



H3ロケット試験機2号機フェアリング及びペイロード プレス公開

2024年1月23日

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

キャノン電子株式会社

一般財団法人宇宙システム開発利用推進機構/セーレン株式会社

目次

1. 試験機2号機(TF2)ミッション概要
2. フェアリング
3. ペイロード
 - 3.1 ロケット性能確認用ペイロード(VEP-4)
 - 3.2 小型副衛星ミッションの概要
 - 3.3 CE-SAT-IEの概要
 - 3.4 TIRSATの概要
4. 衛星系設備
5. 今後の予定

1. TF2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

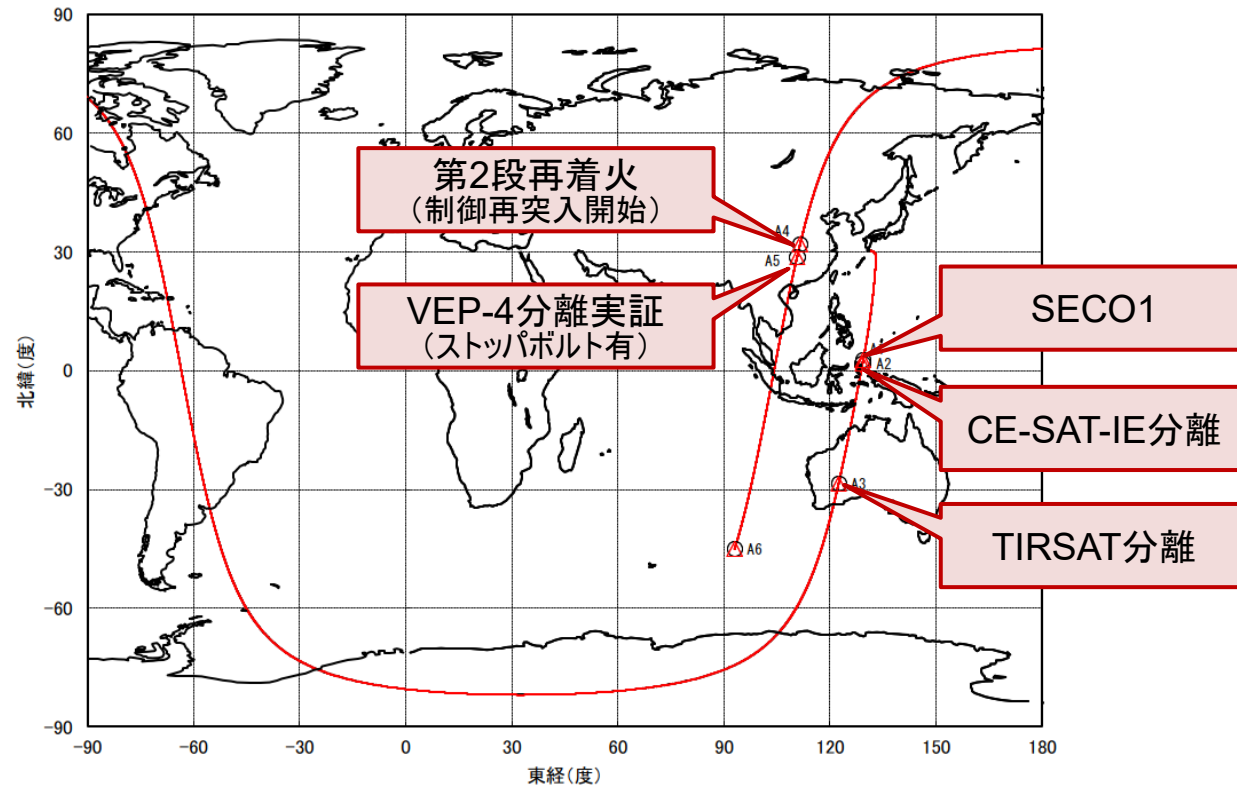
- | | | |
|---------|--|----|
| ● ロケット | : H3ロケットTF2(H3-22S) | 1機 |
| ● ペイロード | : ロケット性能確認用ペイロード(VEP-4※ ³) | 1基 |
| | : 小型副衛星(CE-SAT-IE) | 1基 |
| | : 小型副衛星(TIRSAT) | 1基 |

※3: Vehicle Evaluation Payload-4の略

1. TF2ミッション概要

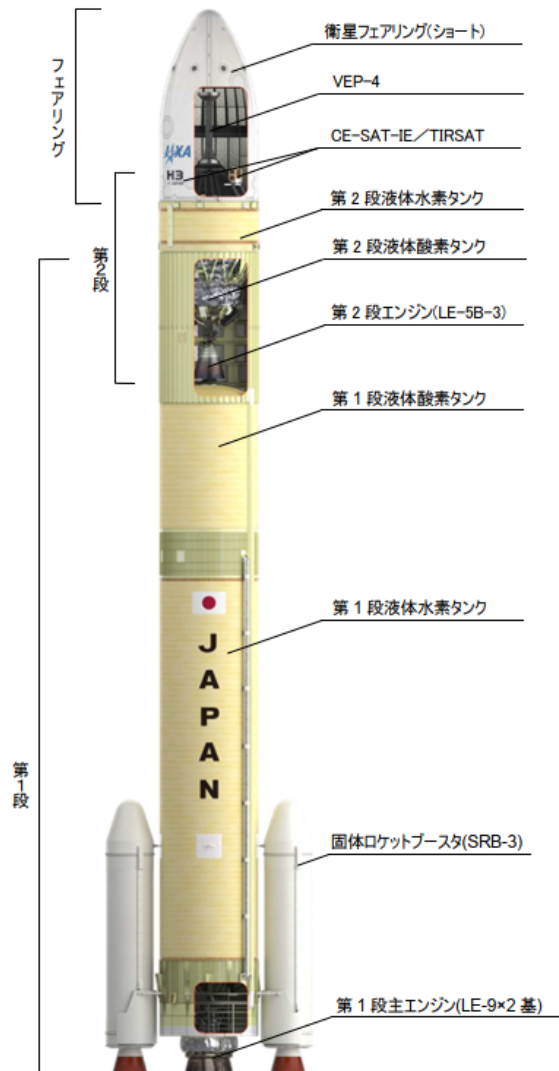
■ 飛行計画

- 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)

1. TF2ミッション概要



TF2(H3-22S)

