

## 資料37-1

科学技術・学術審議会  
研究計画・評価分科会  
宇宙開発利用部会  
(第37回)H29.9.5

# イプシロンロケット3号機について

平成29(2017)年9月5日  
宇宙航空研究開発機構

理事 布野 泰広

イプシロンロケットプロジェクトチーム プロジェクトマネージャ 井元 隆行

# 1. 経緯

- 平成25年9月14日、イプシロンロケット試験機により惑星分光観測衛星「ひさき」の軌道投入に成功。
- 平成26年10月30日の宇宙開発利用部会において、「強化型イプシロンロケットプロジェクト移行審査の結果」について報告した。
- 平成28年12月20日、イプシロンロケット2号機によりジオスペース探査衛星「あらせ」の軌道投入と強化型イプシロンロケット(基本形態)の飛行実証に成功。
- イプシロンロケット3号機により高性能小型レーダ衛星(ASNARO-2)を打ち上げ、強化型イプシロンロケット(オプション形態)及び低衝撃型衛星分離機構の飛行実証を行う。

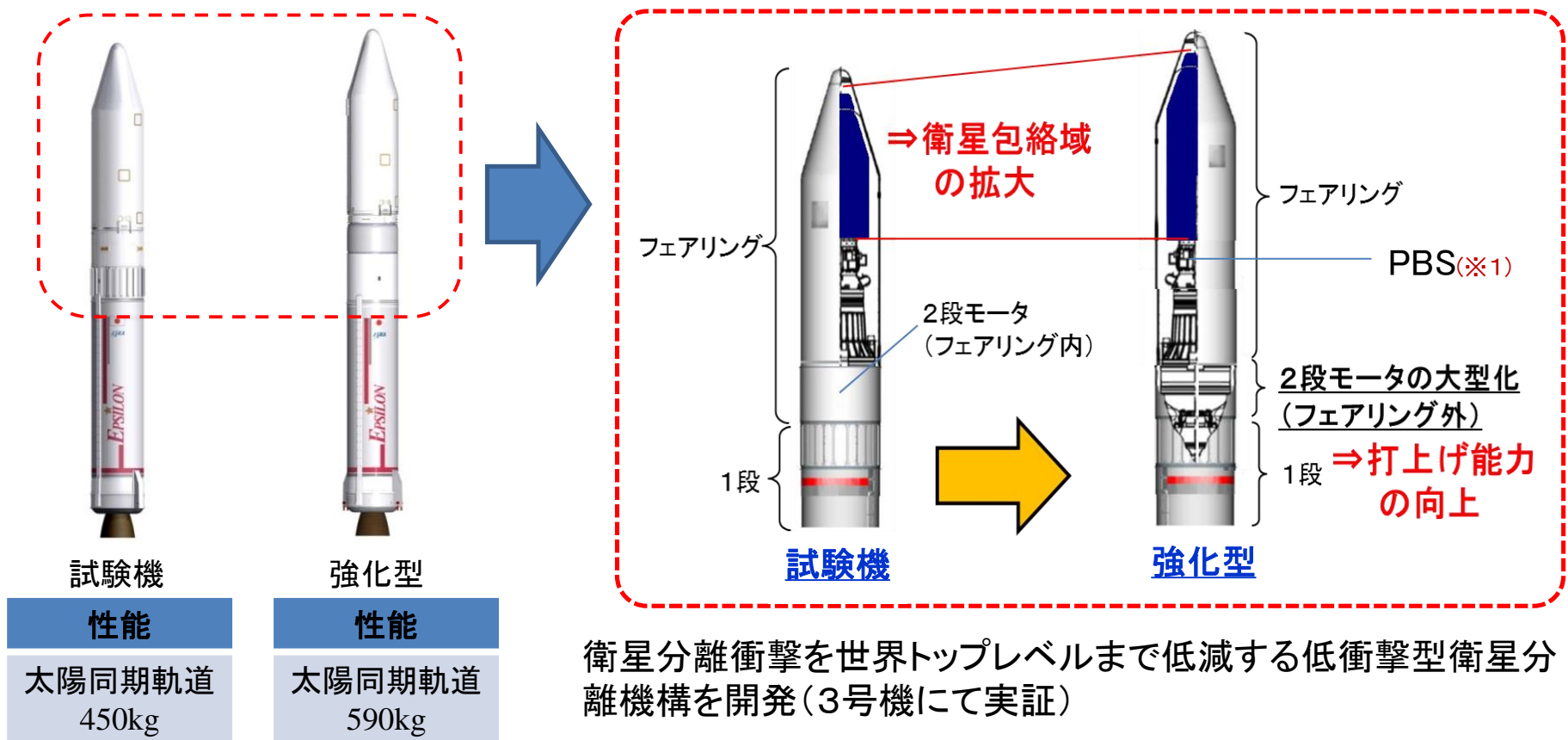


イプシロンロケット2号機の打上げ(内之浦宇宙空間観測所より)

# 2. 強化型イプシロンロケット

## ■ プロジェクトの目的

- ✓ 固体ロケットは即時性が高く、戦略的技術として重要であるとともに、小型衛星用の輸送手段として適していることから、今後の小型衛星の打上げ需要に対応していくとともに、我が国の自立的な宇宙輸送システムを持続的に確保する。
- ✓ あらせ等の小型科学衛星やASNARO-2等の小型衛星(国内・海外)の打上げ需要に対応するため、性能向上開発(打上げ能力向上、衛星包絡域の拡大)を実施する。



(※1)PBS(Post Boost Stage):3段燃焼終了後、衛星分離までの姿勢と軌道を制御し、液体ロケット並みの軌道投入精度(高度誤差±20km)を実現するための小型液体推進システム。(参考)海外の固体ロケットの軌道投入精度 Vega:±15km、PSLV:±35km

