF1失敗原因究明の結果と対策

1.1 直接要因と対策

■ TF1打上げ結果の概要

- 2023年3月7日10時37分55秒に、TF1を打ち上げた。
- 第2段エンジンが着火しなかったことにより、所定の軌道に投入できる見込みがないことから10時51分50秒にロケットに指令破壊信号を送出し、打上げに失敗した。
- ロケットは第1段・第2段分離まで、計画どおり飛行した。

■ 打上げ失敗にかかる原因究明活動の概要

- 理事長を本部長とするH3ロケット試験機1号機対策本部を立ち上げ、そのもとでOBを含むJAXAの専門家で構成する原因究明チームが、三菱重工業(株)の原因究明チームと連携し原因究明活動を実施した。
- 第2段エンジンの不着火をトップ事象に故障の木解析(FTA)を展開した。
- TF1のフライトデータ詳細確認、製造記録詳細確認、追加試験・解析等によりFTAで残る要因、故障シナリオの絞り込みを実施した。
- 次ページ以降に、絞り込んだ3個の故障シナリオおよび対策を示す。

1. TF1失敗原因究明の結果と対策

1.1 直接要因と対策

■ 3個の故障シナリオおよび各々についての対策

① エキサイタ内部で軽微な短絡、着火信号後に完全に短絡【H-IIAロケット共通要因】

- エキサイタの製造時に短絡や地絡を生じやすい状態にあり、打上げ時の振動や1/2段分離時の衝撃によってエキサイタ内部で軽微な短絡・地絡状態となり、着火信号(エキサイタへの通電)後に完全に短絡・地絡し、過電流を発生
- 対策:エキサイタ内部の電気部品の絶縁強化およびX線CT検査強化を実施

② エキサイタへの通電で過電流状態が発生【H-IIAロケット共通要因】

- 地上点検時、エキサイタ内部のトランジスタに絶対最大定格以上の電圧が印加されており、その繰り返しのよって当該トランジスタの電圧耐性が低下。フライト中の着火信号(エキサイタへの通電)によってトランジスタに電圧が印加され、電氣的発振動作を開始した直後、トランジスタが定格以上の電圧に耐えきれず短絡し、過電流を発生
- 対策:トランジスタに印加される電圧が定格内となるように部品選別を実施

③ PSC2 A系内部での過電流、その後B系への伝搬【H3ロケット固有要因】

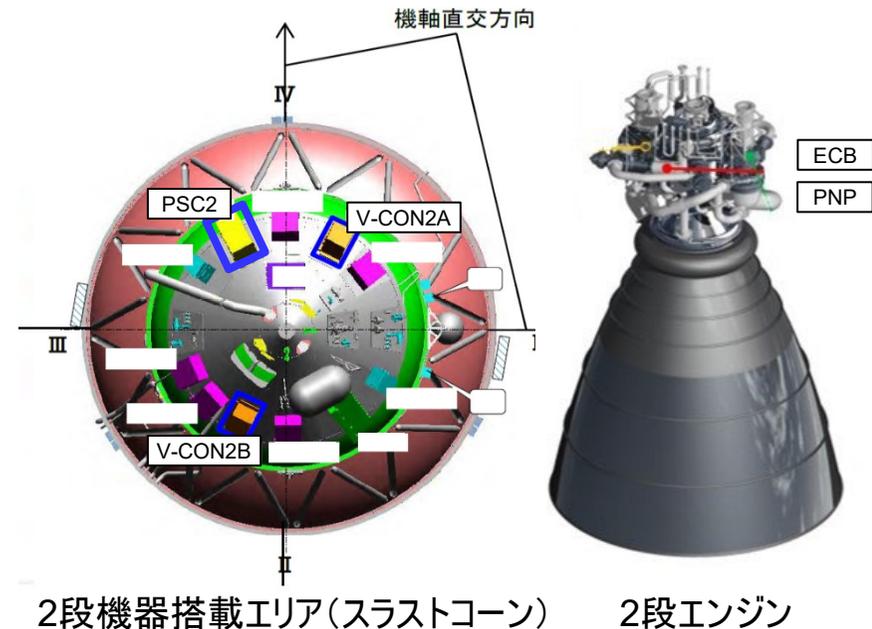
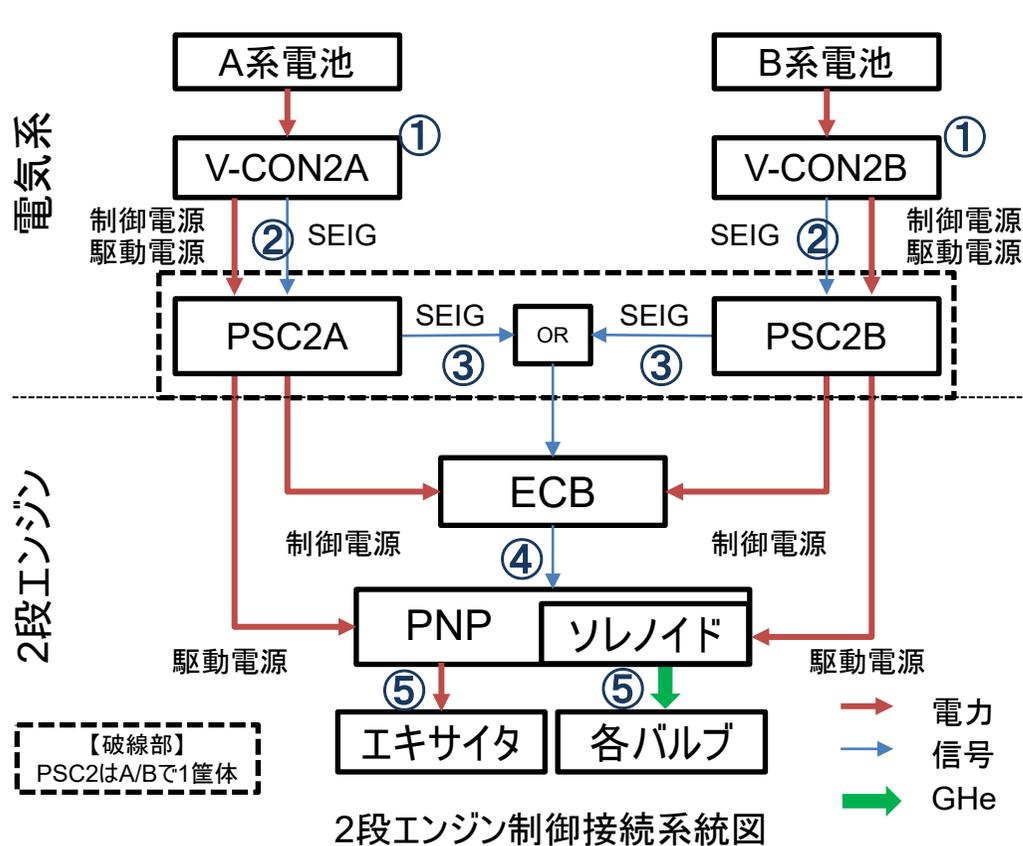
- フライト中の環境等により、PSC2 A系降圧回路の一部の部品が故障。着火信号(エキサイタへの通電)の瞬間に生じる過渡的な電気変化と当該故障に伴い、A系降圧回路のフィードバック制御が不安定となり、駆動電源電圧の上昇で定電圧ダイオードが短絡し、過電流を発生。その後、短絡電流がA系リターンラインからB系リターンラインに分流し、B系リターンラインの電位が変動した結果、B系電圧モニタオペアンプ出力が異常となり、駆動電源電圧の上昇でB系の定電圧ダイオードも短絡し、過電流を発生
- 対策:A系/B系双方の定電圧ダイオードを削除

