

強化型イプシロンロケット プロジェクト終了審査の結果について

令和元(2019)年5月30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

プロジェクト事後評価と本資料の位置づけ

- ◆ 強化型イプシロンロケットプロジェクトは、小型科学衛星や小型商用衛星の当面の打上げ需要に対応するため、性能向上(打上げ能力向上、衛星包絡域拡大等)を目的として2014年度に開始し、2016年度のイプシロン2号機、2017年度のイプシロン3号機の打上げにそれぞれ成功した後、開発を完了した。
- ◆ 強化型イプシロンロケットプロジェクトの開発完了を踏まえ、2018年度にJAXAとしてプロジェクト終了審査を実施した。
- ◆ 審査の結果、強化型イプシロンロケットプロジェクトは、所期の目的を達成しており、プロジェクトを終了してよいと判断された。
- ◆ 本資料は、宇宙開発利用部会がプロジェクトの終了時に実施する「事後評価」に資するものであり、「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」(平成29年5月9日宇宙開発利用部会決定)における基本的な考え方を踏まえ、JAXA自らが評価実施主体となって実施したプロジェクト終了審査の結果を報告する。

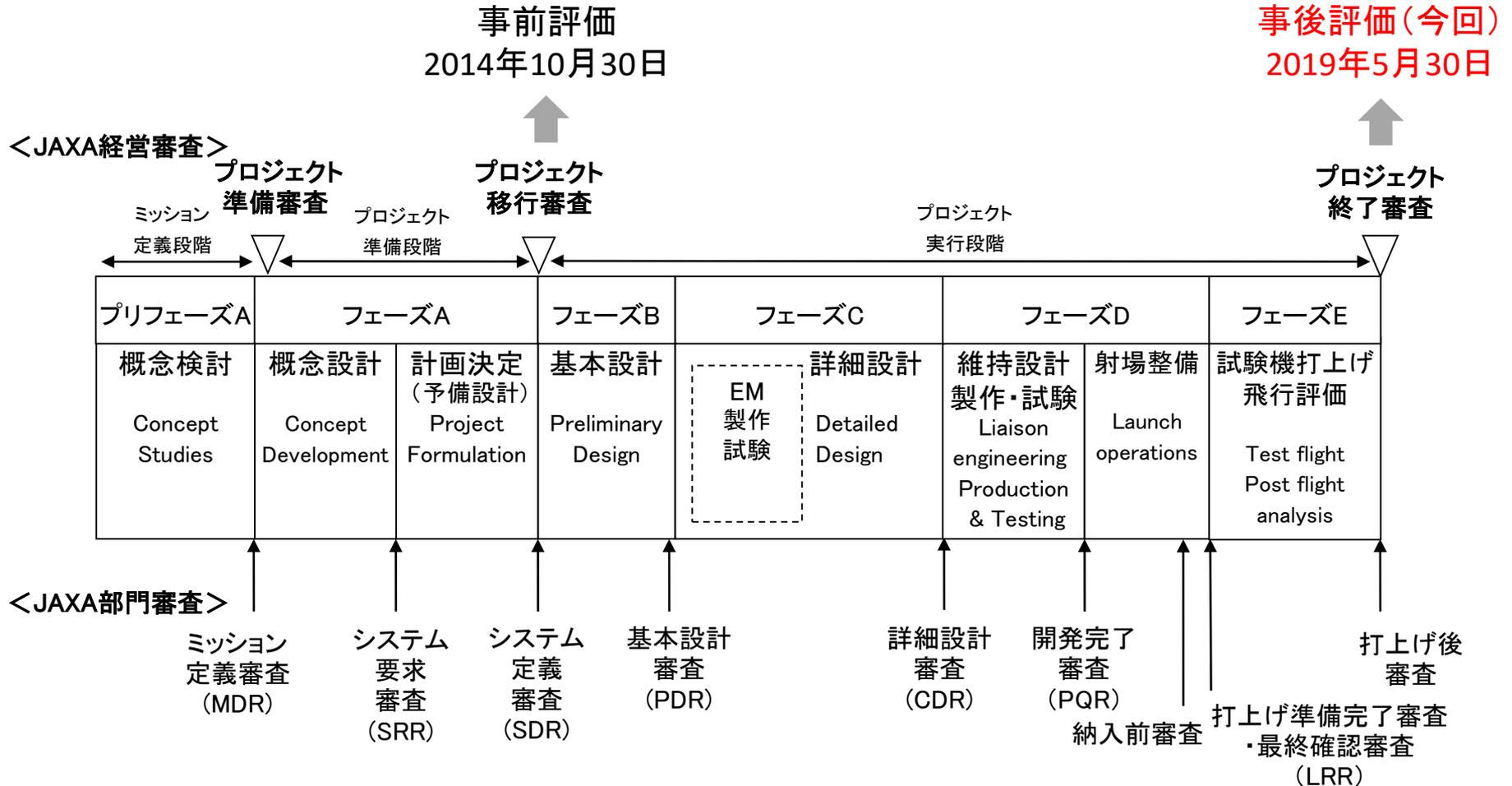
JAXAは、プロジェクトの企画立案と実施に責任を有する立場から、JAXA自らが評価実施主体となって評価を行うことを基本とする。これを踏まえ、宇宙開発利用部会では、JAXAが実施した評価の結果について、目的、目標、開発方針、開発計画、成果等についての調査審議を行う。