TF1とTF2の比較

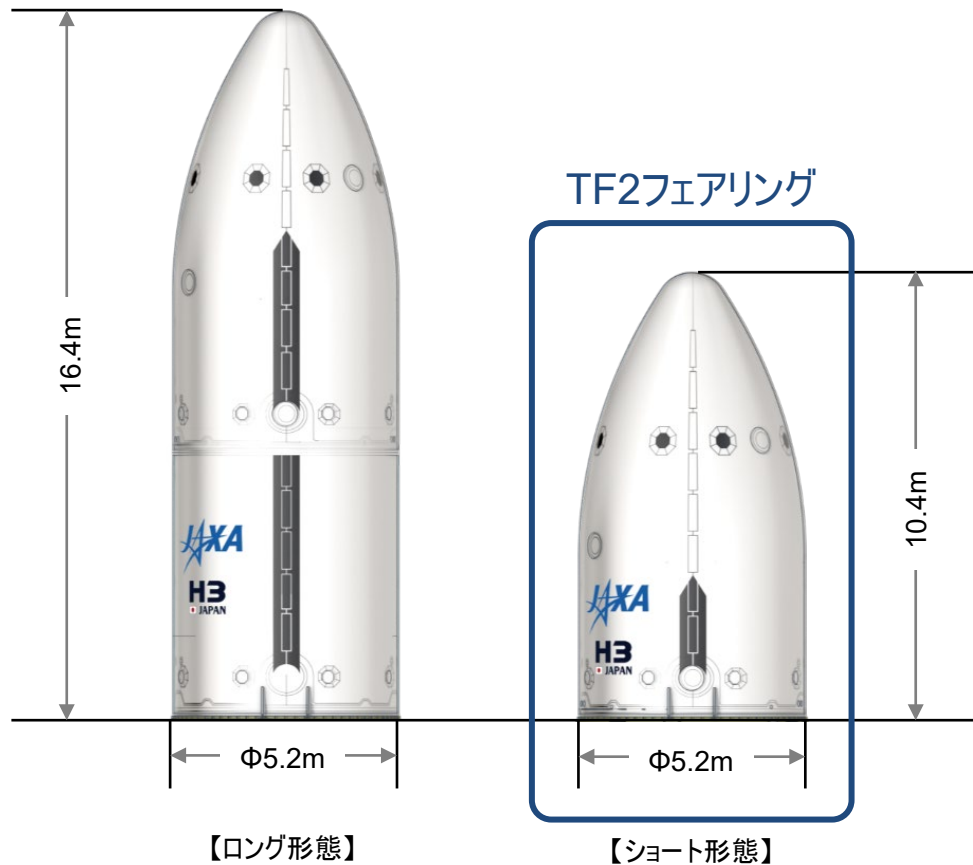
	TF1	TF2
機体形態	H3-22S	H3-22S
ペイロード	ALOS-3	VEP-4 小型副衛星(CE-SAT-IE) 小型副衛星(TIRSAT)
衛星フェアリング	ショートフェアリング	ショートフェアリング
第1段 (LE-9)	Type1 × 2基	Type1 × 1基 Type1A × 1基
固体ロケットブースタ (SRB-3)	2本搭載	2本搭載
第2段 (LE-5B-3)	1基搭載	1基搭載 TF1不具合対応として エキサイタ改修品搭載
搭載機器	H3-22S対応の 各機器を搭載	H3-22S対応の 各機器を搭載 TF1不具合対策として PSC2改修品搭載

赤字はTF2での主要変更点

2. フェアリング

■ TF2フェアリング概要

- ショート形態
- 応募いただいたメッセージを「RTF」の文字に印字し、フェアリングに貼付済（本日公開）
- 応募総数2,931件（応募期間：11月10日～30日）



RTF

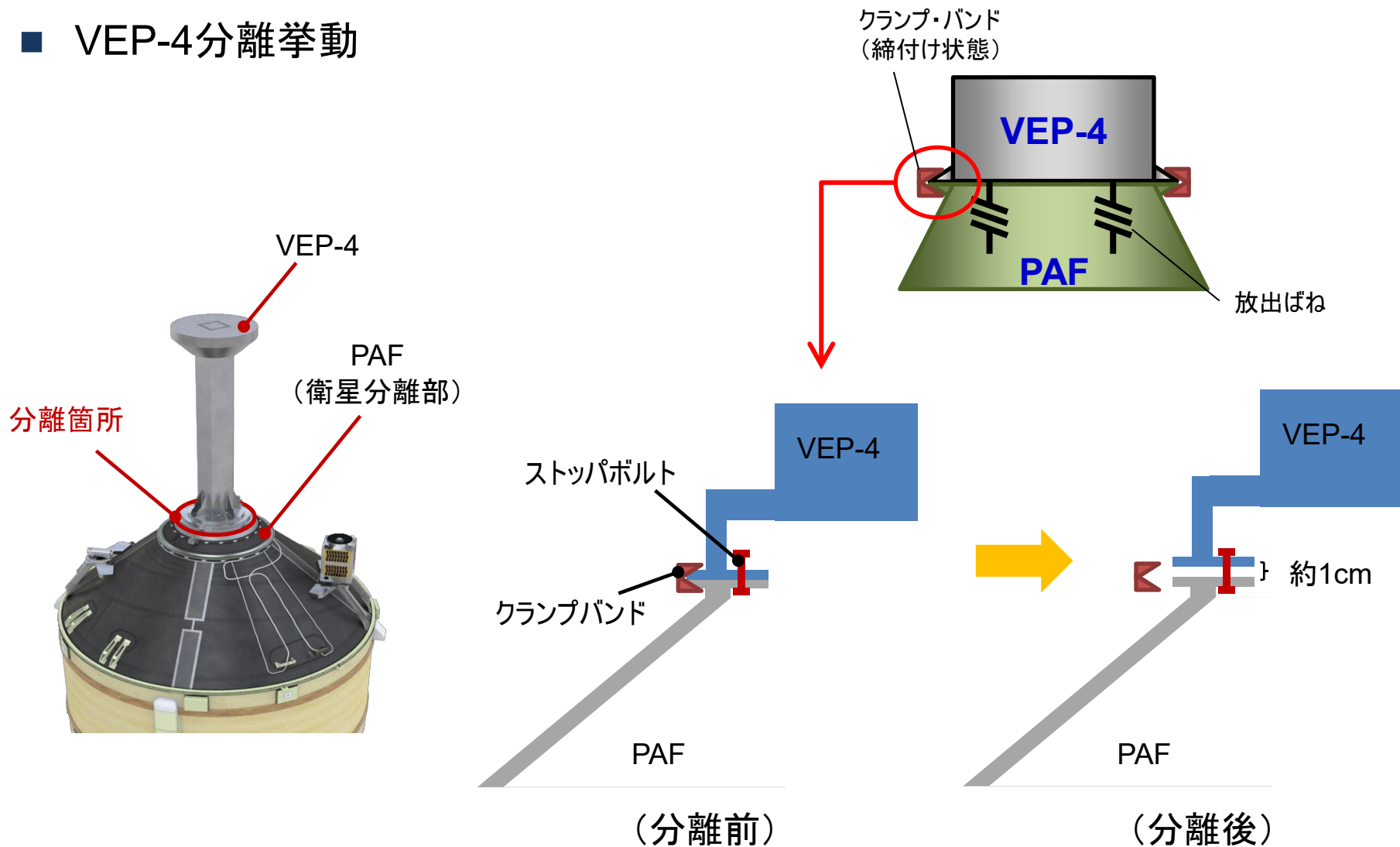


ロケット無事に打ち上がってください希望を乗せて夢へと真っ
功は失敗の積み重ねです。次こそ成功します。がんばれ H3 ロ
ち上がることを祈っています。 打ち上げ関係者の皆様、頑張
てくれます。頑張ってください！ H3 は日々の研究、積み上げ
も落胆しました。それは私が宇宙開発に興味が出てきたからで
とを期待しています。打上げ再挑戦！広い宇宙へ飛び立つ H3
型ロケットで宇宙への新たな扉を開け祝成功！必ず宇宙へ届く
援します。頑張れ H3！頑張れおとん！皆様の強い信念が必ず
はずっと皆さんと H3 ロケットを応援しています。頑張れ～！

