

イプシロンロケット 試験機プレスキット

平成25年9月13日版

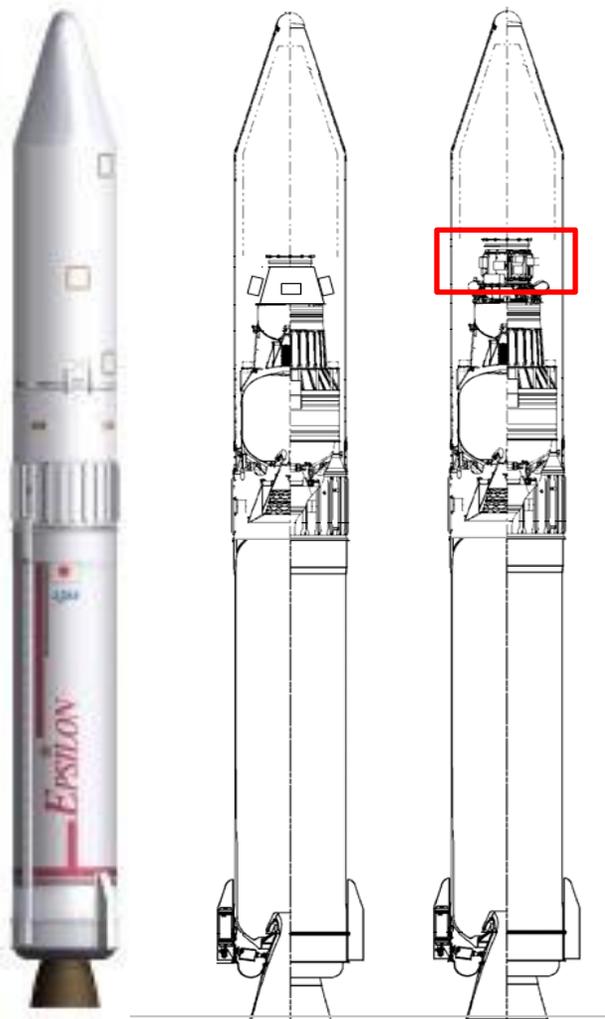


開発解説

1. イプシロンロケットの概要

イプシロンロケットは、基本形態(3段式固体ロケット)とオプション形態(液体ロケット並みの軌道投入精度に対応するため小型液体推進系(PBS)を搭載)の2つの形態を有する。

イプシロンロケット試験機は小型液体推進系(PBS)を搭載したオプション形態である。



基本形態 オプション形態
(PBS付き)

項目		諸元
初号機打上げ年度(目標)		平成25年度
全長		24.4m
直径(代表径)		2.6m
全備質量		91ton
段構成		3段式
第1段 (固体モータ:SRB-A)	全備質量	75.0ton ※フェアリング(非投棄分)含む
	推進薬量	66.3ton
	推力	2271kN(真空中)
	全燃焼秒時	116s
	比推力	284s(真空中)
	マスレシオ	0.911
フェアリング(投棄分)	全備質量	0.8ton
第2段 (固体モータ:M-34c)	全備質量	12.3ton
	推進薬量	10.8ton
	推力	371.5kN(真空中)
	全燃焼秒時	105s
	比推力	300s(真空中)
	マスレシオ	0.927
第3段 (固体モータ:KM-V2b)	全備質量	2.9ton(基本形態) 3.3ton(オプション形態)
	推進薬量	2.5ton
	推力	99.8kN(真空中)
	全燃焼秒時	90s
	比推力	301s(真空中)
	マスレシオ	0.92
小型液体推進系 (PBS)	全備質量	3段質量(オプション形態)に含む
	推進薬量	0.1ton
	比推力	215s(連続)

PBS:ポスト・ブースト・ステージ

2. イプシロンロケットの開発目的

【意義・目的】

- 小型衛星の更なる利用促進のために、実機コストの格段の低減を目標
- 小型衛星・小型ロケットによる新たな市場を喚起し、着実に拡大するには、早期に打上げ実績を重ねつつ、段階的に低コスト化を図る
- 上記に先立ち、以下の4つに対応する方策として、M-V及びH-IIAで培った技術を最大限に活用したイプシロンロケットを平成25年度に打上げ
 - ① 小型衛星の打上げ要望への対応
(小型衛星の機動的打上げ手段を早期獲得と自律的かつ安定した打上げ手段の提供)
 - ② M-V開発完了後13年進展のない固体ロケットシステム技術の継承と発展
 - ③ 宇宙輸送系共通基盤技術の先行的実証
 - ④ 将来の輸送系・固体技術の人材育成

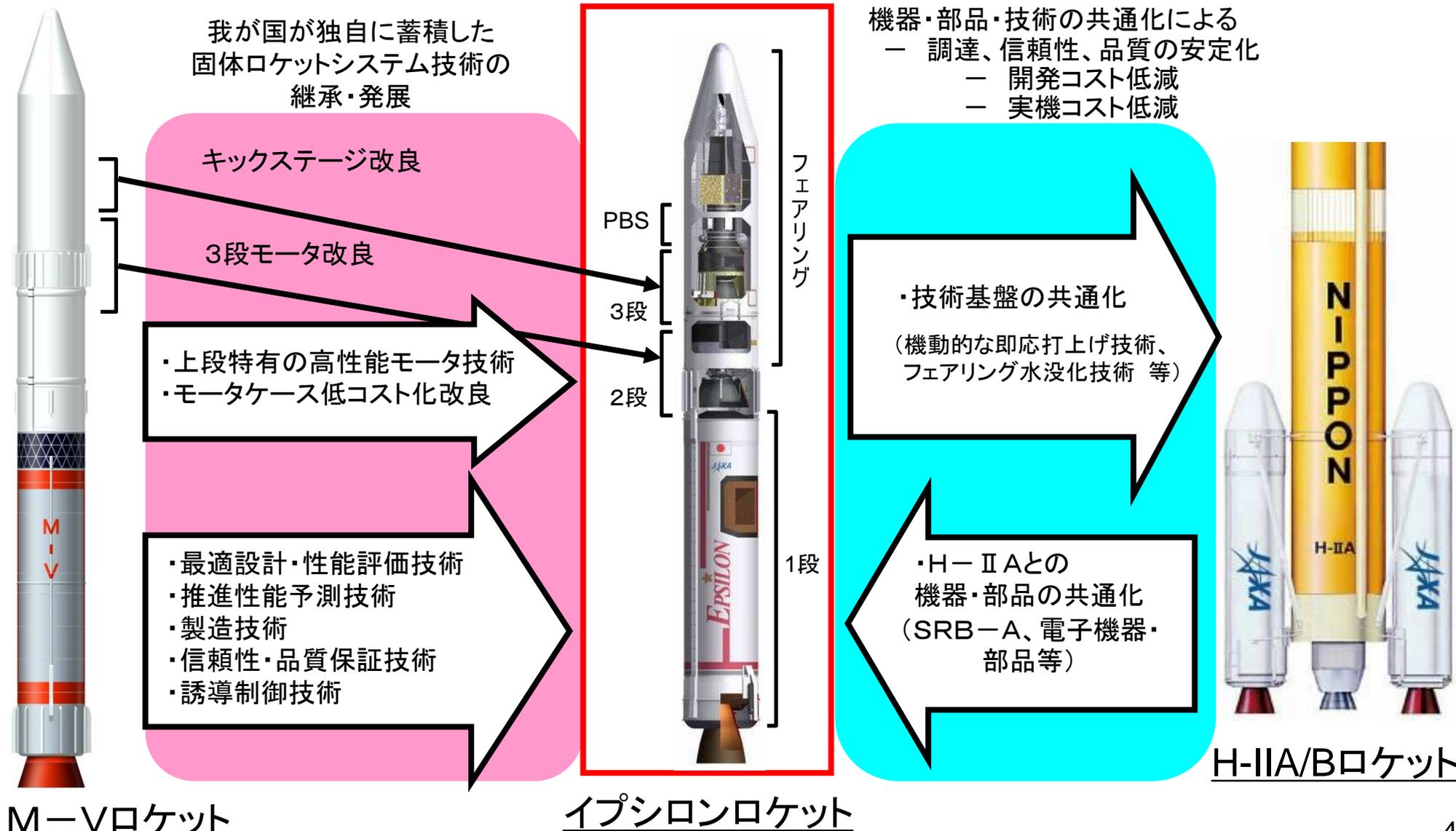
(平成22年SAC推進部会事前評価資料から抜粋)

【目標】

項目	イプシロンロケット (目標)	M-Vロケット (実績)
軌道投入能力 ・ 地球周回低軌道 ・ 太陽同期軌道 ・ 軌道投入精度	1 2 0 0 k g 4 5 0 k g 液体ロケット並み (太陽同期軌道 ・ 高度：5 0 0 ± 2 0 k m ・ 軌道傾斜角：9 7 . 4 ± 0 . 2 °)	1 8 0 0 k g — —
打上げ費用	3 8 億円	約 7 5 億円
射場作業期間 (1 段射座据付け～打上げ翌日まで)	7 日	4 2 日
衛星最終アクセスから打上げまで	3 時間	9 時間

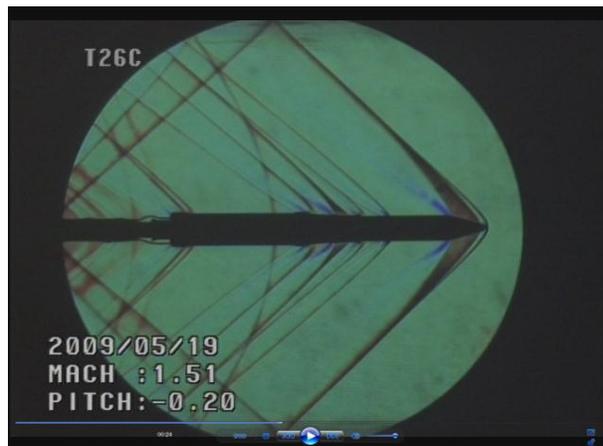
3. M-V・H-IIAからの技術の流れ

- M-Vロケットの技術を継承し、H-IIAロケットの技術を活用・共通化。
- 輸送系先進技術を実証し、我が国の輸送システムの進化に向けた“先行実証機”としての役割を果たす。



4. 開発スケジュール

	平成22年度	平成23年度	平成24年度	平成25年度
■主要マイルストーン	宇宙開発委員会評価(その2) ▲ プロジェクト移行審査 ▲	PDR ▲	CDR ▲	打上げ △ PQR-1 △ PQR-2 △
■システム設計 最終飛行経路解析を実施完了	基本設計 / 詳細設計 / 維持設計			
■機体開発 4月の部会報告時に未了であった以下の試験も完了 ・2段モータケース耐圧試験 ・フェアリング分離試験 ・システム試験(MCO試験) ・ソフトウェアインザループ試験	機体開発試験 / システム試験 / MCO			
■設備整備 射場作業開始前までに設備を整備 設備の組合せ試験を実施	設備整備 / 組合せ試験			
■試験機の製造 試験機によるMCO試験終了後に射場作業開始	試験機製作 / MCO / 射場作業			



