

イプシロンロケットについて



平成28年11月24日

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

第一宇宙技術部門イプシロンロケットプロジェクト

プロジェクトマネージャ

森田 泰弘

【本日のご説明事項】

1. イプシロンロケットの目指すもの
2. 2号機打上げに向けた準備状況
3. イプシロンロケットのこれから

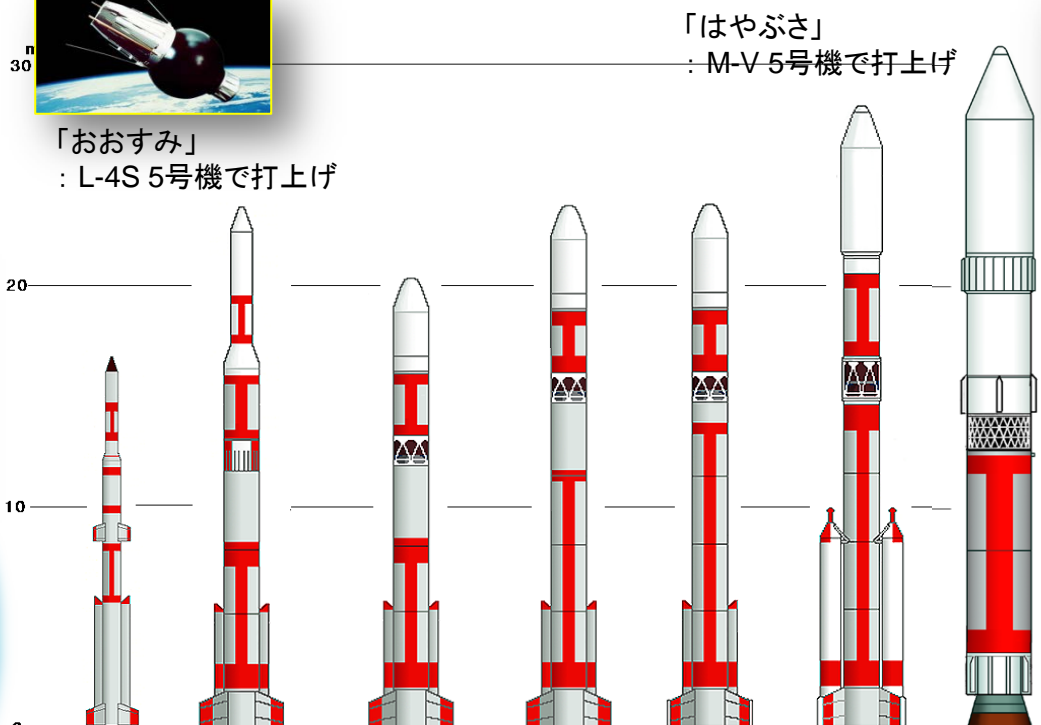
1. イプシロンロケットの目指すもの

固体燃料ロケットの特徴と歴史

- イプシロンロケットは、H-II A/Bシリーズと違い、**固体燃料を推進剤にするロケット。**
- **固体燃料ロケットは、液体燃料ロケットと比較した場合、以下の2点で優れている。**
 - ① 即応性・・・打上げ準備状態で待機可能
 - ② 機動性・・・構造が単純で、開発費、期間が相対的に安価で短い
- 我が国は、我が国初の人工衛星「おおすみ」の打上げ時から**独自の固体燃料ロケットシステム技術を開発、発展。**



「おおすみ」
: L-4S 5号機で打上げ



「はやぶさ」
: M-V 5号機で打上げ

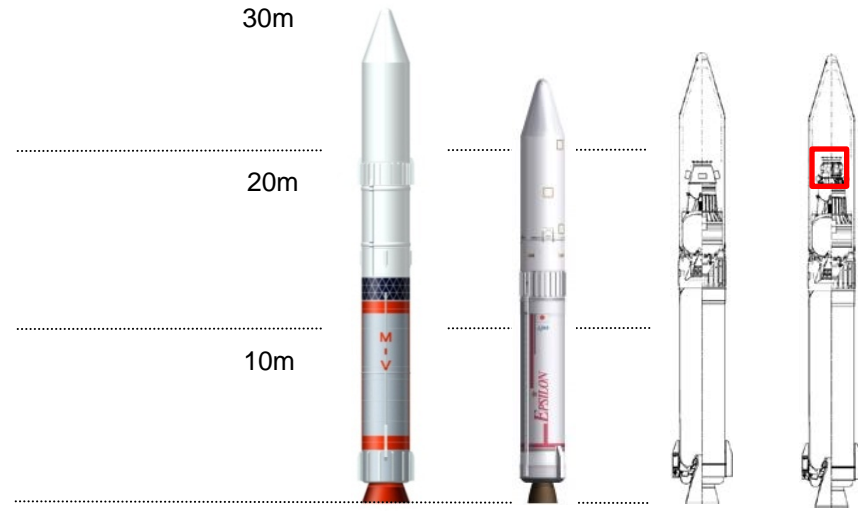


「ひさき」
: イプシロン試験機で
打上げ

ロケット名称	Pencil	L-4S	M-4S	M-3C	M-3H	M-3S	M-3S II	M-V-5	Epsilon (試験機)
高さ(m)	23 cm	16.5	23.6	20.2	23.8	23.8	27.8	30.8	24.4
重量(ton)		9.4	43.6	41.6	48.7	48.7	61	140.4	91
低軌道打上げ能力(kg)	--	26	180	195	300	300	770	1,850	1,200

イプシロンロケットの開発の経緯について

- イプシロンロケットは、前身のM-Vロケットの開発から10年、運用終了から4年が経過した、平成22年(2010年)8月に宇宙開発委員会(当時)において開発着手が認められた。
- 打上げ射場を内之浦とすることを平成23年1月に決定し、平成24年度から本格的な射場整備を実施。
- **平成25年9月14日に試験機を打上げ。**惑星分光観測衛星「ひさき」を軌道投入。



		M-V	イプシロン (試験機)
全長		30.8 m	24.4 m
直径(代表径)		2.5 m	2.5 m
推進薬	3段部	固体	固体
	2段部	固体	固体
	1段部	固体	固体
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		1,800kg — —	1,200kg 450kg 液体ロケット並み
射場作業期間 (1段射座据付けから 打上げ翌日まで)		42日	9日
衛星最終アクセスから 打上げまで		9時間	3時間

左:基本形態
右:オプション形態
(PBS付き)

(注)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を搭載したオプション形態を有する

PBS:ポスト・ブースト・ステージ



試験機の打上げ
(2013年9月内之浦宇宙空間観測所)

「未来を拓くロケット開発」

<目標>

(1) 運用性の向上

シンプルかつ人数をかけずに短時間で飛ばせる仕組みにすることにより、宇宙への敷居を下げ、これまで宇宙開発・宇宙利用ができなかった人や産業が積極的に宇宙を使える世の中へ。

(2) 顧客ニーズへの対応

様々な衛星の打ち上げニーズに柔軟、効率的かつ低コストに対応できるロケットに。



- ・運用・設備・機体の3点セットからなる打上げシステム全体を改革(コンパクト化)
- ・機体、ユーザにとっての利便性(乗り心地と軌道投入精度)、機動性(ロケット技術の革新)