3. ペイロード

3.1 ロケット性能確認用ペイロード(VEP-4)

■ VEP-4分離挙動



3. ペイロード

3.2 小型副衛星ミッションの概要

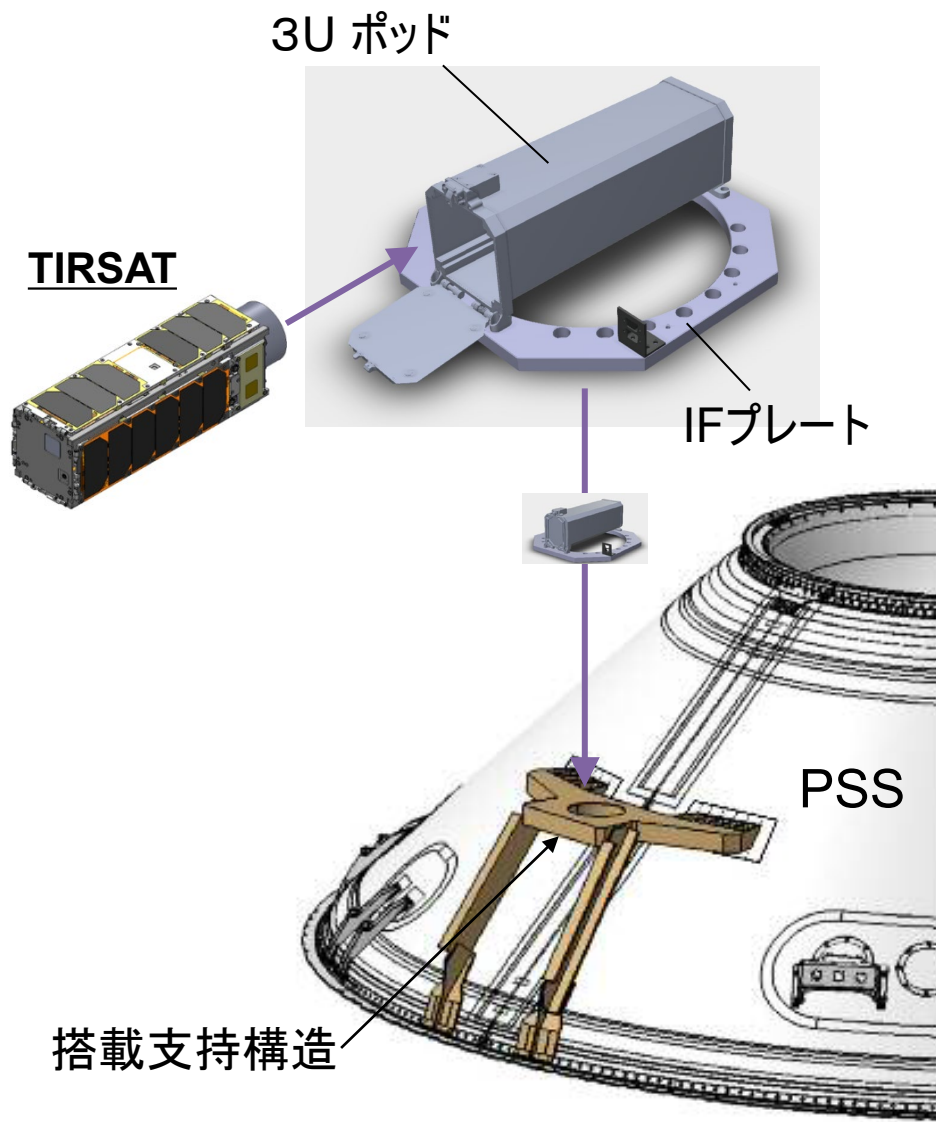
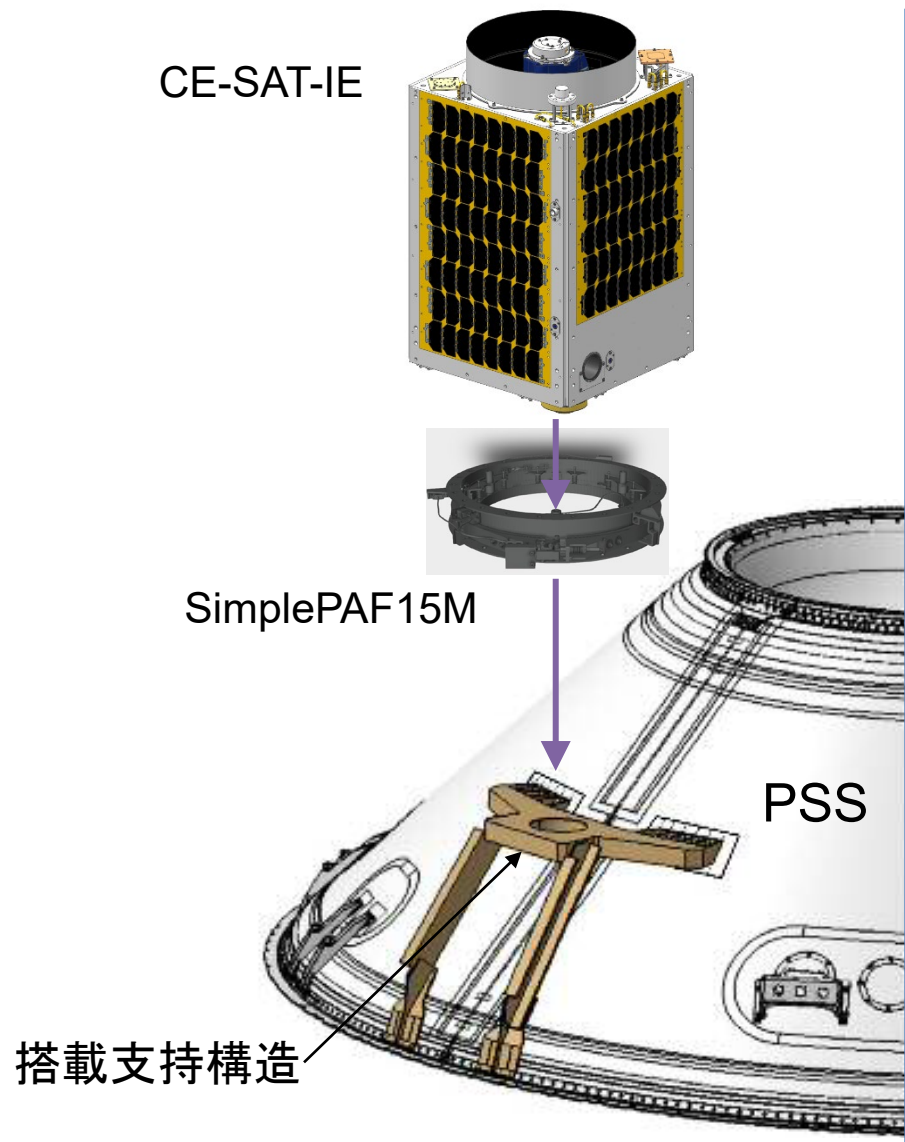
■ 目的