## 2. 強化型イプシロンロケット

### ■ 3号機は、オプション形態(PBS(小型液体推進系)付)、低衝撃型衛星分離機構搭載

項目		2号機(基本形態)	3号機(オプション形態)
全長		約26.0m	約26.0m
直径		最大径:φ2.6	最大径:φ2.6
全備質量		約95.4ton	約95.6ton
段構成		固体3段式	固体3段式 + PBS
衛星分離		マルマンバンド、 <u>ボルトカッタ方式(火工品)</u>	マルマンバンド、 <u>分離デバイス方式(非火工品)</u>
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	ポリブタジエン系コンポジット	ポリブ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
	推進薬タンク	N/A	φ650 x1基(1液ヒドラジン)
	姿勢制御		PBSスラスト(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	ポリブタジエン系コンポジット(SRB-Aと共通化)	ポリブ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
第1段	モータ	SRB-A	SRB-A
	推進薬	ポリブタジエン系コンポジット	ポリブタジエン系コンポジット
	姿勢制御	TVC + SMSJ	TVC + SMSJ

# 3. 3号機における飛行実証項目 (PBS)

- 強化型イプシロンのPBSは、大型推進薬タンクの開発およびラムライン推進系(\*1)の削除などを実施し、システムのシンプル化(信頼性向上)を実現。

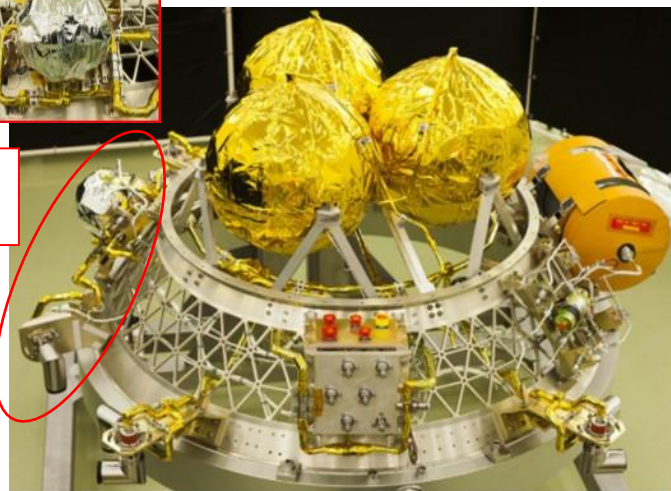
(\*1)ラムライン推進系:3段燃焼中の姿勢を調整するための液体推進システム。強化型では左記の姿勢調整を行わず、これにより発生する軌道誤差をPBSで調整する。