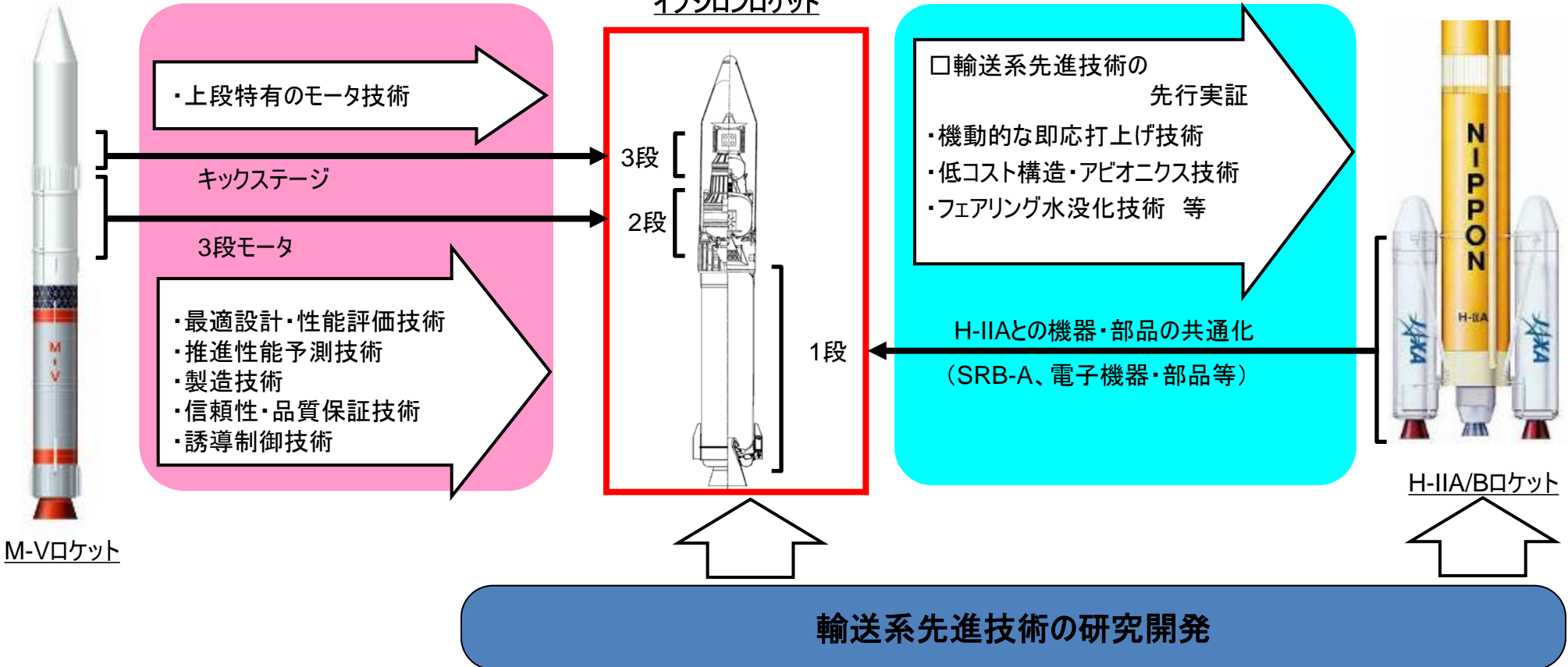


イプシロンロケットの技術開発

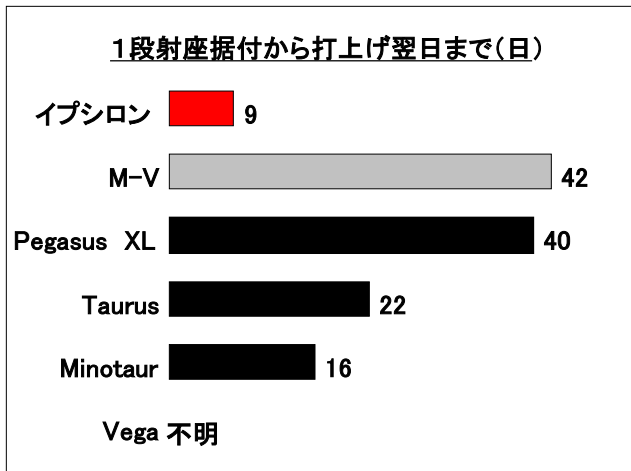
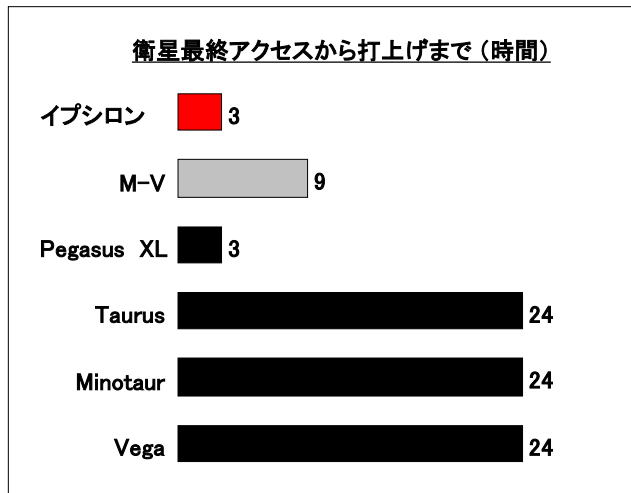
- M-Vロケットの技術を継承し、H-IIAロケットの技術を活用・共通化。
- 輸送系先進技術を実証し、我が国の輸送システムの進化に向けたプリカーサとしての役割を果たす。

□ 我が国が独自に蓄積した固体ロケットシステム技術の継承・発展

□ 機器・部品・技術の共通化と生産数増大による
 ・ 調達、信頼性、品質の安定化
 ・ 開発コスト、実機コスト低減

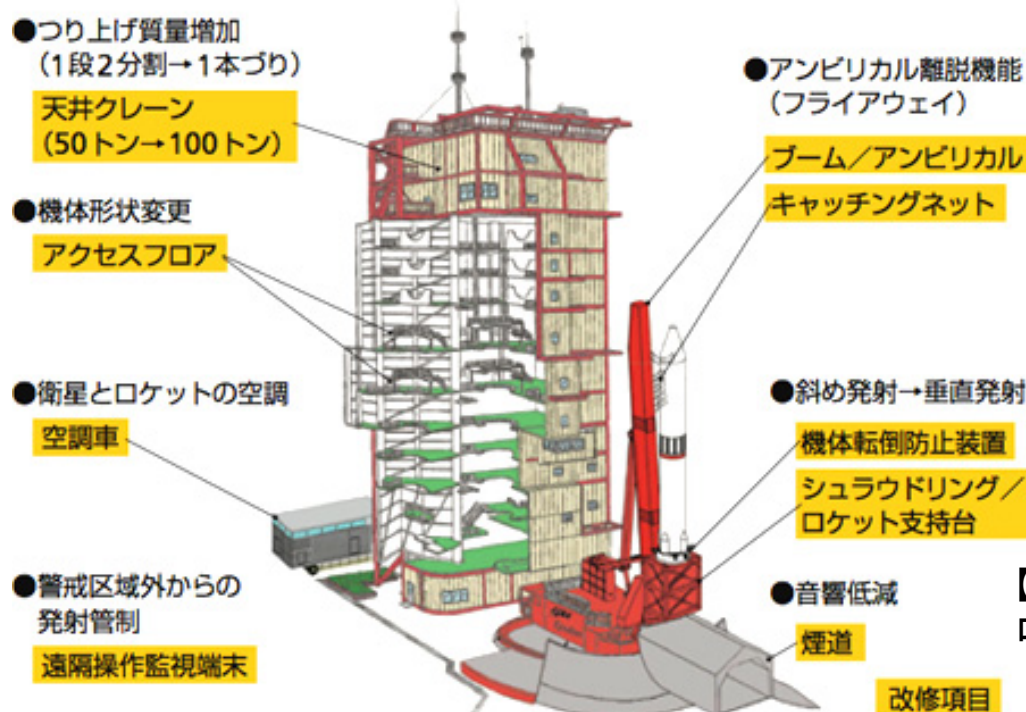
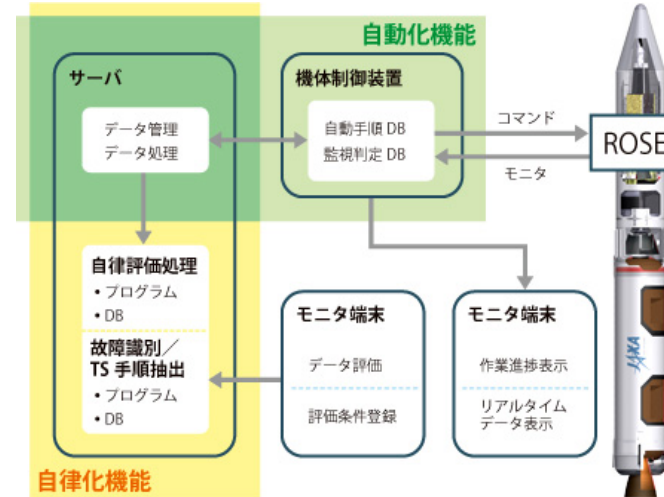
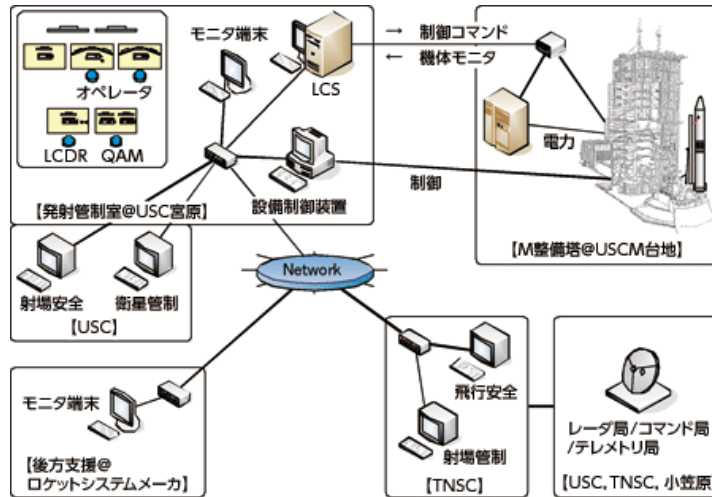