- H-IIAロケットで進めて来た「超小型衛星相乗り」をH3ロケットにおいても継続し、大学・民間企業等への継続的な軌道上実証機会提供を確保し、必要な技術知見を獲得することを目的とし、JAXAの事業として実施
- これまでの経緯
- H-IIA ロケット/H3ロケットでの「超小型衛星相乗り」について、2019年12月に「SpaceBD社」との間で事業移管に係る基本協定を締結
- 当該協定に基づき、H3ロケットTF2での実施に向けた調整を進めていたが、打上げ予定の変更や打上げの能力の問題から、2022年5月に実施を断念した
- 2023年5月24日、第75回宇宙開発利用部会において「H3ロケットTF2計画に関する方向性について」に関する議論がなされ、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、及び「ロケット性能に係る着実なデータの取得に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する」ことが確認された。検討の結果、50kg級衛星1機と3U衛星1機は相乗り搭載が可能と識別
- 2023年6月5日から12日まで、相乗り衛星候補に係る情報提供要請(RFI)を実施した結果、4つの衛星の情報提供があり、「技術的課題」と「スケジュールリスク」の観点で相対評価を行い、搭載衛星として、50kg級衛星1機と3U衛星1機を選定し、2023年6月27日、第76回宇宙開発利用部会に報告

3. ペイロード

3.2 小型副衛星ミッションの概要

■ 小型副衛星の搭載図



3. ペイロード

3.2 小型副衛星ミッションの概要

■ Simple PAF15Mの概要

- CE-SAT-IEの衛星放出機構として使用
- 火工品を使わないため、低衝撃での衛星分離が可能
- 開発機関: 川崎重工業株式会社

表3.1-1 概略仕様

項	目	設 定
衛星との機械的I/F	ピッチ円直径	381.0mm(15 i n)
	ボルト数	2 4
	ボルト規格	NAS6204 : 1/4in 六角頭ボルト
衛星との電氣的I/F		分離確認 S.W. 2 個
衛星フレーム質量		0.7 k g ^{*1}
ロケットとの機械的I/F	ピッチ円直径	381.0mm(15 i n)
	ボルト数	2 4
	ボルト規格	NAS6204 : 1/4in 六角頭ボルト
ロケットとの電氣的I/F		作動ライン 2 系統 分離確認 S.W. 2 個
衛星放出バネ		1 2 本
バンド締め付け力		6 k N
衛星分離部全体質量		3.5kg ^{*1}

注*1: 標準仕様の質量(オプションやミッションモディフィケーションを含まない)

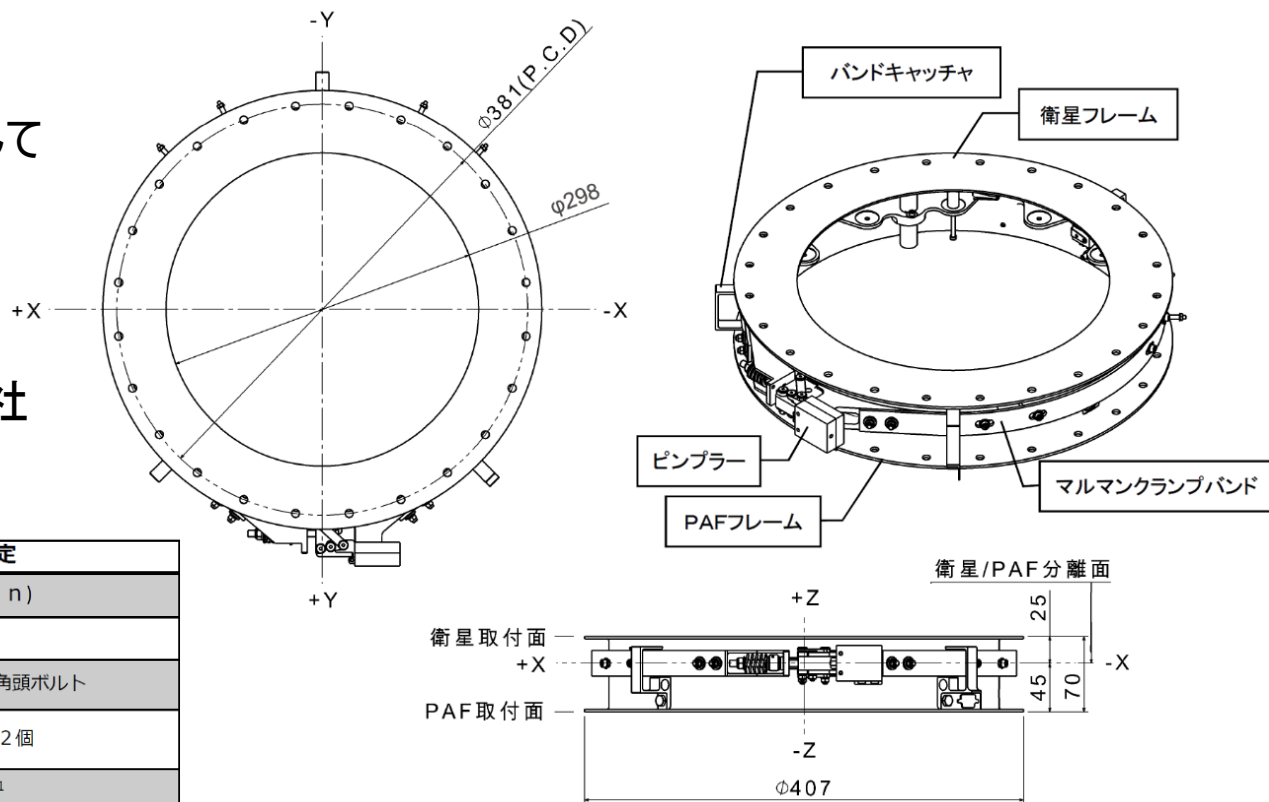


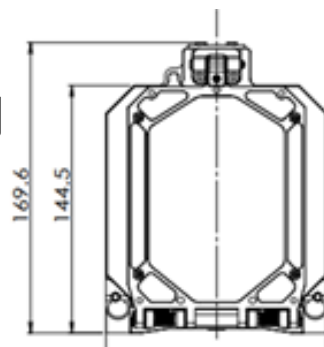
図3.1-1 概略形状寸法

3. ペイロード

3.2 小型副衛星ミッションの概要

■ 3U ポッドの概要

- TIRSATの衛星放出機構として使用
- 火工品を使わないため、低衝撃での衛星分離が可能
- CFRP製のため軽量
- 開発機関: オービタルエンジニアリング