PBS  
搭載位置

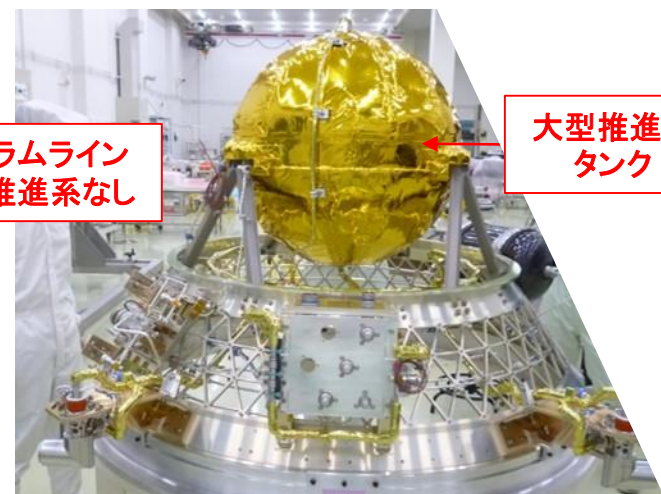


ラムライン  
推進系



試験機

- 推進薬タンク:  $\Phi 420\text{mm} \times 3$ 個
- 搭載推進薬量: 103kg
- 押しガス: 窒素



ラムライン  
推進系なし

大型推進薬  
タンク

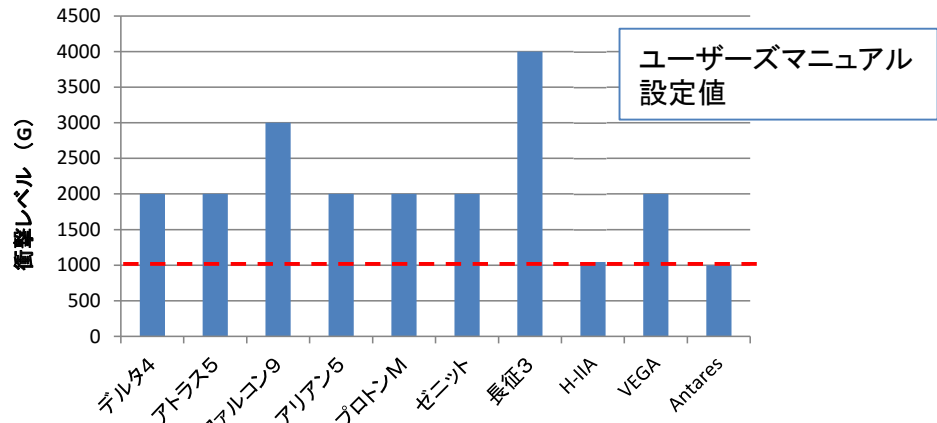
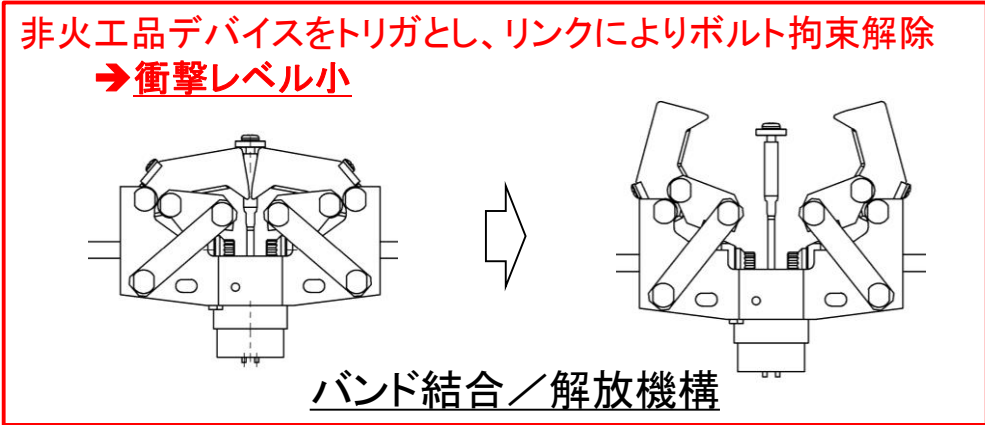
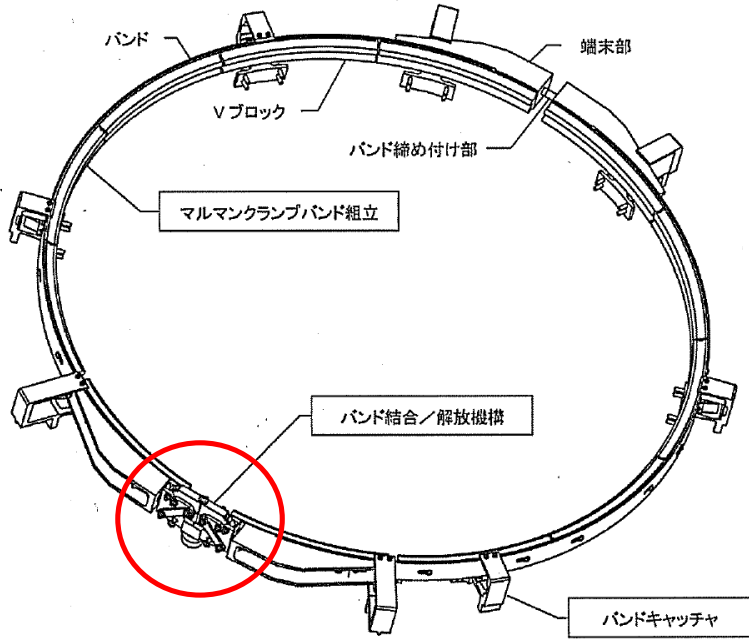
強化型

