

# 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

平成26年10月30日

宇宙航空研究開発機構  
理事 遠藤守

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マネージャ 森田泰弘

# 本資料の位置付け

## ◆宇宙開発利用部会におけるプロジェクト事前評価

⇒ 基本的な考え方

JAXAは、プロジェクトの企画立案と実施に責任を有する立場から、JAXA自らが評価実施主体となって評価を行うことを基本とする。

これを踏まえ、宇宙開発利用部会では、JAXAが実施した評価の結果について、調査審議を行う。

「宇宙開発利用部会における研究開発課題等の評価の進め方について  
(H25.4.4 宇宙開発利用部会決定)」

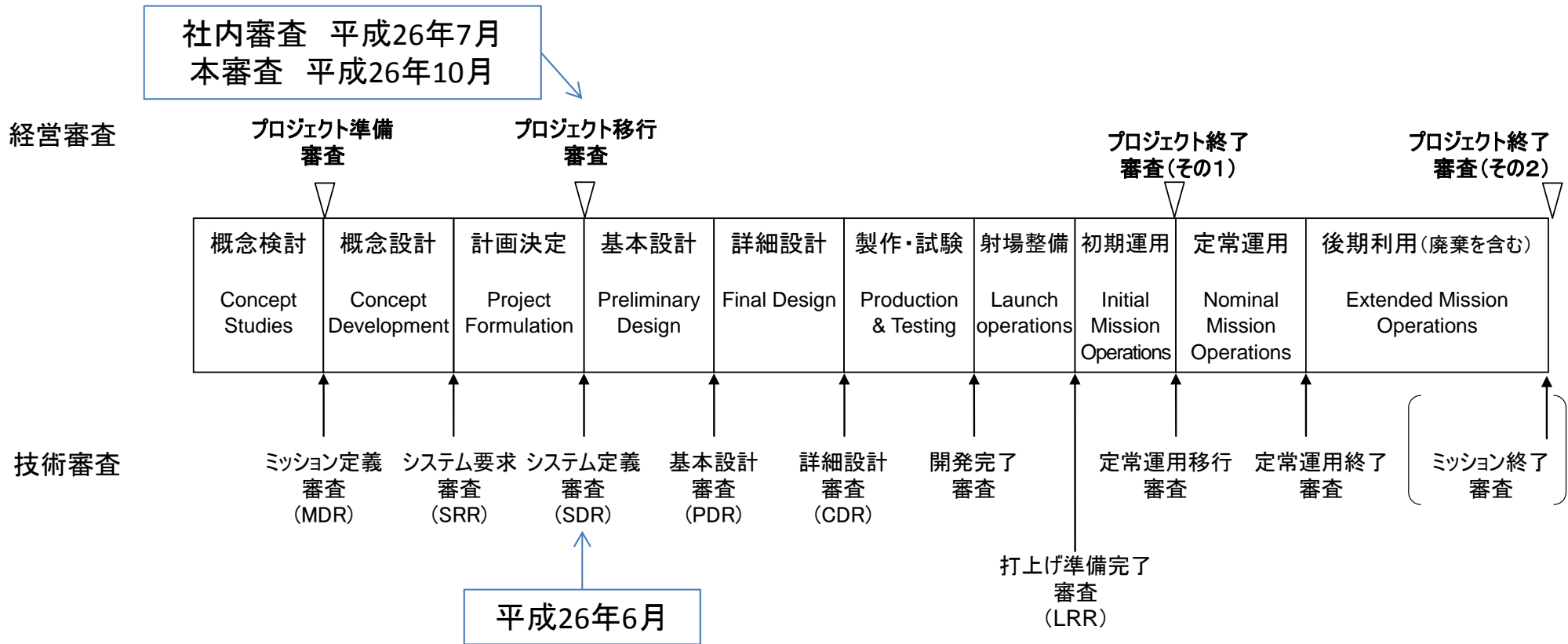
## ◆本資料の位置付け

⇒ JAXAが実施した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するもの

# 【補足】 利用部会事前評価とJAXA内審査との関係

JAXAが実施する宇宙に関する研究開発プロジェクトのフェーズとJAXAプロジェクトマネジメント規定に基づいて実施した審査会の受審実績との関係を以下に示す。

▼今回の宇宙開発利用部会事前評価(平成26年10月)



JAXAプロジェクトマネジメント規定に基づくフェーズと審査の関係(JAXA内審査)

# プロジェクト移行審査における主たる審査項目

1. プロジェクト目標(ミッション要求、成功基準の再確認を含む)、プロジェクト範囲が適切かつ明確に設定されているか。
2. プロジェクト遂行上のリスク・課題が識別され、対応策は妥当か。
3. プロジェクト計画全般について、試験機からの反映事項が適切に設定されているか。

# プロジェクト移行審査の審査委員構成

## 【審査委員長】

経営企画担当理事 山浦 雄一

## 【審査委員】

理事 遠藤 守

理事 長谷川 義幸

理事 中橋 和博

理事 常田 佐久

技術参与(統括チーフエンジニア)

本間 正修

## 【監事(オブザーバ)】

監事 城野 宜臣

監事 高橋 光政

## 【外部審査委員】(敬称略)

<第三者委員>

小野田 淳次郎

(元宇宙科学研究所長)

小林 修

(元 SAC 推進部会 特別委員)

コスモテック 虎野 吉彦

(元 JAXA HTV プロジェクトマネージャ)

九州工業大学大学院 米本 浩一

(宇宙開発利用部会 臨時委員)

<関係府省>

文部科学省 研究開発局 宇宙開発利用課 企画官

奥野 真

内閣府 宇宙戦略室 参事官

森 孝

総務省 情報通信国際戦略局 宇宙通信政策課長

山内 智生

経済産業省 製造産業局 宇宙産業室長

恒藤 晃

# 報告内容

## 1. はじめに

- 1. 1. 経緯
- 1. 2. プロジェクトの範囲
- 1. 3. プロジェクトの目的

## 2. 要求仕様

- 2. 1. ペイロード要求
- 2. 2. ミッション／システム要求

## 3. システム仕様

- 3. 1. 機体システム
- 3. 2. 射場運用

## 4. 開発計画

- 4. 1. 開発項目
- 4. 2. 開発スケジュール
- 4. 3. 開発リスク
- 4. 4. 主要課題
- 4. 5. 試験機反映
- 4. 6. 開発体制

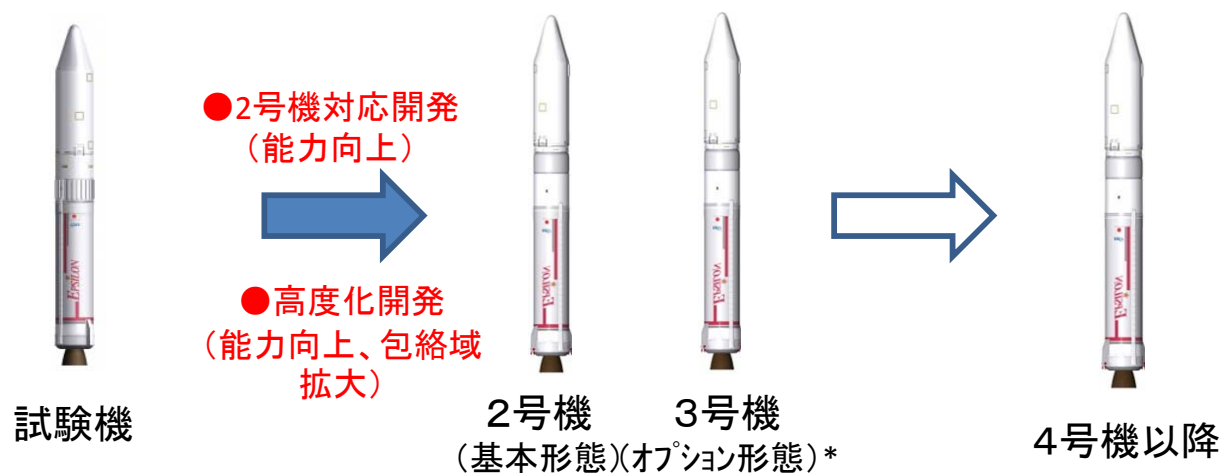
## 5. プロジェクト移行審査の結果

### 本資料とプロジェクト移行審査項目との対応

	1項	2項	3項	4項						
				4.1	4.2	4.3	4.4	4.5	4.6	
(1)プロジェクト目標(ミッション要求、成功基準の再確認を含む)、プロジェクト範囲が適切かつ明確に設定されているか。	○	○	○	○	○					参考
(2)プロジェクト遂行上のリスク・課題が識別され、その対応策は妥当か						○	○			
(3)プロジェクト計画全般について、試験機からの反映事項が適切に設定されているか								○		