風洞試験



模擬射点音響試験



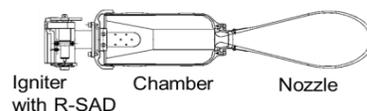
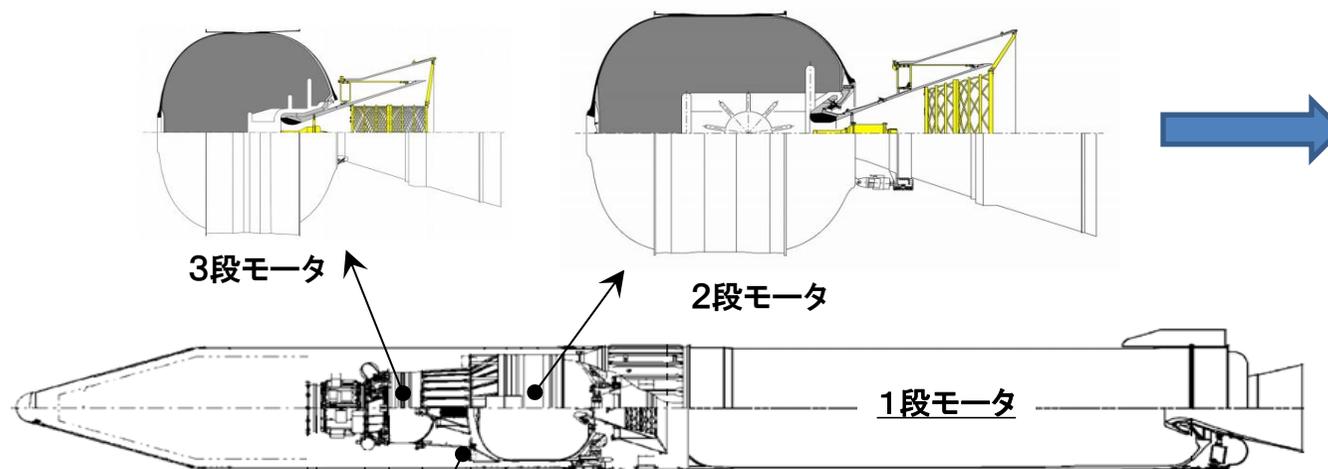
システム試験(MCO試験)



M整備塔改修

5. 固体推進系の開発

系統	開発状況
1段モータ(SRB-A)	H-IIBのSRB-Aモータを使用。
2段モータ(M-34c)	M-Vの3段モータ、キックモータ技術を使用。サブサイズモータによる地上燃焼試験を実施。2段モータケースの認定試験を実施し、開発完了。
3段モータ(KM-V2b)	
固体モータサイドジェット(SMSJ)	M-Vの技術をベースに新規開発。燃焼試験を実施して開発完了。
スピンモータ(SPM)	M-Vの技術を使用。開発完了。



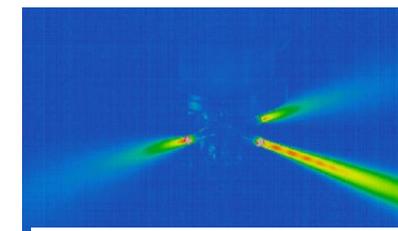
スピンモータ



固体モータサイドジェット



サブサイズモータ燃焼試験



固体モータサイドジェット燃焼試験

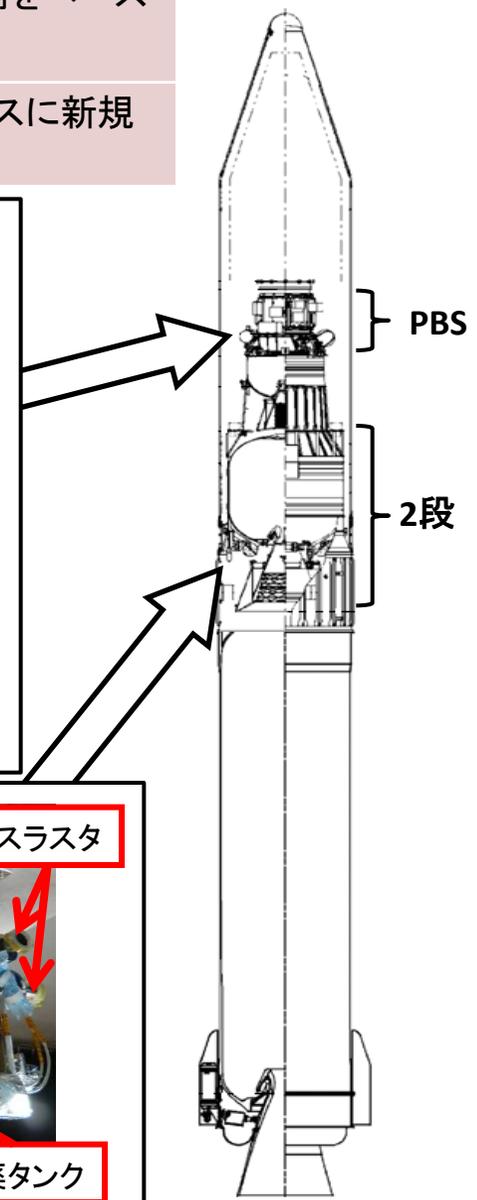
6. 液体推進系の開発

系統	開発状況
PBS推進系(姿勢制御・速度調整用)	H-IIA・Bの第2段ガスジェット装置の技術をベースに新規開発完了。
ラムライン制御系(3段燃焼中の姿勢制御用)	
2段ガスジェット装置 (2段燃焼中の姿勢制御用)	M-Vのサイドジェット装置の技術をベースに新規開発完了。

PBS推進系

ラムライン制御系

©JAXA/JOE NISHIZAWA



2段ガスジェット装置

機体-Y 視 機体-X 視

ロケット外側から見て左もしくは上をA、右もしくは下をBとする

スラスタ

推薬タンク

7. 構造系の開発

- PBS機器搭載構造、衛星分離部を新規開発、後部筒はH-II A技術、残りはM-V技術を使用。全構造体の開発完了。

【PBS機器搭載構造】

- アルミグリッド構造。
- シリンダ部にアビオ機器、コーン部にPBS推進系、ラムライン制御系を搭載
- 後端で3段モータと分離するマルマン分離アダプタを搭載。



【2/3段接手】

- CFRP製スキン・ストリング構造
- マルマンバンド分離方式



【1/2段接手】

- アルミ製スキン・ストリング構造
- マルマンバンド分離方式

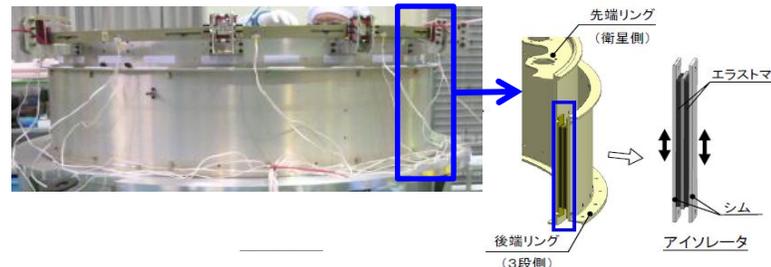


【後部筒】

- アルミ製セミモノコック(リング・フレーム構造)

【衛星分離部(制振機能付)】

- アルミ製二重円筒構造
- 44~56Hzの振動低減用アイソレータを挿入



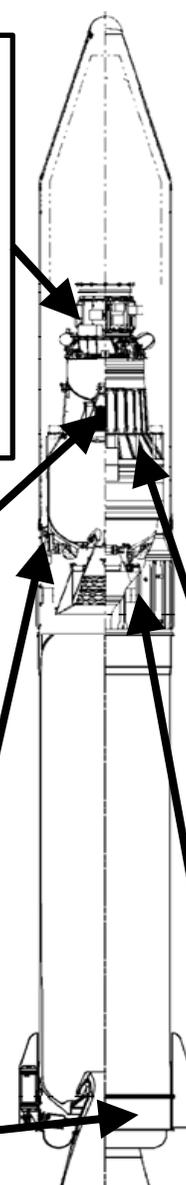
【2段機器搭載構造】

- アルミ製スキン・ストリング構造
- アビオ搭載板は、CFRPスキン・アルミハニカム構造



【1段機器搭載構造】

- アルミ製スキン・ストリング構造
- 内面にアビオ機器を搭載



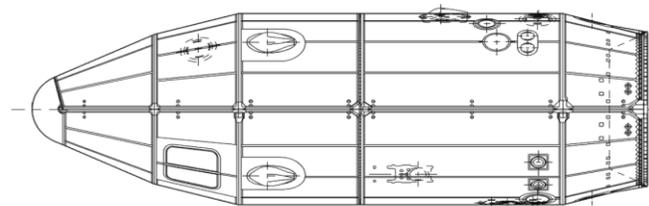
8. フェアリングの開発

■ 概要

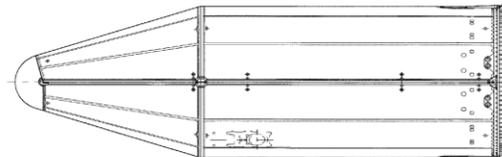
- H-IIA/Bの開発経験を活用した効率的開発。
- ユーザーフレンドリネス、運用性、コスト低減を狙った新規技術の開発。

■ 主な新規技術

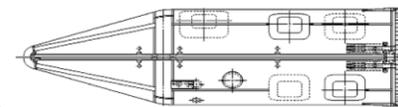
- コーン・シリンダ半殻一体パネル→組立工程低減
- 水没性パネル→着水後の船舶航行への影響回避
- クイックアクセスドア(閉め時間60分から20分)
→衛星アクセス時間の確保
- シート貼付式断熱材→断熱材施工工程の簡素化



H-IIB Fairing for HTV
(ϕ 5m \times 15mL)



H-IIA 4S Fairing
(ϕ 4m \times 12mL)



Epsilon Fairing
(ϕ 2.5m \times 9.2mL)