3Uポッド

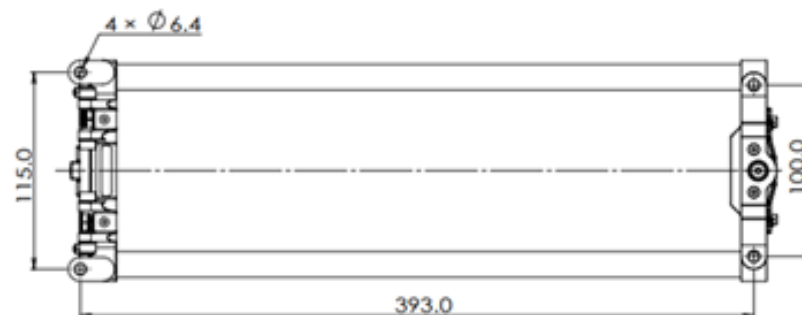
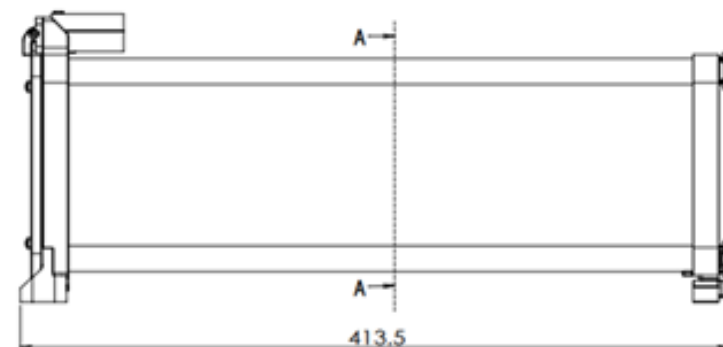
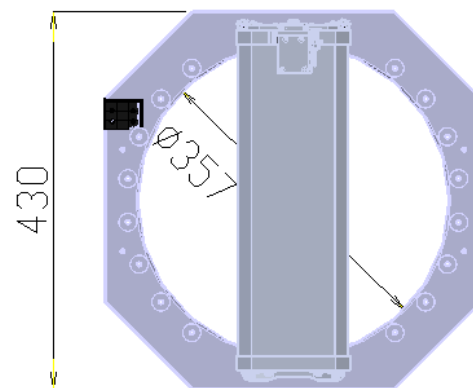


表3.1-2 3U ポッド概略仕様

項目	仕様
サイズ	413.5 mm×129.0mm×169.6mm
重量	約 1.1kg (ピンプラー含む)
材質	本体、放出ドア;CFRP製 金属パーツ;A6061-T651 (アロジン処理)
ピンプラー	Simple Pin Puller350 (K H I 製)
搭載衛星サイズ	CubeSat 規格 Rev11に準ずるサイズ
搭載衛星重量	～ 6 kg
搭載衛星数	最大搭載数 3 Uの場合; 1機 2 Uの場合; 1機 1 Uの場合; 3機
射出方向	ロケット機軸鉛直方向
射出速度	1. 0～2.0 m/s
放出角度	放出方向±5°
電波関連装置	なし
分離検出	マイクロスイッチを搭載可能



インターフェース
プレート

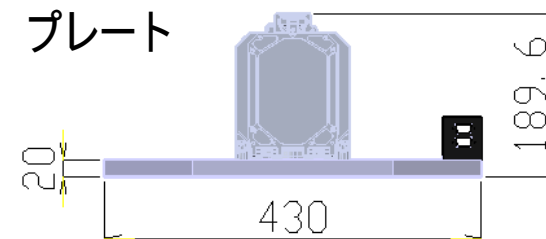


表3.1-2 概略形状寸法

3. ペイロード

3.3 CE-SAT-IEの概要

■ CE-SAT-IEの概要

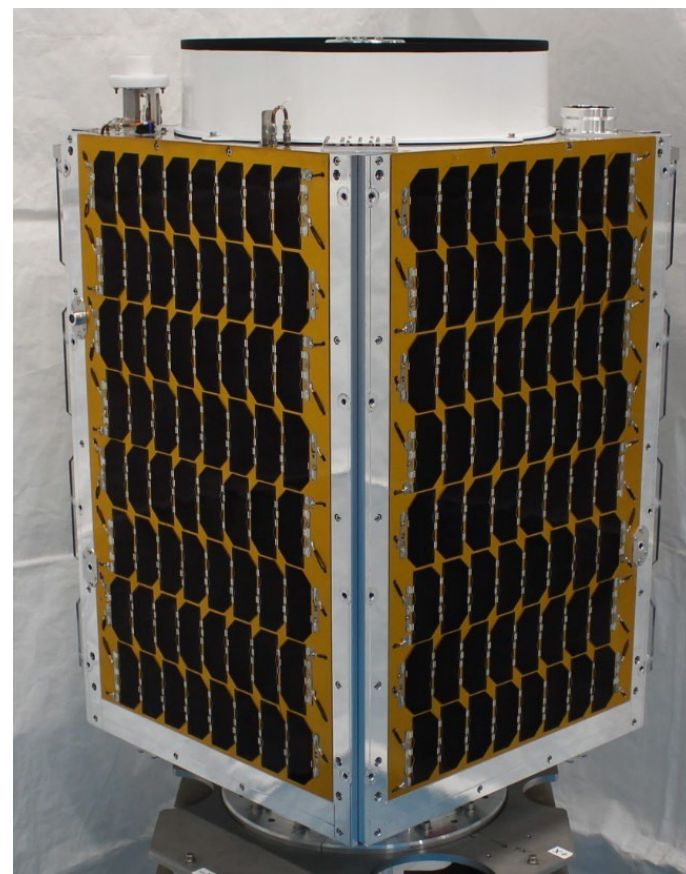
呼称	シー・イー・サット・ワン・イー
開発機関	キヤノン電子株式会社
サイズ	約50×50×80 [cm]
質量	約70 [kg]
主な 光学仕様	主光学系 口径40 [cm] 反射望遠鏡 + EOS R5 1台 副光学系 PowerShot S110 1台