# 1. はじめに 1.1 経緯

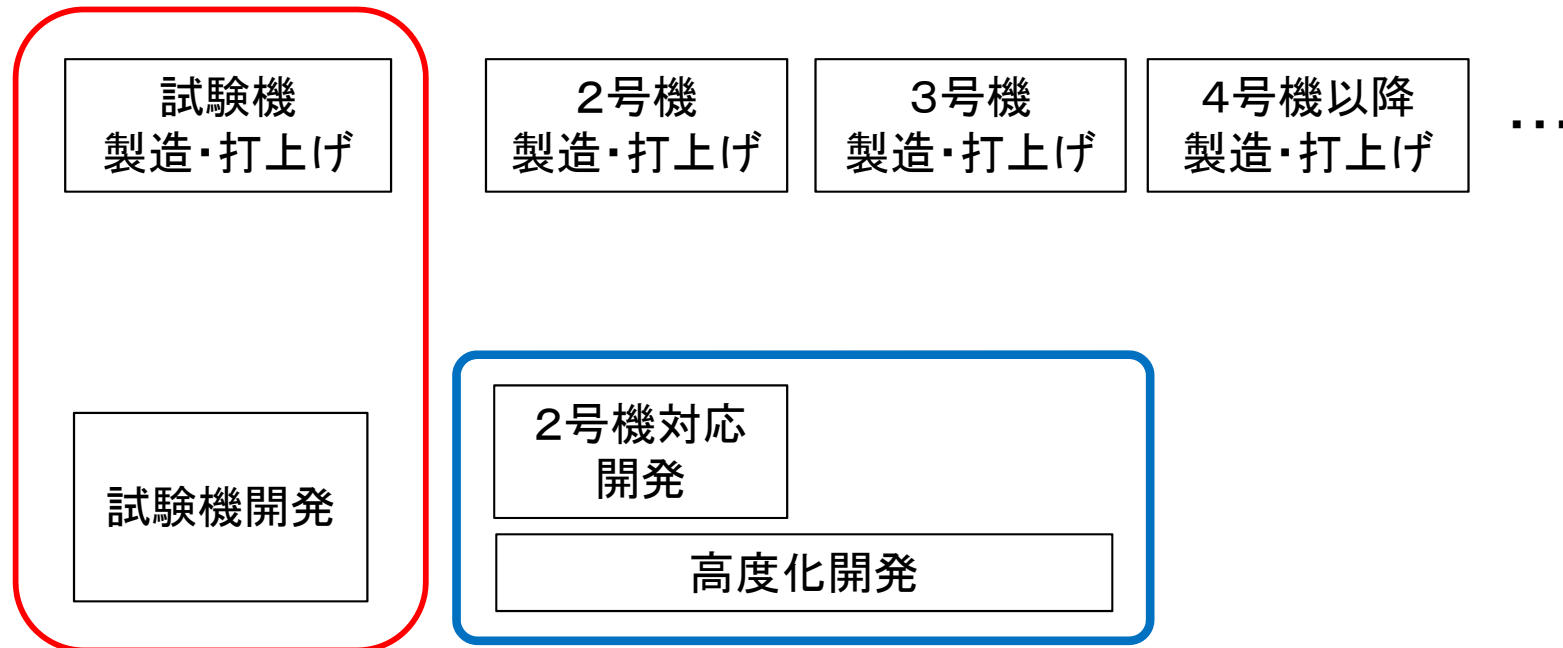
- イプシロンロケットは、平成22年に宇宙開発委員会の決定により開発着手し、平成25年9月、イプシロンロケット試験機により、「ひさき(SPRINT-A)」の打上げに成功した。
- イプシロン試験機では打上げ能力が不足する「ジオスペース探査衛星(ERG)」を打上げるため、平成24年よりイプシロン2号機対応開発(打上げ能力向上;3号機以降にも適用)に着手した。
- ASNARO2を含む小型衛星の打上げ需要に対応するための性能向上開発(打上げ能力向上、衛星包絡域拡大等)として、平成26年よりイプシロン高度化開発に着手した。
- その後、ERGの開発の遅れにより、打上げ時期が見直され、新たな打上げ能力要求に対応するため、高度化開発もイプシロン2号機から適用する計画とした。



\*基本形態 : 固体モータ3段  
オプション形態 : 固体モータ3段+PBS(ポストブーストステージ)

# 1. はじめに 1.2 プロジェクトの範囲

2号機対応開発と高度化開発は一体として進めて同じシステムを開発するものであるため、ひとつのプロジェクトとして「強化型イプシロンロケットプロジェクト」を設定する。プロジェクトの範囲を以下に示す。



イプシロンロケット  
プロジェクト  
(試験機対応)

強化型イプシロンロケットプロジェクト

- 維持設計・設備・治工具維持
- 号機反映・老朽化更新
- 信頼性向上・技術基盤の強化



# 1. はじめに

## 1. 3 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、我が国の自律的な宇宙輸送システムを持続的に確保する。
- ERG(ジオスペース探査衛星)等の小型科学衛星やASNARO2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。

# 2. 要求仕様

## 2.1 ペイロード要求

国内の小型科学衛星はERGについては能力の向上が必要である一方、その後の衛星については、試験機打上げの反映結果に基づく仕様を元に公募条件を設定しており、対応可能。

その他の小型衛星(国内)の要求についても、確認できているペイロード候補の要求に対しては、ASNARO2のペイロード要求に対応することで、包含することができる。

海外の小型衛星については照会中の衛星について、要求がASNARO2の要求に包含されることを確認している。

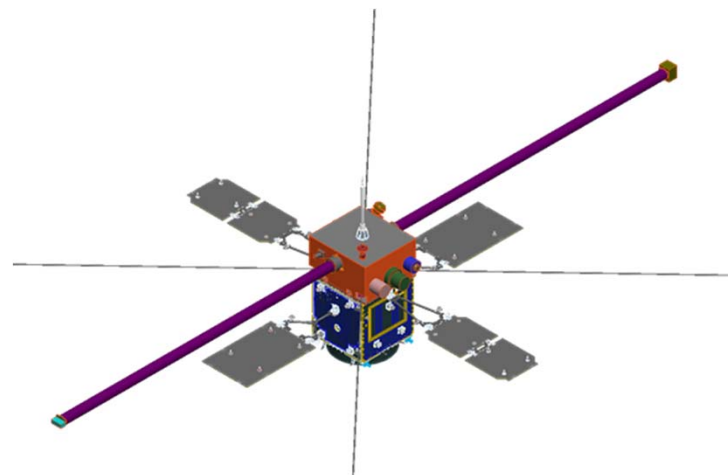
衛星	要求に対する評価
小型科学衛星(国内)	
ERG	<u>長楕円軌道:能力向上が必要</u>
公募中衛星	試験機実績を基に公募条件を設定
その他小型衛星(国内)候補	
ASNARO2	<u>太陽同期軌道:能力向上が必要</u> <u>衛星包絡域:拡大が必要</u>

# 2. 要求仕様

## 2.1 ペイロード要求

### ERG(ジオスペース探査衛星)

ERGとの調整により設定したインタフェース要求を以下に示す。



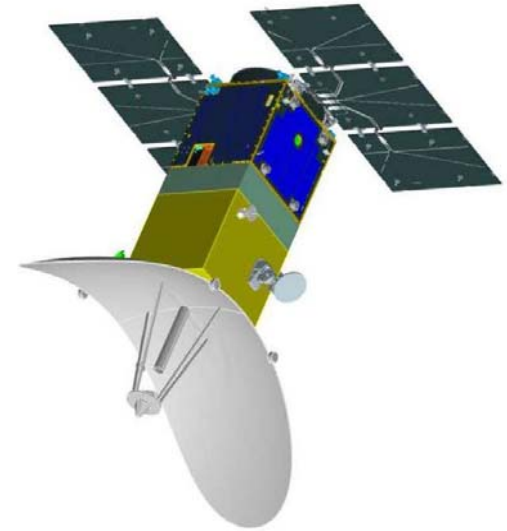
項目	要求	
時期	打上げ時期変更前(本資料P3参照)	現在
機体形態	基本形態(制振機構なし)	基本形態(制振機構なし)
質量	365kg(最大)	365kg(最大)
軌道	長楕円軌道 夏期 N/A 冬期 近地点200km 遠地点28700km以上	長楕円軌道 夏期 近地点200km 遠地点28700km以上 冬期 近地点200km 遠地点31100km以上
正弦波振動 加速度荷重 音響(代表値) 衝撃(代表値)	2.9G (機軸方向) 4G (機軸直交) 138.6dB (O.A) 1300G (1700~4000Hz)	2.9G (機軸方向) 4G (機軸直交) 138.6dB (O.A) 1300G (1700~4000Hz)
衛星包絡域	試験機と同じ領域で可	試験機と同じ領域で可
打上げ時期	12月(冬期限定)	ミッション側の制約上、6~8、11~1月

# 2. 要求仕様

## 2.1 ペイロード要求

### ASNARO2 (高性能小型レーダ衛星)

「ASNARO-2打ち上げ機 インタフェース要求」および試験機打上げ結果の反映により設定したインタフェース要求を以下に示す。



項目	要求
機体形態	オプション形態(制振機構あり)
質量	588kg(最大)(暫定値)
軌道	太陽同期軌道 500km
正弦波振動 加速度荷重 音響(代表値) 衝撃(代表値)	0.64G(機軸方向) 2.5G(機軸直交) 138.6dB(O.A.) 1300G <sub>SRS</sub> @850-4000Hz
衛星包絡域	試験機より拡大 (最大径φ1900→φ2120)
打上げ時期	調整中

# 2. 要求仕様

## 2.2 ミッション／システム要求

ペイロード要求をもとに設定したミッション要求とサクセスクライテリアを以下に示す。

### <ミッション要求>

(1) 下記の軌道投入能力を有すること

- (a) 長楕円軌道 2016年度夏期 近地点200km 遠地点28700km以上 質量 365kg  
長楕円軌道 2016年度冬期 近地点200km 遠地点31100km以上 質量 365kg
- (b) 太陽同期軌道(500km×500km) : 590kg以上

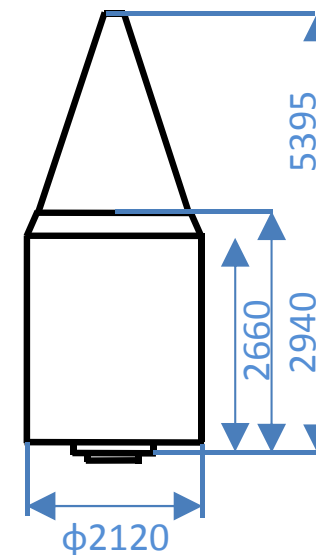
←ERG要求より

←ASNARO2要求より

(2) 下記の衛星包絡域を有すること。

- (a) 右図に示す衛星包絡域を有すること。

←ASNARO2要求を元にクロッキング制約の無い要求も追加



(クロッキング制約有: 位相制約により最大上記に対応すること。切欠き部分を個別に設置する。)

### <サクセスクライテリア>

#### 【フルサクセス】

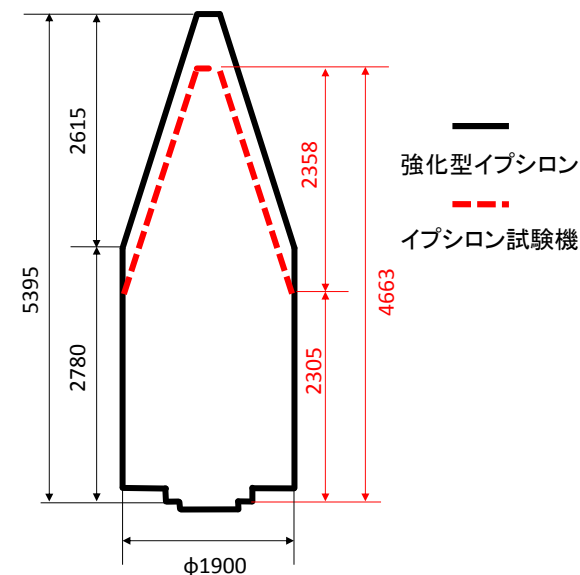
ERG,ASNARO2をはじめとした小型衛星需要に対応するため、ミッション要求を達成すること。