©JAXA/JOE NISHIZAWA



コーン・シリンダ半殻一体パネル ©KHI



シート貼付式断熱材



PM強度剛性試験@KHI播磨



PM音響試験@JAXA TKSC

■ 開発試験

- 分離放てき試験を4月上旬に実施し、開発試験が良好に終了し、開発完了。

9. アビオニクスの開発試験



アビオニクス機器
開発試験
フライトソフトウェア
開発試験

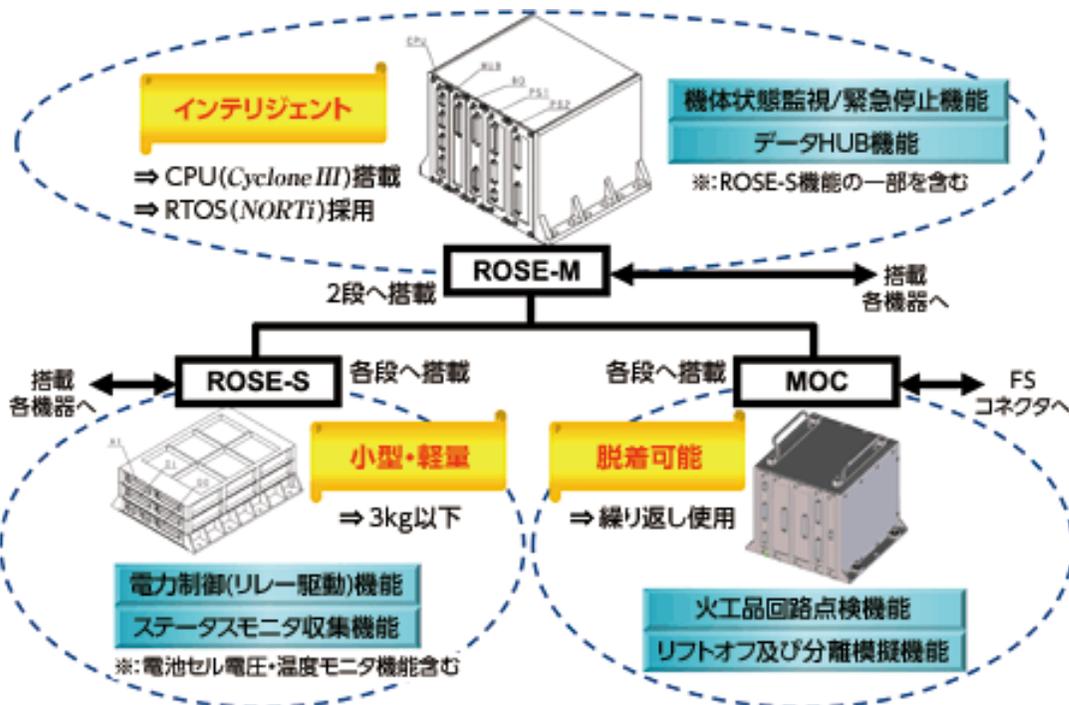
ハード/ソフト統合試験

電気系噛合せ試験

システム試験(MCO試験)



モーシ
ョン
テー
ブル
試験

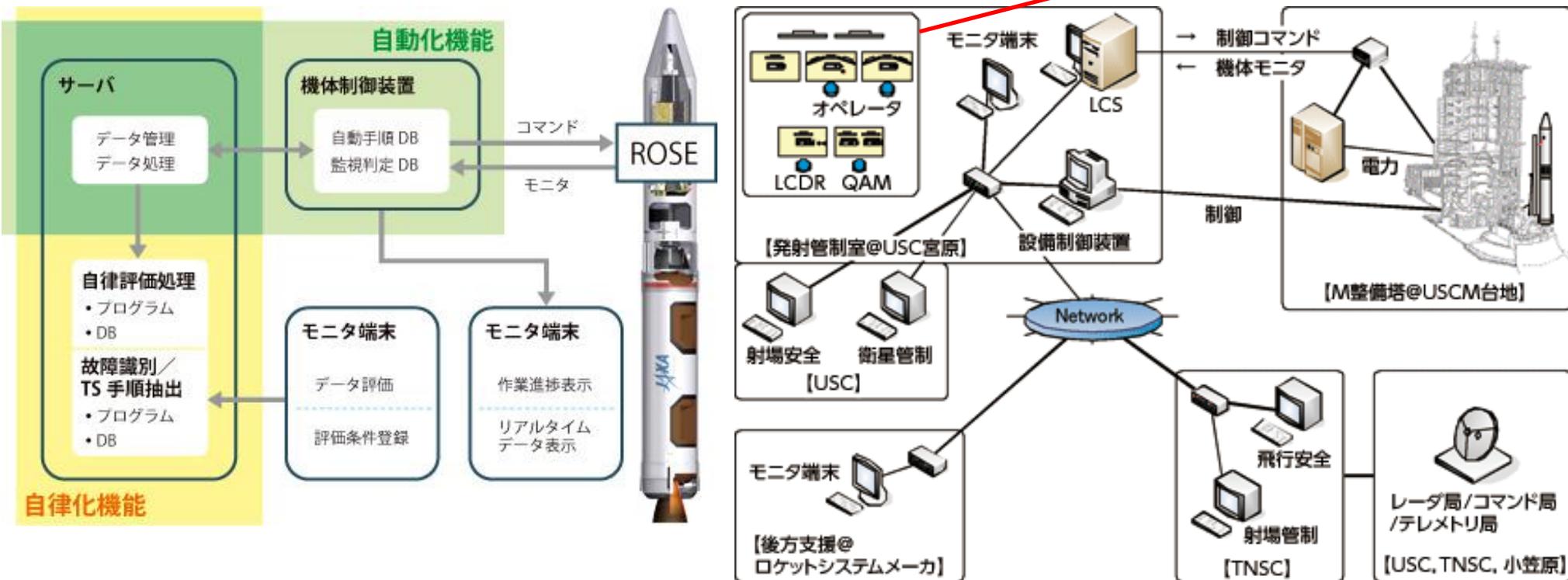


10. 発射管制設備

作業者最小化・点検時間短縮を目的として、発射管制設備を開発した。

発射管制設備は、以下の自動点検機能と自律点検機能を有し、パソコンとサーバでシステムを実現し、ネットワーク化することにより、場所によらない打上げ管制を可能とするものである。

- 自動点検機能: 手順実行、閾値判定、作業記録を自動で行う機能
- 自律点検機能: 動的アナログデータのトレンド評価、故障部位の特定等を行う機能
(自律点検機能は、試験機ではデータ取得を行い運用号機で実現する計画)



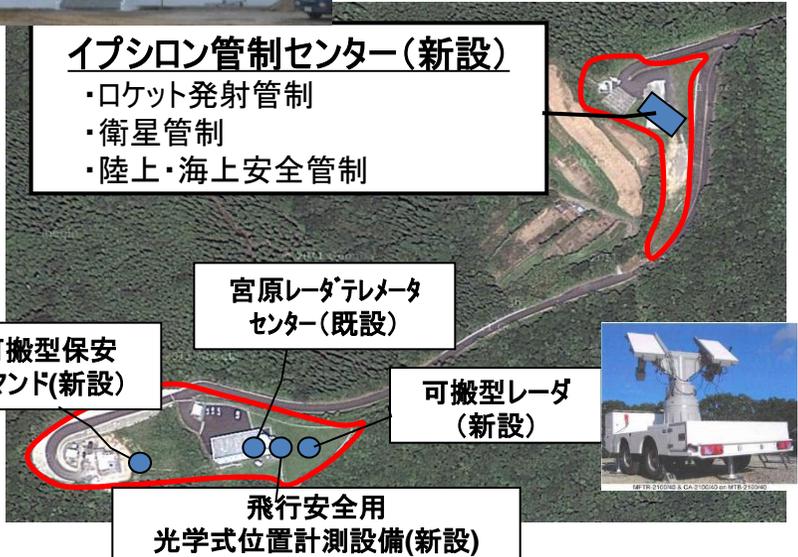
イプシロン打上げ設備(内之浦)の整備計画



【設備基本要件】
○Mロケット設備を最大活用
○基幹ロケット設備と共通化
○安全確保(警戒区域外管制)



宮原



M型ロケット発射装置(改修)
・全段組立、全段点検
・機体支持・射座への旋回
・射座機能(ペイロード音響緩和)
・H-IIAロケット以上の耐候性

M組立室(改修)
・ロケット各段組立点検
・衛星点検

12. イプシロンロケット発射装置

- つり上げ質量増加
(1段2分割→1本ぶり)

天井クレーン
(50トン→100トン)

- 機体形状変更

アクセスフロア

- 衛星とロケットの空調

空調車

- 警戒区域外からの発射管制

遠隔操作監視端末

- アンビリカル離脱機能
(フライアウェイ)

ブーム/アンビリカル
キャッチングネット

- 斜め発射→垂直発射

機体転倒防止装置
シュラウドリング/
ロケット支持台

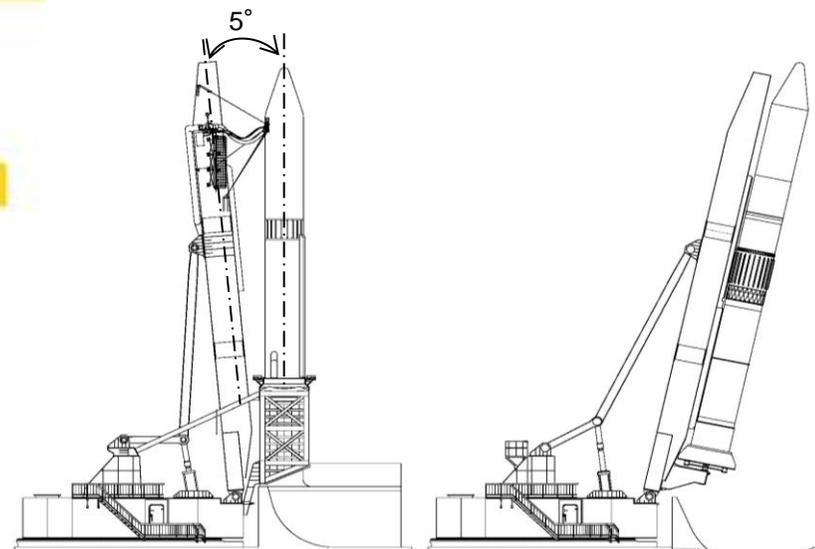
- 音響低減

煙道

改修項目



©JAXA/JOE NISHIZAWA



イプシロン(垂直発射)

M-V(傾斜発射)

