

H3ロケット試験機2号機の打上げ結果について

H3ロケットについて

- ◆ 平成26年(2014年)より官民一体となって開発を進めてきた、我が国の新型基幹ロケット。
- ◆ 我が国の宇宙活動における自立性確保や国際競争力強化のため、H-II Aロケットに比べコスト低減や信頼性向上等を目標として開発を実施。
- ◆ 令和5年3月7日に試験機1号機の打上げが行われ、第1段、第2段分離まで計画通り飛行。第2段エンジンが着火しなかったことにより、指令破壊信号が送信され、打上げ失敗。
- ◆ 文部科学省の有識者会合にて原因究明と対策検討が行われ、令和5年10月に結果をとりまとめ。



H3ロケット

打上げ結果

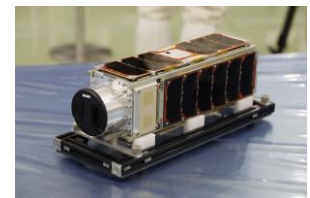
- ◆ 打上げ日時：令和6年2月17日(土) 9時22分55秒に打ち上げられ、**打上げは成功**。ロケットは計画通り飛行し、所定の軌道に投入。全ての衛星を正常に分離。
- ◆ 打上げ場所：種子島宇宙センター 大型ロケット発射場



CE-SAT-IE
(キャノン電子(株))

打上げ衛星

- ◆ 衛星の搭載は、試験機1号機の失敗に伴う衛星喪失の政策的な影響や関連分野への影響を考慮し、当初計画されていた実証衛星(※)ではなくロケット性能確認用ペイロードを搭載。
- ◆ また、民間企業が開発した2つの超小型衛星を搭載して、軌道投入の機会を提供。



TIRSAT

(※) 当初、地球観測衛星である先進レーダ衛星(ALOS-4)の打上げが予定。

(一財)宇宙システム開発利用推進機構、セーレン(株)、他



H3ロケット試験機2号機の 打上げ結果について

2024年2月22日
宇宙航空研究開発機構

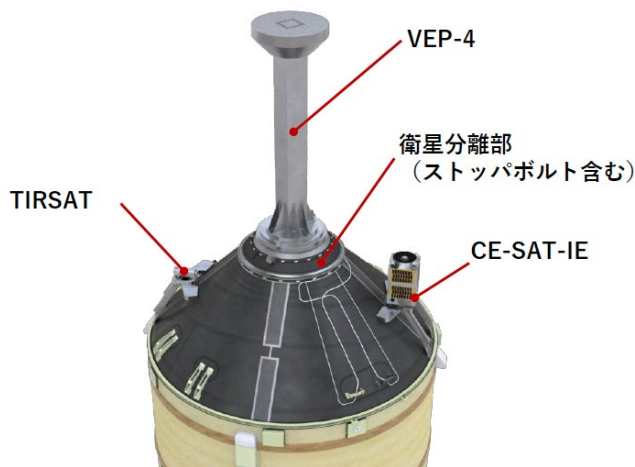
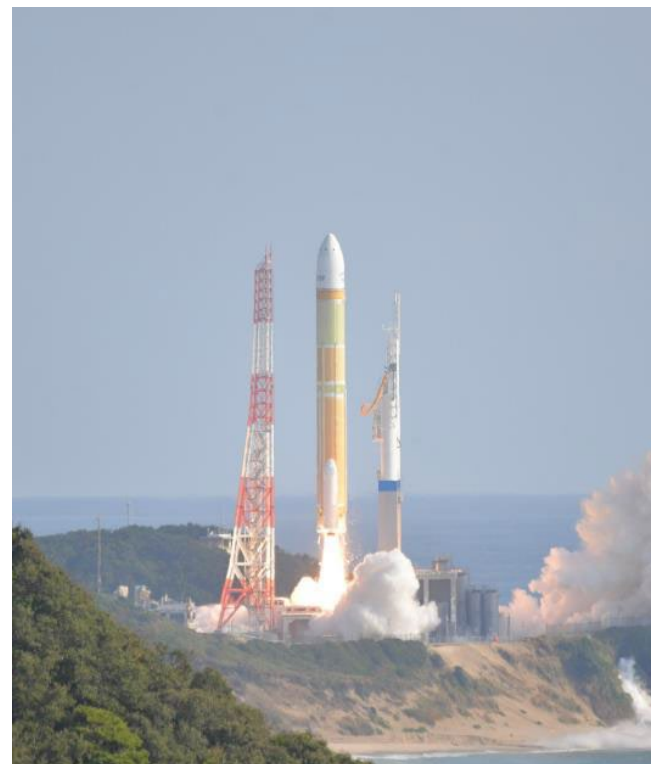
H3ロケット試験機2号機の打上げ結果概要