- 推進薬タンク:  $\Phi 650\text{mm} \times 1$ 個
- 搭載推進薬量: 130kg
- 押しガス: ヘリウム

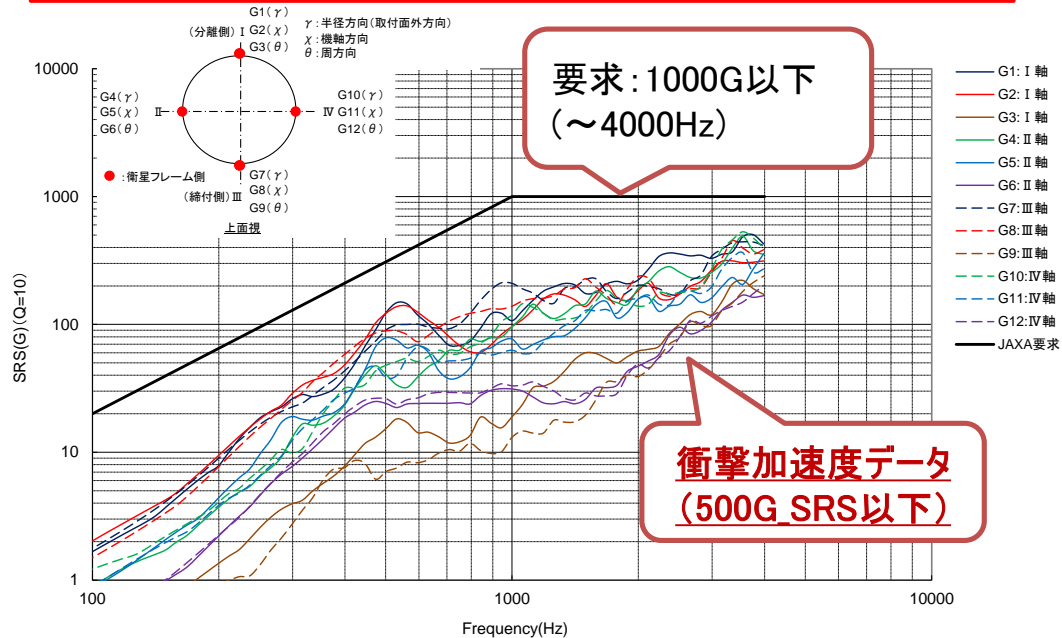
(注) 試験機、強化型ともに製造段階の写真

# 3. 3号機における飛行実証項目（低衝撃型衛星分離機構）

■ 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。開発試験で、世界トップレベルの衝撃レベルを実現。



衛星搭載衝撃環境のスペック比較



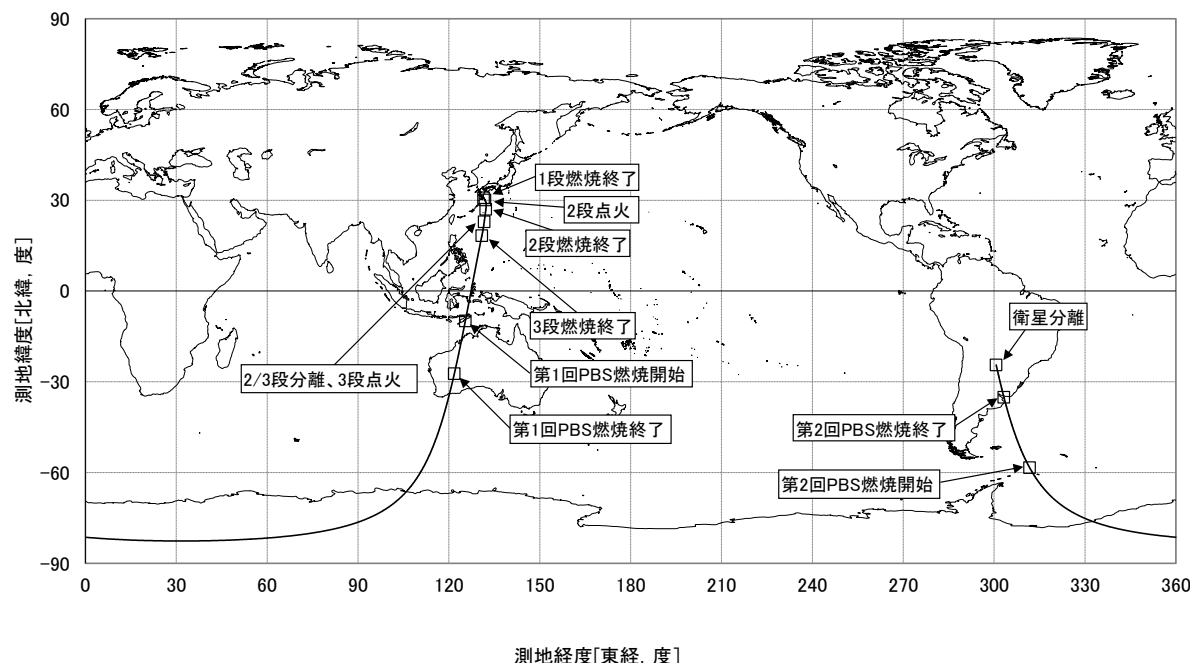
開発試験結果

# 4. 3号機の飛行経路とシーケンスオブイベント

- 3号機はイプシロンロケットとして初めて、搭載衛星を太陽同期準回帰軌道に投入する。
- 太陽同期軌道もしくは太陽同期準回帰軌道は今後需要の増大が見込まれる地球観測衛星の多くで使われる軌道であるため、3号機の飛行実証により多くの需要に対応可能になる。

ロケットの飛行計画

事象	打上後経過時間		高度	慣性速度
	時分	秒	km	km/s
(1) リフトオフ	0	0	0	0.4
(2) 第1段 燃烧終了*	1	48	74	2.3
(3) 衛星フェアリング分離	2	31	123	2.1
(4) 第1段・第2段分離	2	41	132	2.0
(5) 第2段 燃烧開始	2	45	135	2.0
(6) 第2段 燃烧終了*	4	54	215	4.8
(7) 第2段・第3段分離	6	30	242	4.7
(8) 第3段 燃烧開始	6	34	242	4.7
(9) 第3段 燃烧終了*	8	2	234	7.9
(10) 第3段・PBS**分離	9	54	240	7.9
(11) 第1回PBS** 燃烧開始	14	31	269	7.8
(12) 第1回PBS** 燃烧停止	19	47	317	7.8
(13) 第2回PBS** 燃烧開始	43	04	511	7.5
(14) 第2回PBS** 燃烧停止	50	11	516	7.6
(15) ASNARO-2分離	52	35	513	7.6



ロケットの飛行経路

\*) 燃烧室圧力最大値の5%時点

\*\* ) PBS(Post Boost Stage):小型液体推進系

# 5. 搭載衛星

日本電気株式会社(NEC)からの受託契約に基づき、経済産業省の助成事業によりNECが開発した「高性能小型レーダ衛星(ASNARO-2)」を所定の軌道に投入する。(情報提供:NEC)