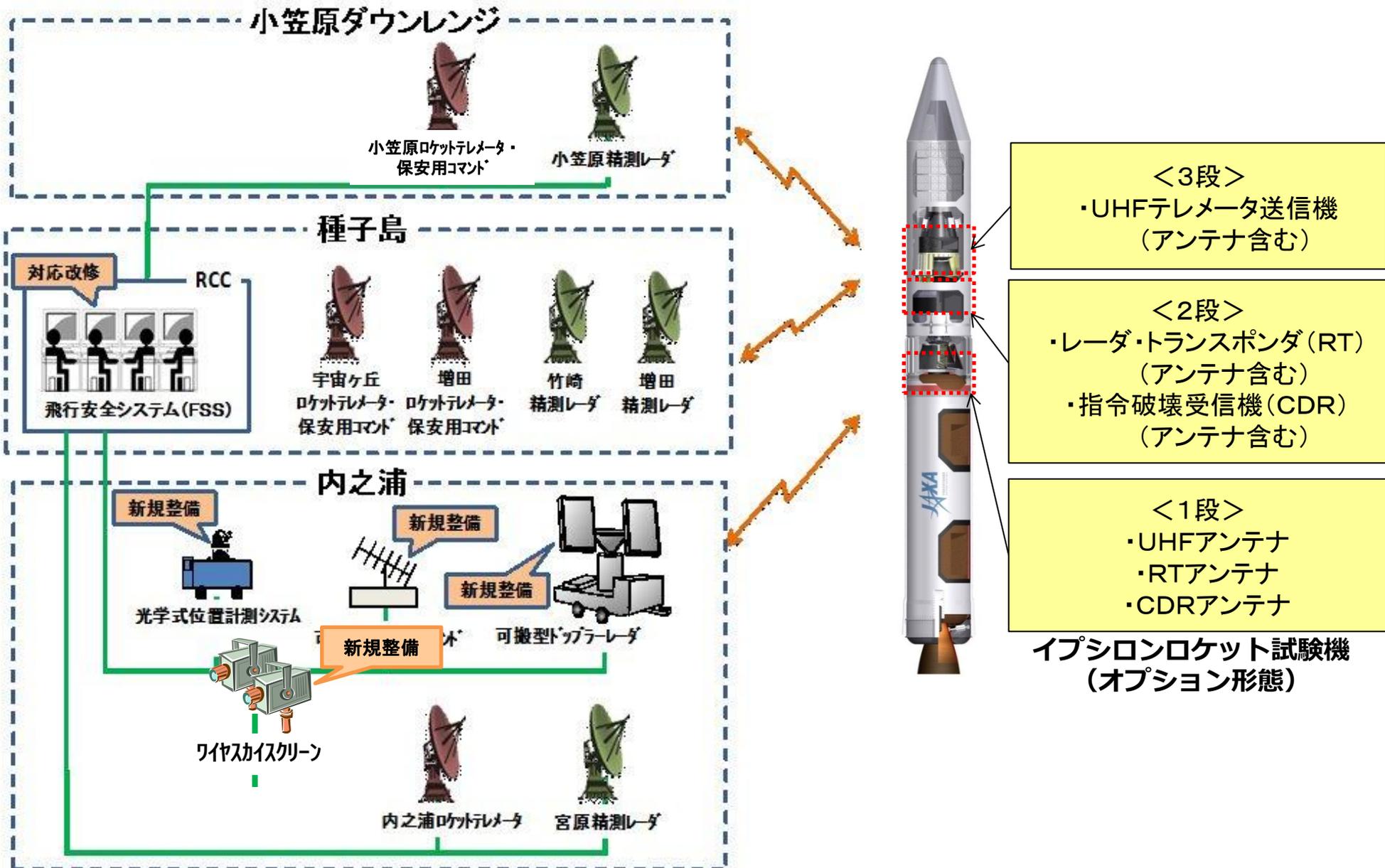


©柴田孔明/宇宙作家クラブ



©JAXA/JOE NISHIZAWA

13. イプシロンロケット試験機の飛行安全確保





打上げ計画

イプシロンロケット試験機の打上げ目的

打上げ計画書P.2,3より

➤ ミッション

惑星分光観測衛星 (SPRINT-A) を所定の軌道に投入するとともに、イプシロンロケット (オプション形態) の飛行実証を行いイプシロンロケット打上げシステムの開発の妥当性を検証する。

➤ 打上げ予定日と打上げ予定時間帯

打上げ予定日: 平成25年8月27日 (火)

打上げ予定時間帯: 13時45分 ~ 14時30分

打上げ予備期間: 平成25年8月28日 (水) ~ 平成25年9月30日 (月)

➤ 打上げ実施場所

発射場 : 内之浦宇宙空間観測所 M台地

追跡局 : 内之浦宇宙空間観測所、種子島宇宙センター、小笠原追跡所、クリスマスダウンレンジ局、サンチャゴダウンレンジ局

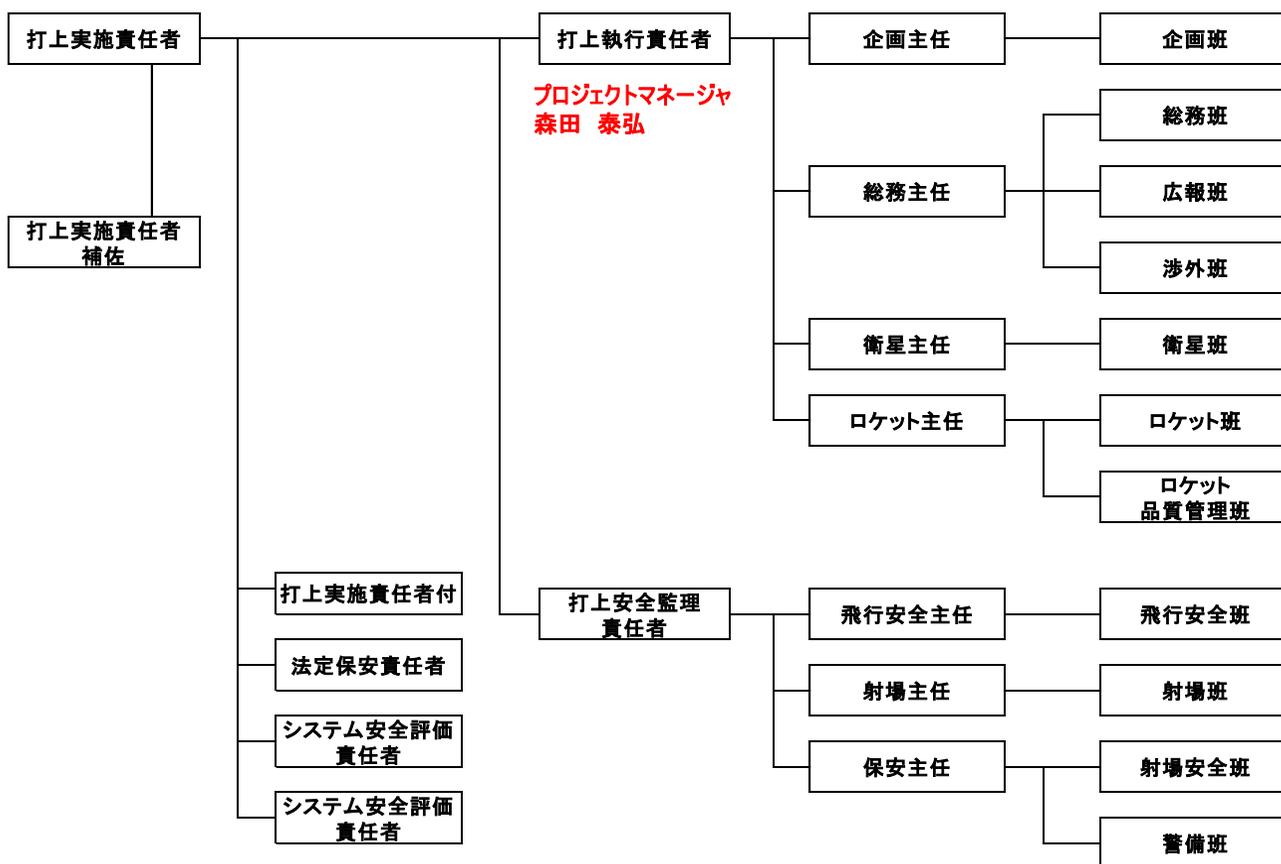
➤ 補足事項

- ・ 地上装置の不適合検出により、8/8に打上げ日の延期を時間帯の変更とともに発表 (下線部)。
- ・ 内之浦からの打上げは7年ぶり。今回のイプシロンが内之浦での400回目の節目の打上げ。
- ・ JAXA発足後に打上げたM-Vロケットは6号機、8号機、7号機の3回。

イプシロンロケット試験機の打上げ体制

- 射場作業・ロケット打上げの業務を確実かつ円滑に行うため、打上実施責任者を長とする打上管制隊を編成した。
- イプシロンロケット試験機は、射場機体搬入後に実衛星搭載状態でのY-0リハーサル等の事前点検を実施するため、ロケットと衛星が密接に連携して作業を実施できる体制を構築して、射場作業に臨んでいる。

打上げ計画書P.4より



イプシロンロケット試験機の射場作業

● 内之浦宇宙空間観測所での射場作業が進行中

M型ロケット発射装置のランチャ巡回試験(4/18)



各段モータ射場搬入・各段点検(6/1~7/21)



1段射座据付・頭胴部組立(7/22~7/31)



全段点検(8/1~)



打上げリハーサル(8/20、8/21)



打上げ(8月27日 13時45分から14時30分の間)

※8/20プレス公開



ランチャ巡回試験
(4月18日)



第1段の内之浦港
到着(6月1日)



第1段のUSC搬入
(6月5日)



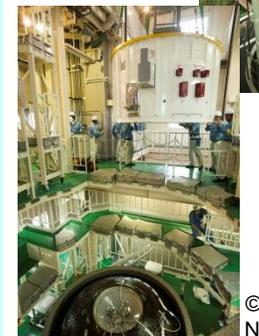
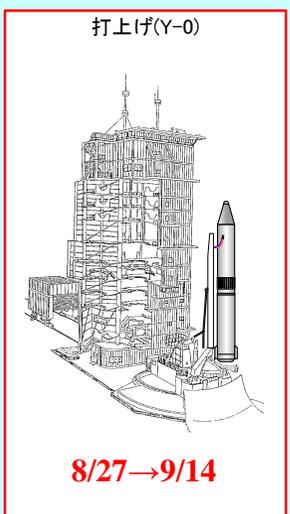
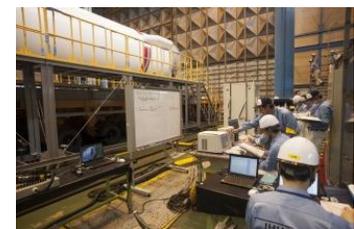
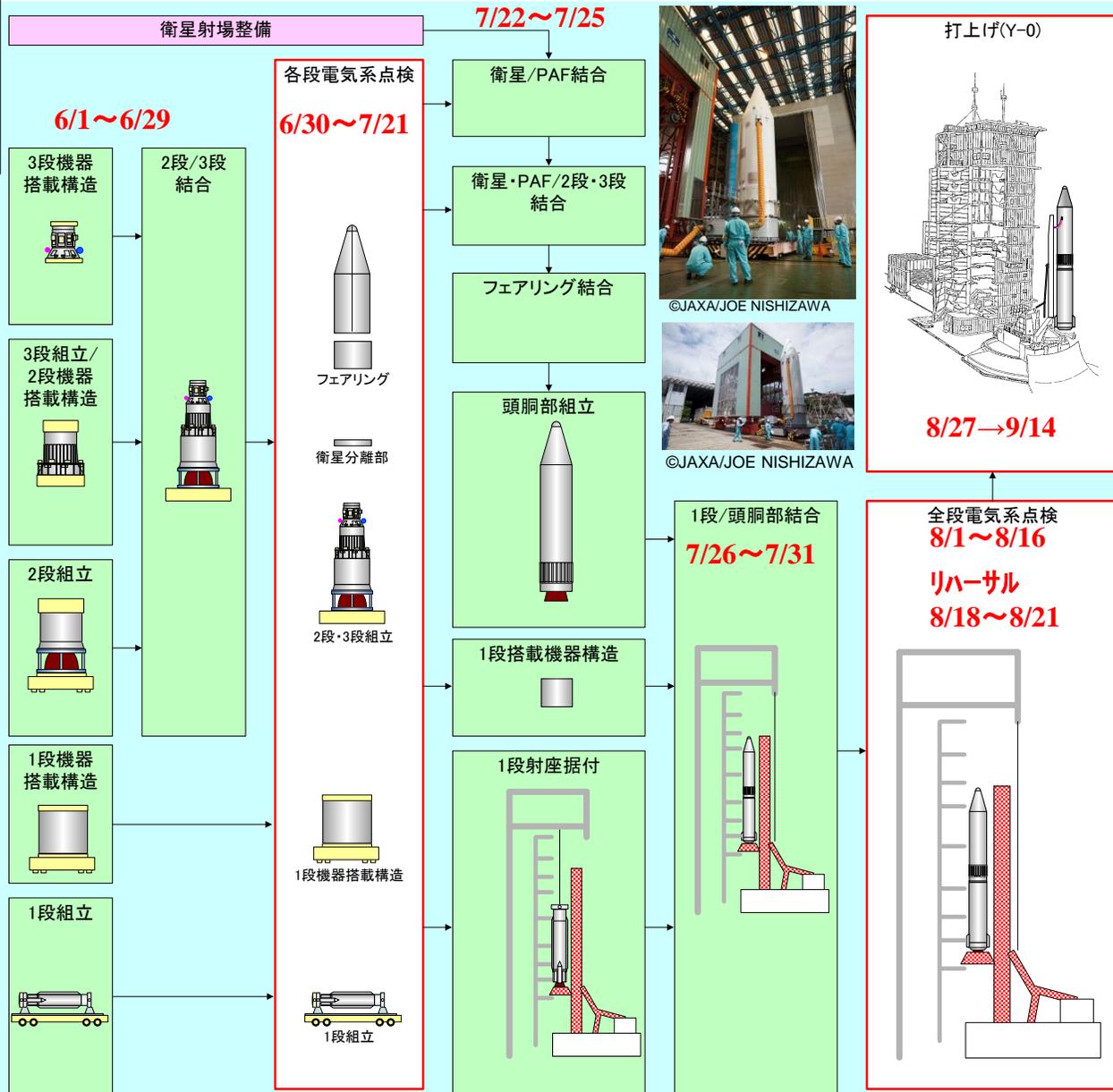
第1段機体の各種
点検の様子