1. TF1失敗原因究明の結果と対策

1.1 直接要因と対策

【参考】基本動作

- ① 2段機体制御コントローラ(V-CON2A/2B)が1段/2段分離を検知
- ② その後、2段推進系コントローラ(PSC2)へ2段エンジンの着火信号(SEIG)を出力
- ③ PSC2はそれを受けて2段エンジンのコントロールボックス(ECB)へSEIGを出力
- ④ ECBがSEIGを受けた後、ニューマチックパッケージ(PNP)に駆動を指示
- ⑤ PNPは指示に基づき、各エンジンバルブおよび点火器のエキサイタスパークプラグを駆動

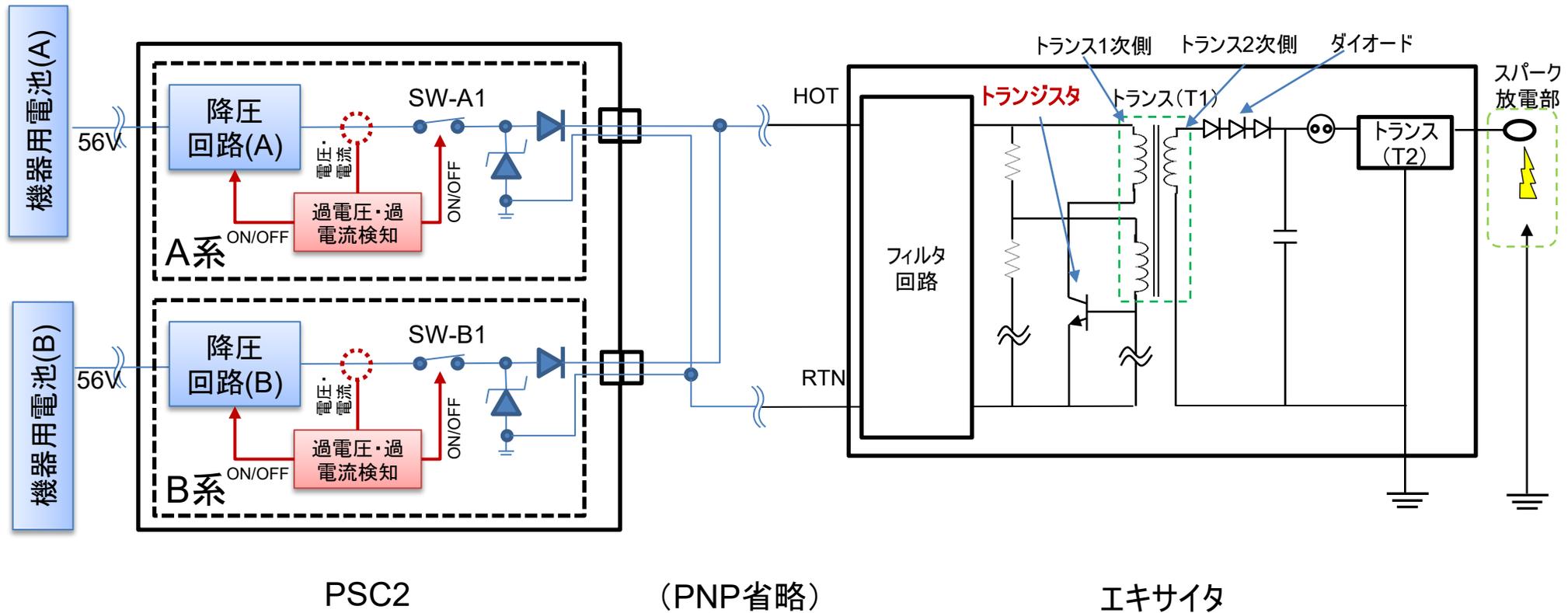


- PNP: エンジンバルブ駆動用ヘリウムガスの供給や点火器エキサイタスパークプラグの駆動を制御する装置
- ソレノイド: エンジンの各バルブの駆動に必要なヘリウムガス(GHe)を供給する電磁弁(ソレノイドバルブ)
- エキサイタ: エンジン点火器のエキサイタスパークプラグ

1. TF1失敗原因究明の結果と対策

1.1 直接要因と対策

【参考】駆動電源回路の概念

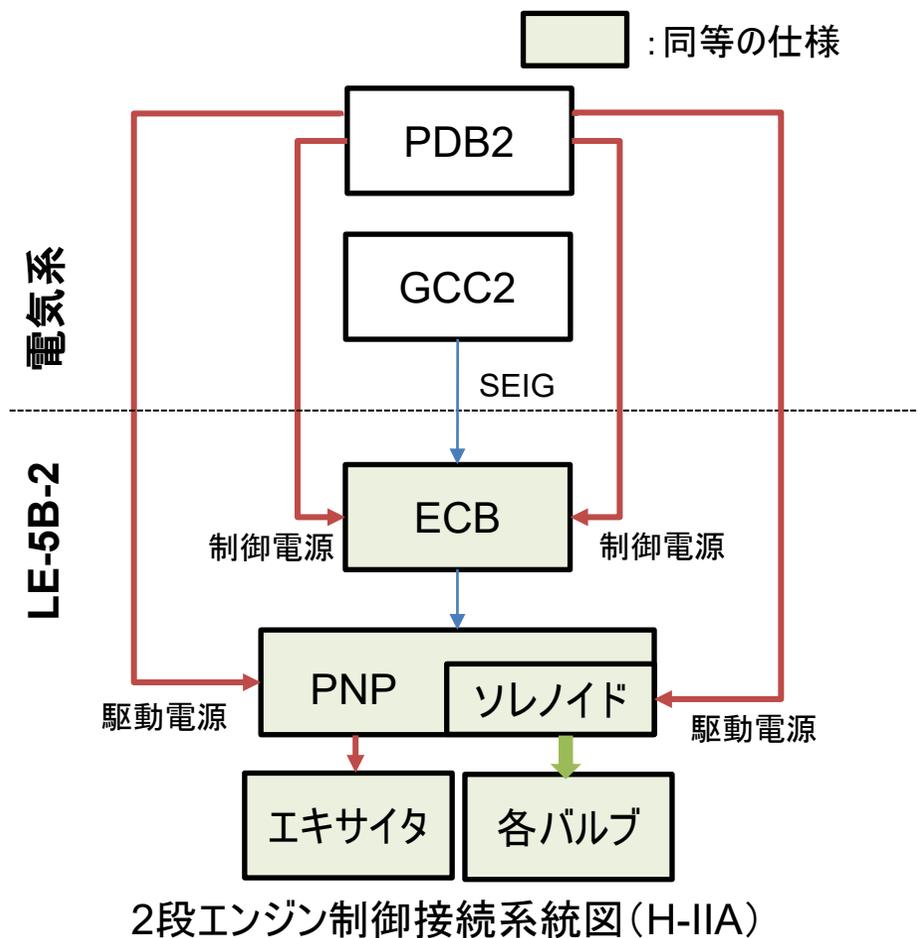
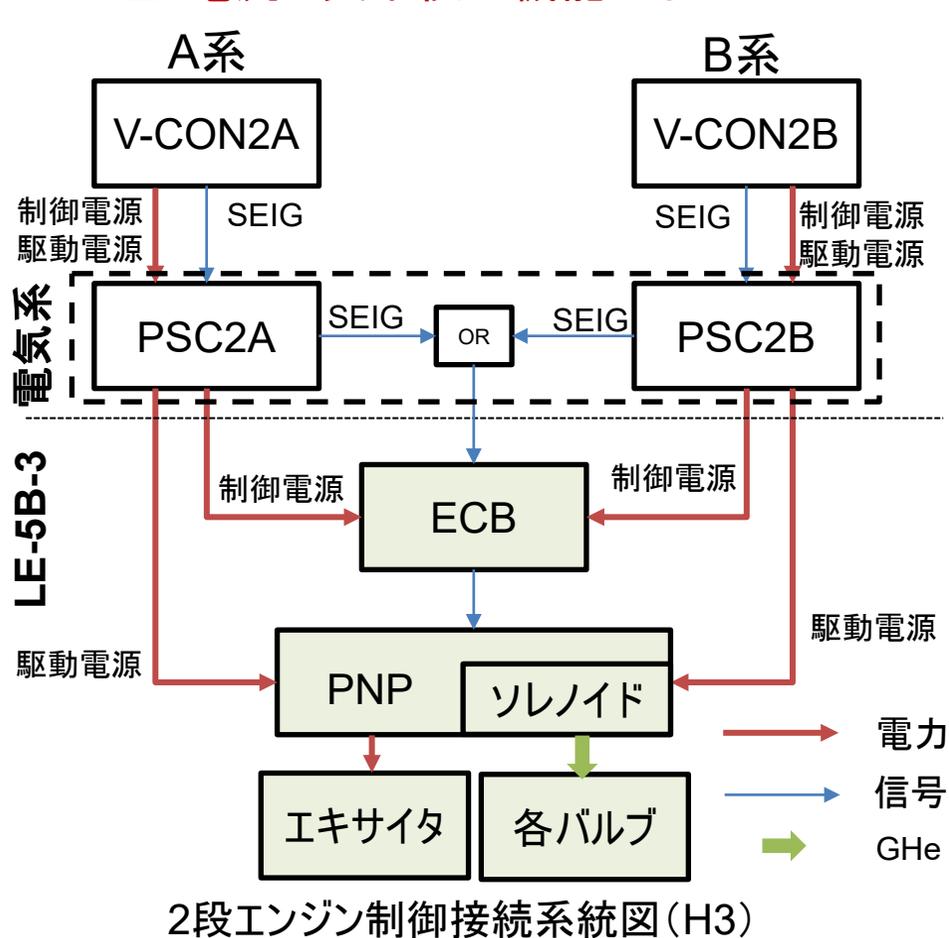


