H3ロケット試験機2号機
打上げ準備状況について

2024年2月13日

岡田　匡史（JAXA 宇宙輸送技術部門 H3プロジェクトマネージャ）
新津　真行（三菱重工業株式会社 防衛・宇宙セグメント
宇宙事業部 H3プロジェクトマネージャー）

1. ミッション概要

■ 概要

- 先進光学衛星（ALOS-3）を搭載した試験機1号機（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

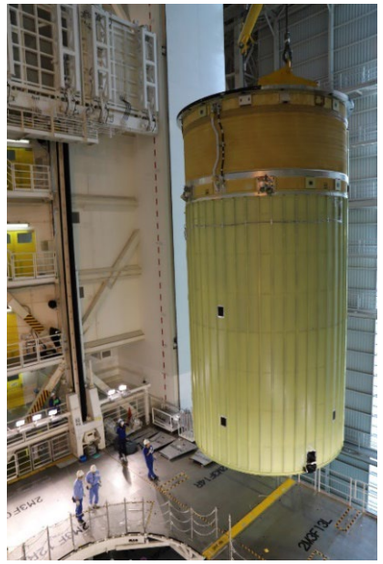
● ロケット	：	H3ロケットTF2(H3-22S)	1機
● ペイロード	：	ロケット性能確認用ペイロード（VEP-4※3）	1基
	：	小型副衛星（CE-SAT-IE）	1基
	：	小型副衛星（TIRSAT）	1基