©JAXA/JOE NISHIZAWA



イプシロンロケット試験機の射場作業結果

宇宙開発利用部会
調査・安全小委員会
(第2回) 配付資料
2-4-1 P.4の図より



©JAXA/JOE NISHIZAWA

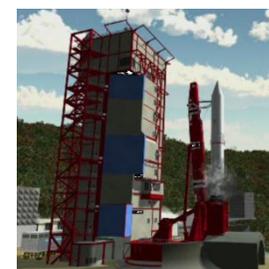
リハーサル時の射点近傍写真(8/20撮影)



カウントダウンシーケンス

9月14日	6:40頃	第1回Go/NoGo判断
	7:00	ターミナルカウントダウン開始
	7:15	M台地・整備塔関係者以外立入禁止
	9:45	地元住民の皆様の退避開始
	10:00頃	第2回Go/NoGo判断 関係者以外ILL内退避完了、国道通行規制 衛星アクセス窓閉め
	10:45頃	ランチャ旋回開始
	11:00頃	ランチャセット完了、ロケット班退避開始
	11:05	搭載機器電源ON
	13:25迄	総員退避完了確認
	13:25頃	最終Go/NoGo判断
	13:30	衛星シーケンス スタート
	13:43	発射準備完了

X-70秒	自動カウントダウンシーケンス開始
X-55秒	ロケット内部電源切り替え
X-26秒	火工品ARM（動作可能状態に移行）
X-22秒	フライト準備モード
X-15秒	1段駆動用電池起動
X-10秒	固体モータサイドジェット点火
X- 1秒	ROSE（即応型運用支援装置）電源1 OFF
X-0.0秒	リフトオフ

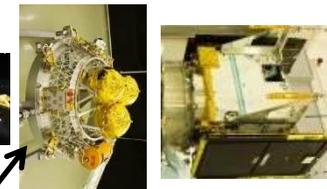
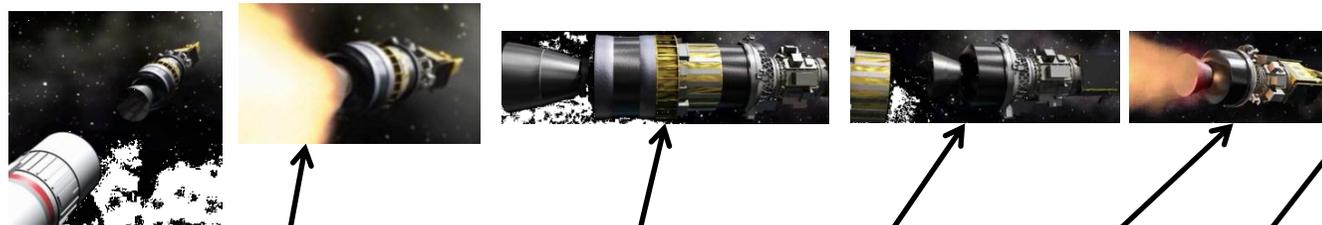


打上げ時の制約条件

系	対象	制約条件
ロケット系	風	下記において、制限風速以下であること (1)ランチャ旋回時 【制限風速】15m/s(最大瞬間風速) ※屋外高所作業制約 (2)射点起立時 【制限風速】25m/s(最大瞬間風速) (3)発射時 【制限風速】20m/s(最大瞬間風速)
	雨	(1)ランチャ旋回時に、降水量が15mm/hr以下であること。 ※屋外作業制約 (2)射点起立時に、降雨強度が50mm/hr以下、降水量が50mm/h×3時間以下であること。 (3)発射時の降雨強度は8mm/h以下であること。 (4)ランチャ旋回後は降氷がないこと。
	雲	積乱雲の中を飛行経路が通過しないこと。
	雷	発射前および飛行中において、機体が空中放電(雷)を受けないこと。 (1)射点を中心として半径10km以内に雷雲のないこと。 (2)飛行経路から20km以内に発雷が検知された場合には、しばらく発射を行わないこと。 (3)飛行経路が雷雲や積乱雲等 ^(※) の近辺を通過する場合には発射を行わないこと。 (※)氷結層を含み、鉛直の厚さが1.8km以上の雲を含む。
	高層風	(1)フェアリング及び第1段機体の落下点が落下予想区域内にあること。 (2)1段ノズル舵角等が制限値以下であること。 (3)飛行中の機体が受ける荷重が規格値以下であること。
飛行安全系・射場系	風	X-10分以降からX-20秒までの期間において瞬間最大風速が20m/s以下であること。
	風の影響解析	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。
	各設備	各設備が正常に動作し、飛行安全管理およびデータ取得に支障がないこと。
	打上げ時刻	ロケットの打上げから地球を1周するまでの間において、ロケット及びロケットからの分離物と、軌道上の有人宇宙物体若しくはそれに準ずる宇宙物体と衝突しないこと。
保安系	陸上警戒	総員退避区域の無人化確認が図れること。
	海上警戒	地上安全計画で定めた海上警戒区域の警戒、監視が可能なこと。
	その他	生命に係わる急病及び被災者がある場合は救急措置を優先すること。

イプシロンロケット試験機の飛行計画

打上げ計画書P.9より



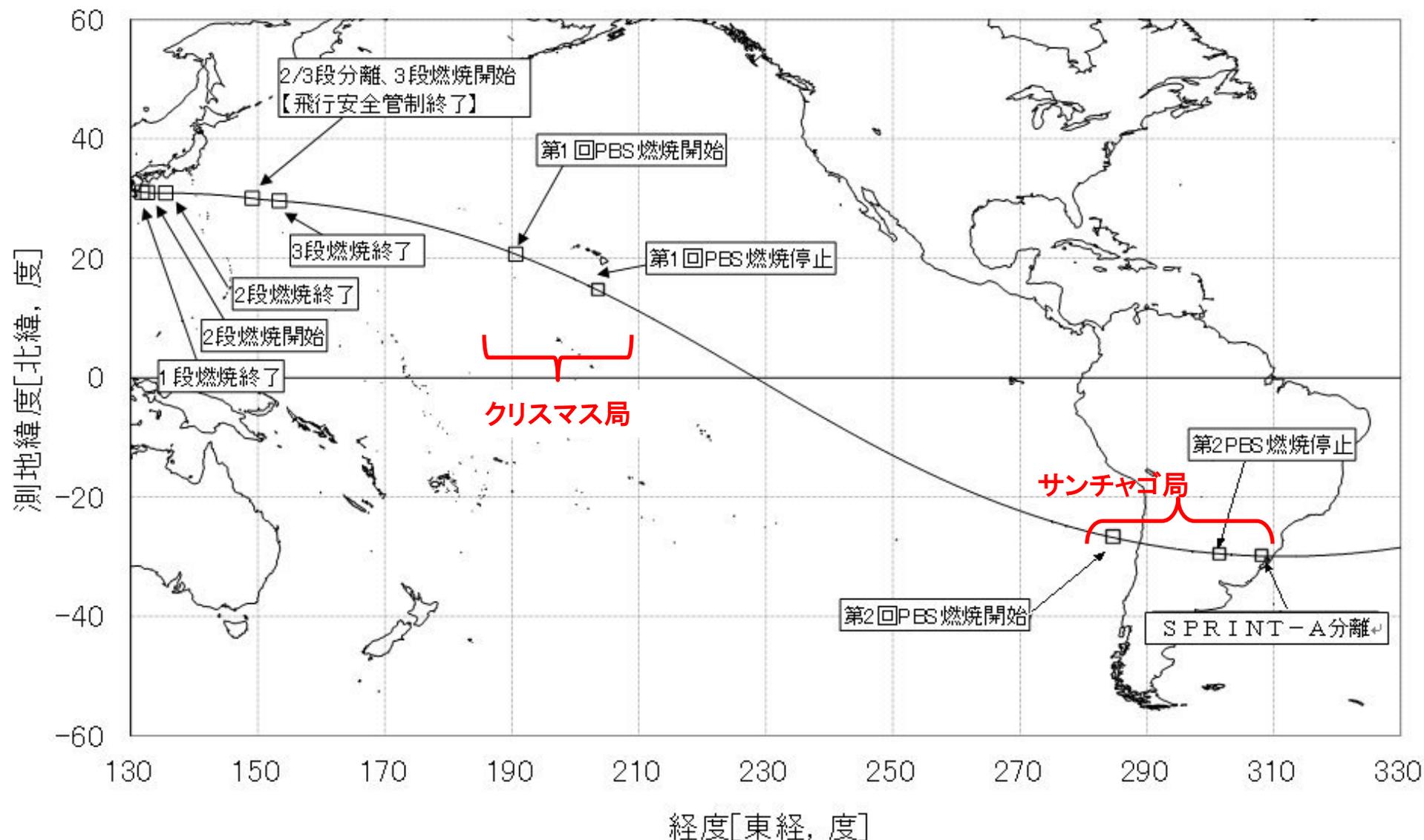
©JAXA/JOE NISHIZAWA

	事象	打上後経過時間			距離 km	高度 km	慣性速度 km/s
		時	分	秒			
(1)	リフトオフ	0	0	0	0	0	
(2)	第1段 燃焼終了*	1	52	70	88	2.6	
(3)	衛星フェアリング分離	2	30	131	147	2.4	
(4)	第1段・第2段分離	2	41	148	162	2.4	
(5)	第2段 燃焼開始	2	45	154	167	2.4	
(6)	第2段 燃焼終了*	4	27	415	323	5.1	
(7)	第2段・第3段分離	10	24	1658	822	4.2	
(8)	第3段 燃焼開始	10	28	1671	823	4.2	
(9)	第3段 燃焼終了*	11	57	2061	840	7.5	
(10)	第3段・PBS分離	16	48	3846	864	7.4	
(11)	第1回PBS 燃焼開始	19	8	5943	896	7.4	
(12)	第1回PBS 燃焼停止	29	58	7447	921	7.4	
(13)	第2回PBS 燃焼開始	53	50	17431	1143	7.2	
(14)	第2回PBS 燃焼停止	60	30	19020	1154	7.2	
(15)	惑星分光観測衛星分離	1	01	19722	1151	7.2	