1. TF1失敗原因究明の結果と対策

1.1 直接要因と対策

【参考】H3ロケットとH-IIAロケットの電気系統の違い

- H3ロケット: 第2段の制御系を冗長構成(A系/B系)
- H-IIAロケット: 機器はシングル構成であるが、機器間のラインは冗長。電力分配器(PDB2)に電圧・電流の異常検知機能はない



1. TF1失敗原因究明の結果と対策

1.2 背後要因と対応

- 1.1項で示した3個のシナリオに対し、なぜなぜ分析を実施し、背後要因を識別した。
 - 背後要因分析① エキサイタ内部で軽微な短絡、SEIG後に完全に短絡
 - H-II以来の実績を重視したことや、製造後の運用段階で状態(設計上狭い部品間の隙間)が変わらないと考えたため、製造/検査や設計に対する対策を行うことがなかった。
 - 背後要因分析② エキサイタへの通電で過電流状態が発生
 - 基本的な設計および製造工程^(※)がH-II以前に確立され、運用し続けている電気系機器をH3に適用する際に、部品適合性評価に不足が無いかの確認がなかった。(※)計測技術を含む
 - 背後要因分析③ PSC2 A系内部での過電流、その後B系への伝搬
 - システム異常時の挙動において起こり得る事象に対し、下流機器を保護する目的で設置している部品(安全装置)が耐性を有するかの確認が完全でなかった。

1. TF1失敗原因究明の結果と対策

1.2 背後要因と対応

- 識別した背後要因から導かれる以下の視点からの確認を、H3ロケットを含めた今後のロケット開発に反映する。
 - ① H-IIロケットから使い続けている機器に対し、製造しにくさ等により不具合ポテンシャルが内在しているものがないか確認する。
 - ② H-IIロケット以前に基本的な設計を確立し運用し続けている電気系機器に対し、開発時に評価した部品の適合性評価を再確認し、評価に不十分な点がないか確認する。
 - ③ 通常の動作では機能しない安全装置が故障した結果、ミッションクリティカルな不具合につながる可能性のあるものについて、起こりうる事象に耐性を有するか、安全装置の設計/検証の妥当性を確認する。

1. TF1失敗原因究明の結果と対策

1.3 信頼性向上

- TF1の打上げ失敗の**直接的な要因ではないものの**、原因究明活動を進める中で、**H3ロケットの信頼性向上に資する改善点**を抽出した。H3ロケットの信頼性を向上させ、より運用しやすいロケットとしていくための活動として、以下の取り組みを進める。
 - H3ロケットの計測データ充実化
 - 打上げ前の検証やフライト中に過電流または過電圧事象が発生した場合に原因究明が容易になるよう、伝送量制約の中で取得データを最適化
 - » 2段エンジン駆動電源電圧等の取得レート向上、高速サンプリング用電流センサ等の追加
 - H3ロケットの冗長切り替えロジック改善
 - 冗長系設計の思想は損なわない範囲でミッション継続の可能性を向上
 - » B系の過電流検知/遮断機能は、異常を検知してから遮断までの時間を従来の8msから1s(正常動作が維持可能な時間まで状態を保持)に延長
 - » 重複している検知遮断機能の削除(PSC2内制御系の過電流検知/遮断機能)
- 上述の取り組みに加え、**今後のロケット開発の確実化**を図るための活動として、「ロケット電気系開発の強化」を進める。

2. TF2のミッション

2.1 ミッション概要

■ 概要

- 先進光学衛星 (ALOS-3) を搭載したTF1の打上げ失敗を受け、衛星喪失リスクに伴う影響を考慮するとともに、早期のフライト実証により、今後の打上げ計画への影響を最小化する。
- このため、TF1のミッション解析結果を最大限活用できる機体形態 (TF1と同じH3-22S※¹) とし、ペイロードにはALOS-3と同等の質量特性をもつ性能確認用ペイロードを搭載し、軌道投入 (SECO1 ※²) までの飛行経路はTF1と同様とした。
- メインミッションであるH3ロケットの軌道投入を実現し、飛行実証によりH3ロケット開発の妥当性を検証する。また、小型副衛星2基 (CE-SAT-IE/TIRSAT) に対して、軌道投入の機会を提供する。

※1: LE-9エンジン2基、固体ロケットブースタ (SRB-3) 2本、ショートフェアリングの機体形態

※2: 2段エンジン第1回エンジン燃焼停止

■ ロケットおよびペイロードの名称および機数

- ロケット : H3ロケットTF2 (H3-22S) 1機
- ペイロード : ロケット性能確認用ペイロード (VEP-4※³) 1基
- : 小型副衛星 (CE-SAT-IE) 1基
- : 小型副衛星 (TIRSAT) 1基