## ASNARO-2の主要諸元

項目	諸元
目的	高分解能のXバンド合成開口レーダ(SAR)を搭載し、災害状況把握・国土管理・資源管理等の分野での利用を目的とする。
構造	形状:翼太陽電池パドルを有する箱形 (約1.5×1.5×3.9m) 重量: 約570kg 電力: 約1300W以上(5年後)
予定軌道 (運用時)	種類: 太陽同期準回帰軌道 軌道高度: 約505km 軌道傾斜角: 約97.4度 周期: 約95分
ミッション機器	Xバンド合成開口レーダ  (観測モード) <ul style="list-style-type: none"><li>・スポットライトモード</li><li>・ストリップマップモード</li><li>・スキャンSARモード</li></ul>
ミッション期間	5年以上



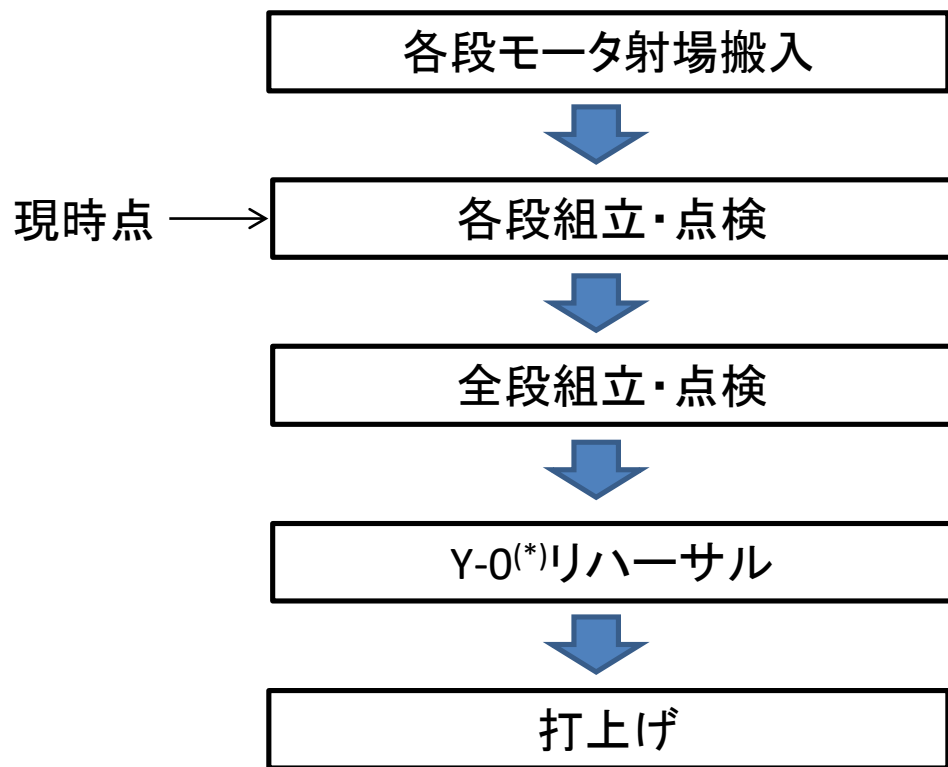
ASNARO-2 軌道上外観図



# 6. 打上げ準備状況

## ■ 射場作業実施状況

- ✓ 射場に各段モータの搬入を行い、8月10日より射場作業を開始している。現在、各段組立作業を実施中。
- ✓ 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