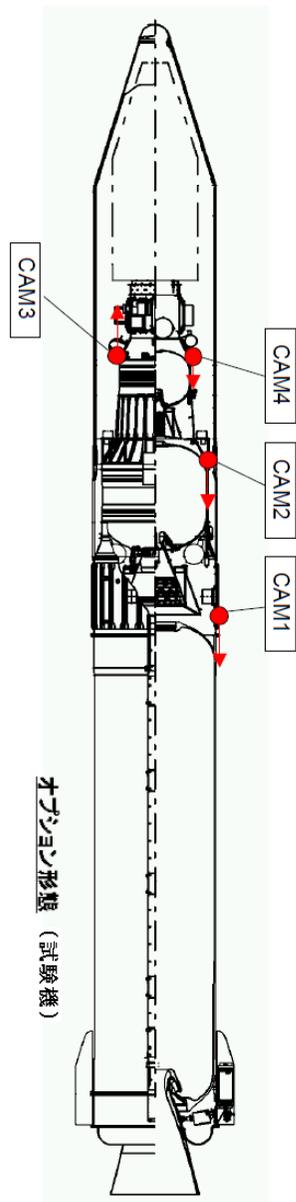


イプシロンロケット試験機の飛行経路

打上げ計画書P.10より



搭載カメラによる画像取得計画



	カメラ搭載位置	撮影向き	カメラ数	撮影対象
CAM1	1段機器搭載構造	下向き	1	1段飛行中SMSJ作動状況
CAM2	2段機器搭載構造	下向き	1	1/2段分離挙動
CAM3	3段機器搭載構造	上向き	1	フェアリング分離挙動、衛星分離
CAM4	3段機器搭載構造	下向き	1	2/3段分離挙動、PBS/3段分離挙動

撮影フェーズ	X+ time(秒)	CAM 1	CAM 2	CAM 3	CAM 4	ダウンリンク時間 (※1)
リフトオフ後のロール制御	-5~15	○				320秒~450秒
2段姿勢変更時の3軸制御	118~128	○				
フェアリング分離	145~158			○		
1/2段分離	158~170		○			
機体周囲の状況	300~310		○			1748~1838秒 (※2)
スピンモータ点火	599~609				○	
2/3段分離~3段ノズル伸展、 3段モータ点火	619~634				○	
PBS/3段分離	1003~1013				○	
PBS燃烧 (フェーズA)	1413~1423				○	
衛星分離	3695~3705			○		3715~3735秒

※1：ダウンリンク画像をJAXA放送中継時に差し込む予定です。

※2：この間の画像はクリスマス局からのオフライン伝送となります関係でJAXA放送上は2900~2990秒頃の中継となる予定です。

補足資料

イプシロン開発経緯

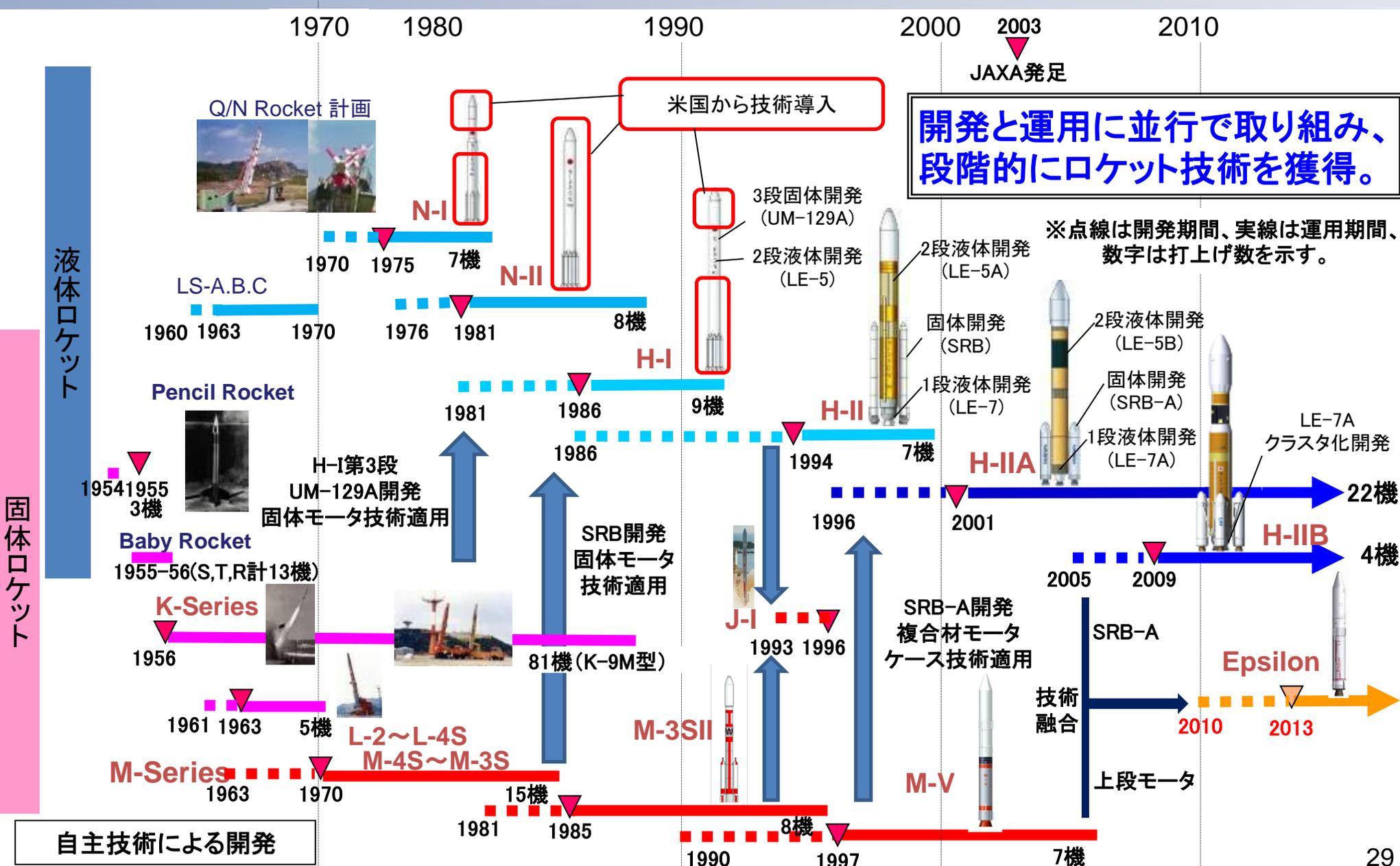
(1) 開発移行前

- ① 平成19年8月に宇宙開発委員会により「開発研究への移行が妥当」との評価を受けた。
- ② 平成22年7月に宇宙開発委員会により「開発に着手することが妥当」との評価を受けた。

(2) 開発移行後

- ① 平成23年10月にJAXA基本設計審査を実施して、詳細設計フェーズに移行した。
- ② 平成24年7月にJAXA詳細設計審査を実施して、維持設計フェーズに移行した。
- ③ イプシロンロケット機体開発は順調に進行し、平成25年4月4日の宇宙開発利用部会(第9回)に開発状況を報告した。
- ④ 試験機打上げでは搭載衛星SPRINT-Aを所定の軌道に投入するとともに、イプシロンロケット(オプション形態)の飛行実証を行い打上げシステムの開発の妥当性を検証することを目的とする。

我が国のロケット開発の歴史



1.1 我が国の固体ロケット開発経緯

(1) 開発の歴史

1954年 東京大学生産技術研究所にて糸川らが固体ロケット研究開始

1955年 ペンシルロケット・ベビーロケット発射試験, 基礎技術を蓄積

1956年~ K(カッパ)ロケット打上げ. IGY(国際地球観測年)用の高度60km上層大気観測を達成
(達成は米ソ英日のみ) 以後東京大学宇宙航空研究所へ宇宙理工学の活動を集約

1963年~ L(ラムダ)ロケット打上げ(内之浦)

1970年 ラムダロケットL4SC-5により日本初の人工衛星おおすみの軌道投入に成功

1970年~ M(ミュー)-4Sロケット打上げ.

たんせい, しんせい(初の科学衛星), でんぱ等各種科学衛星を軌道に投入

1974年~ M-3シリーズロケット打上げ, 3段式に変更

1977年~ TT-500, TT-500A, TR-I, TR-IAによる技術データ取得、微小重力実験を実施

1985年~ M-3SIIロケット打上げ、ハレーすい星探査試験機を地球脱出軌道に投入
(世界初の固体燃料ロケットによる地球脱出軌道投入)

1996年 J-Iロケット打上げ、HYFLEX飛行実験を実施

1997年~ M-Vロケット初号機打上げ, モータ直径を2.5mに拡大. 2003年はやぶさ打上げ

2006年 7号機打上げをもってM-V運用終了

2010年~ 小型科学衛星の2013年度早期打上げ要望, 固体ロケットシステム技術維持のため空白期間の極小化の必要性などを総合的に検討し, 2010年8月SAC事前評価にて, 第2段階への発展を前提としたイプシロンロケット第1段階の開発へ移行

2013年 イプシロンロケット試験機打ち上げ予定



イプシロンロケットの開発試験



全機風洞試験
(平成22年度JAXA調布)



音響環境計測燃焼試験
(平成23年度JAXA能代)



サブサイズ固体モータ



サブサイズモータ地上燃焼試験
(平成23年度JAXA能代)



第3段搭載機器 音響試験
(平成24年度JAXA筑波)



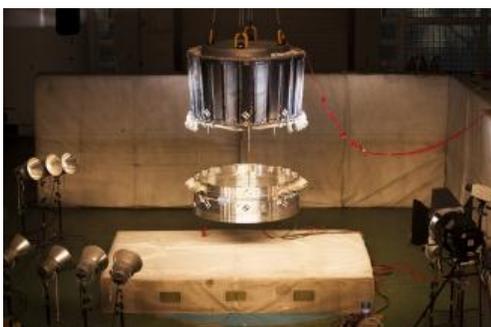
PBS(ポストブーストステージ)
分離衝撃試験
(平成24年度JAXA相模原)



第3段モータケース(右上)
と強度試験の様子



2段ノズル伸展試験
(平成24年度JAXA相模原)



2・3段分離試験(平成24年度JAXA相模原)



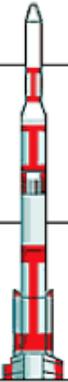
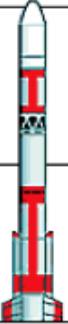
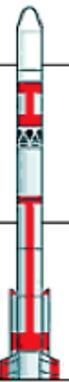
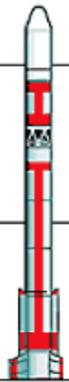
衛星結合リング確認試験