イプシロンロケットの開発(運用・設備)



* 横置き状態での各段結合開始から起算

【参考】運用性の比較

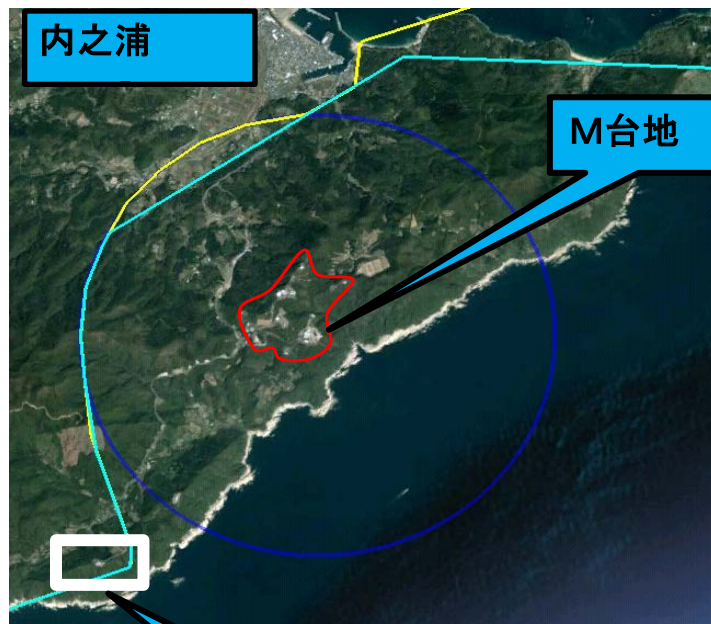


【参考】イプシロンロケットの打上げ設備

内之浦の整備

打上げ関連設備の新設、改修等の整備を実施

- Mロケット設備を最大活用
 - ・ M型ロケット発射装置
 - ・ M組立室
 - ・ 宮原レーダテレメータセンター
- 基幹ロケット設備と共通化
 - ・ 可搬型レーダ
 - ・ 可搬型保安コマンド
- 安全確保(警戒区域外管制)
 - ・ イプシロン管制センター



イプシロン管制センター

- ・ ロケット発射管制
- ・ 衛星管制
- ・ 陸上・海上安全管制

宮原

宮原レーダテレメータセンター

可搬型保安コマンド

可搬型レーダ

光学式位置計測設備



M型ロケット発射装置

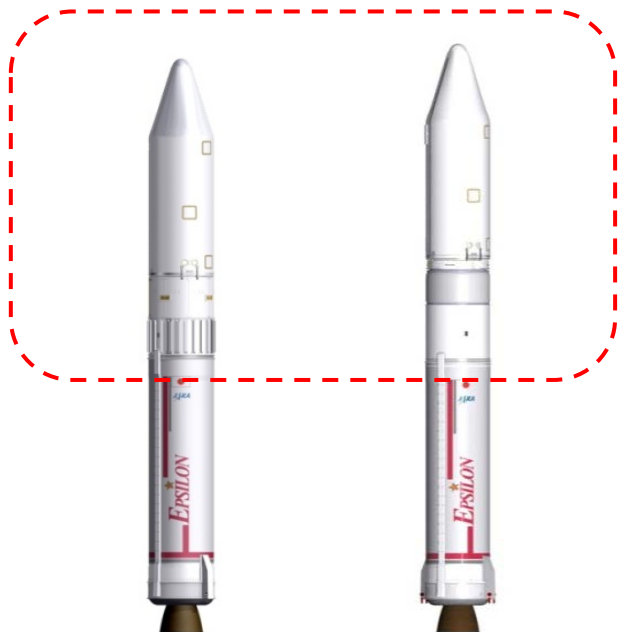
- ・ 全段組立、全段点検
- ・ 機体支持・射座への旋回
- ・ 射座機能(ペイロード音響緩和)



M組立室

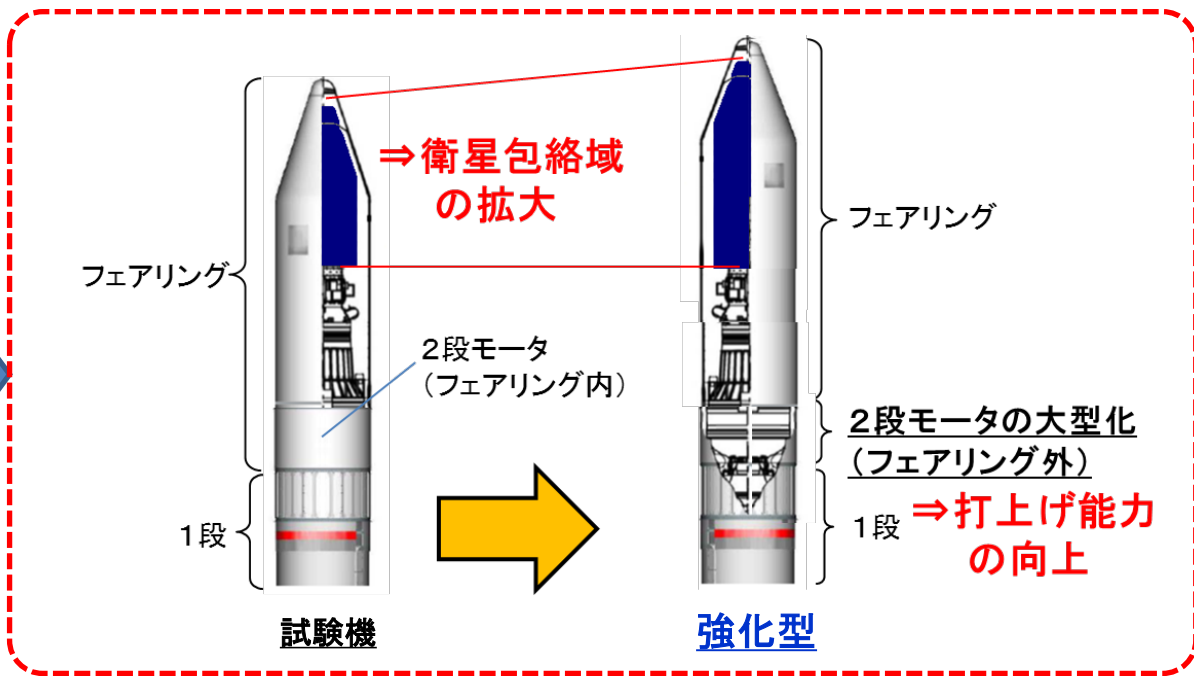
- ・ ロケット各段組立点検
- ・ 衛星点検

イプシロンロケットの開発(ロケット)

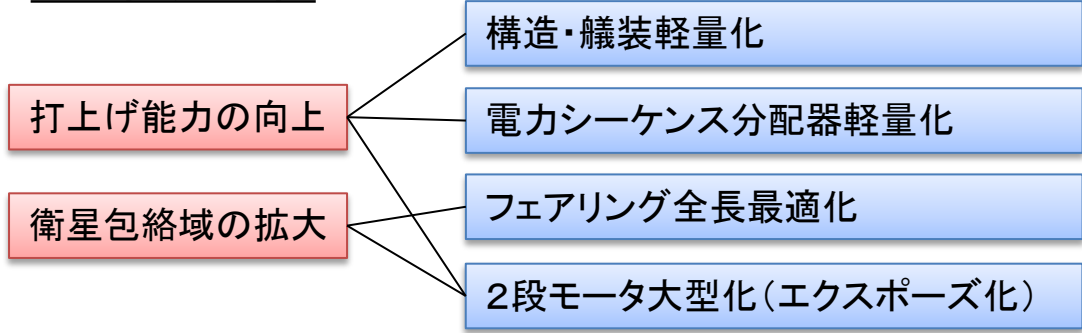


試験機

強化型



主な開発仕様



性能	現行	強化型
打上げ能力 (太陽同期軌道)	450kg	590kg
衛星包絡域 (高さ)	約4.7m	約5.4m

- 打上げ能力向上を達成するため、推進薬量を約10.7tonから約15tonに増量させた2段モータを開発。
- 実機サイズでの地上燃焼試験等を実施し、設計の妥当性を確認した。
 - ✓ 地上燃焼試験の結果を踏まえ、モータケースの断熱構造の改良を行うための追加確認試験を実施した。