※3：Vehicle Evaluation Payload-4の略

2. 試験機2号機の準備状況

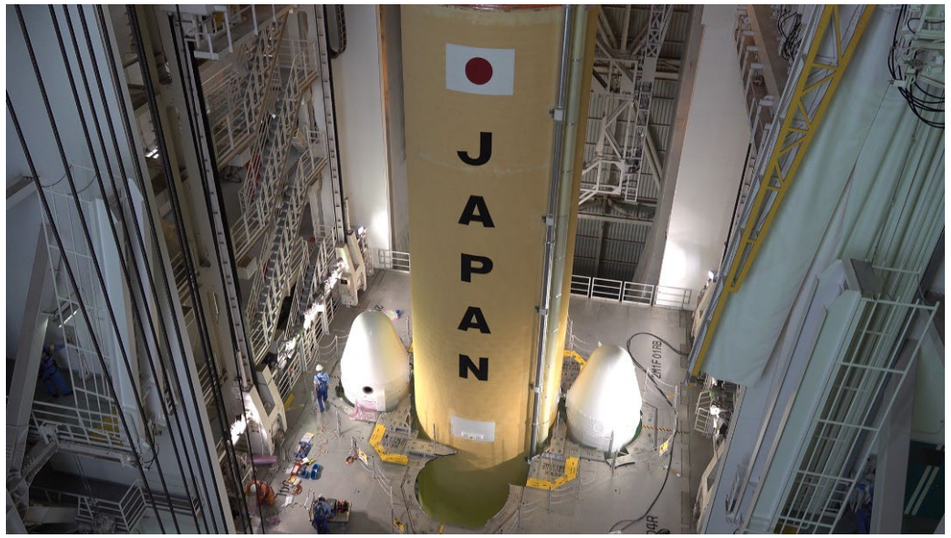
2023年10月18日
種子島に到着した1段機体

2023年10月30日
1段機体　VOS※1



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

下記を含む　各種点検整備作業を実施
- TF1反映として2段エンジン点火器（エキサイタ）、2段推進系コントローラの改修品への交換
- LE-9エンジン搭載

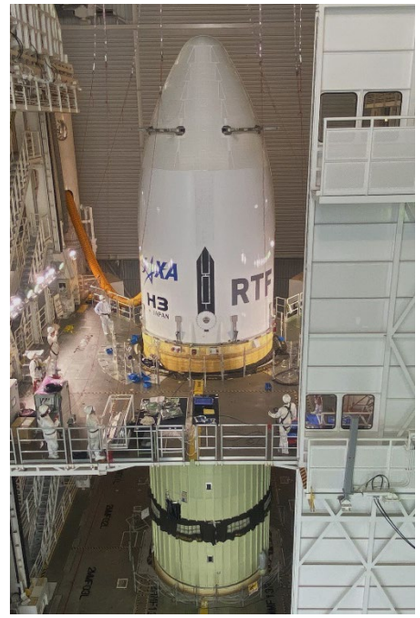
※1 VOS：ロケット組み立て作業（Vehicle On Standの略）

2. 試験機2号機の準備状況

2024年1月31日
VEP-4/PAF※1結合

2024年2月2日
小型副衛星/PSS※2結合

2月5日
衛星フェアリングへの衛星収缶



2月8日
衛星フェアリングVOS

2月9日
最終機能点検

リハーサル
2月11日

RFシステム点検
2月12日

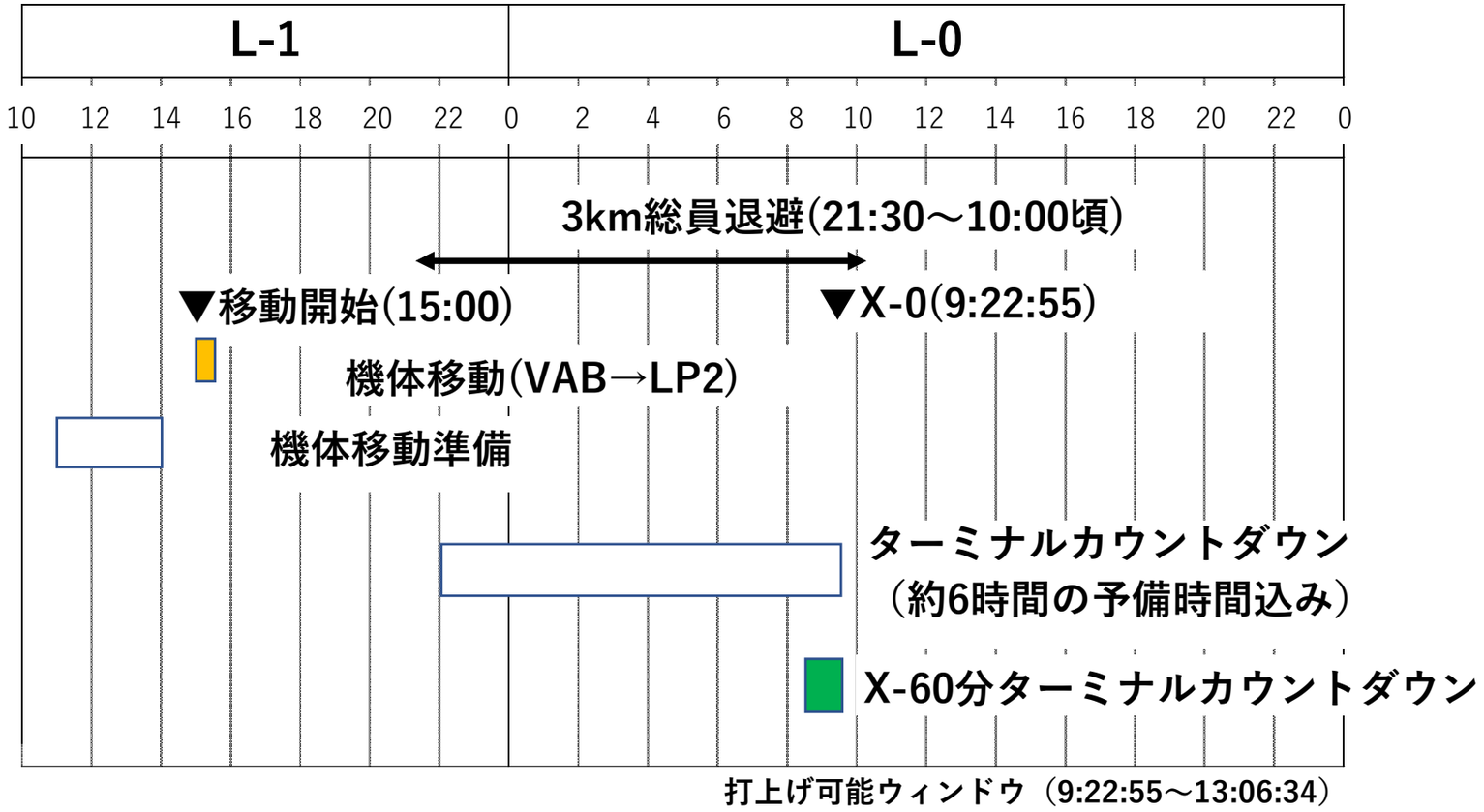
アーミング/クローズアウト

※1 PAF：衛星分離部
（Payload Attach Fittingの略）
※2 PSS：衛星搭載アダプタ
（Payload Support Structureの略）

機体移動

打上げ

3. 打上げ当日（L-1、L-0）　主要スケジュール



●主要判断タイミング

L-1
11:00頃　第1回GO/NOGO判断
21:00頃　第2回GO/NOGO判断

L-0
8:20頃　第3回GO/NOGO判断
（X-60分頃）
9:10頃　最終GO/NOGO判断
（X-10分頃）

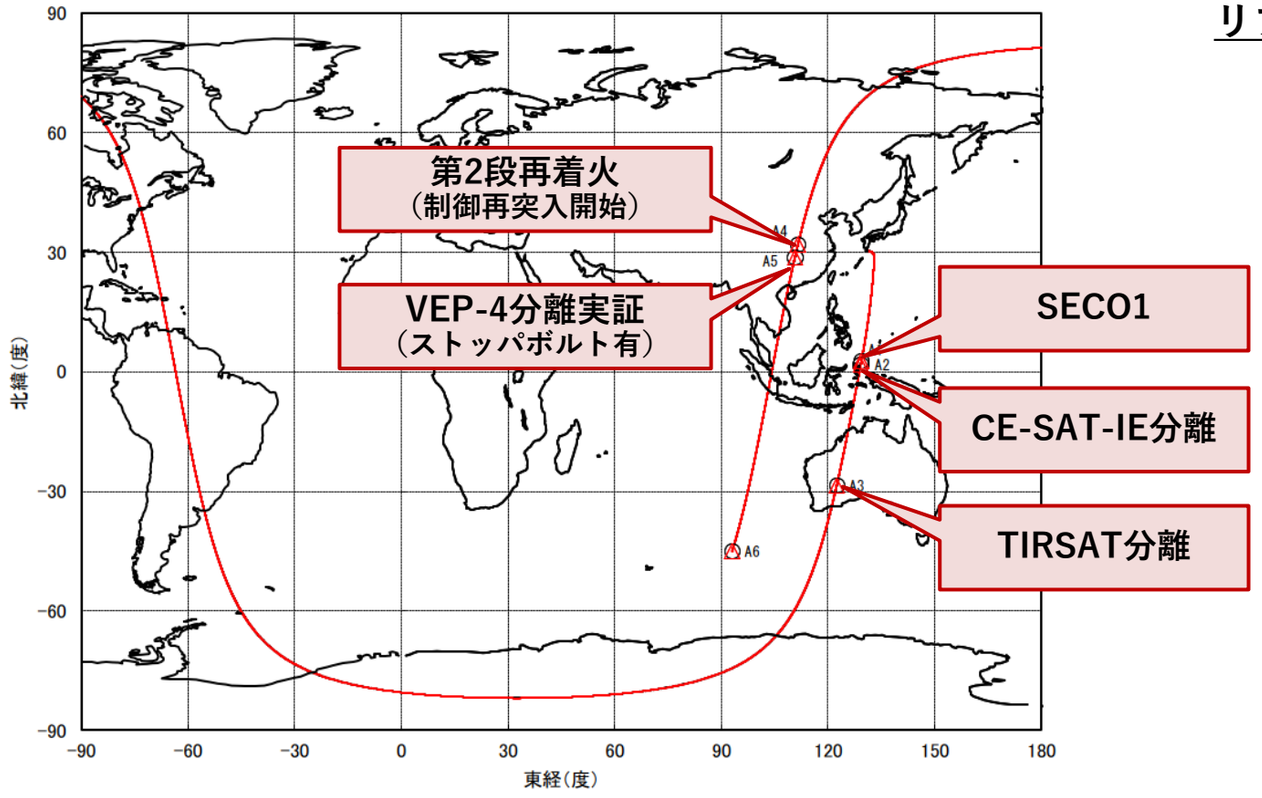
4. カウントダウンシーケンス

（単位：秒）

X-10分頃	最終GO/NOGO判断
X-480	秒読み開始
X-420	安全系準備完了
X-420	射場系準備完了
X-240	自動カウントダウンシーケンス開始
	各タンク加圧開始
X-170	電源切替（外部から内部へ）
X- 53	フレームデフレクタ作動
X-35	ウォータカーテン作動
X-18頃	フライトモードオン
X-12.8	火工品トーチ点火
X-10頃	全システム準備完了
X- 6.3	メインエンジンスタート
X- 0.4	SRB-3点火
X- 0	リフトオフ