1. 1 我が国の固体ロケット開発経緯

(2) 宇宙科学におけるMロケット発展の経過とその特徴

宇宙政策委員会 宇宙輸送システム
部会 第2回 JAXA提出資料より



	M-40 M-30		M-3A		KM-A M-3A		M-3B M-23		KM-P M-3B M-23		KM-V M-34 M-24 M-25
M-20 M-10	M-22 M-10	M-22 M-10	M-22 M-10	M-13	M-13	M-13	M-13	M-13	M-13	M-14	
M-4S		M-3C		M-3H		M-3S		M-3SII		M-V	
23.6m		20.2m		23.8m		23.8m		27.8m		30.7m	
1.41m		1.41m		1.41m		1.41m		1.41m		2.5m	
43.6t		41.6t		48.7t		48.7t		61t		139t	
180kg		195kg		300kg		300kg		770kg		1800kg	

日本の科学衛星計画の発展とともに一体で開発・運用し能力向上

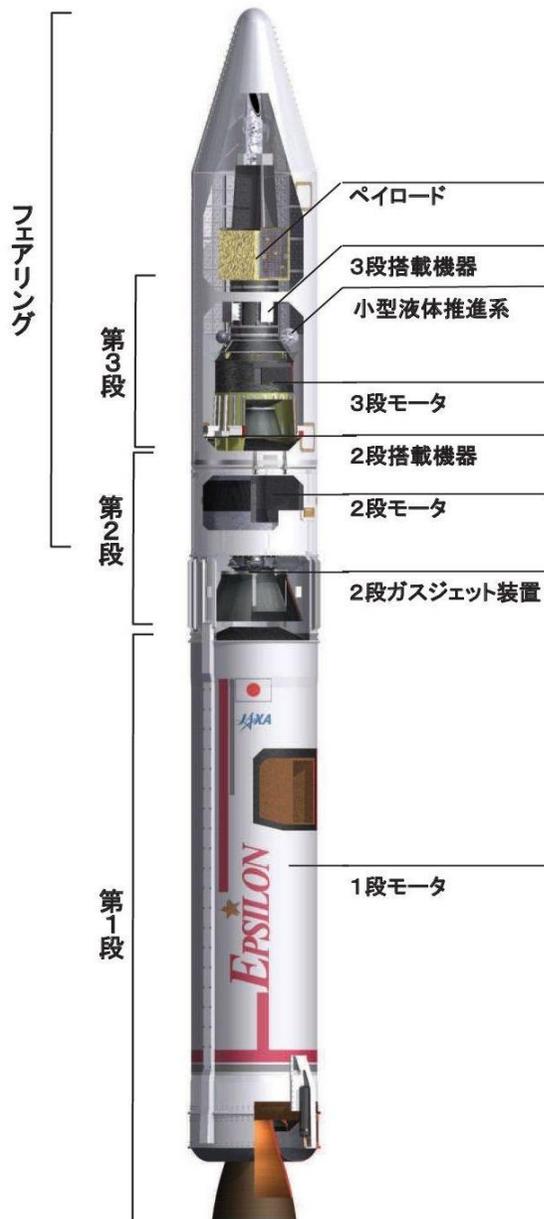
軽量化・高性能化の追求による世界レベルの能力の獲得

小型観測ロケットも含めたインハウスでの一貫した研究・開発・試験・運用の体制

実機の運用を通じた経験の次の研究課題への反映

ミッション達成を通じた研究者・技術者の高い動機づけの維持

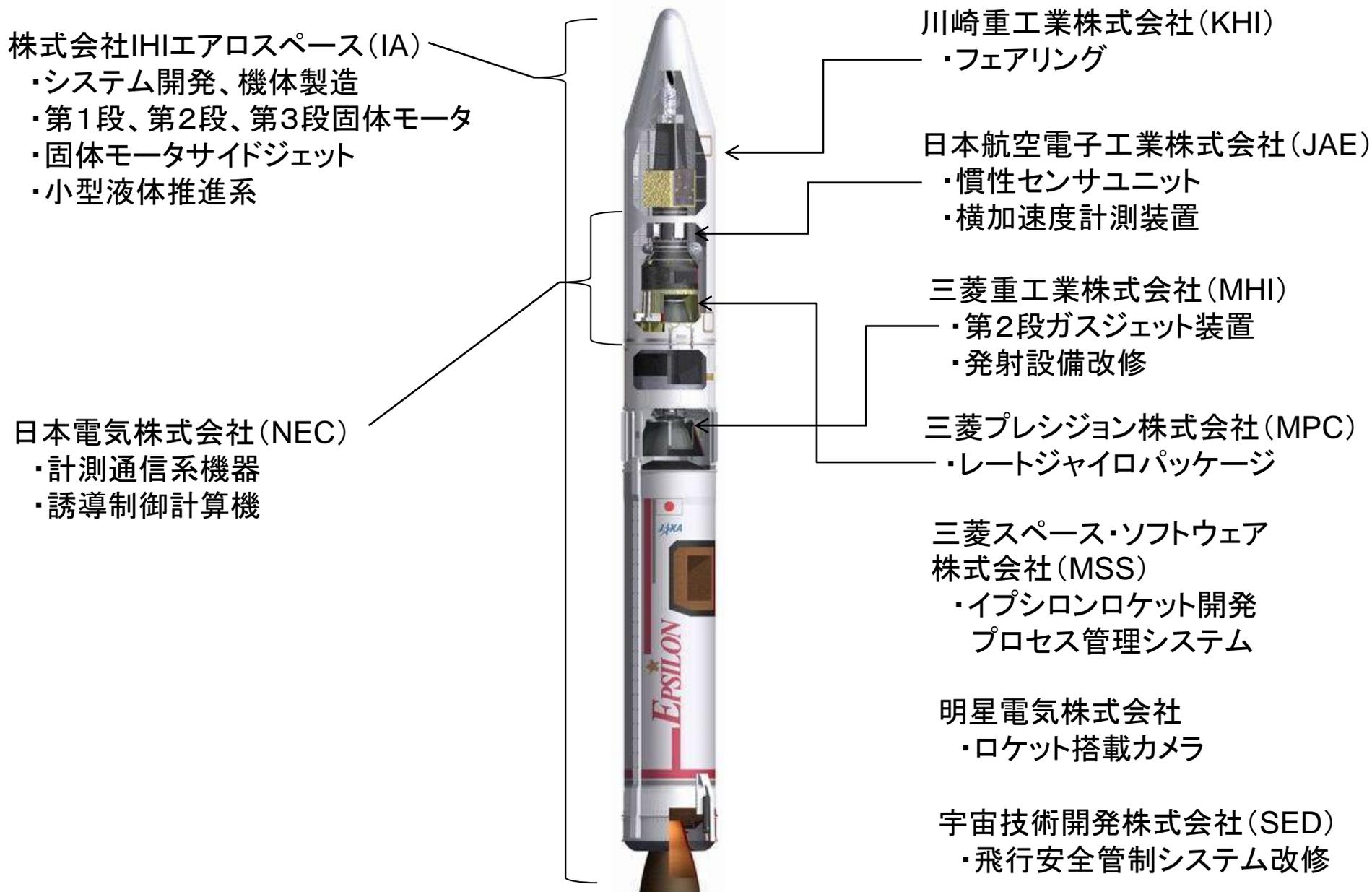
イプシロンロケット試験機の主要諸元



全 段					
名称	イプシロンロケット試験機				
全長 (m)	24.4				
全備質量 (t)	91 (ペイロードの質量は含まず)				
誘導方式	慣性誘導方式				
各 段					
	1段モータ	2段モータ	3段モータ	小型液体推進系	フェアリング ^g
全長 (m)	11.7	4.3 ^{※2}	2.3 ^{※2}	1.2	11.1
外径 (m)	2.6	2.2	1.4	1.5	2.6
質量 (t)	75.0	12.3	3.3	0.1	1.0
推進薬質量 (t)	66.3	10.8	2.5	0.1	—
推力 ^{※1} (kN)	2271	371.5	99.8	0.4	—
燃焼時間 (s)	116	105	90	1100 ^{※3}	—
推進薬種類	コンボジット推進薬	コンボジット推進薬	コンボジット推進薬	ヒドラジン	—
推進薬供給方式	固体推進薬	固体推進薬	固体推進薬	調圧方式	—
比推力 ^{※1} (s)	284	300	301	215	—
姿勢制御方式	3軸姿勢制御 (TVC/SMSJ)	3軸姿勢制御 (TVC/RCS)	スピン方式/ ラムライン制御	3軸姿勢制御 (スラスト)	—
主要搭載電子装置	レートジャイロパッケージ 横加速度計測装置 データ収集装置	第2段ハードウェア I/F装置 データ収集装置	誘導制御計算機 慣性センサユニット データ収集装置 テレメータ送信機		—

※1：真空中 固体モータは最大推力で規定 ※2：ノズル伸展時 ※3：要求累積値

イプシロンロケットの主要部位の担当企業



「イプシロン」の名称由来

平成22年7月16日 宇宙開発委員会 推進部会 イプシロンロケットプロジェクトについて(推進1-2-3)資料P.3より

本ロケットの名称を「イプシロン(E)ロケット」とし、プロジェクト名称を「イプシロン(E)ロケットプロジェクト」とする。

【由来】

日本が独自に開発し、世界最高レベルにまで発展させてきた固体ロケットシステム技術を継承するものとして、これまでと同様に、ギリシャ文字を冠した型式名称としたもの

- ☆ Evolution & Excellence ロケットシステムを革新、さらに進化・発展させる
- ☆ Exploration 宇宙という未知を開拓し探求し続け、日本ひいては人類の発展に貢献する
- ☆ Education Mロケットまでの固体ロケットが日本のロケット技術者の育成に果たした大きな役割を継承する

機体マーキングと外観デザイン

平成25年5月21日JAXAプレスリリース「イプシロンロケット試験機による惑星分光観測衛星 (SPRINT-A)の打上げについて」 別紙にて機体マーキングを公表

日章旗とJAXAロゴを第一段の正面及び背面の上部に掲出する他、固体ロケットの伝統を継承・発展させた、独自の機体デザインを考案いたしました。

〔デザイン考案者〕

羽生 宏人 (はぶ ひろと)

宇宙科学研究所宇宙飛行工学研究系助教／

宇宙輸送ミッション本部イプシロンロケットプロジェクトチーム併任

経緯詳細については、こちらを参照ください。

イプシロンロケットのマーキングデザイン(第3回:ISASニュース 2013年5月 No.386掲載)

http://www.isas.jaxa.jp/j/column/ep_countdown/03.shtml

〔デザイン趣旨〕

固体ロケットの伝統色彩をベースに将来に向かっての進化を、下から上に向かって表現するデザインとしています。

- (1) 線(細): これまでの路線から一段上に将来に向かっての進化及びスリム化を表現
- (2) ロゴ: 字体をシャープに、Eの文字を大きくして“イプシロン”を強調
- (3) 星印: 惑星探査を志向している意志の明示
- (4) 縦線(太): ペンシルからM-Vまでの重厚な歴史の継承を表現
- (5) 線(全周): 固体ロケット伝統のカラーリング2色



イプシロンロケット試験機掲載応援メッセージの公募

[企画趣旨]