「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」(平成29年5月9日改訂)

プロジェクト事後評価と本資料の位置づけ

◆宇宙開発利用部会事後評価とJAXA内審査との関係

<宇宙開発利用部会>



報告内容

1. 強化型イプシロンロケットプロジェクトの概要
2. プロジェクト目標と達成結果
3. プロジェクト実施結果
4. プロジェクト終了審査判定

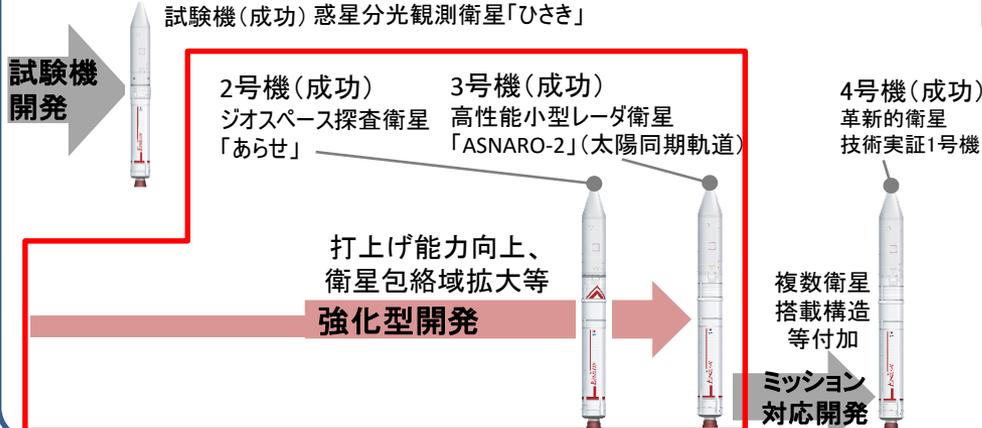
1. 強化型イプシロンロケットプロジェクトの概要

1.1 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。
- 強化型イプシロンプロジェクトでは、イプシロンロケット2段階開発の中間的な開発として、ERG(ジオスペース探査衛星)等の小型科学衛星やASNARO-2等の小型商用衛星(国内・海外)の当面の打上げ需要に対応するため、性能向上(打上げ能力向上、衛星包絡域拡大等)開発を実施する。

FY25 2013	FY26 2014	FY27 2015	FY28 2016	FY29 2017	FY30 2018	FY31 2019	~
--------------	--------------	--------------	--------------	--------------	--------------	--------------	---