5. 飛行計画

- SECO1まではALOS-3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パボルトで機体に保持）



飛行経路（リフトオフ～第2段機体落下）

リフトオフ後秒時（s）	イベント
0	リフトオフ
116	SRB-3分離
210	衛星フェアリング分離
295	主エンジン燃焼停止（MECO※1）
302	第１段・第２段分離
314	第２段エンジン第１回推力立上り（SELI1※2）
988	第２段エンジン第１回燃焼停止（SECO1※3）
1009	CE-SAT-IE分離
1509	TIRSAT分離
6428	第２段エンジン第２回推力立上り（SELI2）
6454	第２段エンジン第２回燃焼停止（SECO2）
6494	VEP-4分離

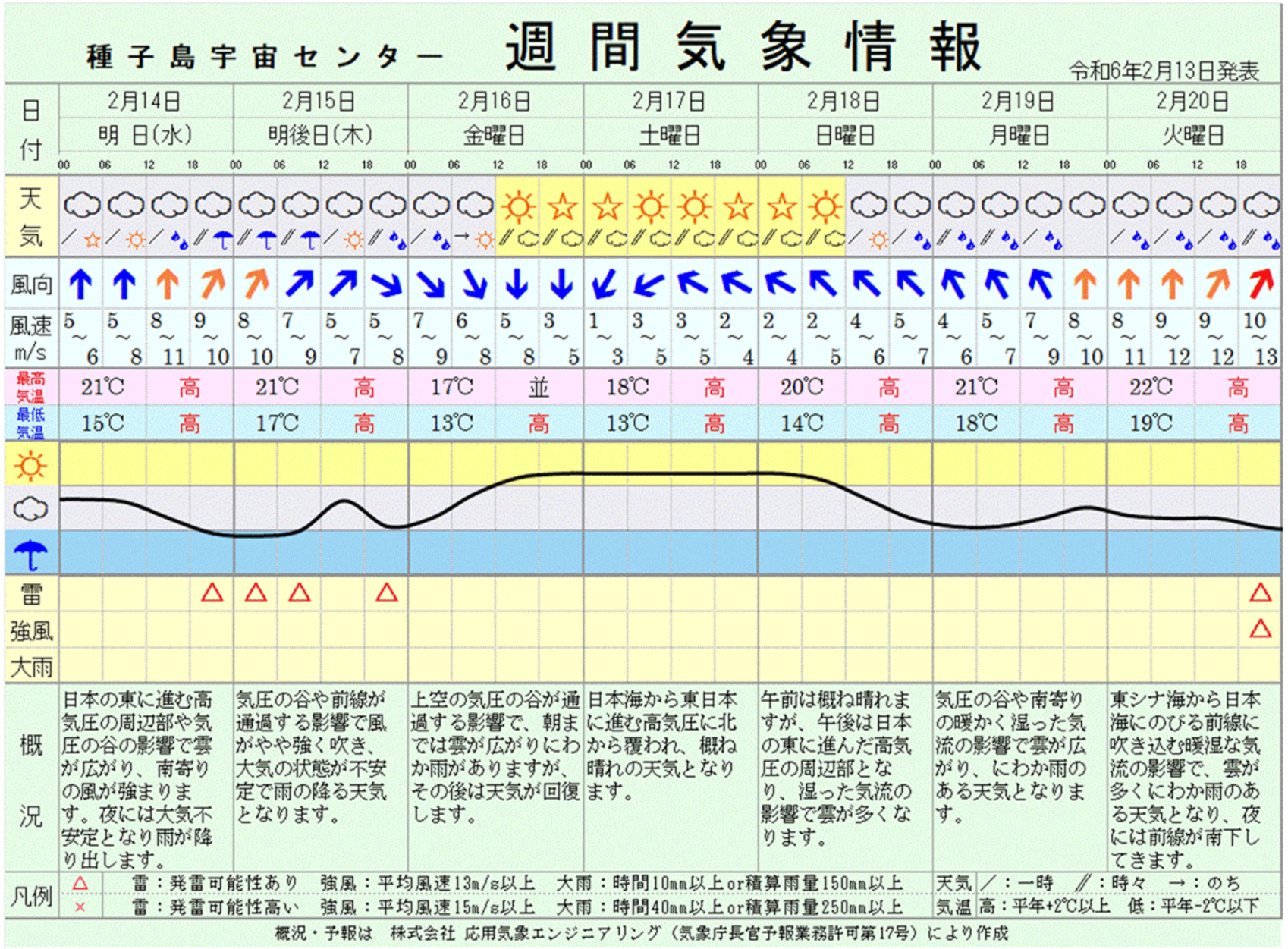
（最新特性飛行経路に基づく秒時）

※1 MECO：Main Engine Cut Off の略
※2 SELI　：Second Engine Lock In の略
※3 SECO　：Second Engine Cut Off の略