※3: Vehicle Evaluation Payload-4の略

2. TF2のミッション

2.1 ミッション概要

【参考】TF1の実証結果

- 1/2段分離まで飛行実証
- 2段フェーズ以降についてはエンジン不着火により未実証

飛行実証した範囲

◎ 実証必須項目
○ データ取得項目

イベント	確認すべき機能・性能						設備					
	液体エンジン・推進系	固体ブースタ	構造・分離	環境(衛星・)	電気・誘導制御							
カウントダウン (ホールドダウン事前回避)	タンク加圧特性	◎	ホールドダウン解除	◎	熱電池起動	◎						
LE-9着火	LE-9始動	◎			1段ACT耐荷性能	◎						
SRB-3点火 リフトオフ			SRB-3点火	アンビリカル離脱	◎	オーバプレッシャ リフトオフ音響環境	◎			射点ダメージ (号機間保全)	◎	
LE-9*1/SRB-3定常燃焼	LE-9定常性能 タンク圧制御特性	◎	定常燃焼性能	◎	遷音速時音響環境 ブルーム加熱 空力加熱	◎	1段ACTによるLE-9舵角 制御特性	◎				
SRB-3燃焼終了			燃焼停止特性				SRB-3燃焼終了検知	◎				
SRB-3分離			SRB-3分離特性	◎								
フェアリング分離			フェアリング分離特性	◎								
LE-9燃焼終了	推進薬枯渇検知性能 LE-9停止	◎			最大静加速度	◎						
1/2段分離			1/2段分離特性	◎								
LE-5B-3初回着火	予冷特性 LE-5B-3始動 タンク過渡加圧	◎										
LE-5B-3定常燃焼	LE-5B-3定常性能 タンク圧制御特性	◎				2段ACTによるLE-5B-3 舵角制御特性	◎					
LE-5B-3燃焼終了	LE-5B-3停止	◎										
衛星分離			PAF作動	◎		軌道投入精度	◎					
コースティング	低G環境での推進薬保持 軌道上熱環境における 推進薬蒸発特性	○			低加速度環境 軌道上外部入熱	○						
LE-5B-3再着火 (100%推力)	液面挙動 予冷特性 LE-5B-3始動 タンク過渡加圧	◎										
LE-5B-3定常燃焼	LE-5B-3定常性能 タンク圧制御特性	◎				2段ACTによるLE-5B-3 舵角制御特性	◎					
LE-5B-3燃焼終了	LE-5B-3停止 停止インパルス	◎										
第2段落下											推定落下 点評価	◎

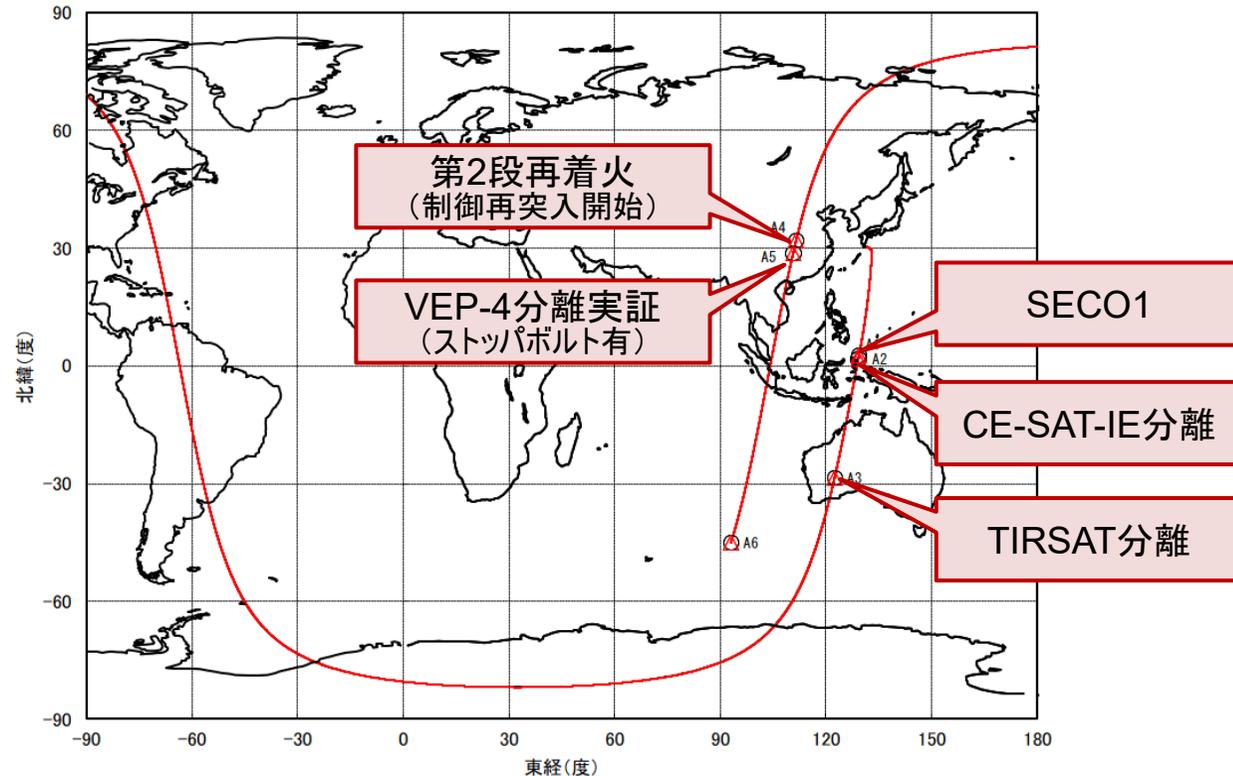
*1 Type1エンジン

2. TF2のミッション

2.1 ミッション概要

■ 飛行計画

- SECO1まではALOS3と同様の飛行経路を適用
- SECO1後、小型副衛星を分離、その後コーストフェーズを経て、制御再突入の実証
- VEP-4については、制御再突入のための再着火後に衛星分離部(PAF)の動作を実証
(分離するが衛星フレームとストップボルトで機体に保持)



機体現在位置(リフトオフ～第2段機体落下)

2. TF2のミッション

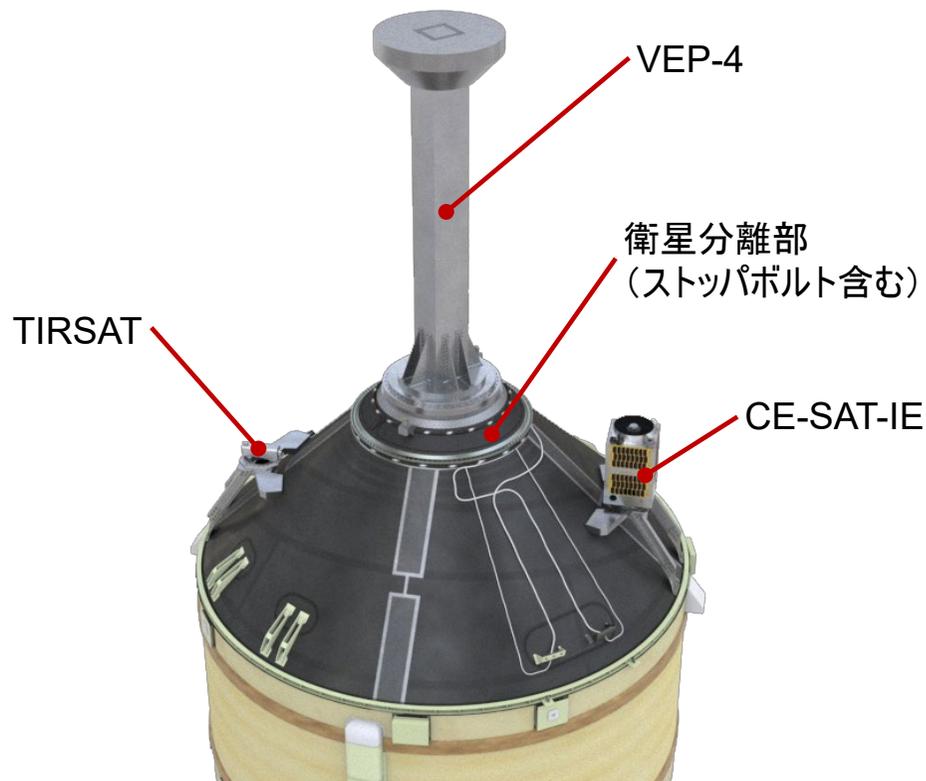
2.1 ミッション概要

■ VEP-4の概要およびペイロード搭載図

サイズ	上部 : φ約1.2m × 約0.4m 支柱部 : □約0.4m × 高さ約3.5m
質量	約2.6トン



VEP-4外観



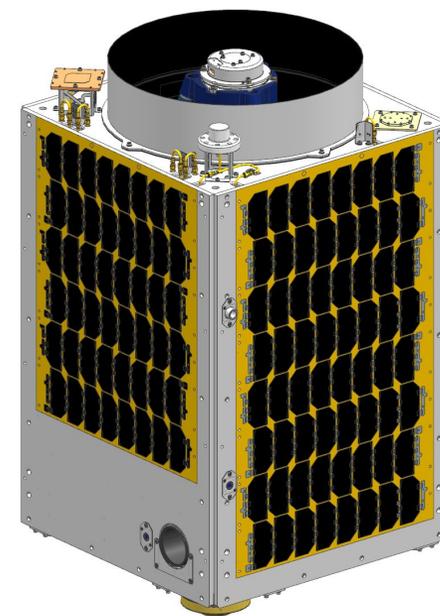
VEP-4および小型副衛星搭載図
(衛星フェアリング内)