#### 【エクストラサクセス】

国内の宇宙産業の振興と国際協力等の推進に寄与するため、海外衛星打上げの受注を目指して、世界トップレベルの運用性・衛星搭載環境を実現すること。

具体的には3号機までに以下の全てを達成すること。

- ① 衛星最終アクセスから打上げまで(レイトアクセス)3時間以下
- ② 世界最高レベルの音響環境(オーバーオール135dB以下)
- ③ 世界最高レベルの正弦波振動環境(0.3G<sub>0-p</sub>以下)
- ④ 世界最高レベルの衝撃環境(1000G以下)



(クロッキング制約無: 位相制約はなく全位相について上記に対応すること。)

図 衛星包絡域

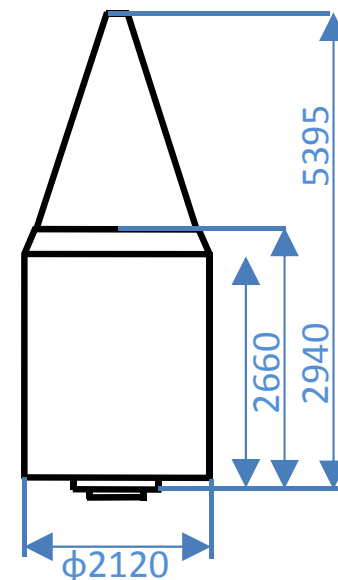
# 2. 要求仕様

## 2.2 ミッション／システム要求

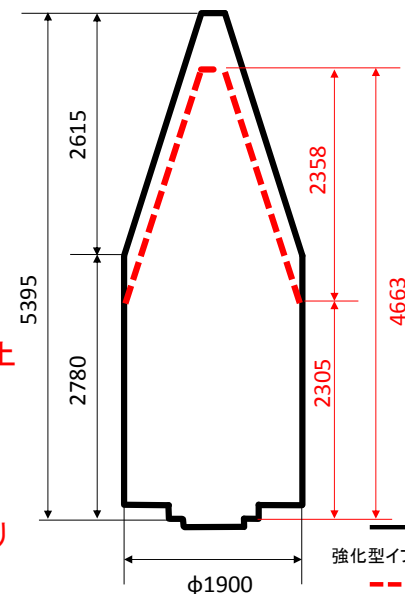
ミッション要求と試験機打上げ結果を反映して設定したシステム要求を以下に示す。

<システム要求（変更項目を抜粋）>

		試験機(参考)	強化型システム	
軌道投入能力	地球周回低軌道 (基本形態)	近地点高度: 250±25km 遠地点高度: 500±100km 軌道傾斜角: 30.5±2.0deg 打上能力: 1200kg以上	N/A *1	
	太陽同期軌道 (オプション形態)	近地点高度: 500±20km 遠地点高度: 500±20km 軌道傾斜角: 97.4±0.2deg 打上能力: 450kg以上	ASNARO2 要求より	
	長楕円 (基本形態)	近地点高度: 275±25km 遠地点高度: 30,700±2,000km 軌道傾斜角: 30.8±2.0deg 打上能力: 300kg以上	ERG要求より	
機械環境	正弦波振動加速度荷重	制振機構有 2G(機軸方向) 4G(機軸直交)	制振機構無 2.9G(機軸方向) 4.0G(機軸直交)	制振機構有 1.0G(機軸方向) 3.0G(機軸直交)
	音響(代表値)	140.0dB (O.A)	138.6dB (O.A)	138.6dB (O.A)
	衝撃(代表値)	3700G <sub>SRS</sub> @1,200kg衛星	1300G <sub>SRS</sub> @400kg衛星	1300G <sub>SRS</sub> @400kg衛星
衛星包絡域		右図	右図 ←ASNARO2要求より	



(クロッキング制約有: 位相制約により最大上記に対応すること。切欠き部分を個別に設置する。)



強化型イプシロン  
イプシロン試験機

(クロッキング制約無: 位相制約はなく全位相について上記に対応すること。)

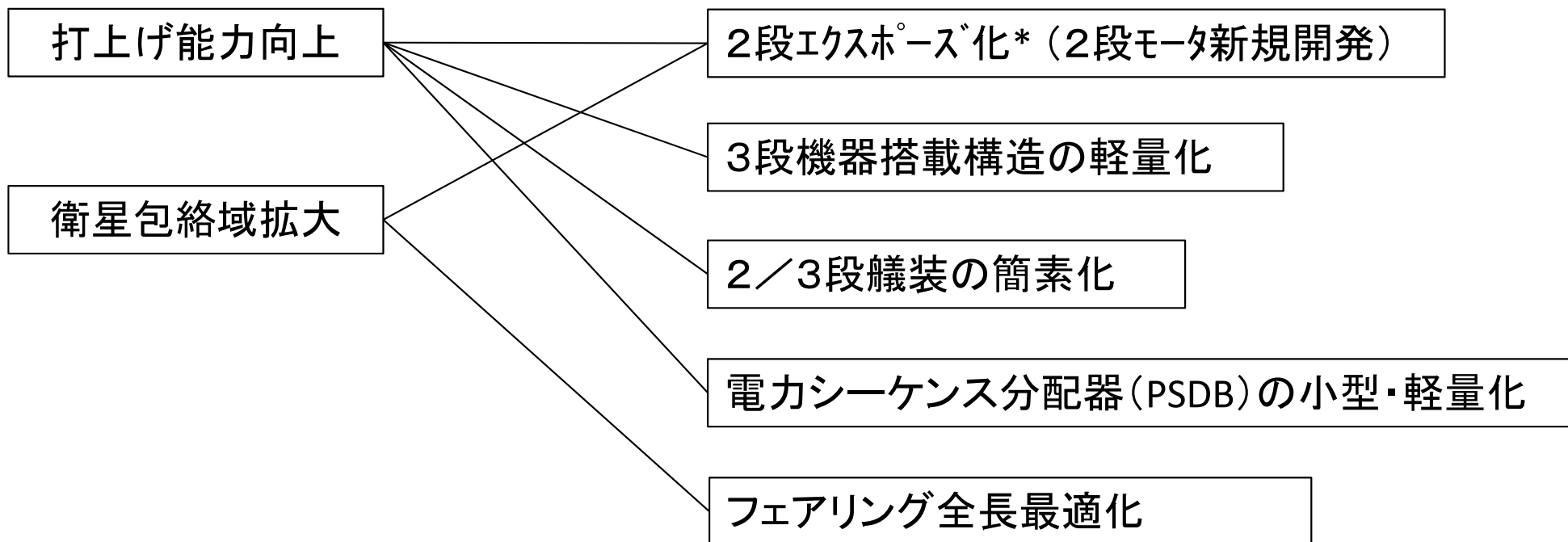
※1 荷重評価や飛行安全等の追加の検討作業が必要となるため、候補のペイロードが生じた段階で別途設定する。

# 3. システム仕様 3.1 機体システム

システム要求と開発仕様との対応を以下に示す。

## システム要求

## 開発仕様



\*2段エキスプォーズ化: 従来の試験機の形態では、2段モータはM-Vロケットの3段モータを用いていることから径が小さく、フェアリングの内部に入っている。本開発で2段モータの径を拡大し、フェアリングの外部に出すことでフェアリング内部の衛星包絡域を拡大させるとともに、2段モータの推進薬量を増加させることで打上げ能力を向上させる。

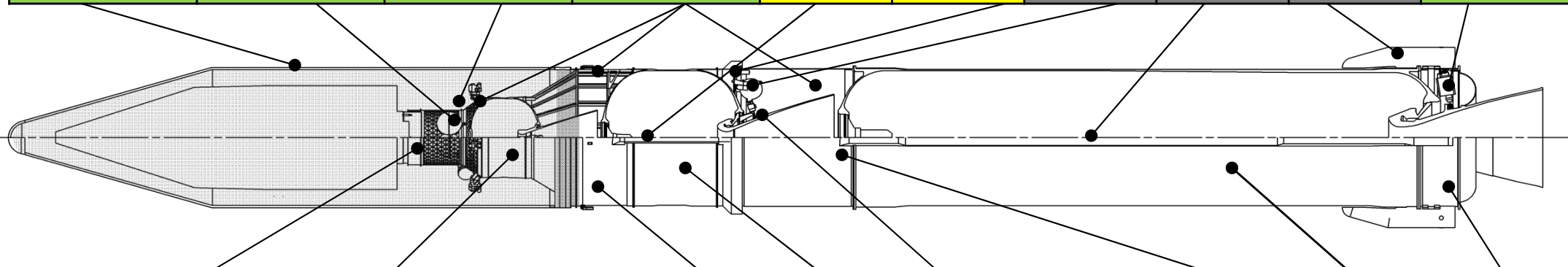
# 3. システム仕様 3.1 機体システム

機体システム仕様を以下に示す。

凡例:  新規開発、  一部改修、  既開発

※高度化開発・2号機対応開発の区分についてはP7,8を参照のこと

高度化 開発	高度化 開発	2号機対 応開発	2号機対 応開発	高度化 開発	高度化 開発				高度化 開発
フェアリング	PBS推進系	第3段機器 搭載構造	アビオニクス	第2段 システム トンネル	第2段 後部構造	第2段 ガスジェット 装置	第1段 システム トンネル	第1段 SMSJ	第1段 TVC システム
・非投棄部短縮化	・推薬枠大型1式化 ・ラムラン制御装置 (オプション化)	・シリンダ部短縮化 ・計器板廃止 ・機器艙装変更	・PSDB半導体 リレー化 ・DAU-2式化 ・上記対応OBC改修	・エクスポート化 対応	・艙装簡素化	既開発	既開発	既開発	・舵角速度向上



衛星分離部	第3段モータ	第2段機器搭載構造	第2段モータ	第2段TVC システム	第1段機器 搭載構造	第1段モータ	後部筒
・低衝撃分離機構	・伸展ノズルなし	・エクスポート化対応 ・一体化	・φ2500mm化 ・薬量14.9ton ・伸展ノズルなし	・アクチュエータ ストローク延長	・エクスポート化対応 ・一体化	既開発	既開発
	高度化 開発	高度化 開発	高度化 開発	高度化 開発	高度化 開発		

注: PBS(Post Boost Stage: ポストブーストステージ)、PSDB(Power Sequence Distribution Box: 電力シーケンス分配器)、DAU(Data Acquisition Unit: データ収集装置)、OBC(On-Board Computer: 誘導制御計算機)、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)