第1段階



<主な成果>

- ① **コンパクトな打上げ運用**(発射管制、点検)
- ② **世界トップレベルの衛星搭載環境**(音響、振動、衝撃)
- ③ **打上げ需要の高い太陽同期軌道への軌道投入、及び高い軌道投入精度**(3号機で実証済)
- ④ **複数衛星同時打上げ**(4号機で実証済)[参考]

第2段階

H3ロケットとのシナジー効果を発揮し、国際競争力を強化する

H3ロケットとのシナジー対応開発(仮称)

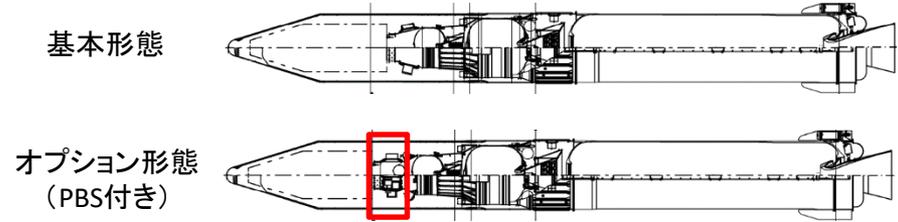
1. 強化型イプシロンロケットプロジェクトの概要

1.2 機体構成

強化型イプシロンロケットは3段式固体ロケットの基本形態、及び液体ロケット並みの軌道投入精度に対応するために小型液体推進系(PBS*)を搭載したオプション形態の2形態を有する。