2. TF2のミッション

2.1 ミッション概要

■ CE-SAT-IEの概要

呼称	シー・イー・サット・ワン・イー
開発機関	キャノン電子(株)
サイズ	約50×50×80cm
質量	約70kg
ミッション内容	キャノングループの技術を元に開発した超小型衛星により、地上解像度0.8[mGSD]の静止画・8K動画の撮影を新型の検出器を用いて行う。また新規開発のミッション用計算機による衛星内データ処理能力の向上、姿勢制御器の出力強化による俊敏性の増進、電波通信の高速化などバス性能の改善も図っている。これらにより、地表物体のみならず、天体・宇宙物体を、それぞれに適切な空間分解能・時間分解能・撮影時間・信号雑音比・範囲で撮影することができる。衛星の性能向上、自社地上局を用いた運用時の使いやすさの改善を軌道上で検証する。



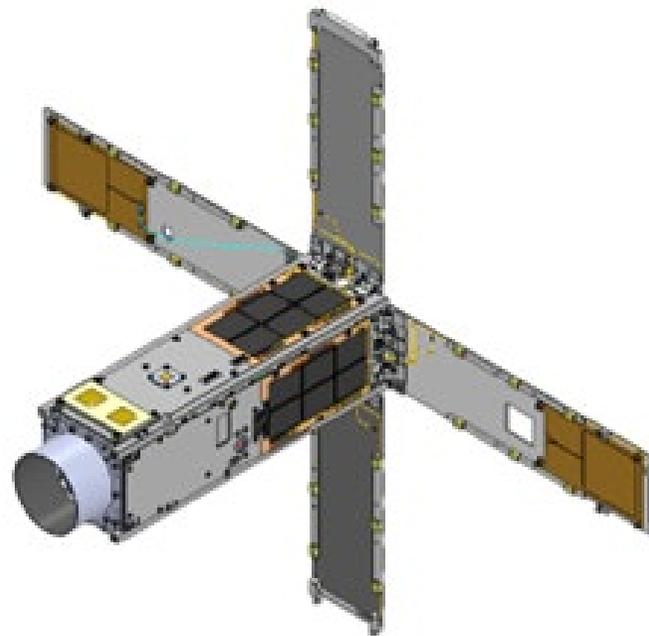
CE-SAT-IE外観

2. TF2のミッション

2.1 ミッション概要

■ TIRSATの概要

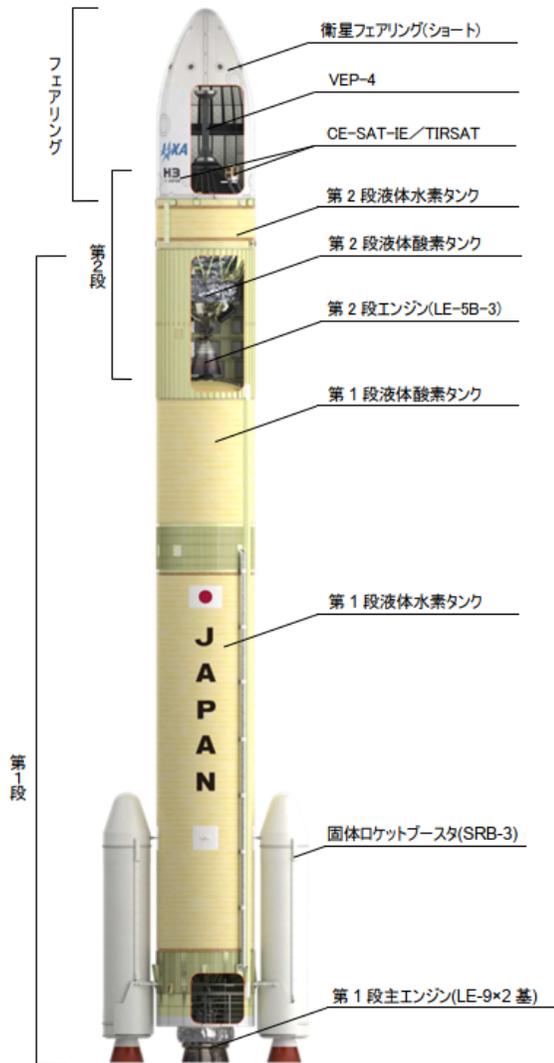
呼称	ティー・アイ・アール・サット
開発機関	一般財団法人宇宙システム開発利用推進機構 セーレン(株) (株)ビジョンセンシング (株)アークエッジ・スペース
サイズ	約12×12×38cm
質量	約5kg
ミッション内容	世界規模の新型コロナウイルス感染症拡大の影響で、グローバルなサプライチェーンの寸断リスクが浮き彫りとなり、迅速な情報収集が急務となった。この問題に対処するためには、世界の主要生産地域の工場等稼働状況を把握する仕組みの構築が必要で、これには人工衛星を活用したリモートセンシングが有効である。特に、熱赤外センサを用いることで、工場などの熱源を感知し、稼働状況を推定することができる。今回、経済産業省が開発を進めてきた非冷却熱赤外センサと超小型衛星バスによる熱赤外超小型衛星を軌道投入し実環境での実証を行う。これにより、将来の危機に備える情報収集手段としての有効性を確認する。



TIRSAT外観

2. TF2のミッション

2.2 機体形態



TF2(H3-22S)

TF1とTF2の比較

	TF1	TF2
機体形態	H3-22S	H3-22S
ペイロード	ALOS-3	VEP-4 小型副衛星(CE-SAT-IE) 小型副衛星(TIRSAT)
衛星フェアリング	ショートフェアリング	ショートフェアリング
第1段 (LE-9)	Type1 × 2基	Type1 × 1基 Type1A × 1基
固体ロケットブースタ (SRB-3)	2本搭載	2本搭載
第2段 (LE-5B-3)	1基搭載	1基搭載 TF1不具合対応として エキサイト改修品搭載
搭載機器	H3-22S対応の 各機器を搭載	H3-22S対応の 各機器を搭載 TF1不具合対策として PSC2改修品搭載

赤字はTF2での主要変更点

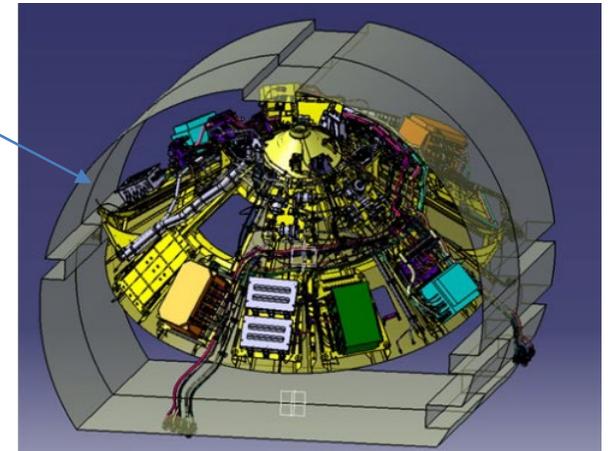
3. TF2に向けた準備状況

3.1 TF1からの反映状況

■ 直接原因の対策

- エキサイタの改修
 - ・ 内部の電気部品の絶縁強化およびX線CT検査強化絶縁強化
 - ・ トランジスタに印加される電圧が定格内となるように部品選別
 - ・ 以上を施したエキサイタの製造を完了し、TF2に装着して機能点検を完了
- PSC2の改修
 - ・ 製造済みのPSC2から定電圧ダイオードを削除し工場にて機能点検を完了、出荷準備中
- システム真空試験
 - ・ 改修後の同等仕様の実機の2段 (LE-5B-3エンジンはエキサイタ作動に必要な機器のみ) を用いて、真空状態での動作確認を行い、正常であることを確認