# 3. システム仕様 3.1 機体システム

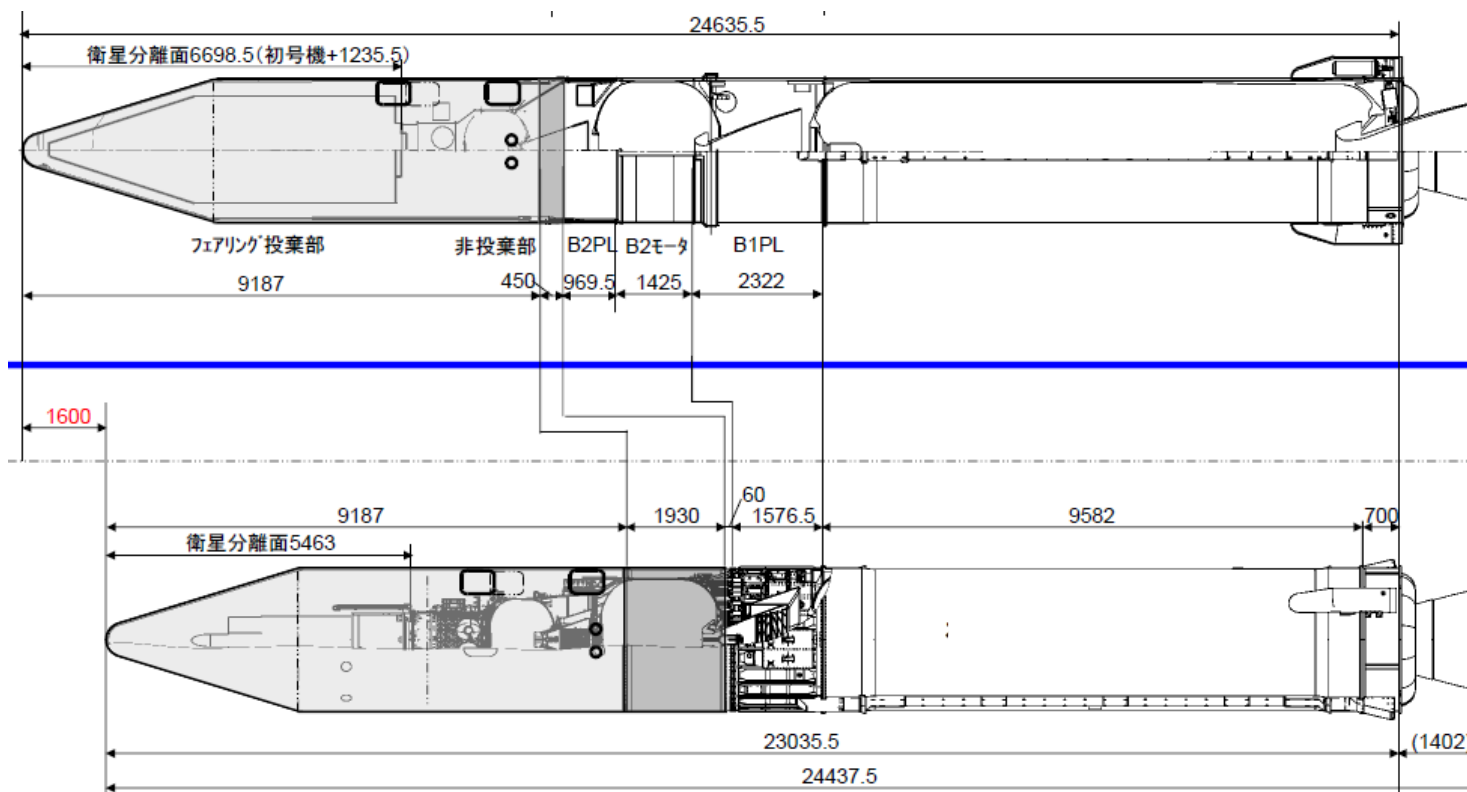
機体システム基本仕様を以下に示す。

		イプシロン試験機		強化型イプシロン		
		基本形態	オプション形態	基本形態	オプション形態	
全長		約24.4m	約24.4m	約26.0m	約26.0m	
直径		最大径: φ2.6m PLF径: φ2.5m	最大径: φ2.6 PLF径: φ2.5	最大径: φ2.6 PLF径: φ2.5	最大径: φ2.6 PLF径: φ2.5	
全備質量		約91.0ton	約91.2ton	約95.1ton	約95.4ton	
段構成		固体3段式	固体3段式 + PBS	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: 1900mm	投棄部: 9187mm 非投棄部: 1900mm	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-V2b (ノズル伸展)	KM-V2b (ノズル伸展)	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	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	スピン安定	スピン安定	
	全備質量	約2.9ton	約3.2ton	約2.9ton	約3.2ton	
	PBS	タンク	N/A	φ420 x3基	N/A	φ650 x1基
		推進薬		1液ヒドラジン		1液ヒドラジン
姿勢制御		PBSスラスト(3軸)		PBSスラスト(3軸)		
第2段	モータ	M-34c (φ2.2m) (ノズル伸展)	M-34c (φ2.2m) (ノズル伸展)	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	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 (低コスト化)	ポリブタジエン系コンポジット (低コスト化)	
	姿勢制御	TVC+RCS	TVC+RCS	TVC+RCS	TVC+RCS	
	全備質量	約12.5ton	約12.4ton	約17.0ton	約17.0ton	

# 3. システム仕様 3.1 機体システム

		イプシロン試験機		強化型イプシロン	
		基本形態	オプション形態	基本形態	オプション形態
第1段	モータ	SRB-A	SRB-A	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	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	TVC + SMSJ	TVC + SMSJ
	全備質量	約75.5ton	約75.5ton	約75.3ton	約75.3ton
誘導制御		慣性誘導	慣性誘導	慣性誘導	慣性誘導

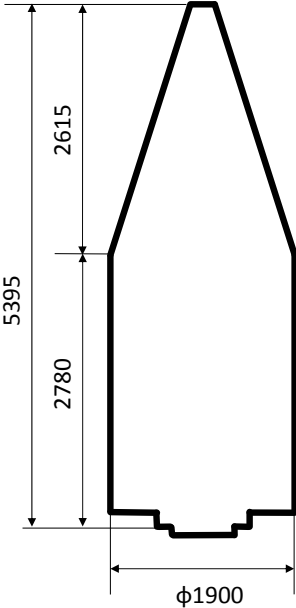
強化型イプシロン



イプシロン試験機

# 3. システム仕様 3.1 機体システム

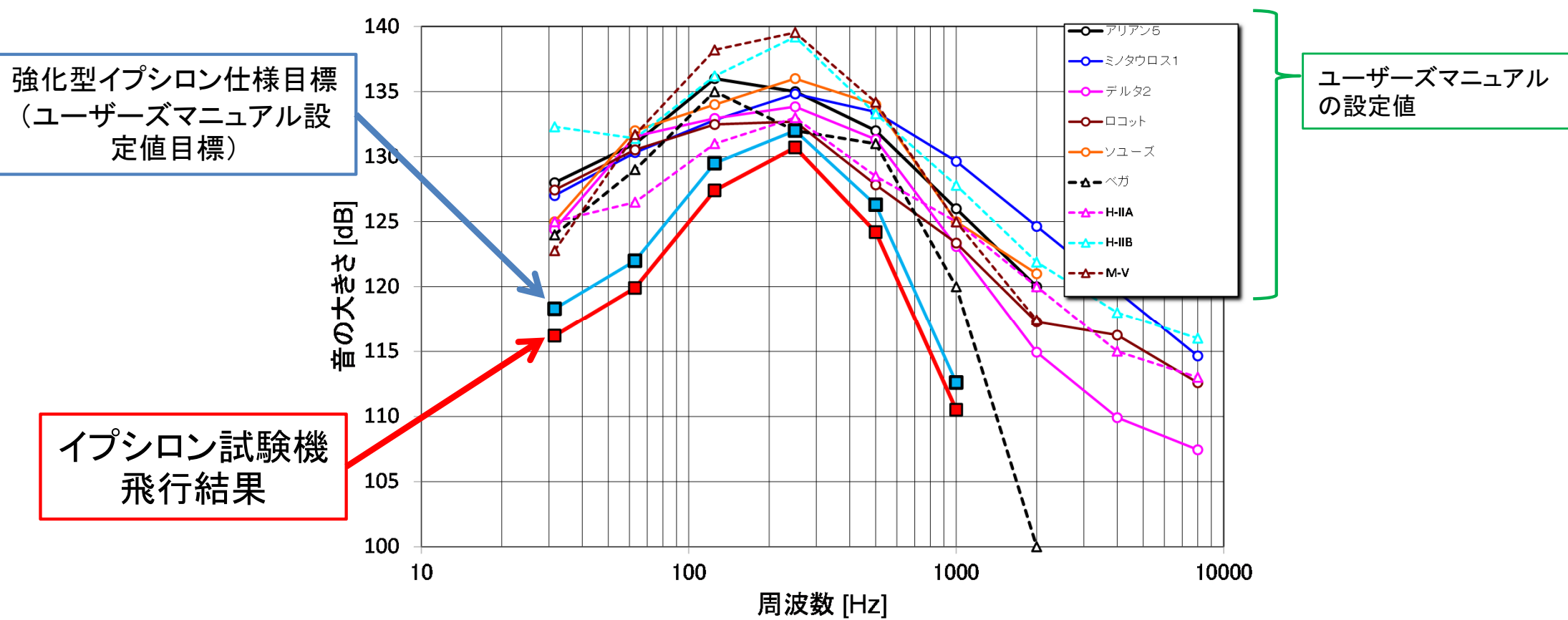
システム要求に対する適合性を以下に示す。

項目		システム要求		予備設計結果の適合性
打上能力	SSO(オプション形態) 高度 500km	590kg以上		○
	長楕円(基本形態) 近地点高度 200km 遠地点高度 30,700km(夏期) 33,100km(冬期)	365kg以上		○
機械環境 正弦波振動 加速度荷重 音響(代表値) 衝撃(代表値)		制振機構無 2. 9G(機軸方向) 4G(機軸直交) 138.6dB (O.A) 1300G@400kg衛星	制振機構有 1. 0G(機軸方向) 2. 0G(機軸直交) 138.6dB (O.A) 1300G@400kg衛星	○
衛星包絡域 (クロッキング制約無)				○

# 3. システム仕様 3.1 機体システム

イプシロンロケット試験機打上げにおける衛星に対する音響環境を以下に示す。エクストラサクセス相当のオーバーオールで135dB以下※は達成しており、強化型形態でも実現する。