■ 打上げ日時

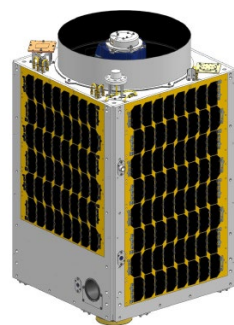
- 打上げ日 : 2024年2月17日(土)
- 打上げ時刻 : 9時22分55秒(日本標準時)
- 打上げ場所 : 宇宙航空研究開発機構 種子島宇宙センター

■ ロケットおよびペイロードの名称および機数

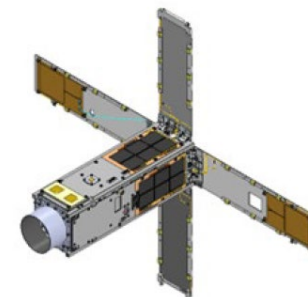
- ロケット : H3ロケット試験機2号機(H3-22S) 1機
- ペイロード : ロケット性能確認用ペイロード(VEP-4) 1基
- : 小型副衛星(CE-SAT-IE) 1基
- : 小型副衛星(TIRSAT) 1基



VEP-4および小型副衛星搭載図



CE-SAT-IE
(キヤノン電子(株))



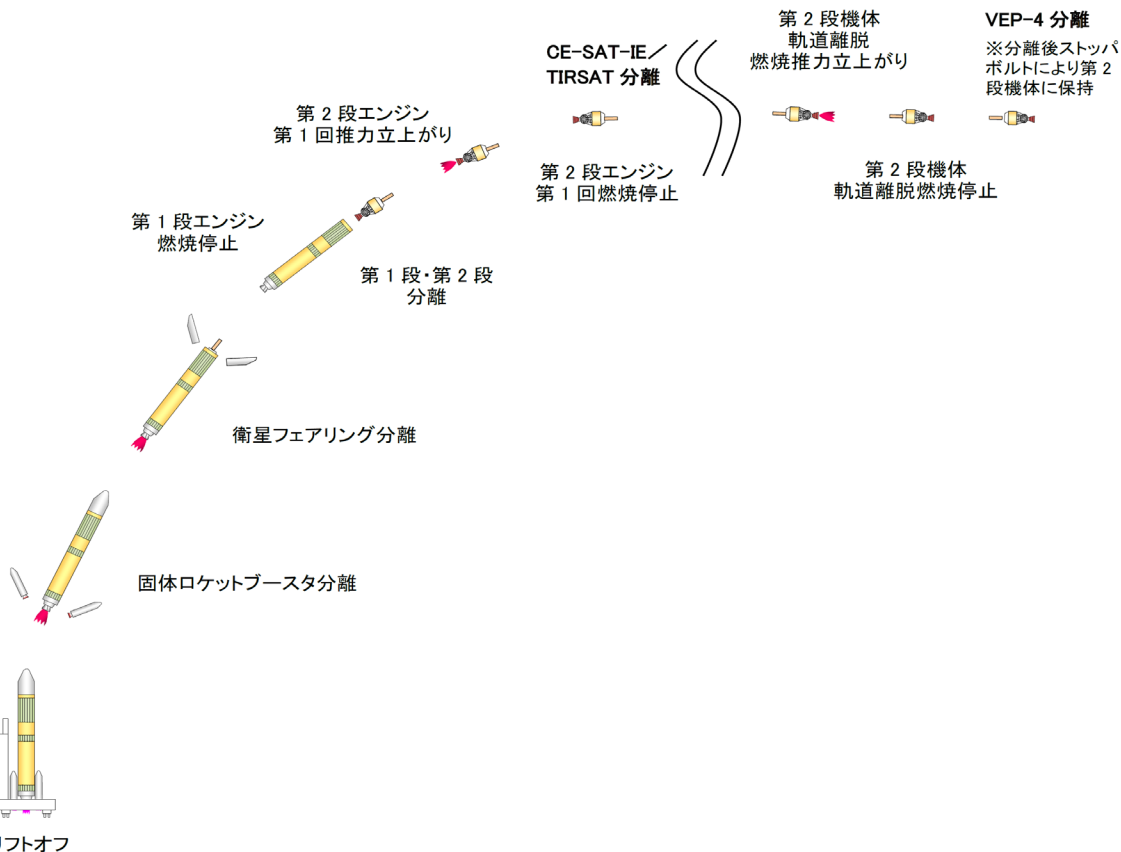
TIRSAT

(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)

H3ロケット試験機2号機の打上げ結果概要

■ 打上げ結果概要

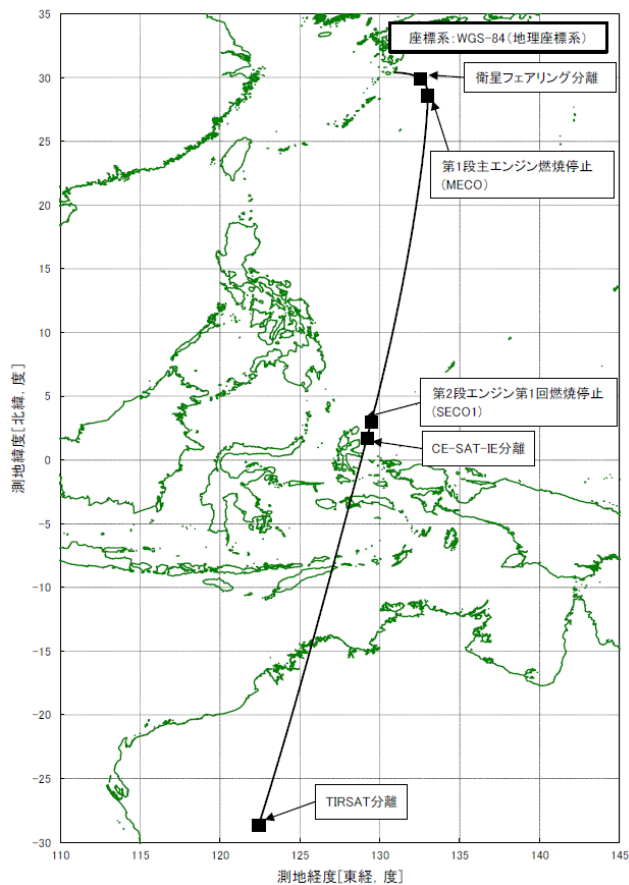
- H3・TF2は計画通り飛行し、第2段機体を所定の軌道に投入するとともに、CE-SAT-IEおよびTIRSATを良好に分離した。
- また、地球周回後に、第2段機体の制御再突入(デブリ低減)やロケット性能確認用パイロード(VEP-4)の分離を良好に実施した。
- 今後、ロケットの飛行データの詳細評価を実施する。