EOS R5



PowerShot S110

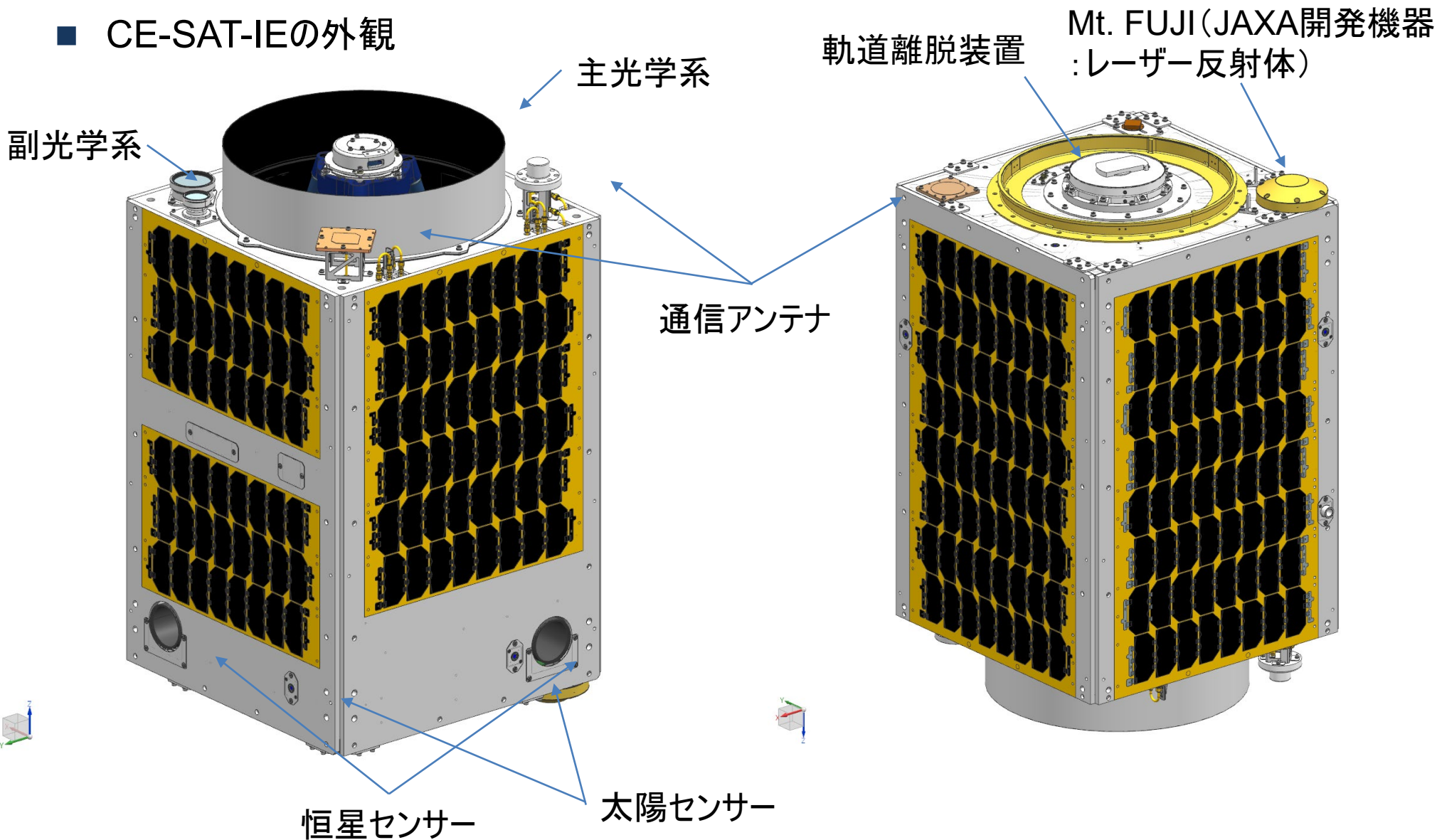


CE-SAT-IE外観

3. ペイロード

3.3 CE-SAT-IEの概要

■ CE-SAT-IEの外観



■ CE-SAT-IEのミッション

- 主光学系による地上分解能 0.8m の地表撮影(静止画・動画)および天体撮影
 - ・ リモートセンシング事業に向けた実証を行う。
 - ・ JAXAの地理空間情報・防災活動への貢献。
 - ・ 社会の安心・安全に寄与する衛星画像の取得。
- 衛星バス技術の実証
 - ・ 新規開発のミッション用計算機、通信機、及び自社開発の光学系、各種センサー、アクチュエータの宇宙実証。
 - ・ JAXA開発機器(Mt. FUJI)を用いたレーザー測距による衛星軌道決定の演習。
(レーザー測距によるデータ取得・評価はJAXAで実施、軌道決定等の評価は共同で実施。)



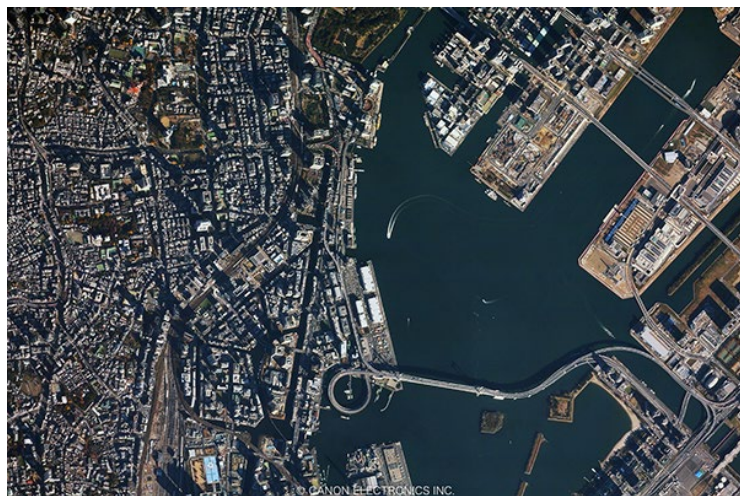
<https://www.canon-elec.co.jp/space/>

3. ペイロード

3.3 CE-SAT-IEの概要

■ キヤノン電子衛星開発背景

- キヤノングループの光学技術・精密加工技術・画像処理技術を背景に、小型の地球観測衛星の開発を行ってきた。
 - CE-SAT-I : 50kg級、2017年打上げ、地上分解能 0.9m の撮影が可能である。
 - CE-SAT-IIB : 30kg級、2020年打上げ、超高感度カメラによる昼夜の撮影が可能である。
- 今回のCE-SAT-IEは、昼間の地表を高分解能で観測するタイプの人工衛星である。
- 衛星運用は、自社赤城事業所内に設置している地上局を用いて行う。



東京 レインボブリッジ周辺



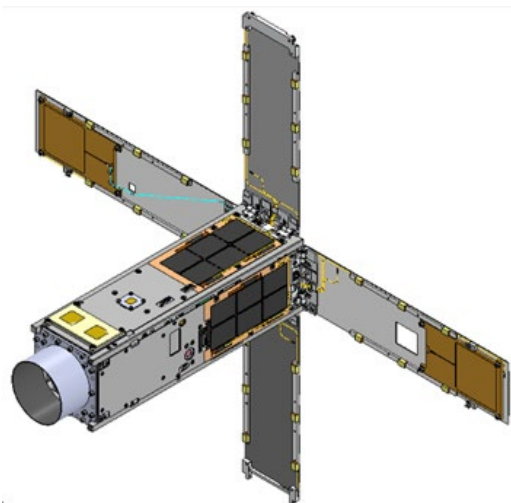
台風前後の多摩川

CE-SAT-Iによる撮影例

3. ペイロード

3.4 TIRSATの概要

■ TIRSATの概要



パドル展開後

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 × 38 [cm]
質量	約 5 [kg]
設計寿命	5年
バス機器 (3軸姿勢制御＋ 高速データ通信)	電源系 ①太陽電池: 4系展開パネルおよびボディマウント
	②2次電池: リチウムイオン電池47.5W
	通信系 ①S帯送受信: 送受信機、S帯パッチアンテナ
	②X帯送信: 送信機、低利得＋中利得アンテナ
ミッション機器 (熱赤外カメラ)	姿勢制御 ①センサ: ジャイロ、磁気センサ、太陽センサ、GPSR
	②アクチュエータ: 磁気トルカ、リアクションホイール
	非冷却小型熱赤外センサ、軌道上で2波長帯の選択可能 (8-14 μ m / 10.5-12 μ m)
	地上分解能 96m (@高度600km)

※H3ロケットTF2による投入軌道: 軌道高度 675km、軌道傾斜角 98度

3. ペイロード

3.4 TIRSATの概要

■ 事業の目的、意義：

- 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
- 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
- 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可能
- 今回、経済産業省が開発を進めてきた熱赤外カメラ(非冷却熱赤外センサ利用)と超小型衛星バスによる「TIRSAT」をH3ロケットTF2により軌道投入し、宇宙環境での実証を行い、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