6. 打上げ制約条件

系	対象	制約条件
ロケット系	風	制限風速以下であること。 （1）機体移動中　　【制限風速】15m/s(最大瞬間風速) （2）射座起立時　　【制限風速】22.4m/s(最大瞬間風速) （3）発射時　　【制限風速】20.0m/s(最大瞬間風速)
	雨	（1）機体移動中の降雨は15mm/hr以下かつ降り始めから作業終了までの連続雨量が50mm以下であること。 （2）機体移動後は降雨強度50mm/hr以下であること。降氷がないこと。 （3）発射時の降雨は20mm/hr以下であること。
	雲	積乱雲の中を飛行経路が通過しないこと。
	雷	発射前及び飛行中において機体が空中放電（雷）を受けないこと（ただし、発射時の詳細な気象観測による）。
	高層風	（1）飛行中の機体が受ける荷重が設計荷重を超えないこと。 （2）主エンジン・トータル舵角が制限値未満であること。 （3）各投棄物の落下点がそれぞれの落下予測区域内にあること。
	各設備	地上設備が正常に動作すること。
飛行安全系・射場系	風	リフトオフ以降の最大瞬間風速が30m/sを超える見込みがないこと。
	高層風	射点近傍で破壊した場合に、落下破片等による警戒区域外への影響がないこと。
	有人宇宙物体との干渉評価	ロケット及びロケットからの分離物が、軌道上の有人宇宙物体と衝突しないこと。
	各設備	各設備が正常に動作し、データ取得、データ伝送及び飛行安全管制に支障がないこと。
射場安全系・警備系	陸上警戒	総員退避区域の無人化確認が図れること。警戒区域内の安全が確保されていること。
	海上警戒	設定区域の海上警戒、監視が可能なこと。警戒区域内の安全が確保されていること。
	上空警戒	設定区域に航空機等の侵入が認められないこと。警戒区域内の安全が確保されていること。

7. 気象予報



種子島宇宙センター　週間気象情報　令和6年2月13日発表

日付	2月14日 明日(水)	2月15日 明後日(木)	2月16日 金曜日	2月17日 土曜日	2月18日 日曜日	2月19日 月曜日	2月20日 火曜日
00 06 12 18	00 06 12 18	00 06 12 18	00 06 12 18	00 06 12 18	00 06 12 18	00 06 12 18	00 06 12 18
天気	／☆／☼／☂／☂	／☂／☂／☼／☂	／☂→☼／☁／☁	／☁／☁／☁／☁	／☁／☁／☼／☼	／☂／☂／☂／☂	／☂／☂／☂／☂
風向	↑ ↑ ↑ ↗	↗ ↗ ↗ ↘	↘ ↘ ↓ ↓	↙ ↙ ↖ ↖	↖ ↖ ↖ ↖	↖ ↖ ↖ ↑	↑ ↑ ↗ ↗
風速 m/s	5～6 5～8 8～11 9～10	8～10 7～9 5～7 5～8	7～9 6～8 5～8 3～5	1～3 3～5 3～5 2～4	2～4 2～5 4～6 5～7	4～6 5～7 7～9 8～10	8～11 9～12 9～12 10～13
最高気温	21℃ 高	21℃ 高	17℃ 並	18℃ 高	20℃ 高	21℃ 高	22℃ 高
最低気温	15℃ 高	17℃ 高	13℃ 高	13℃ 高	14℃ 高	18℃ 高	19℃ 高
☼							
☁							
☂							
雷	△	△ △ △					△
強風							△
大雨							
概況	日本の東に進む高気圧の周辺部や気圧の谷の影響で雲が広がり、南寄りの風が強まります。夜には大気不安定となり雨が降り出します。	気圧の谷や前線が通過する影響で風がやや強く吹き、大気の状態が不安定で雨の降る天気となります。	上空の気圧の谷が通過する影響で、朝までは雲が広がりにわか雨がありますが、その後は天気が回復します。	日本海から東日本に進む高気圧に北から覆われ、概ね晴れの天気となります。	午前は概ね晴れますが、午後は日本の東に進んだ高気圧の周辺部となり、湿った気流の影響で雲が多くなります。	気圧の谷や南寄りの暖かく湿った気流の影響で雲が広がり、にわか雨のある天気となります。	東シナ海から日本海にのびる前線に吹き込む暖湿な気流の影響で、雲が多くにわか雨のある天気となり、夜には前線が南下してきます。

凡例
△　雷：発雷可能性あり　強風：平均風速13m/s以上　大雨：時間10mm以上or積算雨量150mm以上
×　雷：発雷可能性高い　強風：平均風速15m/s以上　大雨：時間40mm以上or積算雨量250mm以上
天気　／：一時　//：時々　→：のち
気温　高：平年+2℃以上　低：平年-2℃以下

概況・予報は　株式会社 応用気象エンジニアリング（気象庁長官予報業務許可第17号）により作成

【参考】H3ロケット応援キャンペーン

■ 応援メッセージの募集

- JAXAホームページやSNS等で広く一般の方々から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）
- 公序良俗に反するもの等を除き2,845件を「RTF」の文字に印字し、フェアリングに貼付済

■ 企業等の応援サポータ

- 58の企業・団体がサポータとして参加し、応援活動を実施中（TF1からの継続54社、新規4社）
- JAXAホームページにてサポータ各社を紹介

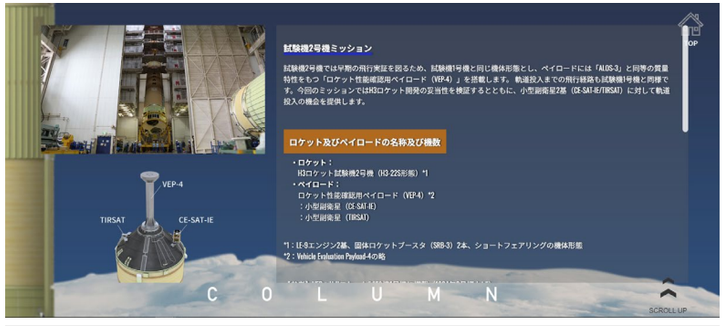
https://www.rocket.jaxa.jp/rocket/h3/tf2_special/index.html
>SUPPORTERS