●地上燃焼試験

目的

2段モータの設計の最終検証

試験実施場所

宇宙科学研究所 能代ロケット実験場

試験作業期間

平成27年11月30日～12月25日

試験日

平成27年12月21日

着火時刻

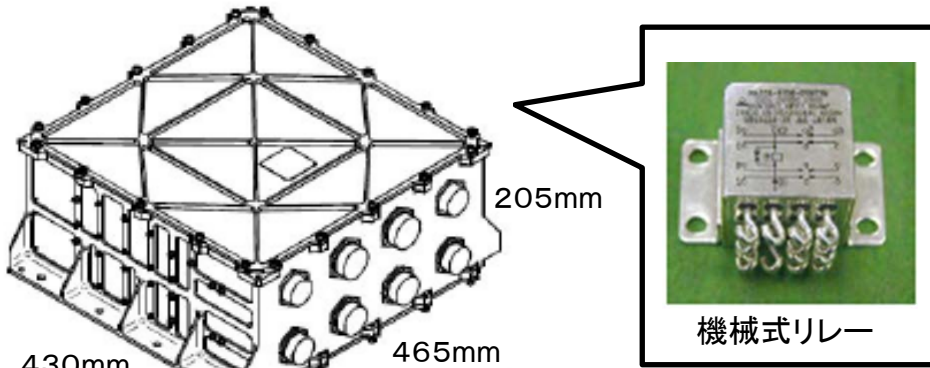
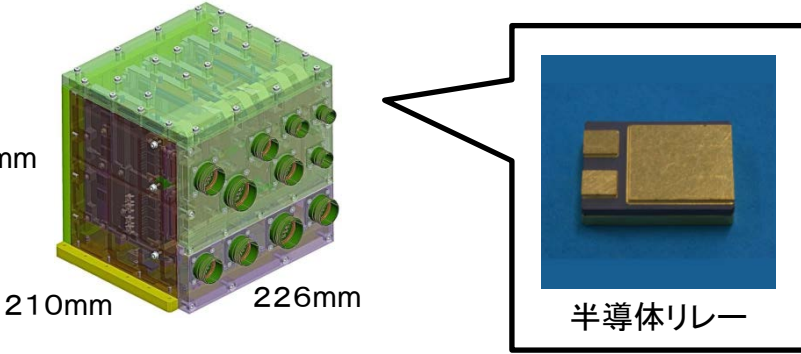
11:00 (計画通り実施)



地上燃焼試験の状況

イプシロンロケットの開発(ロケット)

- 打上能力向上のため、イプシロンロケットの第2段および第3段に搭載される電力シーケンス分配器(PSDB)の小型・軽量化を行った。
- 試験機で採用したPSDB(機械式リレー)の機能要求・回路構成を踏襲し、機械式リレーを半導体リレーに置き換えた。

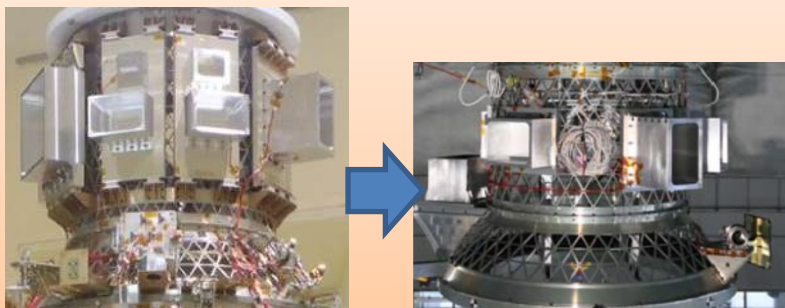
旧PSDB(機械式リレー)	新PSDB(半導体リレー)
 <p>430mm 465mm 205mm</p> <p>質量: 20kg</p> <p>機械式リレー</p>	 <p>250mm 210mm 226mm</p> <p>質量要求: 12.5kg以下 (実績値: 10.6kg)</p> <p>半導体リレー</p>

PSDB外観図

イプシロンロケットの開発(ロケット)

■ 構造の簡素化や構造様式変更により、製造性向上と軽量化を実施。

第3段機器搭載構造 (P3PL)

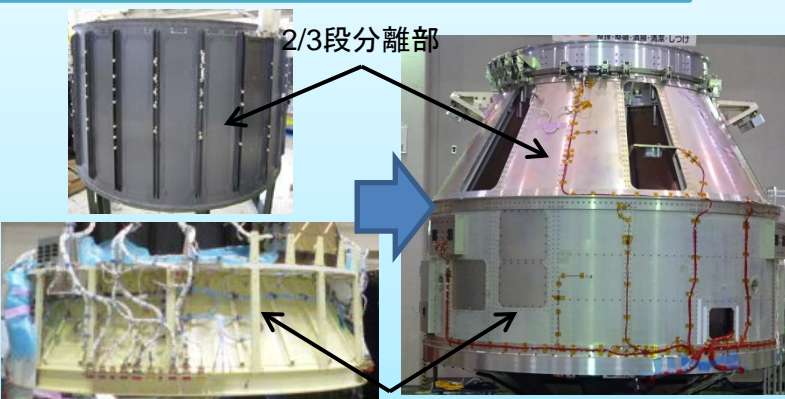


試験機仕様

強化型仕様

全長短縮(軽量化、包絡域拡大)

第2段機器搭載構造 (B2PL)



2/3段分離部

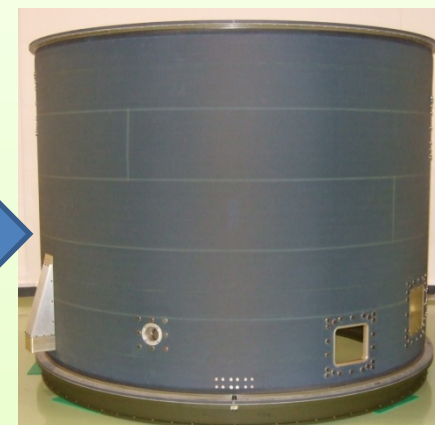
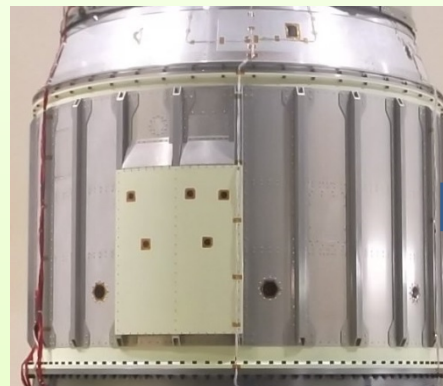
機器搭載部

試験機仕様

強化型仕様

構造簡素化(製造性向上)

第1段機器搭載構造 (B1PL)



- 形状
テーパ部+ストレート部
- 構造様式
アルミ製スキンストリンガー構造

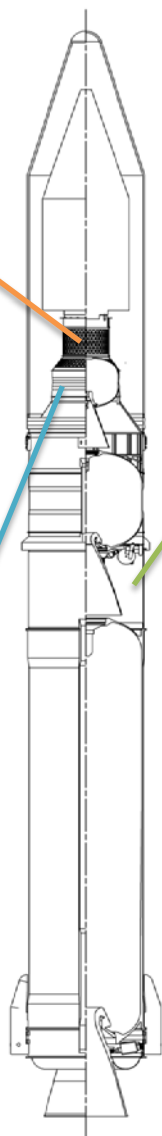
- 形状
ストレート部のみ
- 構造様式
CFRP(*)スキン/アルミハニカム
サンドイッチ構造
(CFRPフランジ)