真空チャンバー



3. TF2に向けた準備状況

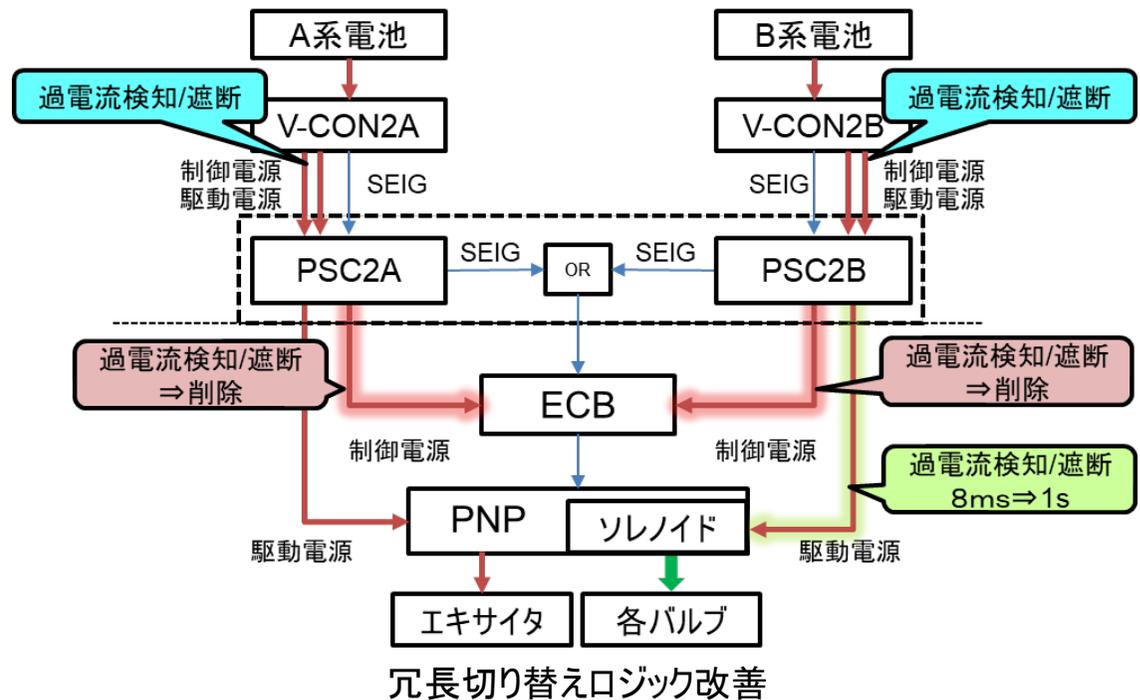
3.1 TF1からの反映状況

■ 背後要因の対策

- 1.2項に示した3つの視点からの確認を行い、設計等への反映事項はないことを確認

■ 信頼性向上

- 1.3項に示した以下の信頼性向上に資する改善事項を反映し、機能点検を完了
 - ・ H3ロケットの計測データ充実化
 - ・ H3ロケットの冗長切り替えロジック改善



3. TF2に向けた準備状況

3.2 LE-9エンジン(Type1A)の開発状況

■ LE-9 エンジン開発方針

- **2段階開発**【注1】を計画。このため、TF2以降に向けては引き続き評価を行い、複数の候補の中から最適な仕様を選定することとしていた。

【注1】2段階開発

- Type1 エンジン: TF1に向け、早期に認定を完了(実績のある機械加工噴射器等)
- Type2 エンジン: TF2以降に向け、追って認定の上適用

- Type2エンジンに向けた翼振動計測試験(FTP2の矢、2023年2月~)において、1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および試験が必要と判断される状況。
- これに伴い、TF2以降の当面の打上げに対応するType1Aエンジンを準備することとした。このため、翼振動計測試験による設計成立性の確認を経て、認定燃焼試験(QT)により設計を確性することとした。

3. TF2に向けた準備状況

3.2 LE-9エンジン(Type1A)の開発状況

■ LE-9エンジン仕様比較

	Type1 (TF1)	Type1A (TF2~)	Type2
FTP	0の矢 (剛性の向上、減衰力の強化)	Type1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 (Type1と同じ)	恒久対策仕様 (Type1と同じ)
噴射器	機械加工	Type1と同じ	恒久対策仕様※2
その他コンポーネント	Type1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



LE-9エンジン概要図

- ※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 噴射機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。

3. TF2に向けた準備状況

3.2 LE-9エンジン(Type1A)の開発状況

■ QTの試験目的

- **Type1Aエンジン**^{【注1】}を確性対象として、エンジン組立および主要部品が**フライト用**に使用しうる**機能・性能**を有すること、および**製造・検査設備ならびに製造工程**が適切であることを保証

【注1】Type 1Aエンジン: LE-9エンジンは2段階開発であり、このうちType1AエンジンはTF2 に向けた暫定仕様エンジン、Type2エンジンが恒久対策エンジン

■ 試験方針

- TF2用1台目のエンジンはType1エンジンとして領収燃焼試験済
- TF2用2台目のエンジンはType1Aエンジンとし、極力早期のTF2打上げに向け、**QTを前/後半に分割し、その間にTF2用2台目エンジンの領収燃焼試験(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

TF2-1 AT	QT前半			TF2-2 AT	QT後半				
	#1	#2	#3		#4	#5	#6	#7	#8
(注) Type1 エンジン	A T 模 擬	フ ラ イ ト 模 擬	作 動 範 圍 #1		作 動 範 圍 ・ 寿 命 実 証 #1	作 動 範 圍 ・ 寿 命 実 証 #2	作 動 範 圍 ・ 寿 命 実 証 #3	作 動 範 圍 ・ 寿 命 実 証 #4	作 動 範 圍 ・ 寿 命 実 証 #5