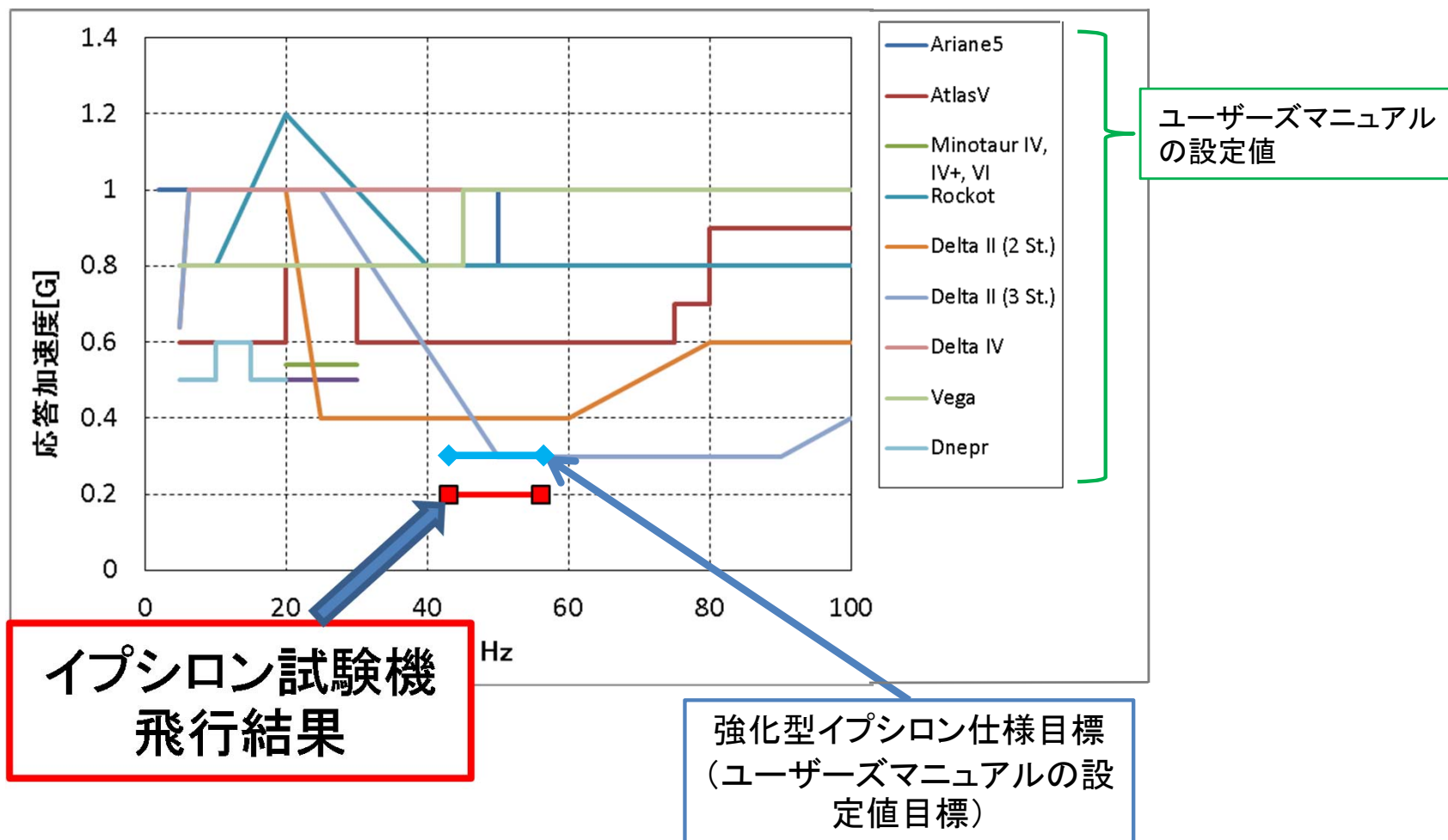
試験機打上げにおける音響環境



※システム仕様の値は代表値で規定している一方、ここでは参考としてより詳細に各周波数に対応した値で示している。

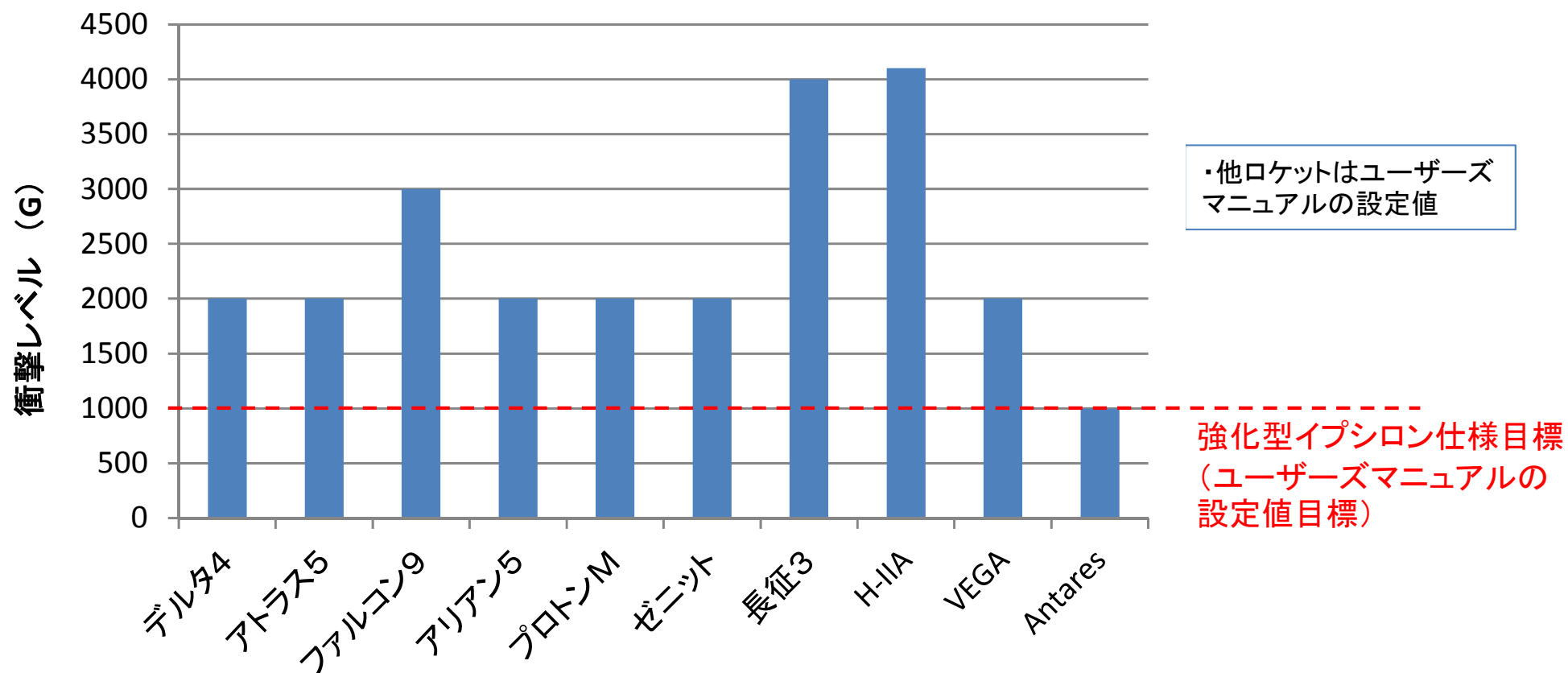
# 3. システム仕様 3.1 機体システム

イプシロンロケット試験機打上げにおける衛星に対する正弦波振動環境を以下に示す。制振機構有りの試験機のコンフィギュレーションであれば、エクストラサクセス相当の0.3G以下は達成しており、同様に制振機構有りの強化型形態で実現する。



# 3. システム仕様 3.1 機体システム

国内外のロケットの衛星に対する衝撃環境を以下に示す。  
エクストラサクセス相当の1000G以下を強化型形態で実現する。



# 3. システム仕様 3.2 射場運用

機体変更に伴う射場作業の変更点を以下に示す。

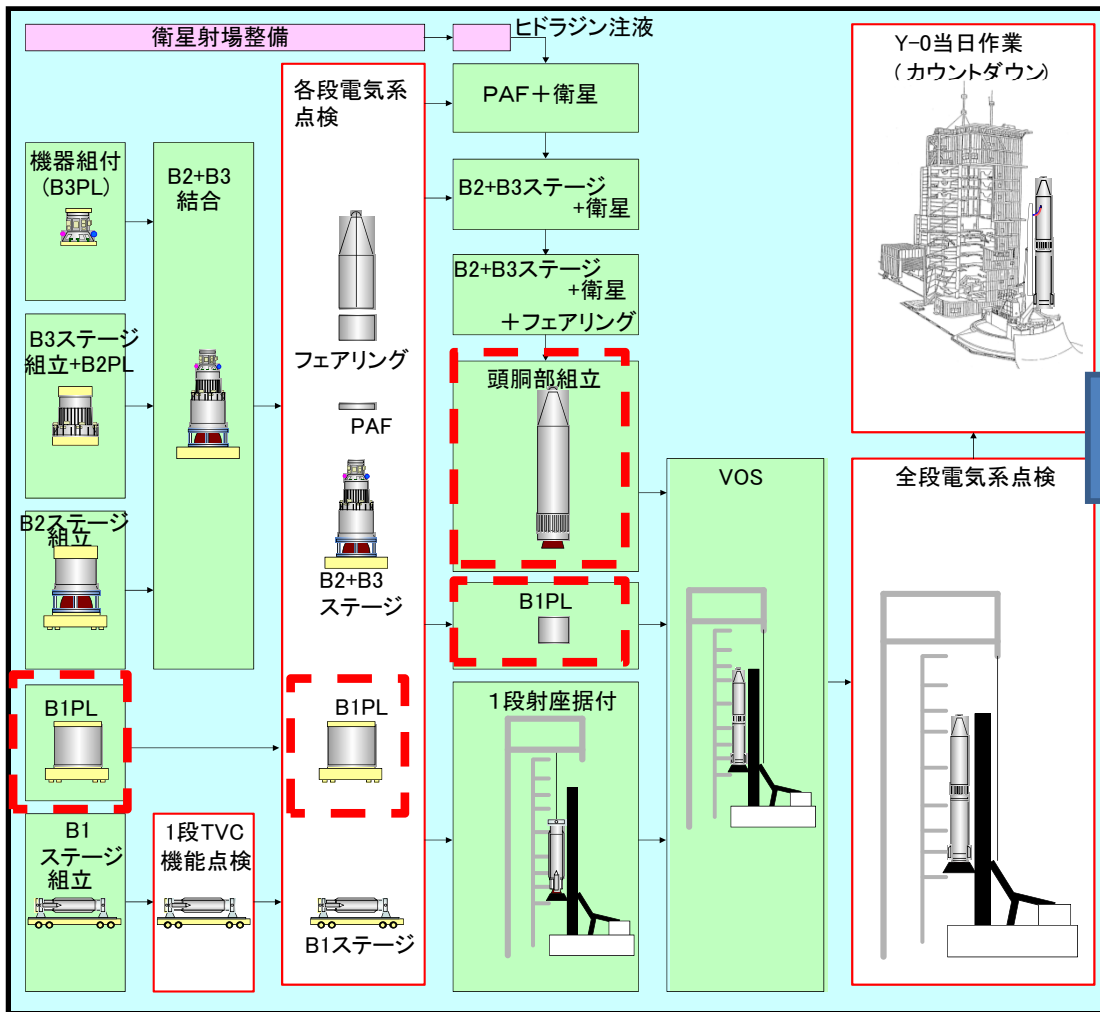
作業		試験機形態からの変更点
各段組立	1段組立	変更なし
	2段組立	①点火モータ組付け方向の変更(後方→前方) ②伸展ノズル関係作業の削除 ③機体組立方式変更のため、B1PL/2段結合作業の追加 (各段組立における2段/3段結合作業の削除)
	3段組立	伸展ノズル関係作業の削除
各段電気系 点検	1段TVC単体点検	変更なし
	電源系点検	変更なし
	火工品回路点検	変更なし
	計測系点検	変更なし
	通信系点検	1段アンテナ削減による作業削減
	誘導制御系点検	変更なし
	姿勢制御系点検	変更なし
	飛行安全系点検	1段アンテナ削減による作業削減
	フライトシーケンス点検	変更なし
	緊急停止機能点検	変更なし
	電池充電	変更なし