(*)CFRP: 炭素繊維強化プラスチック

試験機仕様

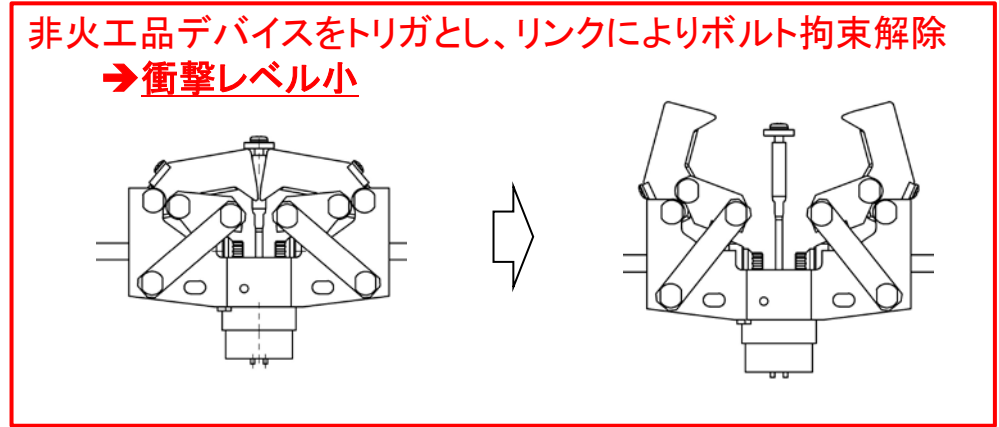
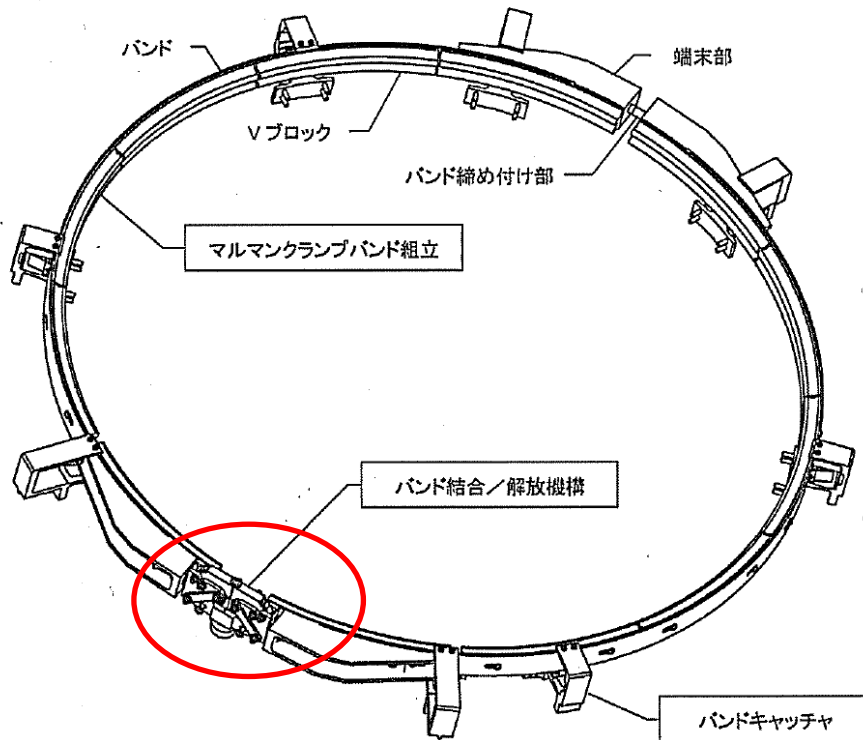
強化型仕様

構造簡素化(製造性向上)
構造様式変更(軽量化)

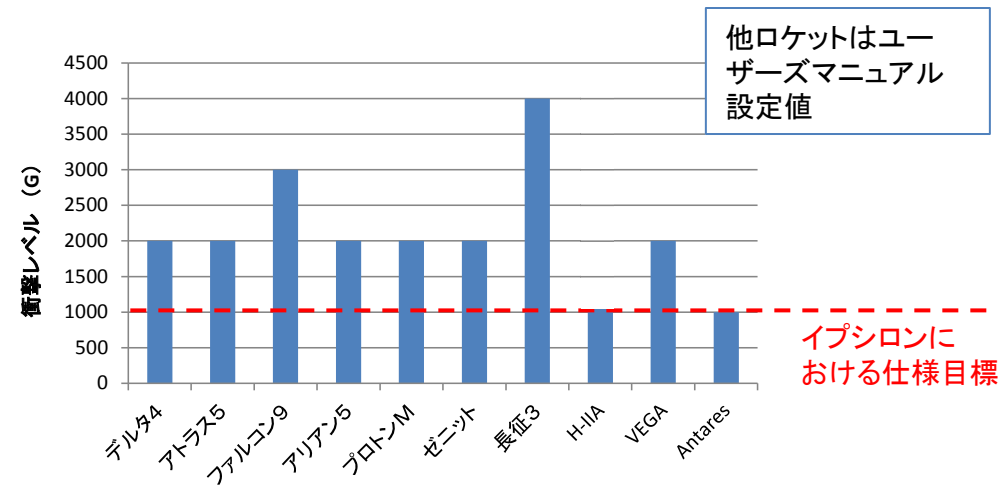


イプシロンロケットの開発(ロケット)

- 基幹ロケット(H-IIA)高度化で開発した低衝撃型衛星分離機構を、イプシロンに適用するための開発を実施(3号機より適用予定)



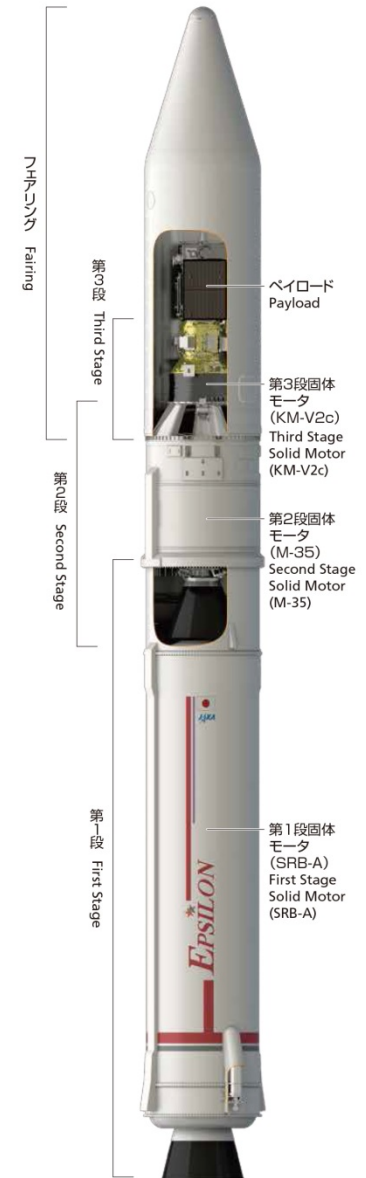
バンド結合/解放機構



衛星搭載衝撃環境の比較

機体システム仕様

		基本形態	オプション形態
全長		約26.0m	約26.0m
直径		最大径: φ2.6 フェアリング径: φ2.5	最大径: φ2.6 フェアリング径: φ2.5
全備質量		約95.4ton	約95.7ton
段構成		固体3段式	固体3段式 + PBS
フェアリング		投棄部: 9187mm 非投棄部: 450mm	投棄部: 9187mm 非投棄部: 450mm
第3段	モータ	KM-V2c (ノズル非伸展)	KM-V2c (ノズル非伸展)
	推進薬	ホリフタジエン系コンポジット	ホリフタジエン系コンポジット
	姿勢制御	スピン安定	スピン安定
	全備質量	約2.9ton	約3.2ton
	※1 PBS	タンク	N/A
推進薬		1液ヒドラジン	
姿勢制御		PBSスラスタ(3軸)	
第2段	モータ	M-35 (φ2.6m) (ノズル非伸展)	M-35 (φ2.6m) (ノズル非伸展)
	推進薬	ホリフタジエン系コンポジット (SRB-Aと共通化)	ホリフタジエン系コンポジット (SRB-Aと共通化)
	姿勢制御	TVC+RCS	TVC+RCS
	全備質量	約17.2ton	約17.2ton
第1段	モータ	SRB-A	SRB-A
	推進薬	ホリフタジエン系コンポジット	ホリフタジエン系コンポジット
	姿勢制御	TVC + SMSJ	TVC + SMSJ
	全備質量	約74.5ton	約74.5ton
誘導制御		慣性誘導	慣性誘導