# 6. 打上げ準備状況



内之浦での水切り



陸上輸送

1段モータ輸送・搬入の状況



M組立室搬入

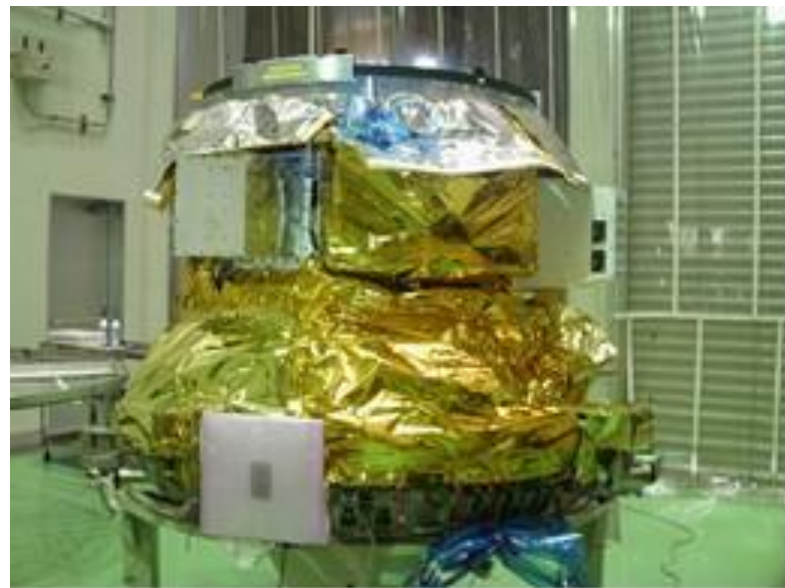


2段モータ



3段モータ(写真はノズルアップ)

各段組立作業の状況



第3段機器搭載構造 PBS推進系

# 7. まとめ

- イプシロンロケット3号機の主な特徴は以下の通り。
  - 強化型イプシロンロケット(オプション形態)と低衝撃型衛星分離機構の飛行実証
  - イプシロンロケットとして初めてとなる受託衛星(ASNARO-2)の打上げ
  
- 各段を内之浦に搬入して射場作業を実施中。
  
- 今後、各段点検作業、全段組立・点検作業およびY-0リハーサル等を実施する。
  
- その後、最終確認審査にて全系の準備状況を確認し、打上げを行う。

参考：イプシロンロケット2号機において実証した開発項目

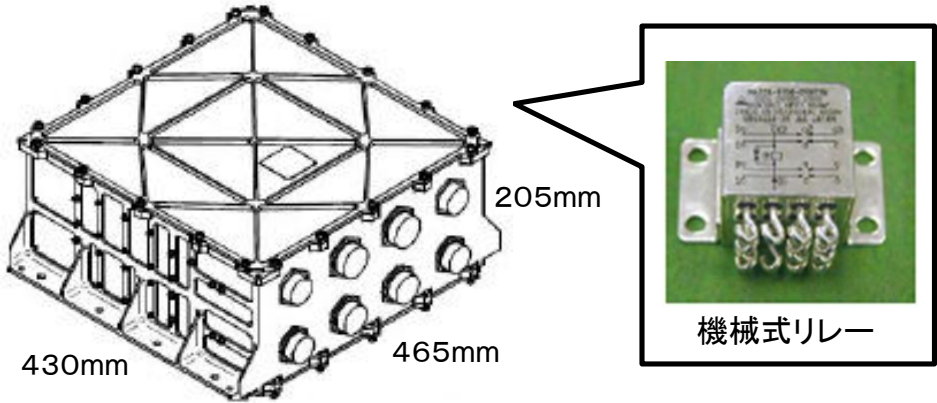
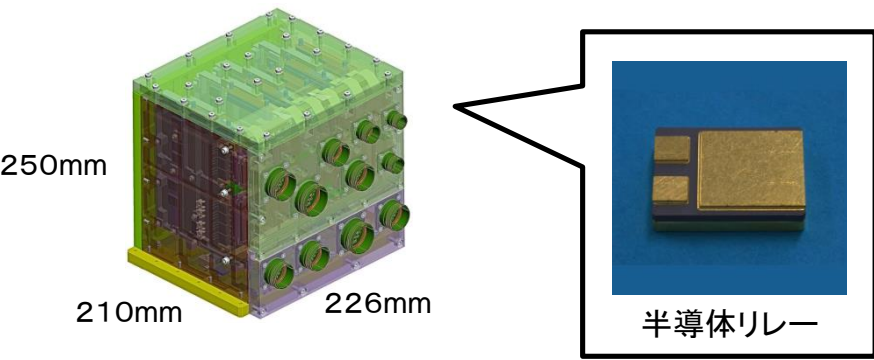
# 参考1:2段モータ