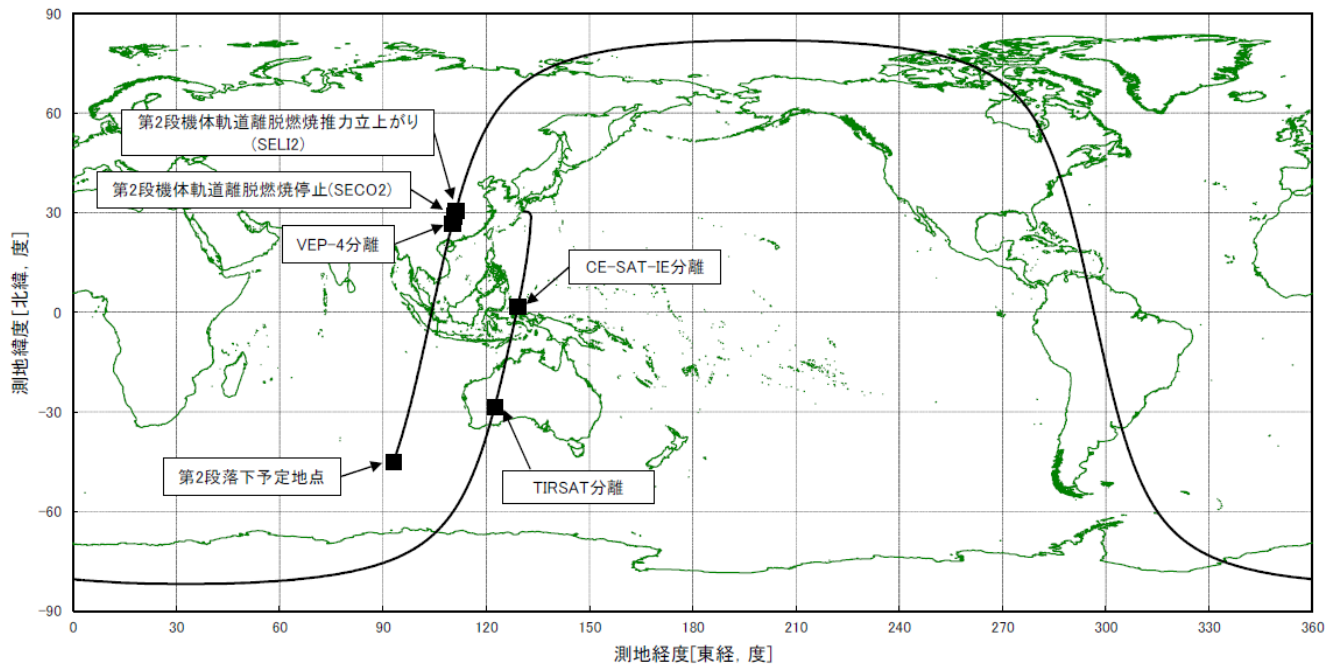
H3ロケット試験機2号機 打上げシーケンス(速報)

事象	フライト結果	予測値	差 (結果-予測)
	経過秒	経過秒	秒
リフトオフ	0	0	—
SRB-3分離	116	116	0
衛星フェアリング分離	211	210	1
第1段エンジン燃烧停止	296	295	1
第1段・第2段分離	303	302	1
第2段エンジン第1回推力立上がり	315	314	1
第2段エンジン第1回燃烧停止	982	988	-6
CE-SAT-IE分離	1003	1009	-6
TIRSAT分離	1503	1509	-6
第2段エンジン第2回推力立上がり	6427	6428	-1
第2段エンジン第2回燃烧停止	6454	6454	0
VEP-4分離	6494	6494	0

H3ロケット試験機2号機の飛行経路

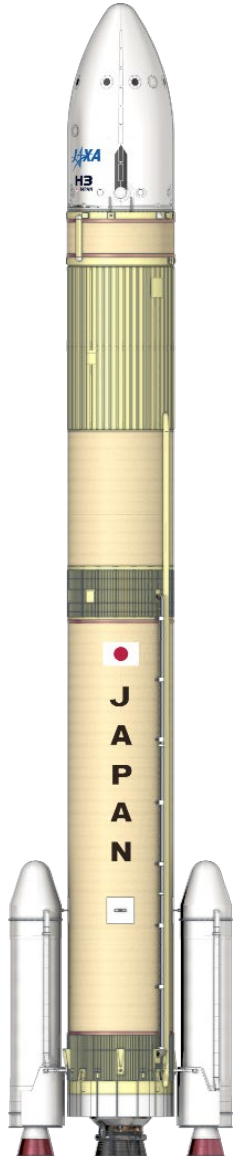


ロケットの飛行経路(打上げ～
CE-SAT-IE/TIRSAT分離)



ロケットの飛行経路(打上げ～第2段制御落下)

(参考) H3ロケット試験機2号機の機体諸元



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	—
燃烧時間(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	—

※1:真空中 固体モータは最大推力で規定

試験機1号機と試験機2号機の比較

	試験機1号機	試験機2号機
機体形態	H3-22S	H3-22S
パイロード	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

赤文字は試験機2号機での主要変更点