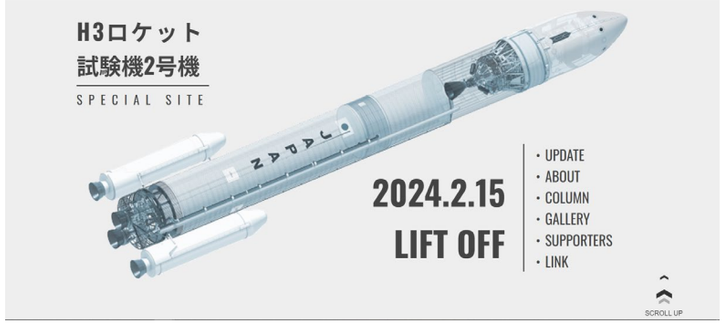
【参考】JAXAホームページでの情報発信

■ 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

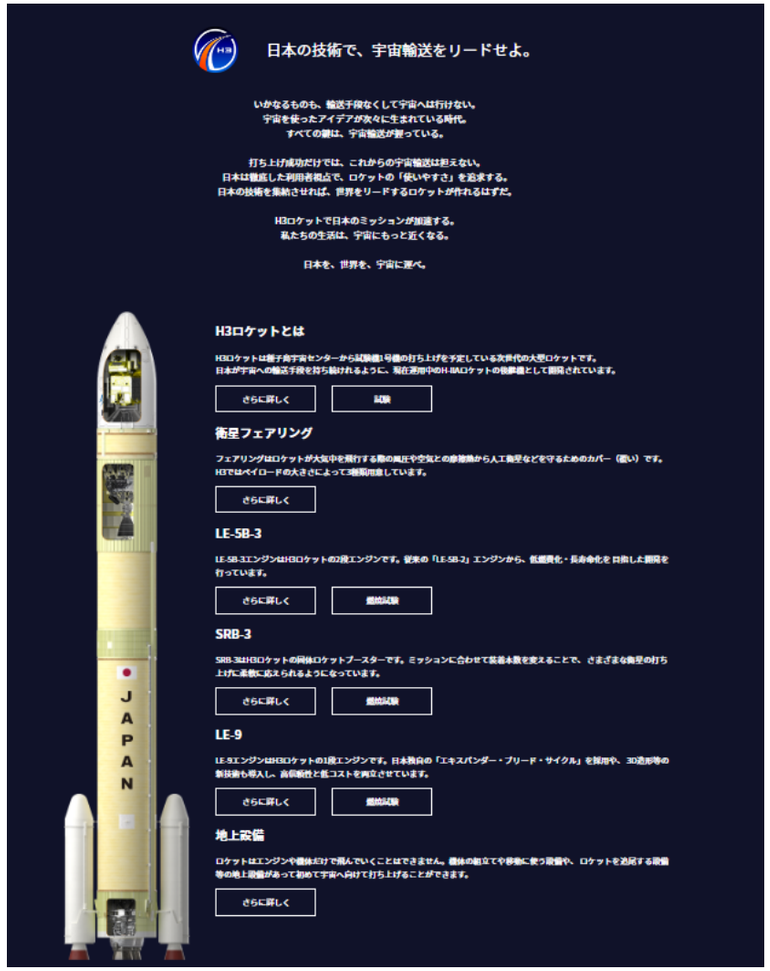




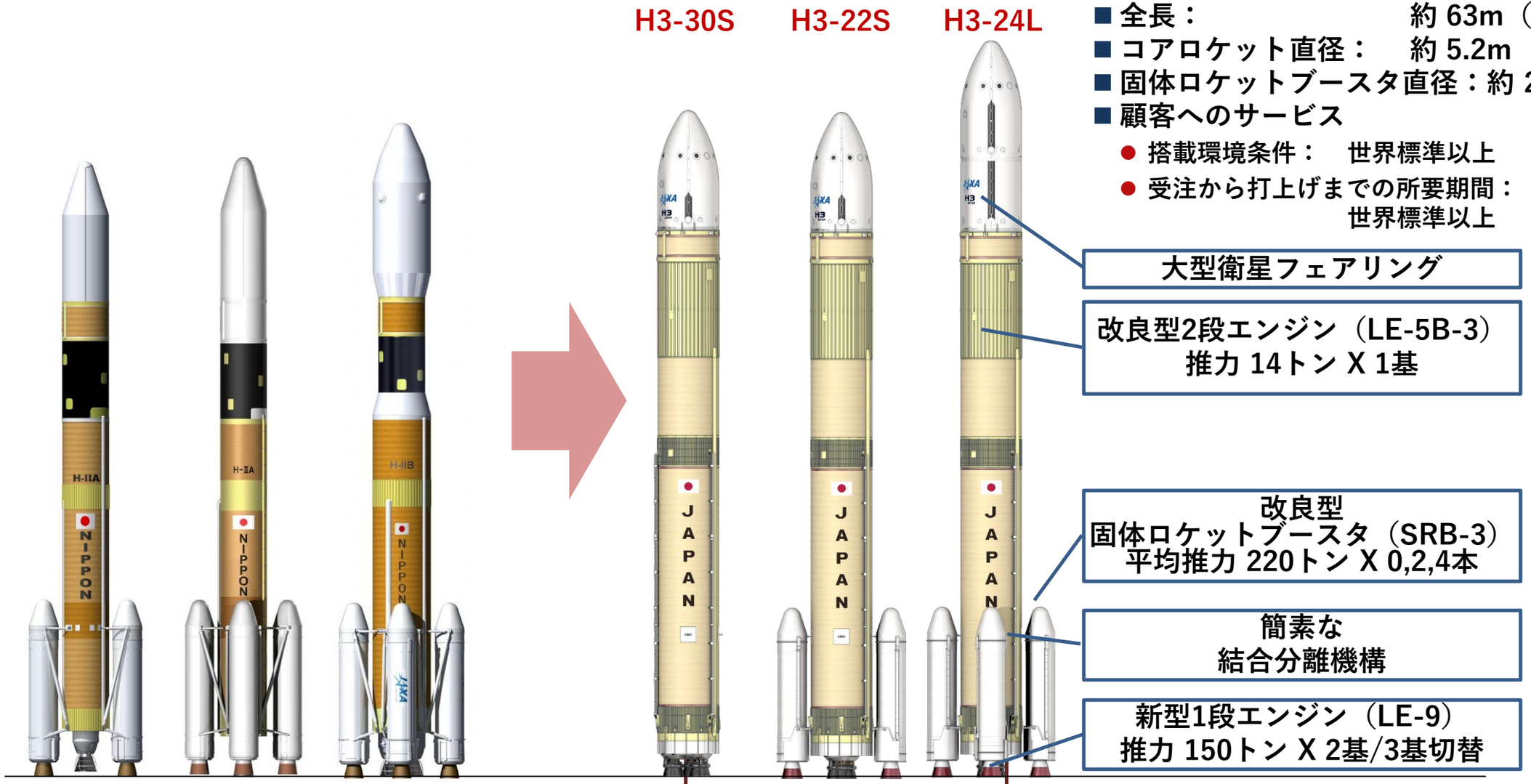
■ ロケットナビゲーター

H3ロケットに係る詳細情報を掲載

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



【参考】H3ロケットのシステム概要



- 全長：　約 63m（H3-24L）
- コアロケット直径：　約 5.2m
- 固体ロケットブースタ直径：約 2.5m
- 顧客へのサービス
  - 搭載環境条件：　世界標準以上
  - 受注から打上げまでの所要期間：世界標準以上