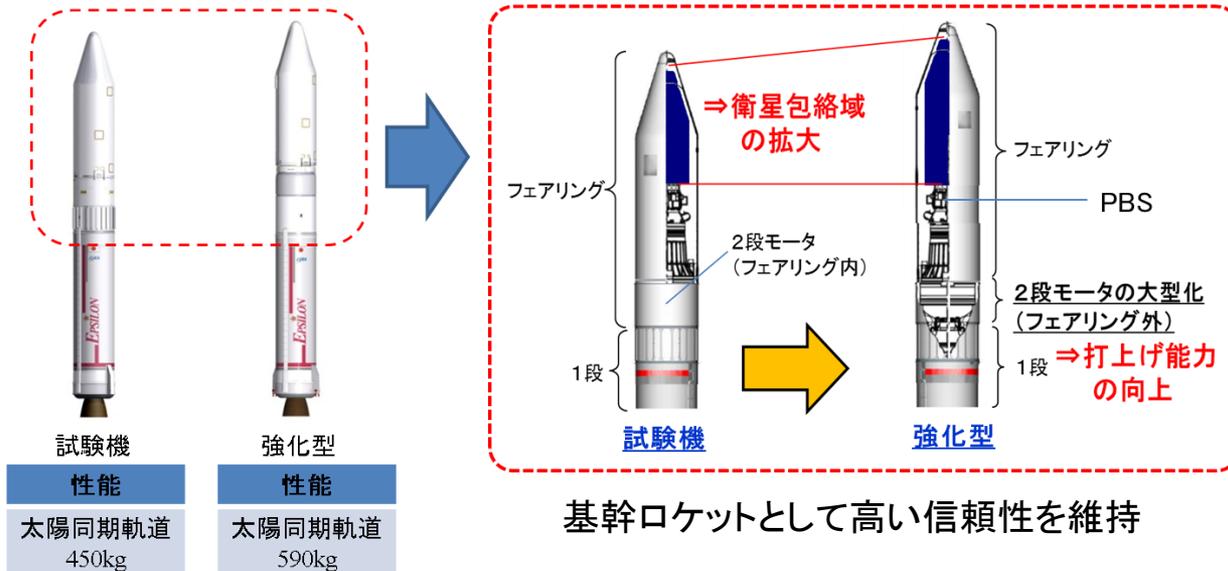
2号機では基本形態を、3号機ではオプション形態を飛行実証した。

* PBS : Post Boost Stageの略



1.3 システム要求

強化型イプシロンロケットのシステム要求(試験機仕様からの変更点を抜粋)を下図に示す。



1. 強化型イプシロンロケットプロジェクトの概要

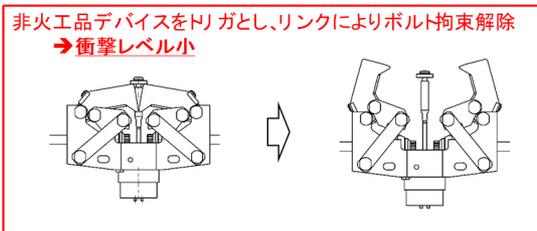
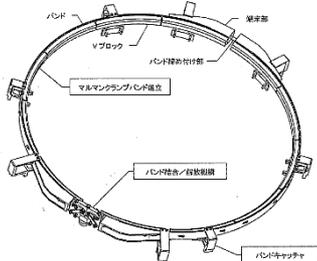
1.4 開発項目

強化型イプシロンロケットの主な開発項目を下記に示す。

<低衝撃型衛星分離機構>

- 世界最高水準の衛星搭載環境実現のため、低衝撃型衛星分離機構を開発(3号機より適用/機体形態に応じた仕様)

	基本形態(PBSなし)	オプション形態(PBSあり)
衛星分離速度	2.0m/s	0.5m/s
スピンレート	180~360deg/s	10deg/s以下

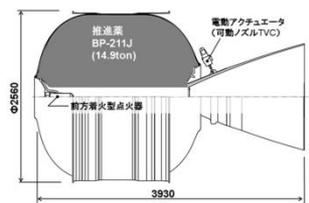


バンド結合/解放機構

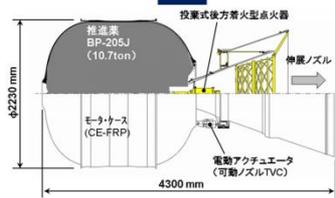
<2段モータ開発>

- インシュレーションの軽量化、推進薬量の増量、ノズルの製造性向上等、総合的に改良した2段モータを開発

強化型



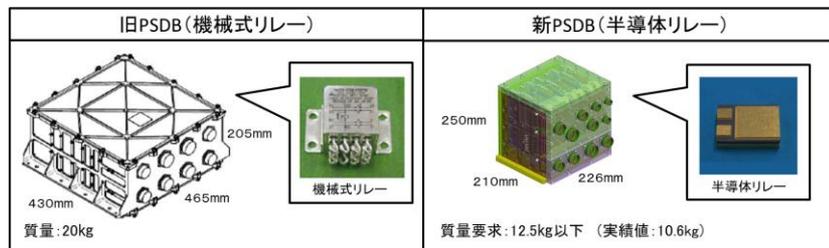
試験機



地上燃焼試験の状況

<PSDB>

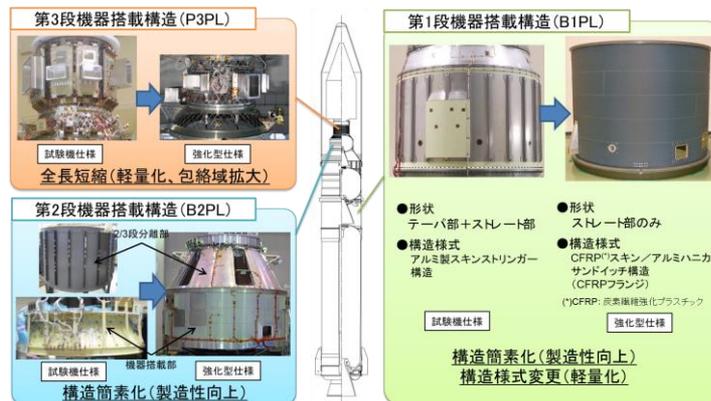
- 小型・軽量化のため、第2段および第3段に搭載する電力シーケンス分配器(PSDB)を開発(半導体リレーの適用)