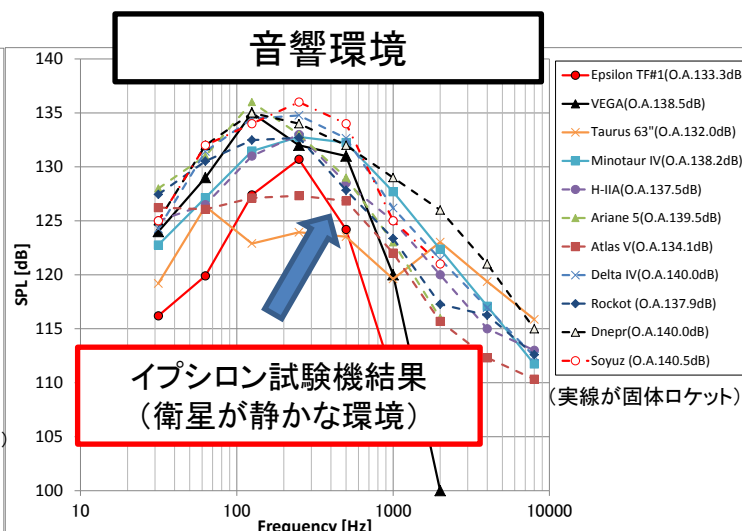
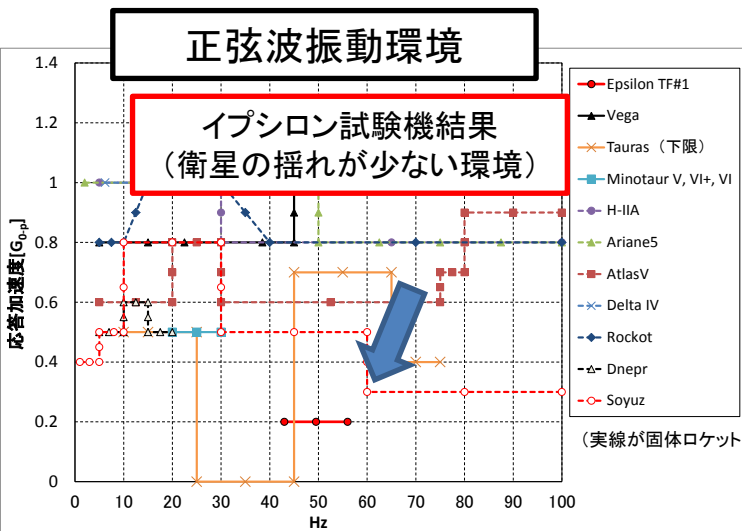
基本形態

(*1) Post Boost Stage
: 軌道投入精度を向上させるための液体推進システム最上段に搭載

(補足)イプシロンロケット試験機打上げの結果

●イプシロンロケット試験機の機能・性能は全て良好であった。特記事項を以下に示す。

- ①平成22年に開発開始して平成25年夏に打上げ(開発移行から打上げまで3年)というこれまでのロケット開発に類を見ない短期間開発を実現し、打上げ時期に制約のあるミッションに対応した。
- ②速度調整が困難であるがゆえに軌道投入精度を高くできない固体ロケットでありながら、小型液体推進系搭載により液体ロケットを含む世界のロケットと同等レベル以上の軌道投入精度を実証した。
- ③試験機実績評価とその後の改善により、定常段階では「1段射座据付けから打上げ翌日まで9日」、「衛星最終アクセスから打上げまで3時間」という革新的かつ世界一の運用を可能とする目途を得た。
- ④試験機での衛星の正弦波振動は、新規開発した制振機構の効果により世界のロケットの中でトップレベル($0.2G_{0-p}$)であった(H-IIAより緩和の方向)。
- ⑤試験機での衛星の音響環境は、数値解析や実験をもとに設計した煙道の効果により世界のロケットの中でトップレベル(132dB)であった(M-Vロケットからは10分の1以下に低減、H-IIAより緩和の方向)。

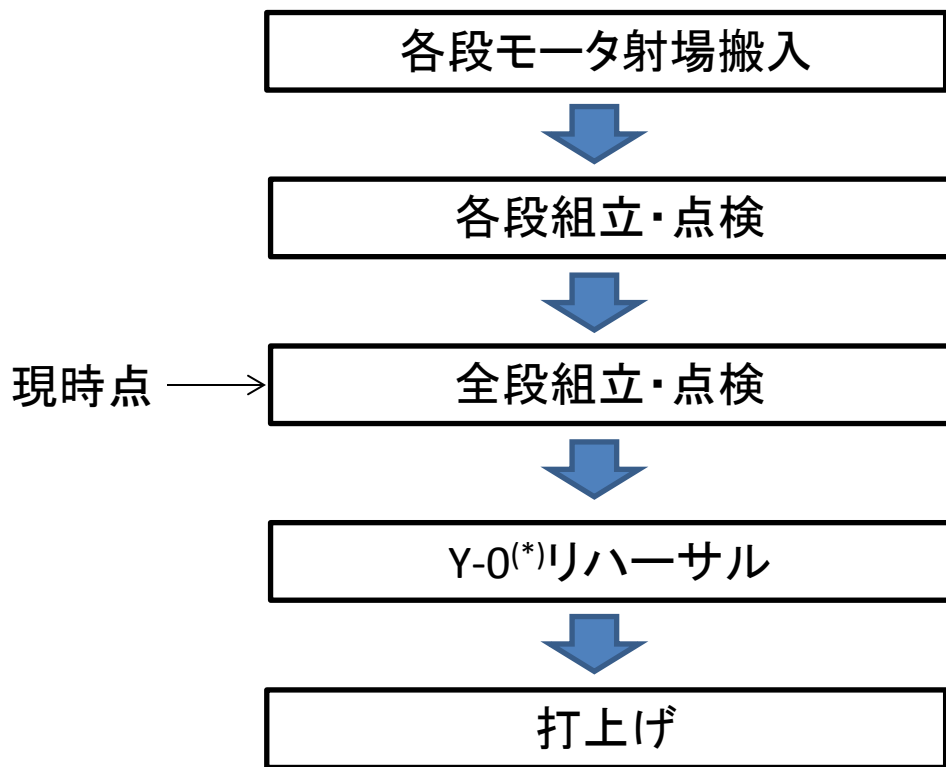


固体ロケット開発期間

ロケット	M-V	ベガ	イプシロン
開発期間	1990-1997	1998-2012	2010-2013

2. イプシロンロケット2号機打上げに向けた準備状況

- イプシロンロケット2号機は基本形態での打上げとなる(3号機はオプション形態)
- 打上げに向けた射場作業実施状況は以下の通り
 - ✓ 射場に各段モータの搬入を行い、9月12日より射場作業を開始している。現在、全段点検作業を実施中。
 - ✓ 射場作業のフローを以下に示す。