JAXAでは日本初の試みとして、皆さまよりイプシロンロケットに対する期待や希望、夢や想いといったメッセージを募り、それを小さく文字列化したうえでデザインの一部として試験機の機体に掲載することを計画しました。本公募を通じて、新たな挑戦を行うべく開発している次期固体ロケット「イプシロン」への理解を深めていただき、親しみをもちていただくことで、同ロケットが目標として掲げる“宇宙への敷居”を下げるきっかけとしたいと考えています。

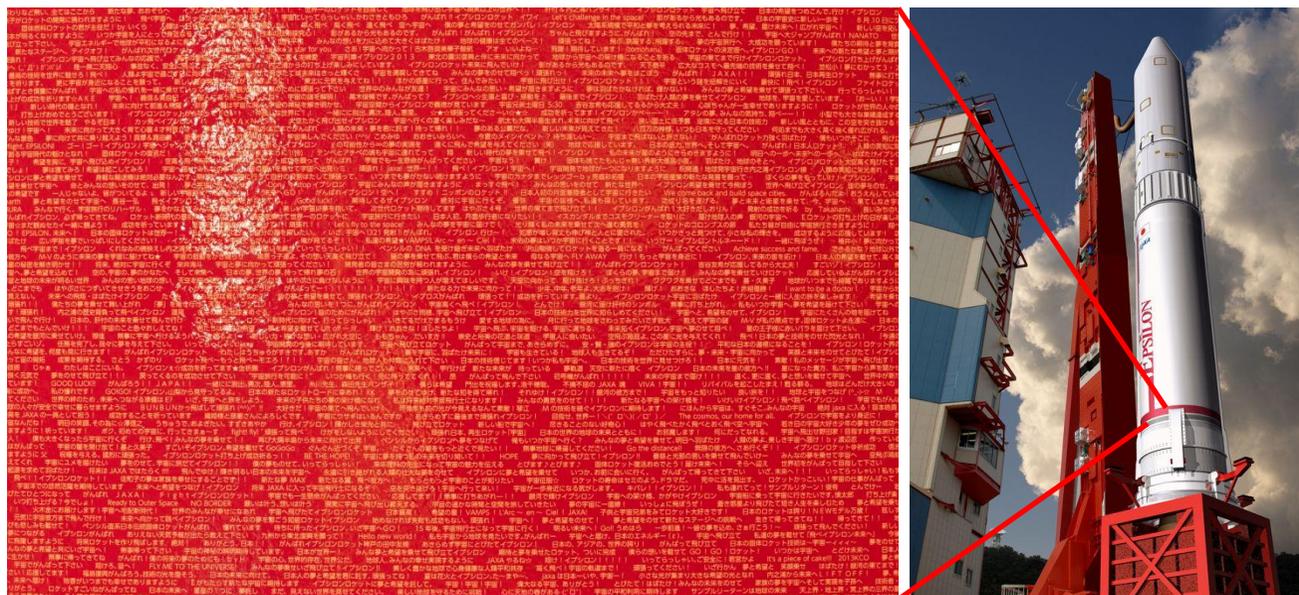
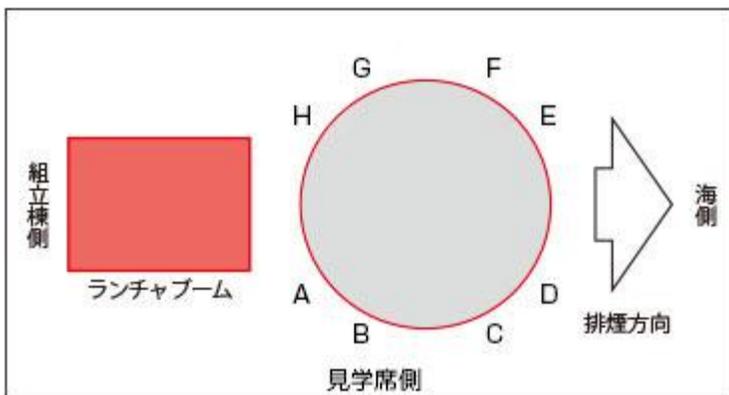
[公募結果]

イプシロンロケット試験機に掲載する皆さまからのメッセージを2013年4月10日から5月7日にかけて公募し、5,812件のメッセージをご投稿いただきました。たくさんのご応募ありがとうございました。

応募時に発行した受付番号により、メッセージの当選結果を発表し、掲載位置はこちらのページで応募者本人にご確認頂けるようになっています。頂戴したメッセージを試験機第1段の周回赤ライン上に白文字で入れ込み、シール貼付による掲出が完了しています。

[掲載サイト]

<http://www.jaxa.jp/countdown/epsilon/#ep03>



[高解像度版はこちら]

<http://jda.jaxa.jp/result.php?lang=j&id=d05e1e57b4983b5fa33870954c303a3c>

イプシロンロケットの解説資料

イプシロン ロケットが拓く新しい世界



こちらのサイトで各系の詳しい解説が参照頂けます。

<http://www.isas.jaxa.jp/j/column/epsilon/index.shtml>

第1回	飛び出せイプシロン
第2回	イプシロンが目指すもの
第3回	すべては衛星ミッションのために
第4回	イプシロンの基本諸元と機体構成
第5回	イプシロンロケットの推進系
第6回	イプシロンロケットの構造系
第7回	イプシロンロケットのアビオニクス
第8回	イプシロンロケットの誘導制御系
第9回	イプシロンロケットの運用と施設設備(1)全般
第10回	イプシロンロケットの運用と施設設備(2)自動・自律点検システム
第11回	運用と施設設備(3)射場整備作業と射場点検取扱設備
第12回	運用と施設設備(4)発射装置
第13回	運用と施設設備(5)イプシロン管制センター(ECC)
第14回	イプシロンロケットの安全設計
最終回	イプシロンロケット開発を支える情報システム

イプシロンロケットの解説資料



イプシロンロケット 打上げへのカウントダウン

こちらのサイトで各系の詳しい解説が参照頂けます。 http://www.isas.jaxa.jp/j/column/ep_countdown/index.shtml

第1回	発射装置改修工事－機体転倒防止装置	フェアリング音響試験
第2回	新たな50年の第一歩－活気にあふれるM台地	
第3回	フェアリング分離放てき試験	イプシロンロケットのマーキングデザイン
第4回	補助固体推進系の領収試験が終了	イプシロンロケットへの応援メッセージ

イプシロン／SPRINT-A特設サイト

<http://fanfun.jaxa.jp/countdown/epsilon/index.html>

平成25年ロケット打上げ計画書

惑星分光観測衛星 (SPRINT-A) / イプシロンロケット試験機

http://www.jaxa.jp/press/2013/05/20130521_epsilon.pdf

JAXA's No. 051 (2013年8月1日発行)

イプシロン／SPRINT-A／内之浦 特集号

<http://www.jaxa.jp/pr/jaxas/pdf/jaxas051.pdf>



内之浦宇宙空間観測所、M-Vロケットの解説資料

秋葉鏡二郎 ロケット開発の黎明期の熱き思いを未来へ

<http://www.jaxa.jp/article/interview/2013/vol77/>

Mロケットの歴史とM-V開発の経緯 (ISAS Web)

<http://www.isas.jaxa.jp/ISASnews/No.194/develop-01.html>

日本の宇宙開発の歴史 (宇宙研物語)

http://www.isas.jaxa.jp/j/japan_s_history/index.shtml

記念誌「内之浦宇宙空間観測所の50年」

<http://www.isas.jaxa.jp/j/special/2013/uchinoura50/index.shtml>



ロケット開発の黎明期の熱き思いを未来へ

元宇宙科学研究所所長 東京大学名誉教授
秋葉鏡二郎

2012年は「日本の宇宙開発の父」糸川英夫博士の生誕100周年であり、内之浦宇宙空間観測所の開設50周年という年でもありました。日本のロケット開発は、1955年に糸川博士が行った、全長23cmのペンシルロケットの水平発射実験から始まりました。この固体燃料ロケットの技術は受け継がれ、2013年度にはその集大成といわれるイプシロンロケットが打ち上げられる予定です。糸川博士の教え子の1人である秋葉鏡二郎さんに、ロケット開発の黎明期や未来についてうかがいました。

日本の
宇宙開発の
歴史 [宇宙研物語]

第2章
内之浦の
登場

第8章
究極の
固体ロケット
をめざして



内之浦宇宙空間観測所

概要

1962(昭和37)年、東京大学生産技術研究所(当時)の附属施設、鹿児島宇宙空間観測所として設置された内之浦宇宙空間観測所は、科学観測ロケット及び科学衛星の打ち上げ並びに、それらの追跡及びデータ取得等の業務を行ってきている施設である。これまで大小390機を越すロケット打ち上げ、1970年(昭和45年)のわが国初の人工衛星「おおすみ」以来35個の衛星・探査機の打ち上げが行われた。



3.Mセンター



Mセンターは、Mロケット発射台地であり、ここにはMロケット発射装置、ロケット組立室、発射管制室がある。



1. 管理センター
2. 宇宙科学資料センター
3. Mセンター
4. KSセンター
5. コントロールセンター
6. テレメータセンター
7. 20mアンテナ
8. 34mアンテナ

4.KSセンター

KSセンターからは、1970年にL-4S-5号機で、日本初の人工衛星「おおすみ」はここから打ち上げられた。現在はS-520、S-310型観測ロケットの発射台地である。



主要中小型ロケットの比較



ロケット名	ペガサス XL	ミノタウルス I	ミノタウルス IV	トーラスXL	ベガ	ロケット	ドニエプル	ソユーズ U	PSLV	イプシロン
国名	米国	米国	米国	米国	欧州	欧／露	露	露	インド	日本
製造企業	Orbital Sciences Corporation				European Launch Vehicle	Eurockot Launch Services	ISC Kosmotras	Progress 工場	ISRO	アイエイチアイエアロスペース
成功／打上	37／42	10／10	3／3	6／9	2／2	16／18	16／17	745/768	23／25	開発中
打上げ成功率	88%	100%	100%	66%	100%	89%	94%	97%	92%	—
打上能力t (LEO500km)	0.4	0.6	1.8	1.4	2.3	2.0	2.7	4.6 (クール打上)	1.6 (SSO 620km)	1.2トン

2013年8月1日 現在

略語集

PBS	Post Boost Stage	小型液体推進系
SRB-A	Solid Rocket Booster	固体ロケットブースタ
M-34c	—	(イプシロンロケット2段モータの名称)
KM-V2b	—	(イプシロンロケット3段モータの名称)
SMSJ	Solid Motor Side Jet	固体モータサイドジェット
SPM	SPin Motor	スピンモータ
PDR	Preliminary Design Review	基本設計審査
CDR	Critical Design Review	詳細設計審査
PQR	Post Qualification Review	開発完了審査
MCO	Mission CheckOut	ミッションチェックアウト
FM	Flight Model	フライトモデル
PM	Prototype Model	プロトタイプモデル
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Plastic	炭素繊維強化プラスチック
ROSE	Responsive Operation Support Equipment	即応運用支援装置
MOC	Miniature Ordnance Circuit Checker	小型火工品回路点検装置
ECC	Epsiron Control Center	イプシロン管制センター
USC	Uchinoura Space Center	内之浦宇宙空間観測所