3. TF2に向けた準備状況

3.2 LE-9エンジン(Type1A)の開発状況

■ QTの結果概要

- 当初計画どおり、データを取得済み。

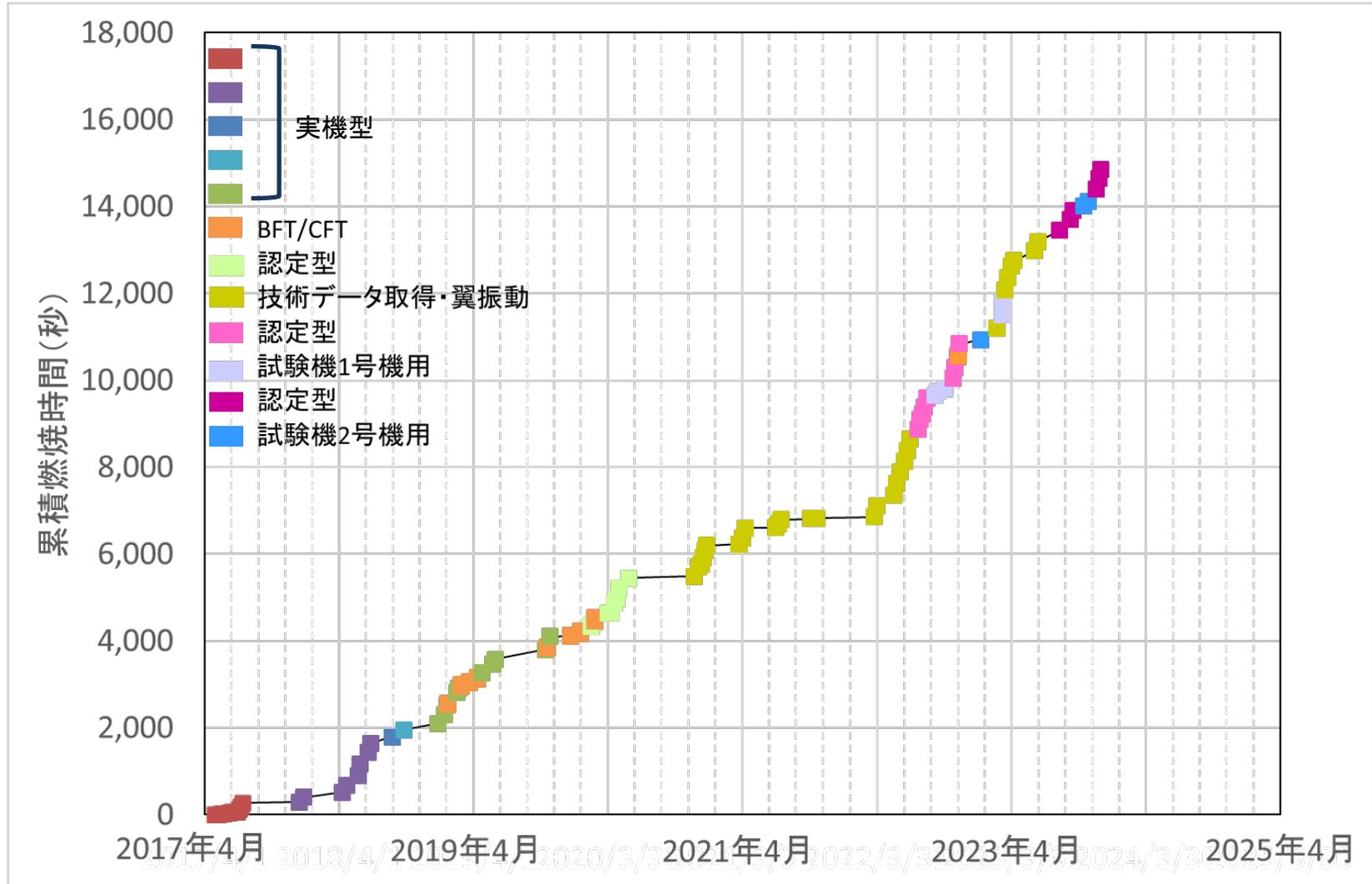
【注】()は計画値

	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	8月10日 16時57分	258.7 (270.0)	10.41 (10.60)	40,629 (41,255)	17,308 (17,169)	液体酸素の残量検知により、計画通り自動停止
第2回	9月8日 18時42分	251.6 (280.0)	10.40 (10.43)	40,569 (40,668)	17,280 (17,322)	液体酸素の残量検知により、計画通り自動停止
第3回	9月14日 16時53分	209.8 (255.0)	10.71 (10.70)	42,062 (42,000)	17,914 (17,919)	OTP入口圧力が下限値に達し、計画通り自動停止
第4回	11月17日 16時30分	284.8 (320.0)	11.13 (11.13)	43,124 (43,114)	18,104 (18,100)	OTP入口圧力が下限値に達し、計画通り自動停止
第5回	11月23日 16時15分	259.8 (300.0)	11.16 (11.16)	44,713 (44,620)	18,065 (17,899)	液体酸素の残量検知により、計画通り自動停止
第6回	11月30日 16時13分	203.5秒 (250.0)	10.44 (10.44)	40, 539 (40, 434)	17,295 (17,310)	OTP入口圧力が下限値に達し、計画通り自動停止
第7回	12月6日 18時21分	282.2秒 (320.0)	9.26 (9.10)	37,574 (36,976)	16,810 (16,800)	OTP入口圧力が下限値に達し、計画通り自動停止
第8回	12月12日 16時27	188.3 秒 (209.0)	9.44 (9.44)	40,952 (40,681)	16,698 (16,584)	液体酸素の流量上限検知により、計画通り自動停止

3. TF2に向けた準備状況

3.2 LE-9エンジン(Type1A)の開発状況

■ 累積試験秒時

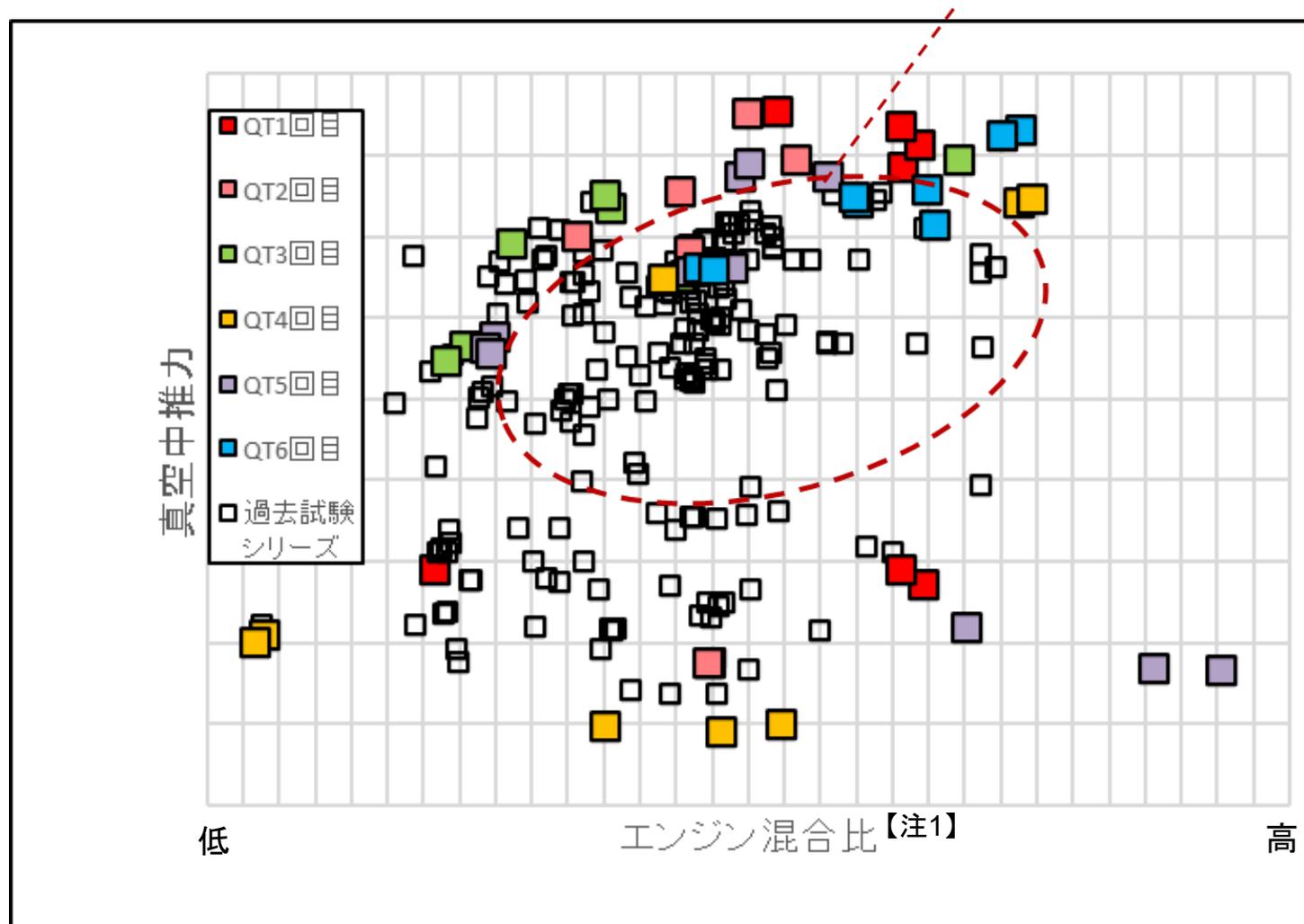


3. TF2に向けた準備状況

3.2 LE-9エンジン(Type1A)の開発状況

■ 主要作動点マップ

認定燃焼試験での作動確認範囲(イメージ)