■ ミッションの特徴：

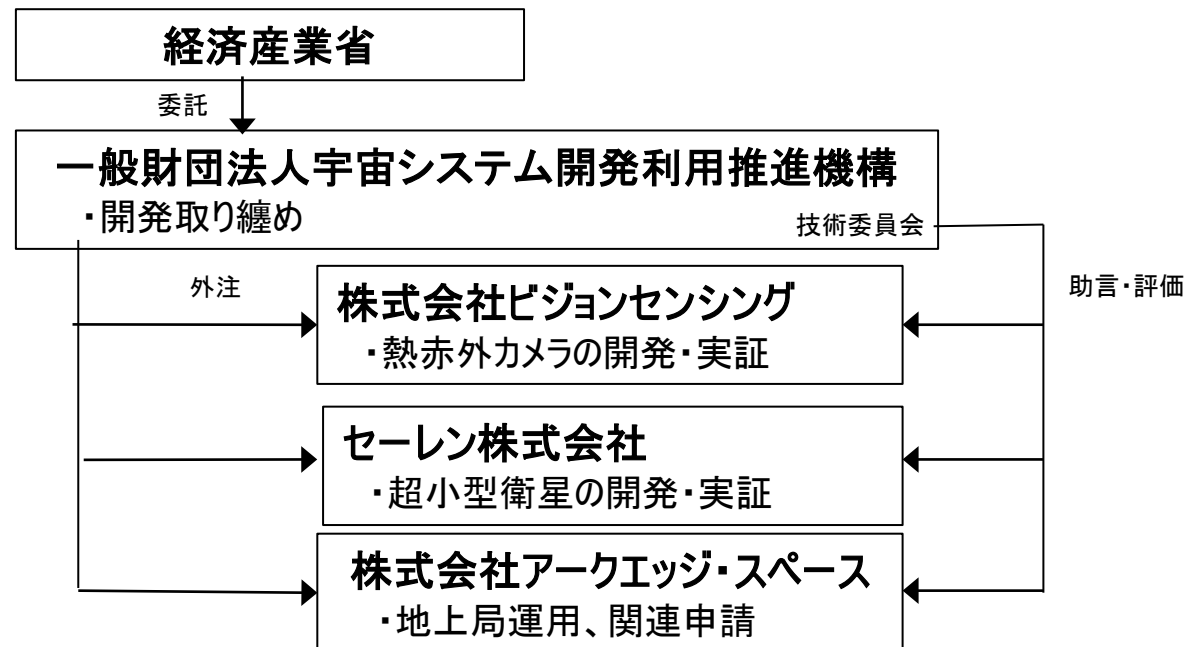
- 搭載する熱赤外カメラは、常温付近の対象物の温度計測に最適な遠赤外領域の計測を行う。(高感度モード: 8-14 μ m帯、波長限定モード: 10.5-12 μ m帯の選択が可能。)
- 赤外線センサは、非冷却熱赤外センサを利用する。観測対象の地上分解能は高度600kmの場合に96m程度が実現できる。現在利用できる熱赤外観測データとして分解能では他衛星に対して遜色ない。
- 超小型衛星バスは、3U(10cm×10cm×30cm)の大きさに、衛星としての基本機能(電力、姿勢制御、通信)を備え熱赤外カメラを利用して観測を行う。通信については、S帯・X帯の通信機器を持ち、特に画像データのダウンリンクではX帯の高速通信を利用する。

3. ペイロード

3.4 TIRSATの概要

■ 事業実施体制

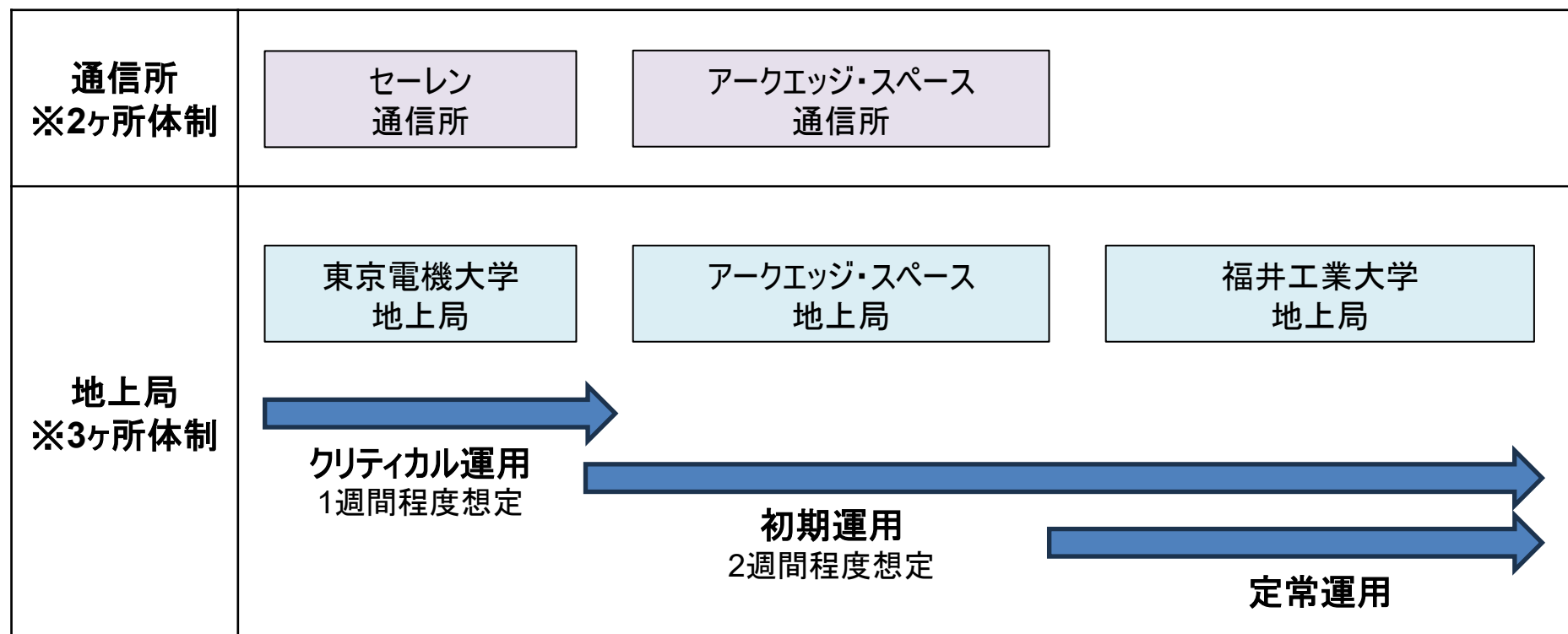
- 本衛星の開発運用等の事業は、経済産業省からの委託事業であり、「一般財団法人宇宙システム開発利用推進機構」が事業取り纏めを担当し、下記の体制で実施



3. ペイロード

3.4 TIRSATの概要

■ 運用計画の概略



4. 衛星系設備



4. 衛星系設備

■ 第3衛星フェアリング組立棟(SFA3)の概要

- 人工衛星の大型化、複数化、年間多数機打上げに対応するため新整備
- 射場搬入後、衛星の試験から推進薬充填、フェアリング格納までの一連の作業を行う
- 射点から3kmの警戒区域外に整備、他ミッションの影響を受けない