# 3. システム仕様 3.2 射場運用

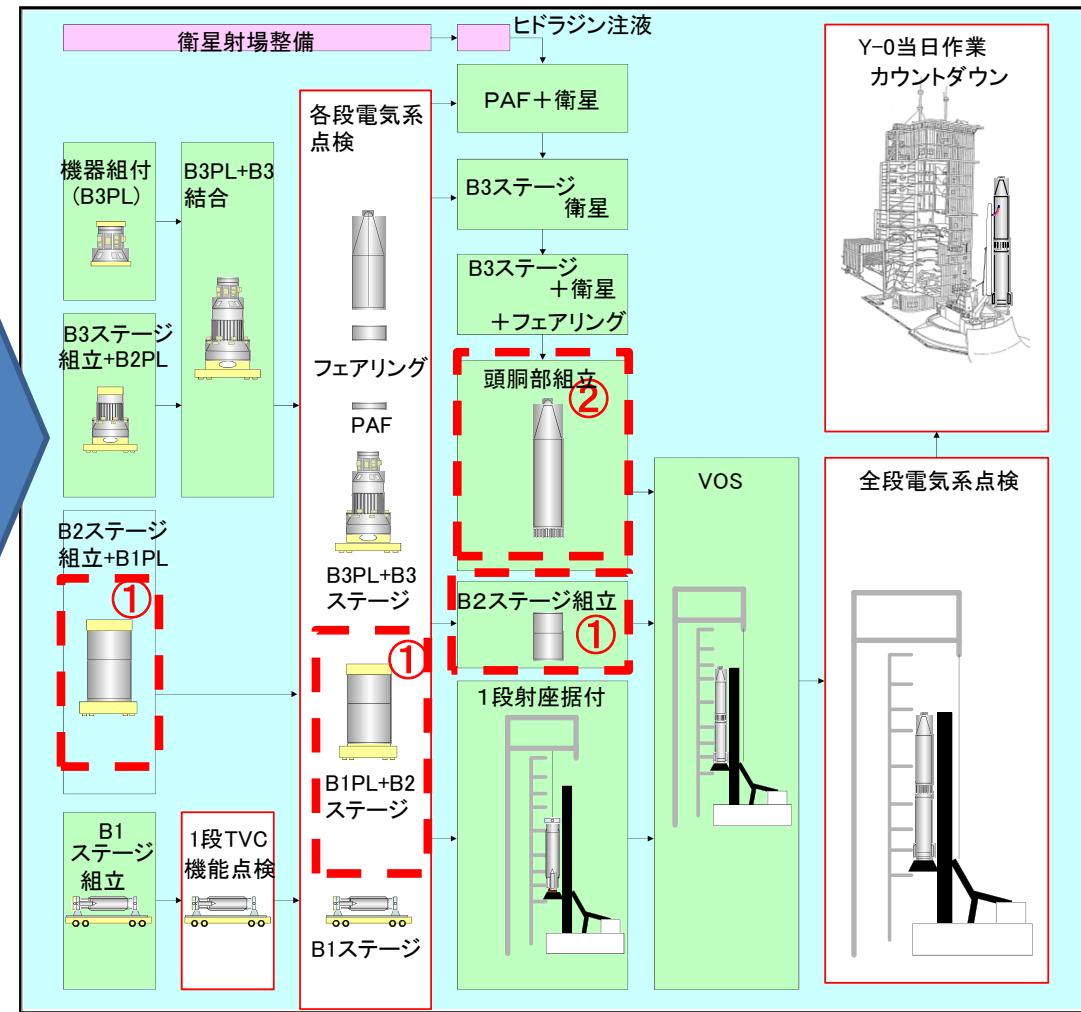
作業		試験機形態からの変更点
全段組立	衛星／PAF結合	変更なし
	フェアリング組付け	変更なし
	VOS	以下の通り変更 試験機形態： 1段→ <b>B1PL</b> →頭胴部（ <u>2段</u> 、3段、衛星、フェアリング） 高度化形態： 1段→ <b>B1PL</b> / <u>2段</u> →頭胴部（3段、衛星、フェアリング）
全段電気系点検	火工品回路点検	変更なし
	通信系点検	1段アンテナ削減・2段CDRピックアップアンテナ不使用による作業削減
	姿勢制御系点検	変更なし
	飛行安全系点検	1段CDRアンテナ削減・2段CDRピックアップアンテナ不使用による作業削減
	フライトシーケンス点検	変更なし
	緊急停止機能点検	変更なし
	電池充電	変更なし
Y-1	1段CDRアンテナ削減・2段CDRピックアップアンテナ不使用による作業削減	
Y-0	RF点検作業削減	



# 3. システム仕様 3.2 射場運用



試験機形態



強化型形態

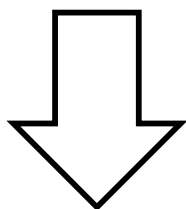
- : 各段組立～VOS作業の変更
- ① : 各段組立におけるB1PLと2段の結合
- ② : 頭胴部は2段無し

## 射場作業フローの比較

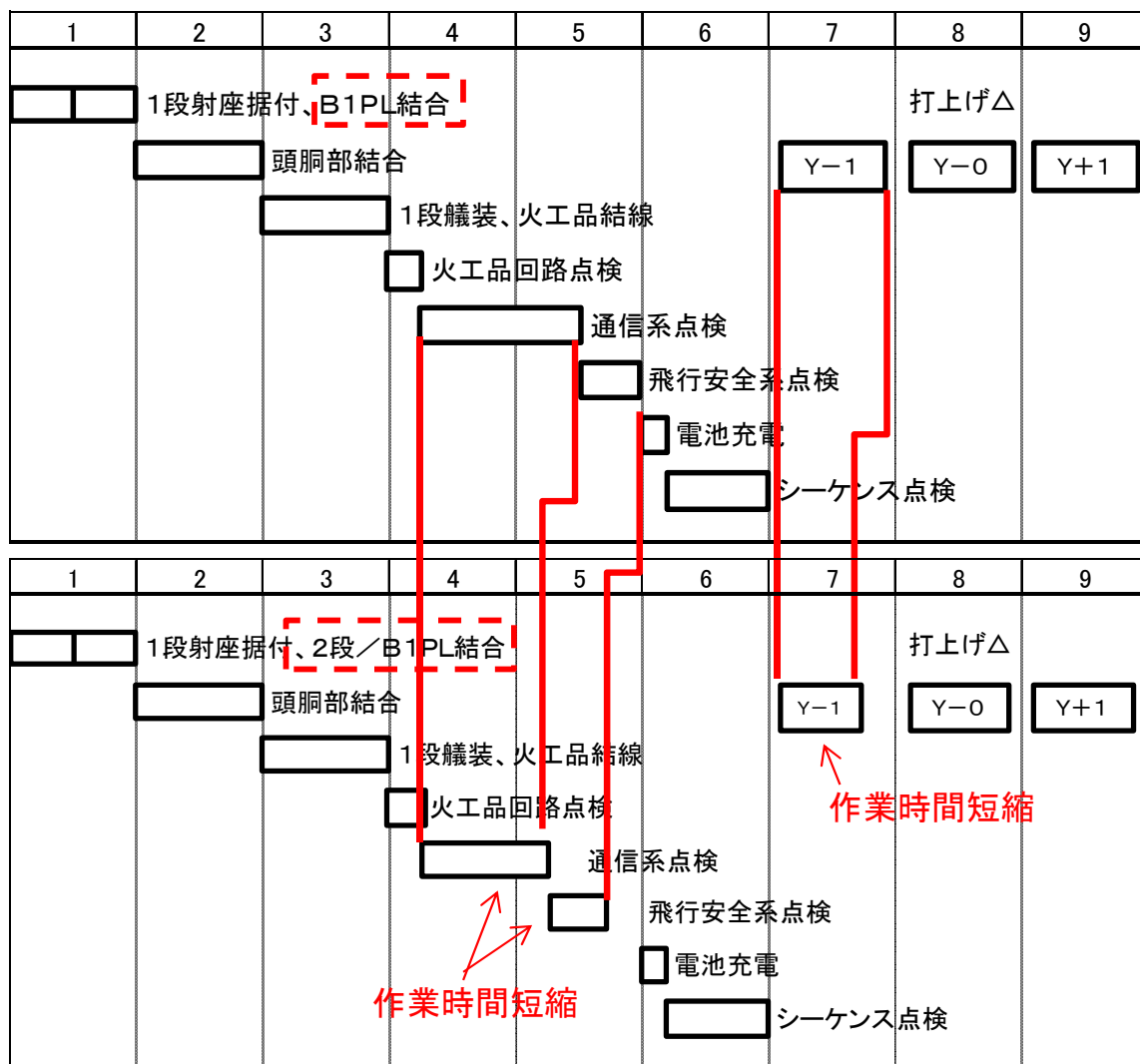
# 3. システム仕様 3.2 射場運用

定常運用状態における1段射座据付け作業計画の試験機と強化型との比較を以下に示す。強化型では試験機に比べ、日数は同等の9日間を要するが、全体の作業時間は低減され、よりマージンを持った状態で運用することができる。