大型衛星フェアリング

改良型2段エンジン（LE-5B-3）
推力 14トン X 1基

改良型
固体ロケットブースタ（SRB-3）
平均推力 220トン X 0,2,4本

簡素な
結合分離機構

新型1段エンジン（LE-9）
推力 150トン X 2基/3基切替

太陽同期軌道【注1】4トン以上を目指す
約50億円【注2】を目指す
（H2Aの約半額）

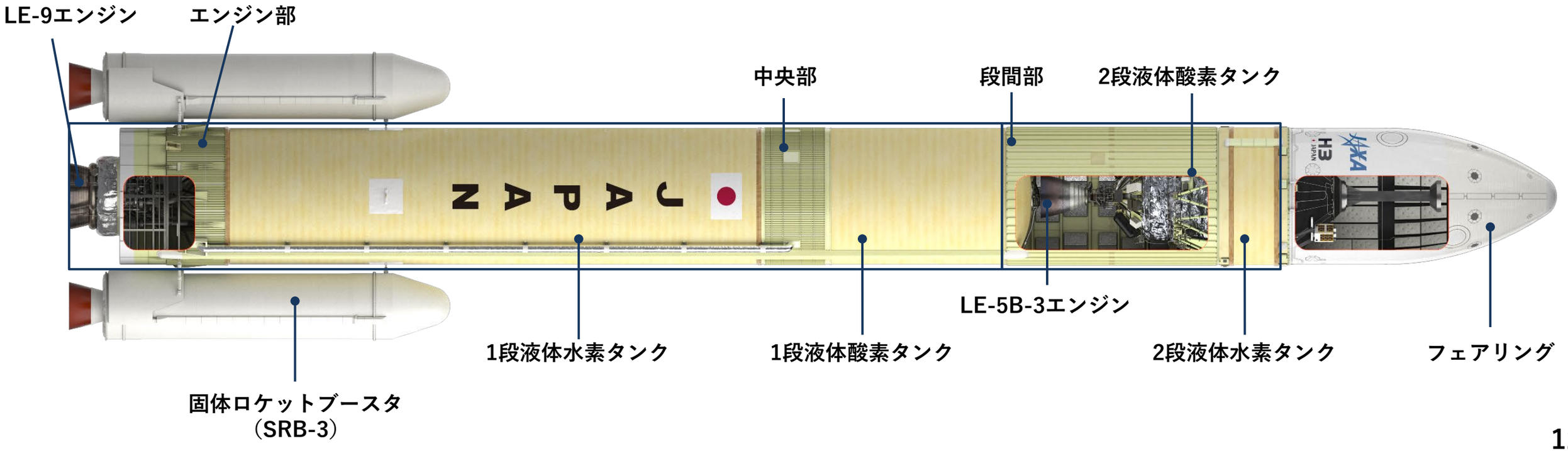
静止トランスファ軌道
6.5ton以上を目指す
（衛星需要の大半を
シングルロンチでカバー）

【注1】　500km円軌道
【注2】　定常運用段階かつ
一定の条件下での機体価格

【参考】H3ロケット試験機2号機

■H3-22S　【TF1と同一形態】

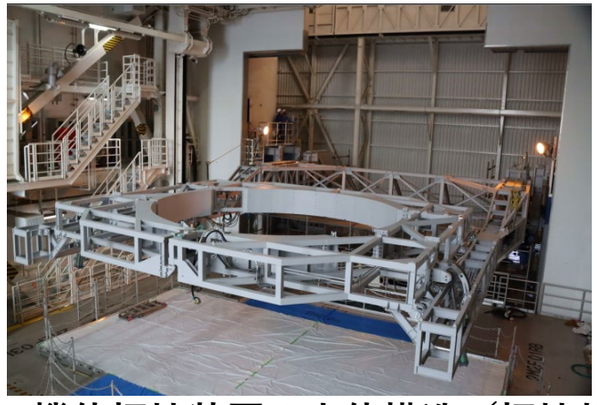
- LE-9エンジン：2式
- 固体ロケットブースタ(SRB-3)：2本
- フェアリング：ショート(S)



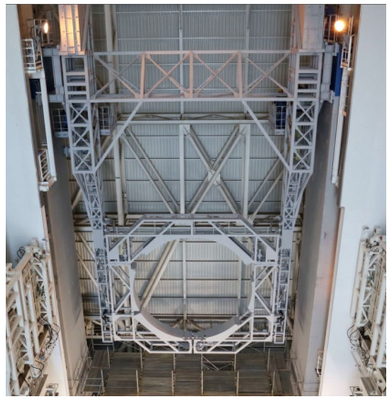
【参考】TF1からの外観の違い

■ 概要

- H3ロケットはH-IIAより大型の機体であることもあり、燃料が入っていない時に風の影響を受けやすいという特徴がある。
- このため、F-0※1等でデータを取得しつつ、風の影響を受けにくくする策として、機体把持装置の検討を進め、現在整備中。
  - 機体把持装置：機体移動前に機体を抱え込むように把持し、風による機体の揺れを抑える装置。燃料充填完了後打上げ前に把持を解除し、機体から退避した状態で打ち上げる。
- 今回の打上げでは使用しないが、本体構造はML5※2に取付を完了している状況。（機体移動時にご覧いただけます）