- 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。



# 参考2: 電力シーケンス分配器 (PSDB)

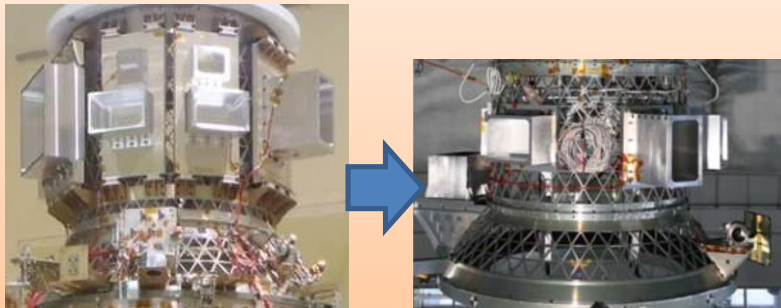
- 打上能力向上のため、イプシロンロケットの第2段および第3段に搭載される電力シーケンス分配器 (PSDB) の小型・軽量化を行った。
- 試験機で採用したPSDB (機械式リレー) の機能要求・回路構成を踏襲し、機械式リレーを半導体リレーに置き換えた。

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

PSDB外観図

■ 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)

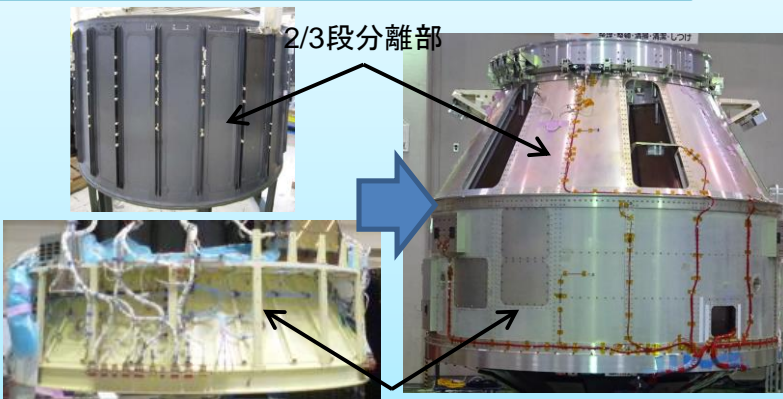


試験機仕様

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)



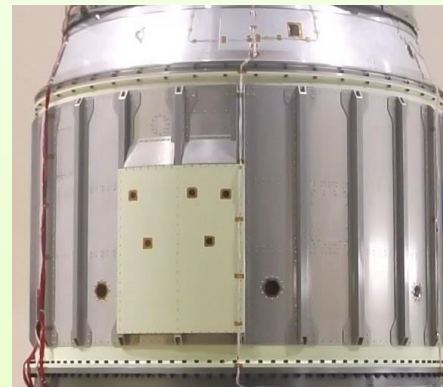
試験機仕様

機器搭載部

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

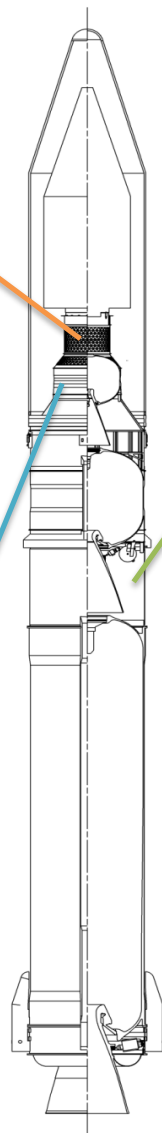
試験機仕様

- 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

強化型仕様

構造簡素化 (製造性向上)  
構造様式変更 (軽量化)



DAU	Data Acquisition Unit	データ収集装置
OBC	On-Board Computer	誘導制御計算機
PBS	Post Boost Stage	小型液体推進系
PSDB	Power Sequence Distribution Box	電力シーケンス分配器
RCS	Reaction Control System	姿勢制御装置
SMSJ	Solid Motor Side Jet	固体モータサイドジェット
TVC	Thrust Vector Control	推力方向制御
M/M	Mission Modification	ミッションモディフィケーション
SDR	System Definition Review	システム定義審査
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
PM	Prototype Model	プロトタイプモデル
FM	Flight Model	フライトモデル
AT	Acceptance Test	領収試験