PSDB外観図

<構造系開発>

- 製造性向上と軽量化のため、簡素化や様式変更した構造系を開発



1. 強化型イプシロンロケットプロジェクトの概要

1.5 飛行実証

- イプシロンロケット2号機(基本形態)と3号機(オプション形態)にて、強化型の飛行実証を実施した。
- 2号機・3号機とも設定した時刻通りに打上げた。
- 3号機で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軌道に高い精度で投入した。

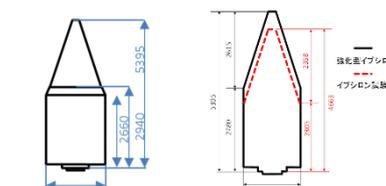
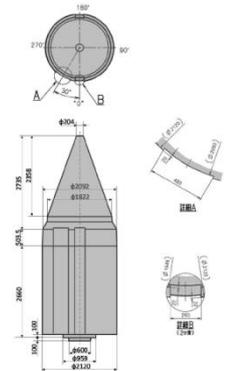
項目	試験機 (参考)	2号機	3号機
形態	オプション形態	基本形態	オプション形態
搭載衛星	ひさき (小型科学衛星)	あらせ (小型科学衛星)	ASNARO-2 (<u>地球観測衛星(受託)</u>)
投入軌道	低軌道	長楕円軌道	太陽同期軌道
全長	約24.4m	約26.0m	約26.0m
直径(代表径)	φ2.6	φ2.6	φ2.6
全備質量	約92.0ton	約95.4ton	約95.6ton
段構成	固体3段式 + PBS	固体3段式	固体3段式 + PBS
衛星分離	火工品	火工品	非火工品(低衝撃型衛星分離機構)
フェアリング	投棄部: 9187mm、非投棄部: 1900mm	投棄部: 9187mm、 非投棄部: 450mm	投棄部: 9187mm、 非投棄部: 450mm
第3段	推進薬量	約2.5ton	約2.5ton
	ノズル	伸展	非伸展
	PBS	1液ヒドラジン (タンク φ420 x3基)	なし
第2段	推進薬量	約10.7ton	約14.9ton
	ノズル	伸展	非伸展
第1段	モータ	SRB-A (推進薬量 約65.6ton)	SRB-A (推進薬量 約65.6ton)

2. プロジェクト目標と達成結果

2.1 全体サマリ

サクセスクライテリア達成結果を下表に示す。フルサクセスとエクストラサクセスを達成した。

強化型イプシロンロケット サクセスクライテリアと達成結果

項目	内容	結果	評価
フルサクセス	<p>ERG,ASNARO-2をはじめとした小型衛星需要に対応するため、下記のミッション要求を達成すること。</p> <p>(1) 下記の軌道投入能力を有すること</p> <p>(a) 長楕円軌道 近地点200km 遠地点28700km以上 質量365kg(夏期) 近地点200km 遠地点31100km以上 質量365kg(冬期)</p> <p>(b) 太陽同期軌道 500km × 500km 質量590kg以上</p> <p>(2) 右記の衛星包絡域を有すること</p> 	<p>(1) 軌道投入能力 *1</p> <p>(a) 長楕円軌道 左記軌道 386kg (夏期) 左記軌道 388kg (冬期)</p> <p>(b) 太陽同期軌道 595kg</p> <p>(2)(a) 衛星包絡域 右図のとおり。 衛星包絡域を包括する</p> 	達成
エクストラサクセス	<p>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。</p> <p>具体的には3号機までに以下の全てを達成すること。</p> <p>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</p> <p>② 世界最高レベルの音響環境(オーバーオール135dB以下)</p> <p>③ 世界最高レベルの正弦波振動環境(0.3G_{0-p}以下)</p> <p>④ 世界最高レベルの衝撃環境(1000G以下)</p>	<p>2号機3号機での実績として以下を達成した。</p> <p>① マージン無しで達成可能</p> <p>② 音響 131dB(O.A)</p> <p>③ 正弦波振動 0.2G</p> <p>④ 衝撃 1000G</p>	達成