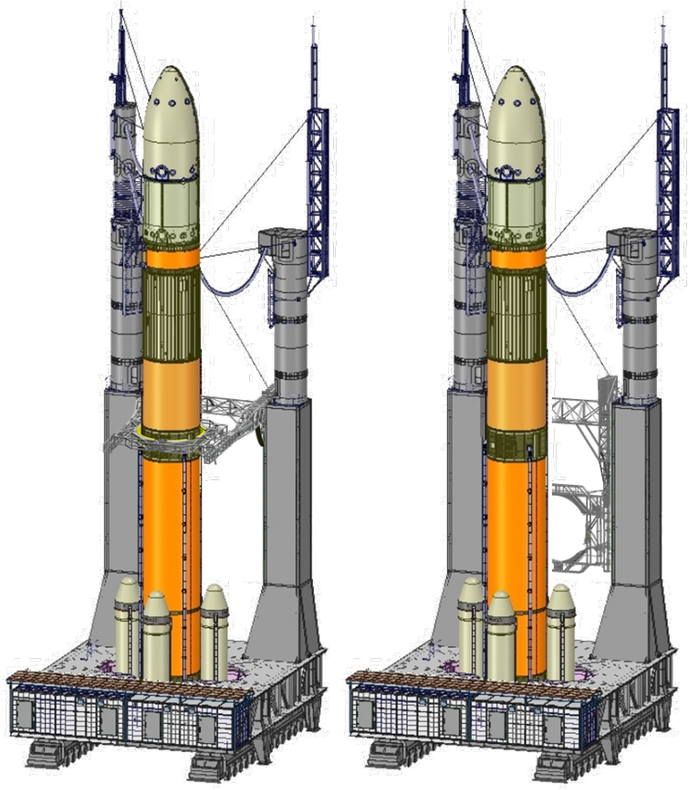
機体把持装置の本体構造（把持状態）



退避状態

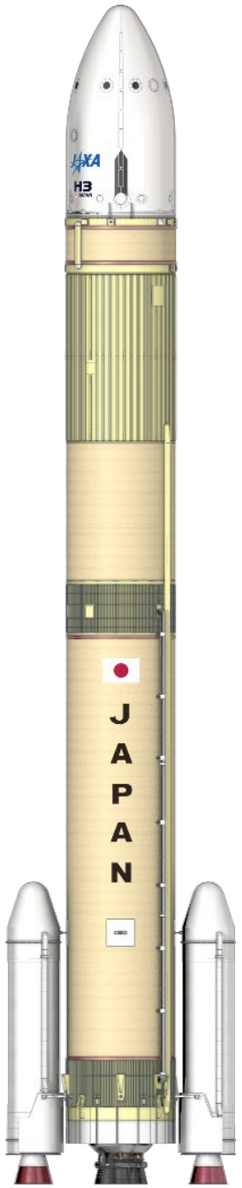
※1　極低温点検
（2021年3月17～18日実施）

※2　移動発射台
（Movable Launcher 5の略）



機体把持装置　概念図
左図：把持状態
右図：退避状態

【参考】H3ロケット試験機2号機　仕様概要



主要諸元

全段				
名称	H3ロケット試験機2号機（TF2）			
全長（m）	約57			
全備質量（t）	約422（人工衛星の質量は含まず）			
誘導方式	慣性誘導方式			
各段				
	第1段 (LE-9)	固体ロケットブースタ(SRB-3)	第2段 (LE-5B-3)	衛星フェアリング(ショート)
全長（m）	約37	約15	約12	約10.4
外径（m）	約5.2	約2.5	約5.2	約5.2
質量（t）	約240	約152.4(2本分)	約28	約1.8
推進薬質量（t） (最大値)	224.5	134.4(2本分)	24.6	–
推力※1（kN）	約2942(2基分)	約4600(2本分)	約137	–
燃焼時間（s）	約300	約110	約694	–
推進薬種類	液体水素／ 液体酸素	コンポジット 推進薬	液体水素／ 液体酸素	–
推進薬供給方式	ターボポンプ	–	ターボポンプ	–
姿勢制御方式	ジンバル	–	ジンバル ガスジェット装置	–
主要搭載電子装置	誘導制御系機器	–	誘導制御系機器 電波航法機器 テレメータ送信機 指令破壊装置	–

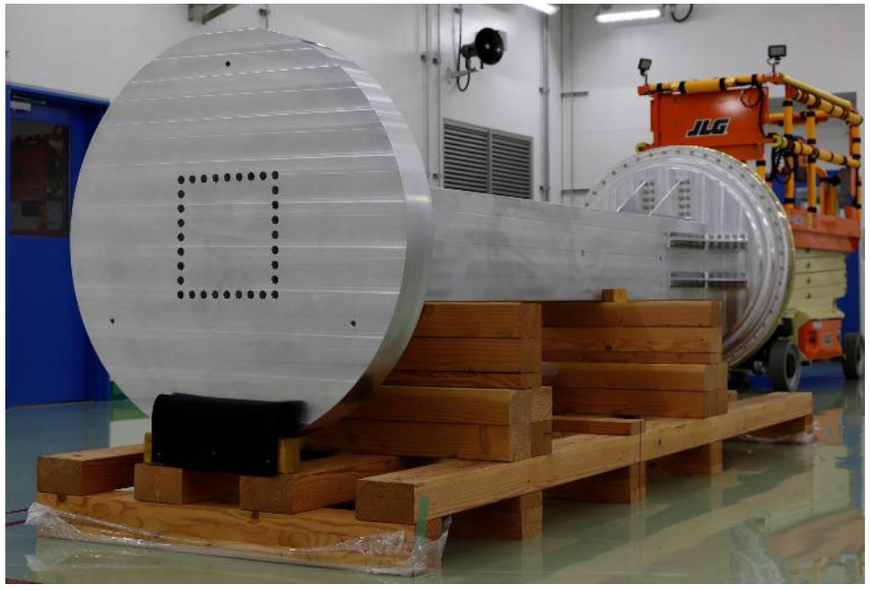
TF1とTF2の比較

	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 エキサイタ改修品搭載
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