試験機形態  
の定常運用

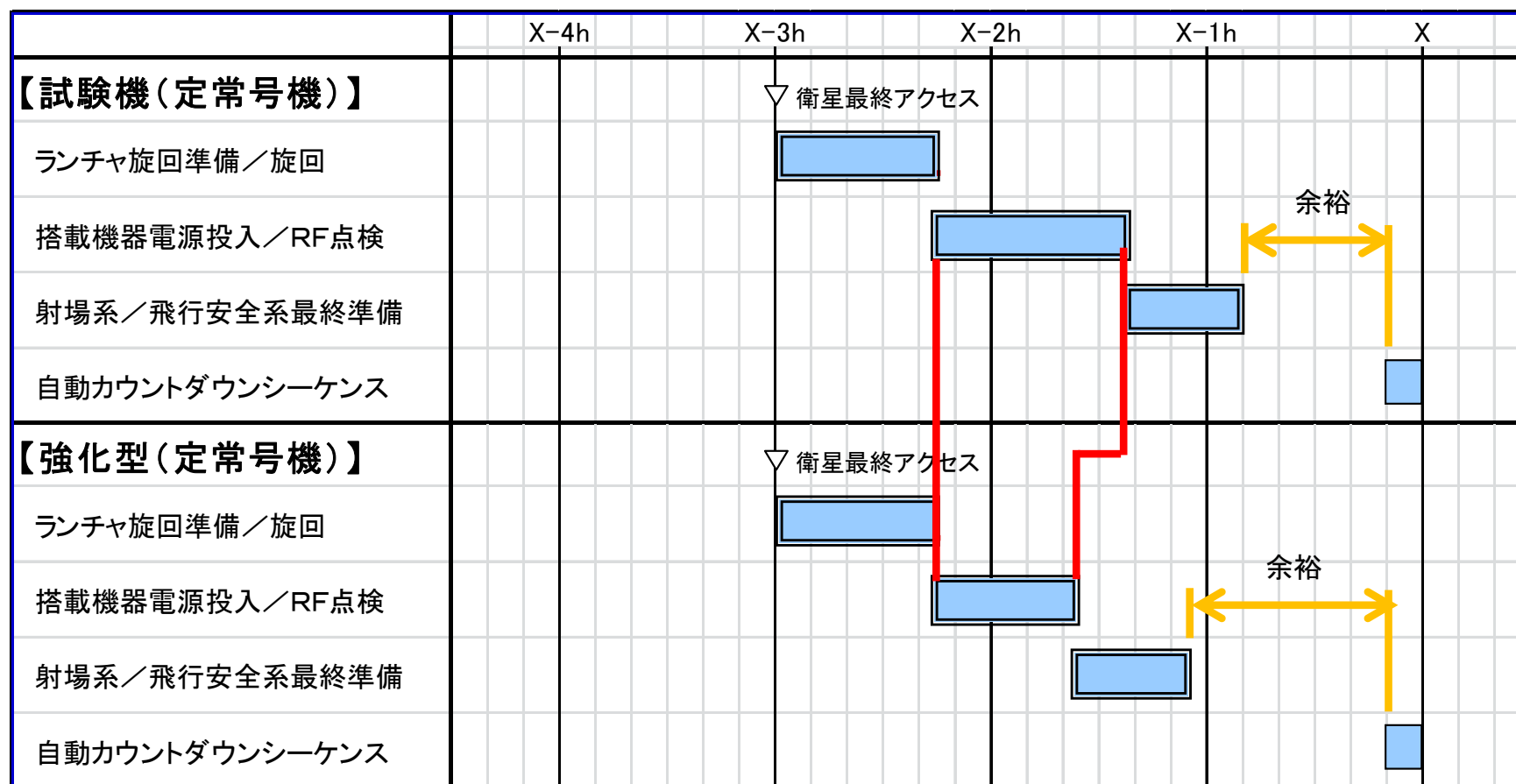


強化型形態  
の定常運用



# 3. システム仕様 3.2 射場運用

衛星側の最終アクセスから打上げまでの時間(レイトアクセス)については、試験機での運用実績から3時間を達成する見込みである。(射場安全による総員退避の時間制約を除く)さらに強化型形態では2段エクスポーズ化等によりRF点検\*作業が一部削減できるため、更に時間を短縮できる。



\*RF点検: 電波系の機器が正常に機能するかどうかを点検する

# 4. 開発計画

## 4.1 開発項目

各構成に対する開発項目と内容を以下に示す。

○ 開発有り、適用  
 - 開発無し、非適用

構成		設計変更／開発内容	適用号機		開発種別	
			2号機	3号機	2号機対応開発	高度化開発
機体システム		システム設計、システム試験	○	○	-	○
推進系	第1段モータ	-	-	-	-	-
	第2段モータ	エクスポーズ化、インシュレーション単層化等	○	○	-	○
	第3段モータ	ノズル固定化	○	○	-	○
	PBS推進系	PBSタンク大型化(個数削減)、ラムラインオプション化	-	○	-	○
	スピンモータ	-	-	-	-	-
構造系	フェアリング	非投棄部短縮化	○	○	-	○
	衛星分離部(PAF)	ERG対応制振機構無しPAF開発	○	-	-	○
	第3段機器搭載構造(B3PL)	短縮軽量化	○	○	○	-
	PBS分離アダプタ	2段エクスポーズ対応	-	○	-	○
	第2段機器搭載構造(B2PL)	2段エクスポーズ対応	○	○	-	○
	第2段後部構造	2段エクスポーズ対応	○	○	-	○
	第1段機器搭載構造(B1PL)	2段エクスポーズ対応	○	○	-	○
	後部筒	-	-	-	-	-
	システムトンネル	-	-	-	-	-

# 4. 開発計画

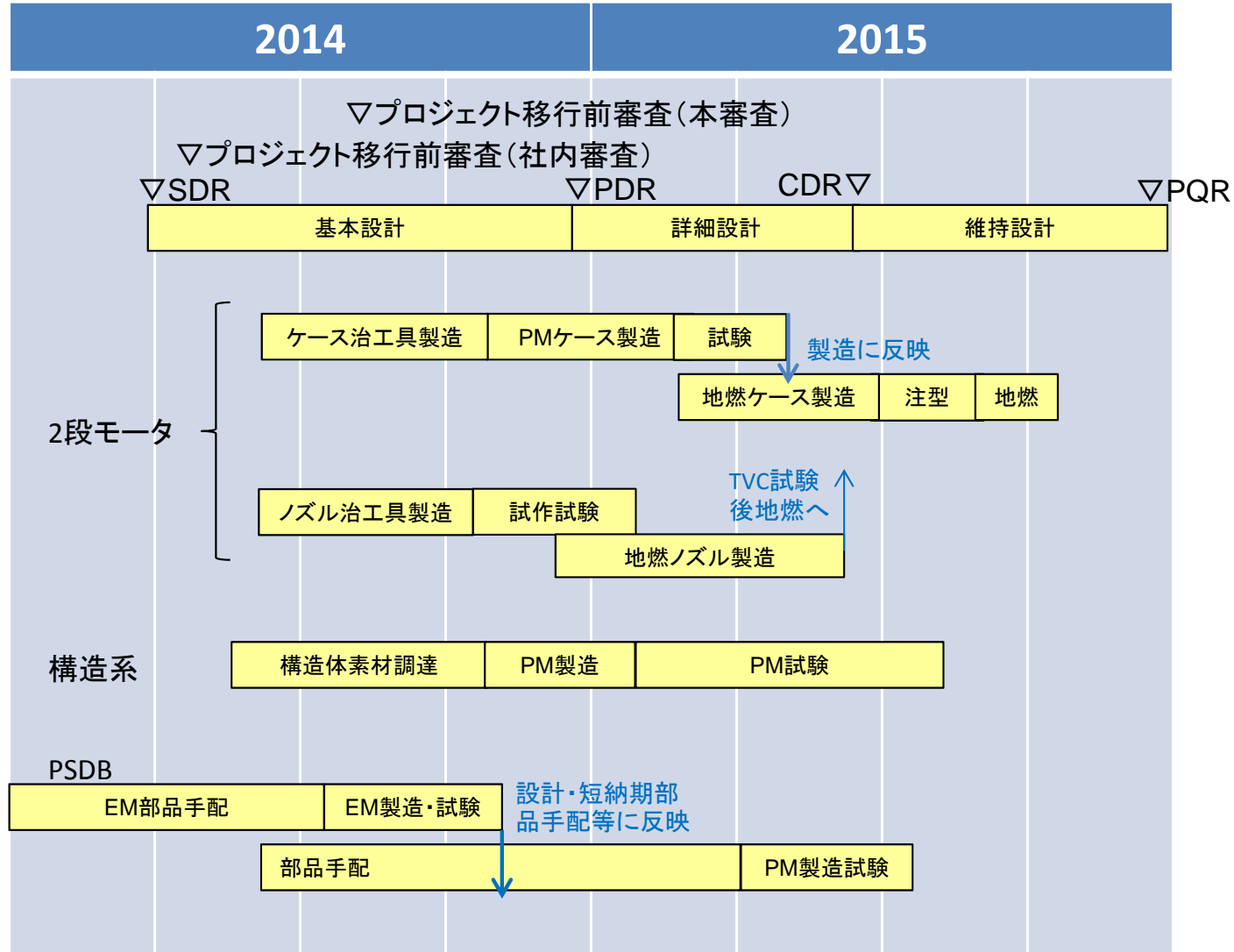
## 4.1 開発項目(続き)

○ 開発有り、適用  
 - 開発無し、非適用

構成		設計変更／開発内容	適用号機		開発種別	
			2号機	3号機	2号機対応開発	高度化開発
姿勢制御系	第1段TVCシステム	全長変更対応(制御性改善)	○	○	-	○
	第2段TVCシステム	2段モータ新規開発対応	○	○	-	○
	第1段SMSJ	-	-	-	-	-
	第2段ガスジェット装置	-	-	-	-	-
	デスピンモータ	新規開発	○	-	○	-
アビオニクス系	誘導制御系	2／3段艀装簡素化(OBC改修)	○	○	○	-
	計測通信系	2／3段艀装簡素化	○	○	○	-
	電力電装系	PSDB小型軽量化(リレー半導体化)	○	○	○	-
	搭載点検系	PSDB対応ROSE改修	○	○	○	-
	フライトソフトウェア	-	-	-	-	-
火工品系	モータ点火系	鋭感型から鈍感型への変更(2段のみ)	○	○	-	○
	分離系	-	-	-	-	-
	機能系	-	-	-	-	-
	破壊系	-	-	-	-	-

# 4. 開発計画 4.2. 開発スケジュール

主要開発スケジュールを以下に示す。



注： EM(Engineering Model: 開発モデル)、PM(Prototype Model: 実機型モデル)