【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。

3. TF2に向けた準備状況

3.3 射場での準備状況



2023年10月18日
種子島に到着した1段機体



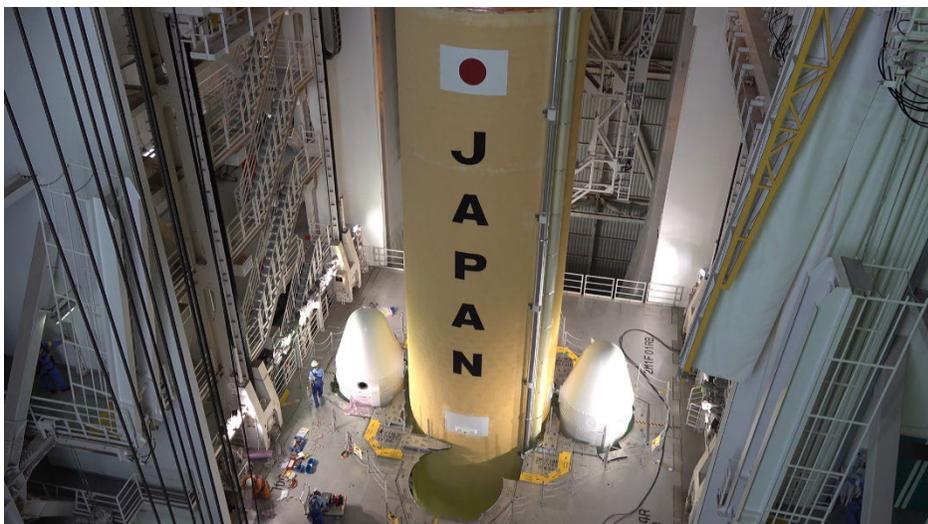
2023年10月30日
1段機体 VOS



2023年10月31日
2段機体 VOS



2023年11月7,8日
SRB-3 VOS



組立を完了したロケット機体

打上げに向け、
射場整備作業実施中

4. 今後の予定

■ TF2に向けた開発状況(まとめ)

- TF1の反映、LE-9エンジンType1Aの認定燃焼試験を完了し、射場での点検作業を進めている。
- 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。

■ 打上げ日を以下のとおり設定し、準備を進める。

- 打上げ日 : 2024年2月15日(木) 9時22分55秒～13時6分34秒
- 予備日 : 2024年2月16日(金)～ 2024年3月31日(日)
- H-IIA F48との関係
 - ・ 共通の設備があるため、F48打上げ後にH3用に切り替え、TF2の射場作業を開始

4. 今後の予定

- 打上げに向けた作業の流れ
(写真はH3TF1での様子)

PSC2交換
リサイクル

推進系、電気系等
の機能点検



VEP-4・小型衛星の
衛星フェアリング収缶



衛星フェアリングVOS



最終機能点検

リハーサル

アーミング/
クローズアウト

(写真はH3TF1での様子)



機体移動



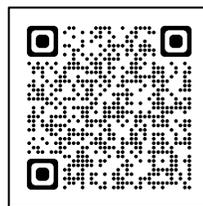
打上げ

【参考】JAXAホームページでの情報発信

■ 特設サイト

TF2打上げに向けた最新情報を掲載

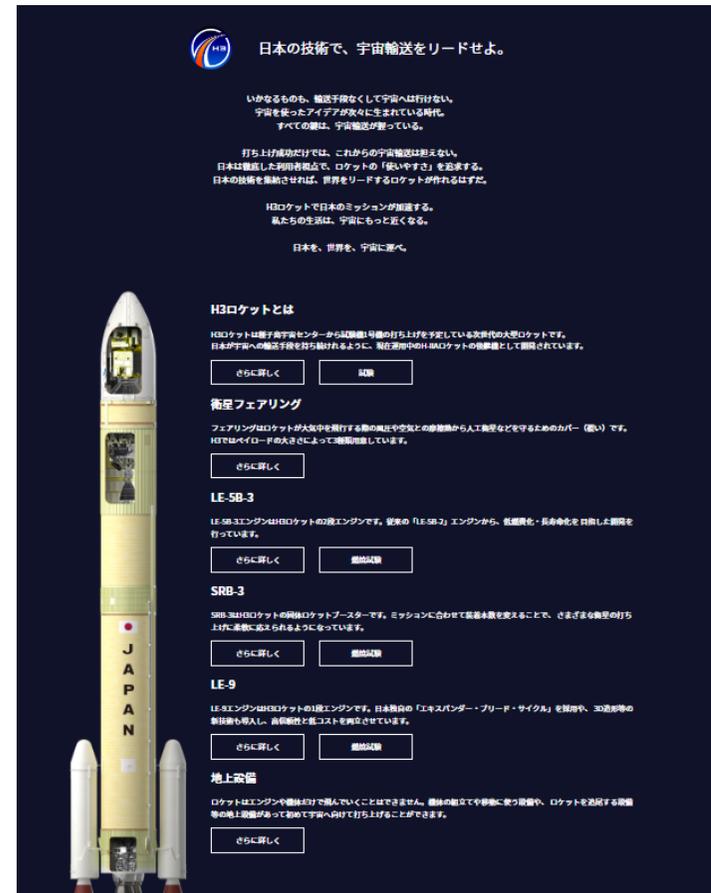
https://www.rocket.jaxa.jp/rocket/h3/tf2_special/index.html



■ ロケットナビゲータ

H3ロケットに係る詳細情報を掲載

<https://www.rocket.jaxa.jp/rocket/h3/>

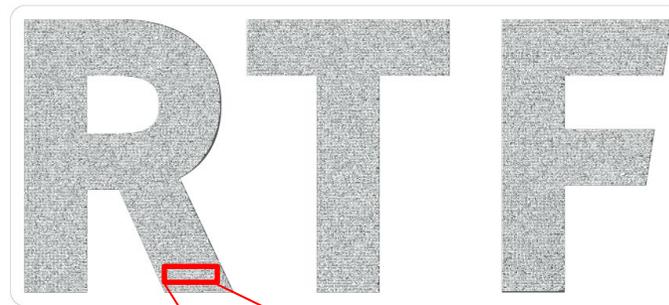


【参考】JAXAホームページでの情報発信

■ H3ロケットへの応援メッセージ

応募いただいたメッセージを衛星フェアリングに貼り付けて、打上げに臨む

- 特設サイト、X(旧Twitter)で応援メッセージを募集
- 応募総数 2,931件(応募期間:11月10日~30日)
- 「RTF:Return To Flight(飛行再開フライト)」の文字に白抜きで印字



ロケット無事に打ち上がってください希望を乗せて夢へと真っ
功は失敗の積み重ねです。次こそ成功します。がんばれ H3 ロケ
ち上がることを祈っています。 打ち上げ関係者の皆様、頑張
てくれます。頑張ってください！ H3 は日々の研究、積み上げ
も落胆しました。それは私が宇宙開発に興味が出てきたからで
とを期待しています。打上げ再挑戦！広い宇宙へ飛び立つ H3
型ロケットで宇宙への新たな扉を開け祝成功！必ず宇宙へ届く
援します。頑張れ H3 !頑張れおとん!皆様の強い信念が必ず
はずっと皆さんと H3 ロケットを応援しています。頑張れ~!

再挑戦。

H3ロケットの開発が始まったのは2014年。

大型のロケットとして

約20年ぶりの開発は挑戦の連続だった。

今、再び挑む。

打上げのその瞬間まで、徹底的に磨き抜く。

待っている人々のために。

宇宙輸送の未来のために。