SFA3外観

■ 打上げまでの流れ（写真はTF1他、別ミッションのもの）

衛星の整備作業



推進薬の
充填



SFA3で実施

フェアリング
と結合



ロケットに搭載



VAB

打上げ

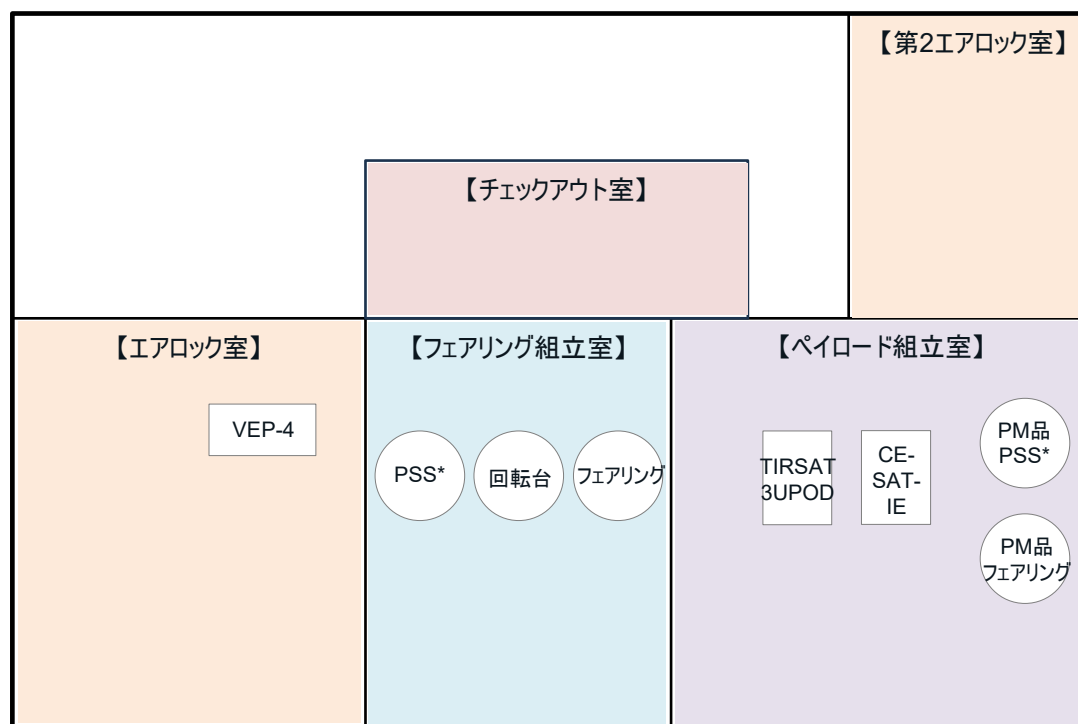


射点(LP2)

4. 衛星系設備

■ 各部屋の役割

- エアロック室： 衛星やフェアリングが最初に搬入される部屋。外面清掃後にコンテナから出し、それぞれの組立室に移動させる
- フェアリング組立室： 衛星とフェアリングの結合、大型ロケット組立棟への移動準備を行う
- ペイロード組立室： 衛星搬入後の組み立て、機能確認、推進薬充填等を行う
- チェックアウト室： 遠隔制御、監視を行う



*PSS: Payload Support Structure

本日(1/23)時点のSFA3内配置図

4. 衛星系設備

■ PMフェアリング概要

- 開発試験用に製造、ロング形態(全長16.4m)
- 2019年12月17日に川崎重工業 播磨工場で分離放擲(ほうてき)試験を実施
- 2021年3月17～18日にかけて実施した極低温点検(F-0)で使用



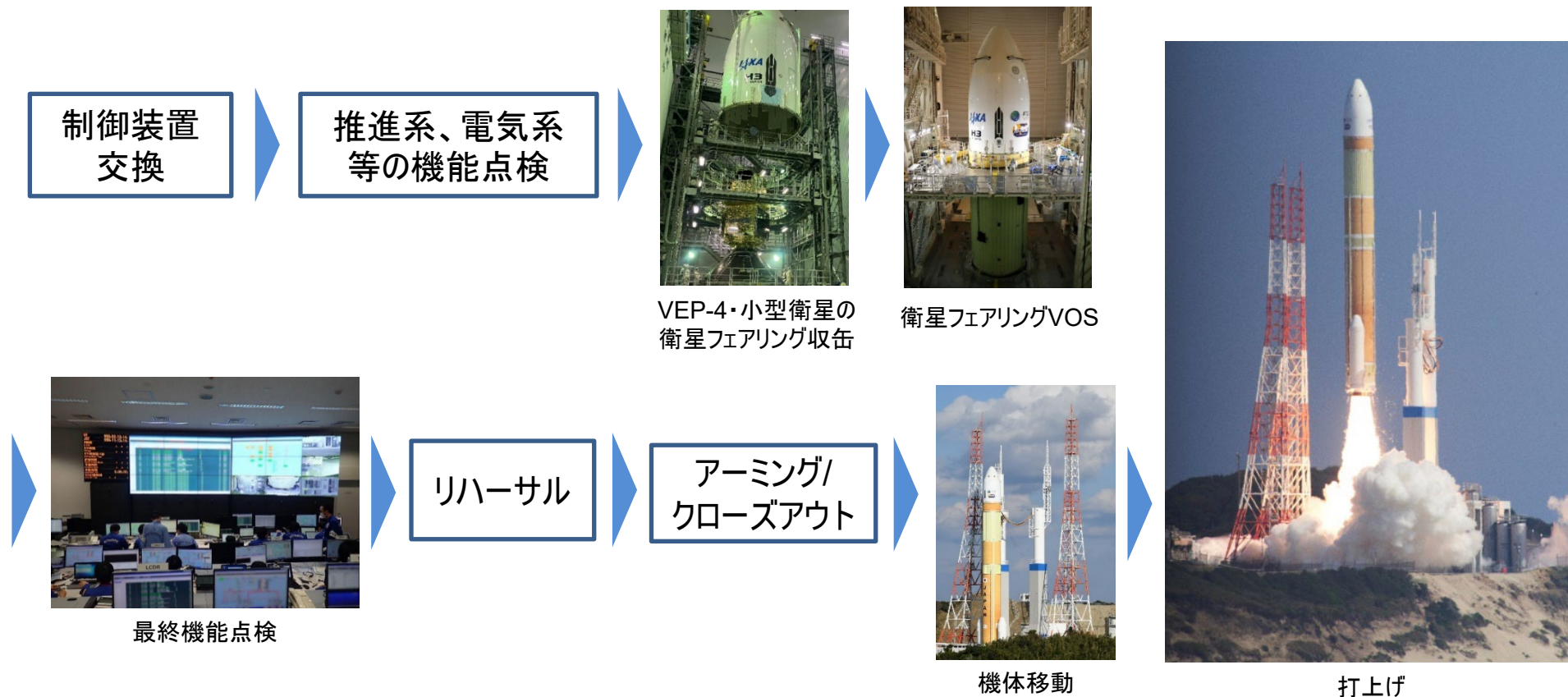
フェアリング分離放擲試験(2019.12.17)



極低温点検(F-0)(2021.3.17-18)

4. 今後の予定

■ 打上げに向けた作業の流れ (写真はTF1)



■ 打上げ予定日

- 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)