# 4. 開発計画 4.3. 開発リスク

主要開発リスクを以下に示す。

No.	リスク項目	予備設計当初			現在				
		リスクの説明	発生率	影響度	ランク	対処結果	発生率	影響度	ランク
1	2段モータケース	開発試験で不具合が発生して再試験が必要となるリスクがある。	2	5	大	試験機開発での教訓反映と構造・材料有識者による技術評価反映によりリスクを低減した。 【対処済み】	1	5	小
2	PSDB半導体リレー	国内のロケットでは実績のない技術であるため課題／不具合が発生するリスクがある。	5	3	大	有識者レビューや解析精度向上等、多角的な事前評価によりリスクを低減した。また不具合発生時に備え回路再設計、部品追加の準備を計画した。【対処済み】	4	2	中
3	フェアリング分離衝撃	フェアリング分離衝撃が想定を上回るリスクがある。	3	3	中	これまでの衝撃データを再評価した結果、発生衝撃低減によりリスク顕在化の可能性が低いことを確認した。【対処済み】	1	3	小
4	搭載機器ランダム振動	搭載機器ランダム振動が想定を上回るリスクがある。	3	3	中	リスクが高い部位は環境緩和対策に必要な質量を開発マージンとして設定した。【対処済み】	3	2	中
5	PBS推薬タンク大型化	タンク大型化に伴う製造リスクがある。	3	4	大	コンティンジェンシとして、試験機形態のタンクでも対応可能な計画を設定した。【対処済み】	3	1	小

## 4. 開発計画 4.4. 主要課題

主要課題を以下に示す。

No	項目	課題内容	状況／今後の計画	期限
1	アビオニクス機器(第2期まとめ)価格・スケジュール	3号機以降のアビオニクス機器はMHIが実施する第2期まとめと同時に調達する計画。MHI調達計画に影響を受けるため価格・スケジュールが確定できていない。	見積り入手後に、対処方針を設定する。	11月
2	SSO飛行安全解析	太陽同期軌道の飛行経路において、2／3段分離可否判断の1つである軌道投入確率が成立しない可能性がある。	経路や関連パラメータの再検討を実施し、成立性の目途を得た。	済
3	2段RCS価格上昇	2段RCSの実機コストが上昇した。	コスト低減検討を実施し、ベース価格に収まる目途を得た。	済
4	ヨータンブラー	衛星分離後の再衝突防止のために搭載を計画しているヨータンブラーはデブリが発生する。	デブリを発生させないデスピンモータの検討を行い、成立性の目途を得たため、ベースラインを変更する。	済



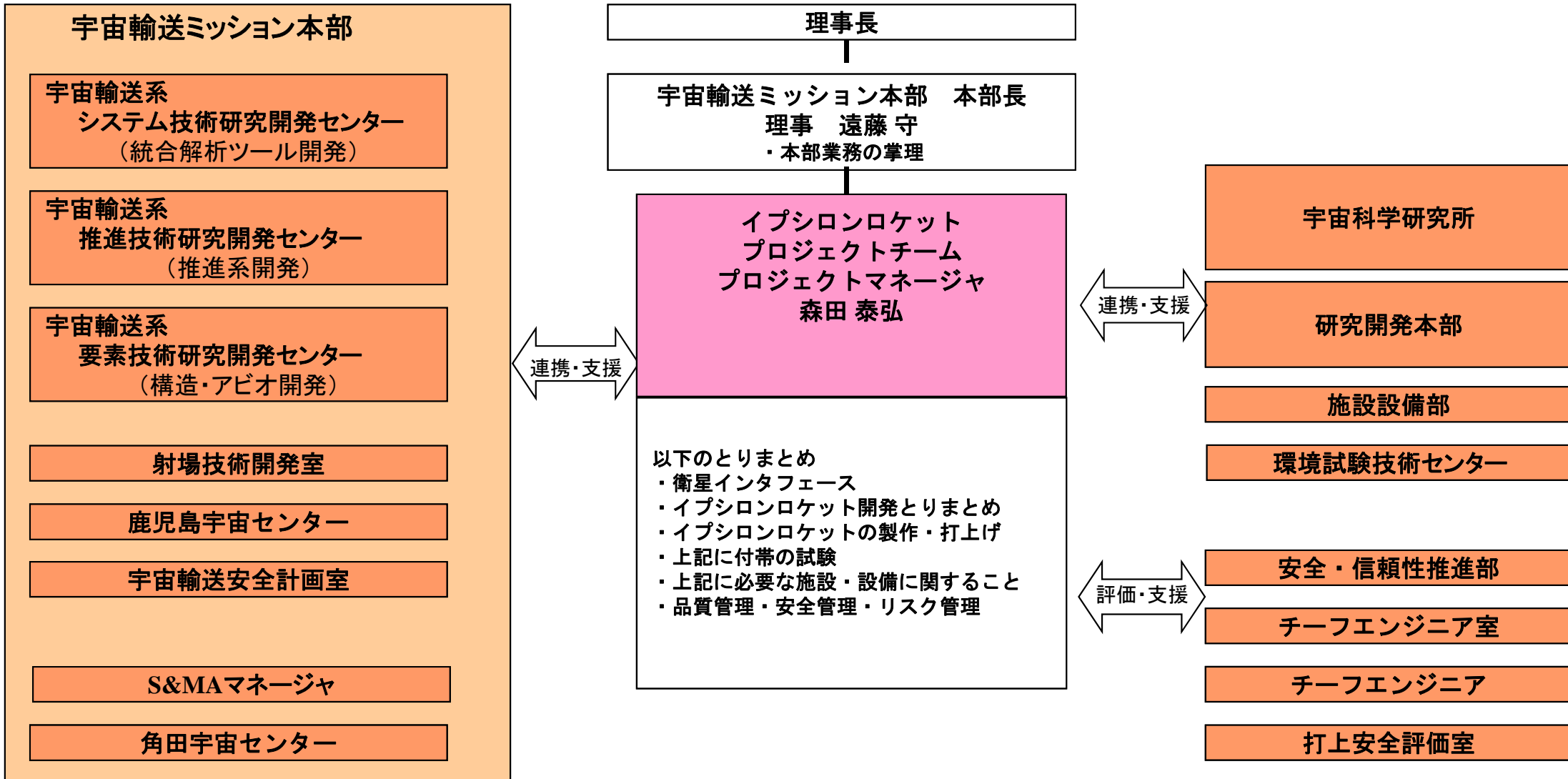
# 4. 開発計画 4.5. 試験機反映

イプシロンロケットプロジェクト(試験機対応)終了審査にて抽出したイプシロンロケット試験機からの反映事項を以下に示す。

項目	内容	2号機及び強化型イプシロンプロジェクトへの反映事項
①打上げ延期(1回目)からの教訓	全段電気系点検において発射回線設備の誤配線による機体と設備間の通信不良が発生。設備組試で使用した機体シミュレータは極性反転機能があり、誤配線部分が補正され、通信が確立したため誤配線を発見できなかった。(搭載機器は極性反転機能なし)	設備改修において設備単体でピンアサインを確認し、End-to-End検証を実施する。また、ネットワーク試験では回線の成立性(○か×か)だけではなく、通信品質・線路特性に係る検証を実施する。
②打上げ延期(2回目)からの教訓	8月27日に打上げ直前(19秒前)で機体側と設備側の時刻差(約0.07秒)により、姿勢計算開始前のデータを異常と判定し自動停止した。監視項目要求の点検と検証が十分でなかった。	監視項目を必要最低限に限定し、工場試験から検証を実施する。総合試験(リハーサル)では、検証範囲最大化、検証範囲外の識別し、第3者も含めた評価・確認を実施する。
③ロケット試験機の搭載ペイロードのスケジュール制約からの教訓	試験機ではスケジュール制約があったため開発担当者に負担がかかると同時に問題発生時の選択自由度が制限された。これらを緩和するため、適切なスケジュールマージンやマンパワーの確保と射場作業開始前の事前準備充実(業務量平滑化)が大切。	衛星をロケットに引き渡す日をインターフェースとして設定して開発を進める。また、以下を実施する。 <ul style="list-style-type: none"> <li>・リハーサル後に1週間程度のマージンを設定</li> <li>・打上管制隊発足時にマンパワーを確保</li> <li>・射場作業開始前に計画検討・調整を完了</li> </ul>
④打上げ直前の延期に対するメディア対応	8月27日の打上げ中止について、マスコミ各社が見学客の落胆を伝えるなど、中止があたかも失敗のように報じられた。打上げ直前の中止時にどうなるかの理解と危機管理対応の設定がなかった。事前に報道を通じて試験機の技術的困難さ打上げ直前の中止リスクを伝えられなかった。	左記の教訓を反映して広報活動を実施する。
⑤JAXAの総力を結集し開発を進めたことからの教訓	イプシロンロケットの開発は、H-II AとM-Vという異なる歴史・経験を持つメンバーを融合した体制で進めた。その結果、お互いの強みを生かして3年という短期間開発を成功に導くことができた。	本開発においても、試験機と同様にワーキンググループ体制を組み、試験機開発実績・経験を反映してこれまで以上に宇宙輸送ミッション本部とISASとの強い連携のもとで開発・運用を進める。
⑥地元との協力	イプシロンの打上げに際しては、従前のM-Vでは実施しなかった地上警戒範囲からの住民等の完全退避が行われることとなったが、これまで丁寧な説明を行い地元と一体化して事業を進めてきたこともあり、ほぼ計画通りに退避が完了することができた。	2号機以降も地元との良好な関係を維持・向上できるよう、積極的に説明会の場を作り地元への対応を丁寧に行っていく。

# 4. 開発計画 4.6. 開発体制

JAXAインテグレーションにより開発を行う。イプシロンロケットプロジェクトチームが全体をとりまとめ、開発を進める。



# 5. プロジェクト移行審査の結果

## ～本審査判定文～

平成26年10月14日の本審査では審査委員によりプロジェクト移行条件を確認し、プロジェクトの移行は妥当と判断した。本審査の判定結果を下記に示す。

### 強化型イプシロンロケットプロジェクト 移行審査【本審査】判定

強化型イプシロンロケットプロジェクトについて、提示された審査文書及び関連文書に基づき審査した。プロジェクトの目標およびプロジェクトの範囲が明確に設定されていること、及びプロジェクト遂行上のリスク・課題が識別され対応策が妥当であること、試験機からの反映事項が適切に措置されていることを確認した。別紙※に示す本審査の要処置事項(別紙1※)及び社内審査における要処置事項(別紙2※)を定められた期限までに確実に処置することを条件として、プロジェクトへ移行して良いものと判断する。

以上

平成26年10月14日  
審査委員長 山浦 雄一