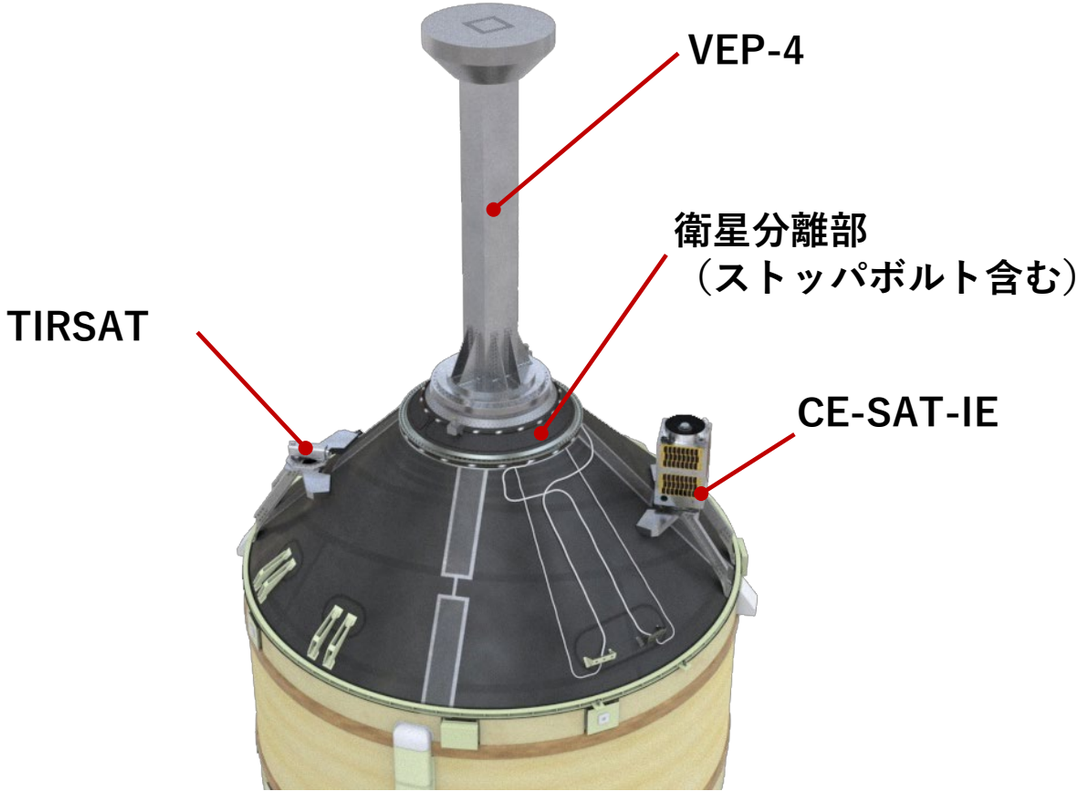
【参考】 VEP-4の概要及びペイロード搭載図

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外観（CG）

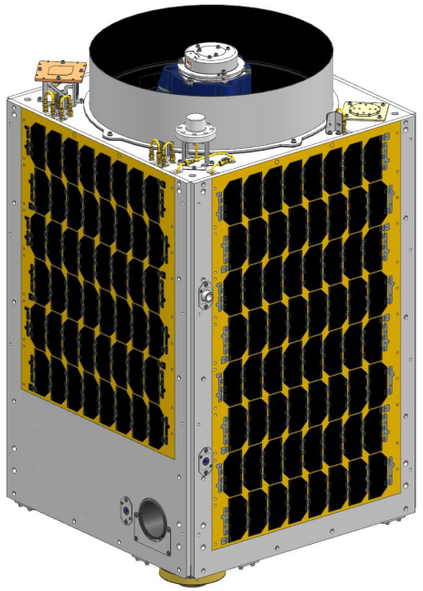


VEP-4および小型副衛星搭載図
（衛星フェアリング内）

【参考】 CE-SAT-IEの概要

呼称	シー・イー・サット・ワン・イー
開発機関	キヤノン電子㈱
サイズ	約50×50×80cm
質量	約70kg
ミッション内容	キヤ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



CE-SAT-IE外観（CG）

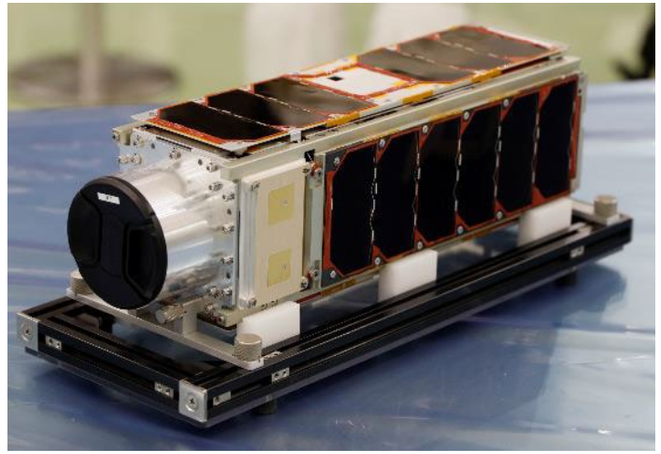
小型副衛星ミッションの詳細については、2024年1月23日「H3ロケット試験機2号機フェアリング及びペイロードに関する説明」をご覧ください。

■記者説明会 動画（YOUTUBE）
https://youtube.com/live/RfEeWNdDLwY?feature=share

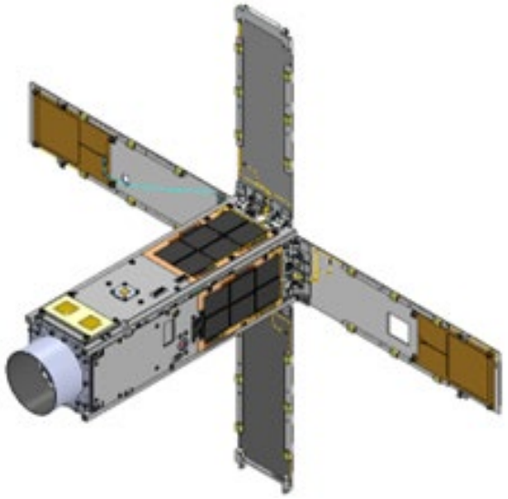
■記者説明会 資料
https://www.jaxa.jp/projects/files/youtube/h3tf2/jaxa_doc01_20240123.pdf

【参考】 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㈱ ㈱ビジョンセンシング ㈱アークエッジ・スペース
サイズ	約12×12×38㎝
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



TIRSAT外観（CG）

小型副衛星ミッションの詳細については、2024年1月23日「H3ロケット試験機2号機フェアリング及びペイロードに関する説明」をご覧ください。

■記者説明会 動画（YOUTUBE）
https://youtube.com/live/RfEeWNdDLwY?feature=share

■記者説明会 資料
https://www.jaxa.jp/projects/files/youtube/h3tf2/jaxa_doc01_20240123.pdf