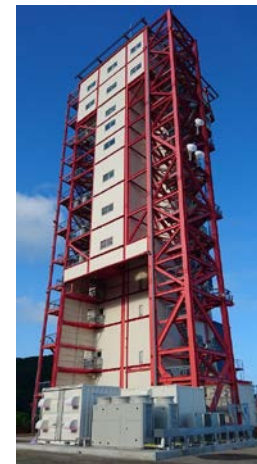


(*)Y-0: 打上げ当日

【作業場所】



M組立室



M整備棟

イプシロンロケット2号機打上げに向けた準備状況



水切り

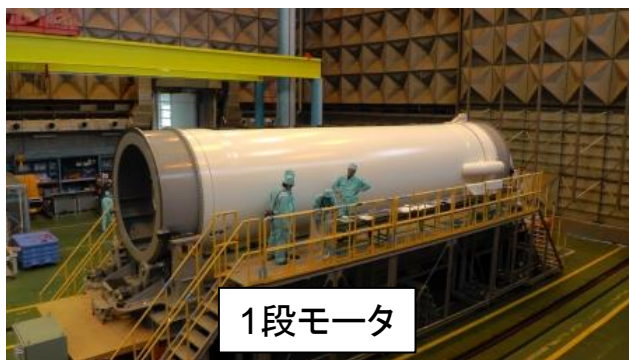


陸上輸送

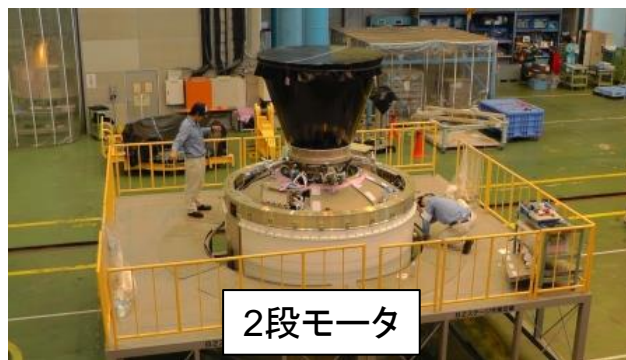


M組立室搬入

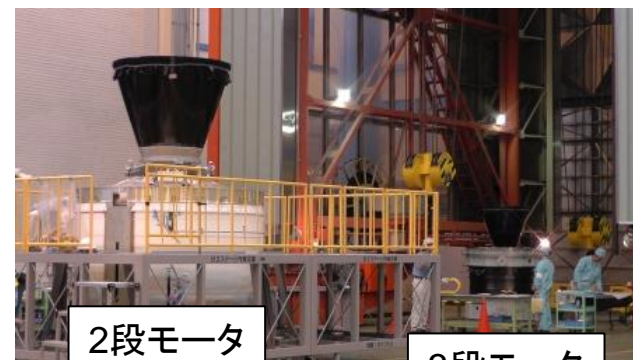
1段モータ輸送・搬入の状況



1段モータ



2段モータ



2段モータ

3段モータ

各段組立作業の状況



1段VOS

VOSの状況



2段VOS

■ イプシロンロケット2号機では機体のデザインを以下の通りに一部修正



変更点①【2号機以降】: 海側(記者席側)に加え、山側(第5光学側)からもマーキングが見えるよう2位相に記載

変更点②【2号機のみ】: 更に進化するイプシロンを表す2重の矢(ダブルアロー)を追加。肝付町名物の流鏝馬の矢の意味も含む。本箇所にメッセージを記載。(肝付町提案)

変更点③【2号機以降】: 上部のサブのラインを銀から紫に変更。赤と紫は光のスペクトルの両端であり、宇宙科学ミッションから地球観測ミッションに至るまで、そして日本のユーザから世界の国々のユーザまで幅広く利用できるようなロケットを目指していることを表す。

<参考>試験機デザイン

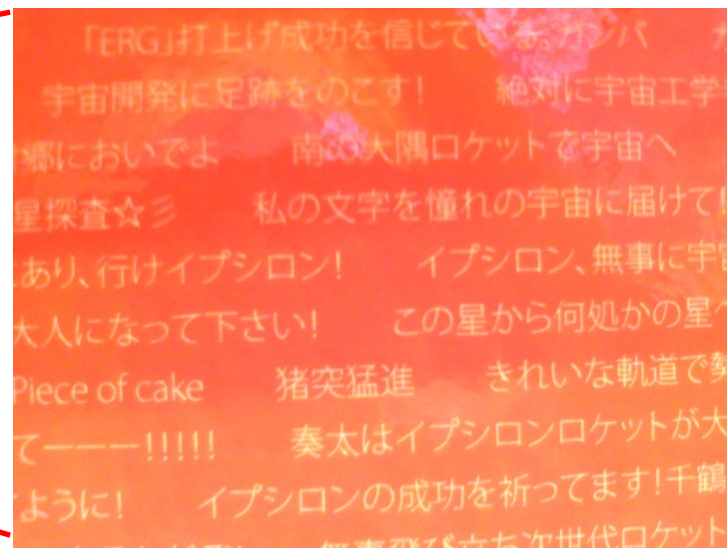


- イプシロンロケット2号機では、2号機で追加した二重の矢(ダブルアロー)にメッセージを掲載した。

応募総数: 6, 471件※(掲載件数は重複を除く6, 255件)

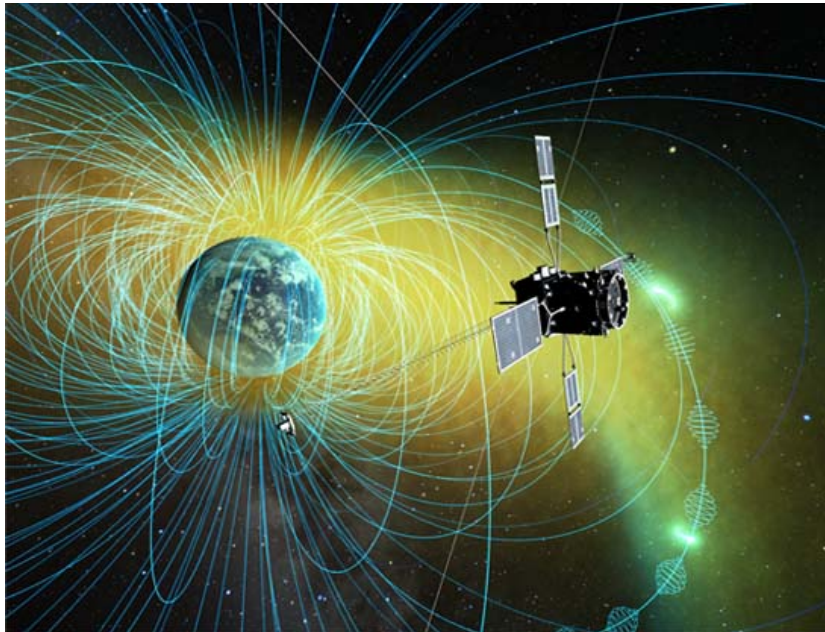
※試験機でもメッセージを公募し、応募総数は5, 812件

2号機におけるシール貼り付け部位



■ イプシロンロケット2号機では、打ち上げる人工衛星の概要は以下の通り

名称:ジオスペース探査衛星(ERG※)



項目	諸元
目的	宇宙環境擾乱にともなって激しく変動する放射線帯の中心部において、10電子ボルトから20メガ電子ボルトの6桁におよぶ広帯域の電子を直接観測する等、放射線帯の総合観測を行うことによって、放射線帯の高エネルギー電子がどのようにして生まれ/失われることを探り、放射線帯変動のメカニズムを明らかにする。
構造	重量: 365kg以下 電力: 約700W以上
予定軌道 (運用時)	種類: 楕円軌道 近地点高度: 約300km 遠地点高度: 約33,200km 軌道傾斜角: 約31度 周期: 約580分
ミッション機器	<ul style="list-style-type: none"> ・低エネルギー電子分析器 (LEP-e: Low-energy particle experiments - electron analyzer) ・低エネルギーイオン質量分析器 (LEP-i: Low-energy particle experiments - ion mass analyzer) ・中間エネルギー電子分析器 (MEP-e: Medium-energy particle experiments - electron analyzer) ・中間エネルギーイオン質量分析器 (MEP-i: Medium-energy particle experiments - ion mass analyzer) ・高エネルギー電子分析器 (HEP: High-energy electron experiments) ・超高エネルギー電子分析器 (XEP: Extremely high-energy electron experiments) ・プラズマ波動電磁場観測機器 (PWE: Plasma Wave Experiment) ・磁場観測器 (MGF: Magnetic field experiment) ・波動粒子相互作用解析装置 (S-WPIA: Software-type wave particle interaction analyzer)
ミッション期間	定常運用移行後1年以上

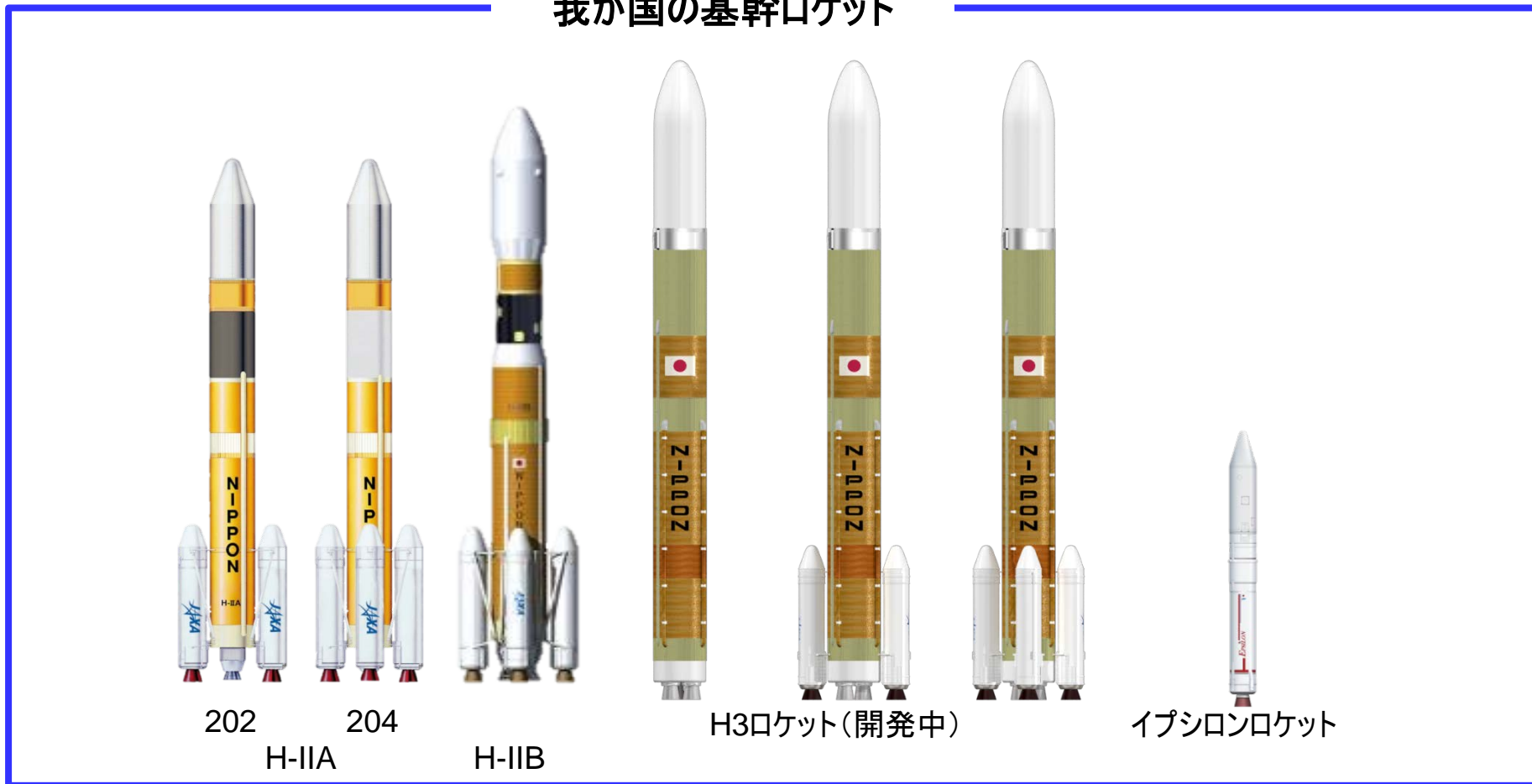
※ERG: Exploration of energization and Radiation in Geospaceの略

3. イプシロンロケットのこれから

イプシロンロケットの政策的位置づけ

- 現行の宇宙基本計画(平成28年4月1日閣議決定)において、イプシロンロケットは、H-II A/B等と並び、我が国の基幹ロケットとして位置づけられ、「産業基盤を確実に維持」するとともに、「政府衛星の打ち上げに当たっては優先的に使用して打ち上げる」こととされている。

我が国の基幹ロケット



- また、「即応性が高く、戦略的技術として重要な固体燃料ロケット」であり、「打ち上げ能力の向上及び衛星包絡域の拡大のための高度化」や、「新型基幹ロケット(現:H3ロケット)の固体ロケットブースターとのシナジー効果を発揮できるような将来の固体ロケットの形態の在り方について、～(中略)～、検討に着手する」ことなども同計画に盛り込まれている。

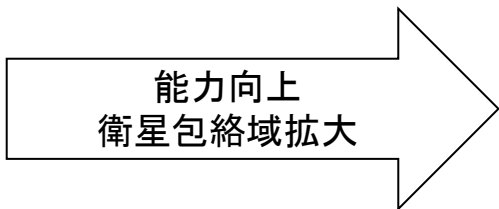
- イプシロンがターゲットとするニーズとしては、現時点、以下のような小型衛星等が想定される。
 - JAXAミッション
 - (1) 科学衛星・探査機
 - ✓ **公募型小型計画**として、イプシロンによる打上げを想定したミッションを検討中。
2年に1回の打上げを実施。
 - (2) **革新的衛星技術実証プログラム**
 - ✓ イプシロンによる**2年に1回の実証機会**を確保。
 - JAXAミッション以外
 - イプシロンの顧客となり得る海外衛星の需要動向分析を実施。
 - ✓ **2020年以降**、イプシロンの主衛星となり得る**300-600kgのレンジに年間5機程度の需要**。(主に新興国をはじめとする自国で打上げ手段を持たない国の衛星)

これからの開発の流れについて



試験機

打上げ能力※1: 450kg
2013年: Sprint-A(ひさき)



能力向上
衛星包絡域拡大

- ・2段モータ
- ・構造系
- ・PBS推進系、等

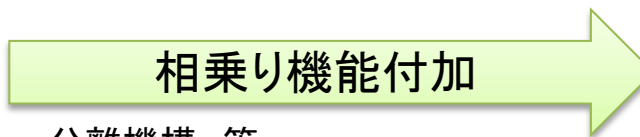


2号機

打上げ能力※1: 590kg
2016年: ERG(予定)

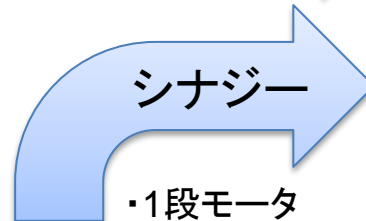
(参考)イプシロンロケットで今後打ち上げる衛星

- ASNARO-2(予定)
- 革新的衛星技術実証(予定)
- 公募型小型(予定)



相乗り機能付加

- ・分離機構、等



シナジー

- ・1段モータ
- ・アビオ機器、等



H3ロケット

2020年: 試験機1号機打上げ(予定)

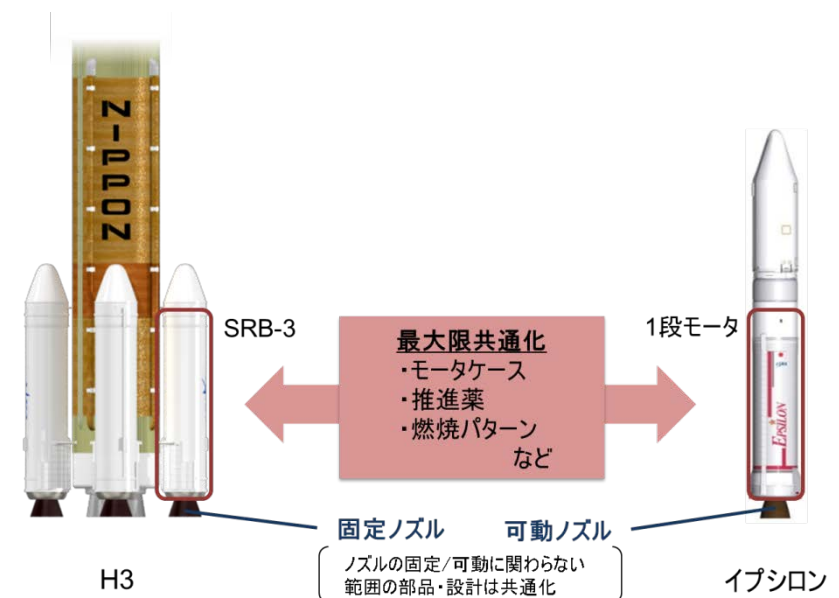


順次、上記取り組み
成果を適用

(※1) SSO 500km、オプション形態における能力(2号機は基本形態)

JAXA H3ロケットとイプシロンとのシナジー効果の方向性

- H3の固体ロケットブースタ(SRB-3)は、モータケース、推進薬、燃焼パターンなど、イプシロン1段モータと最大限共通化できる見通し(H3の技術をイプシロンに適用)。
- 但し、ノズルについては、H3は固定式、イプシロンは可動式であるため、イプシロン向けに一部固有の設計が必要。双方の開発を連携して進める観点を含めて、地上燃焼試験等の計画を検討中。
- また、イプシロンの2段モータで開発した固体ロケットの新規技術^(*)をSRB-3に適用(イプシロンの技術をH3に適用)。
(*)モータケース内面断熱材の積層構成の簡素化、ノズルスロート材料の製造方法の効率化など
- 固体ロケットブースター以外では、H3の姿勢制御用ガスジェット装置とイプシロンPBS^(*)のコンポーネントの一部を共通化できる見通し。アビオニクス等については、部品レベルの共通化範囲の識別を含め、引き続き検討を進める。



固体ロケットブースタシナジー概要

(*)Post Boost Stage: 軌道投入精度を向上させるための液体推進システム、最上段に搭載

ご清聴ありがとうございました。

最後に12月20日に打ち上げる予定の
イプシロンロケット2号機のプロモーションビデオをご覧ください。