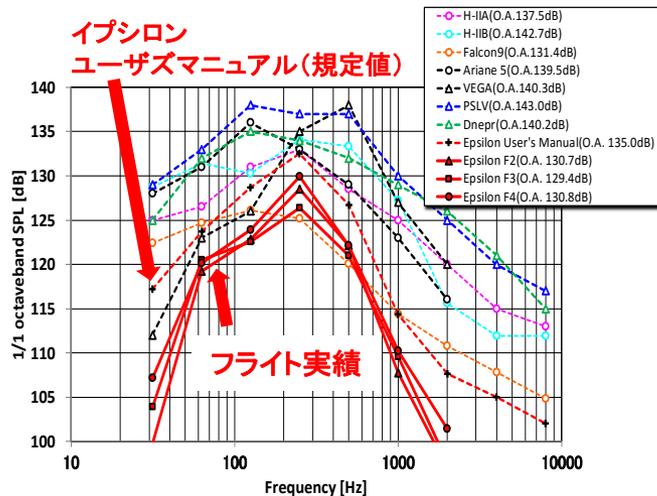
*1 要求と同じコンフィギュレーションでの能力((a)制振機構無・技術テレメータ無 (b)制振機構有・技術テレメータ無)

2. プロジェクト目標と達成結果

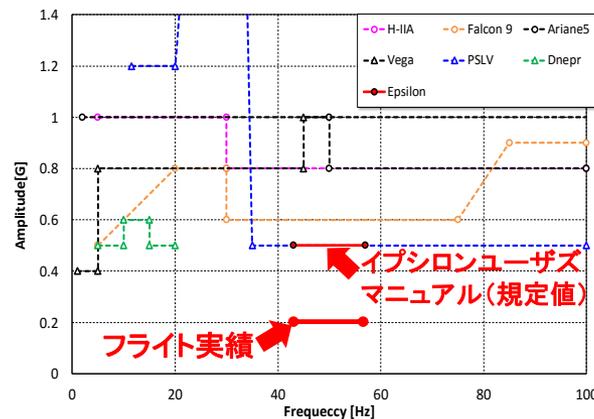
2.3 衛星搭載環境条件

衛星搭載環境は下記に示すとおり世界トップレベルを達成。

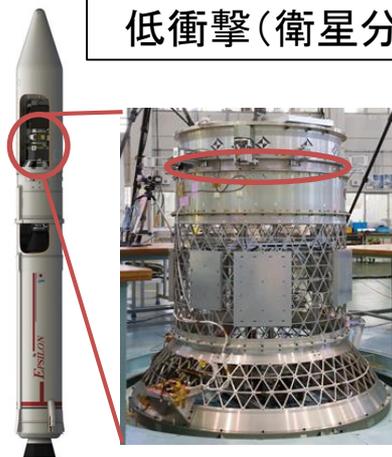
低音響



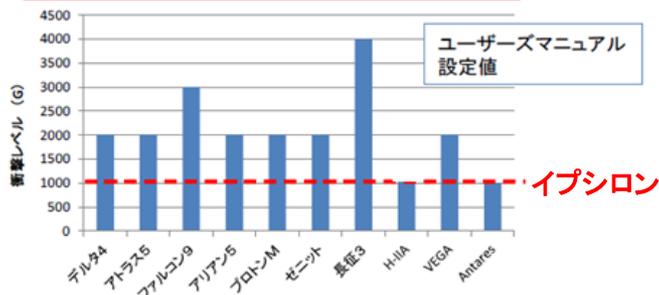
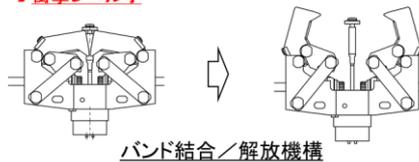
低振動(正弦波)



低衝撃(衛星分離)



非火工品デバイスをトリガとし、リンクによりボルト拘束解除
→ 衝撃レベル小



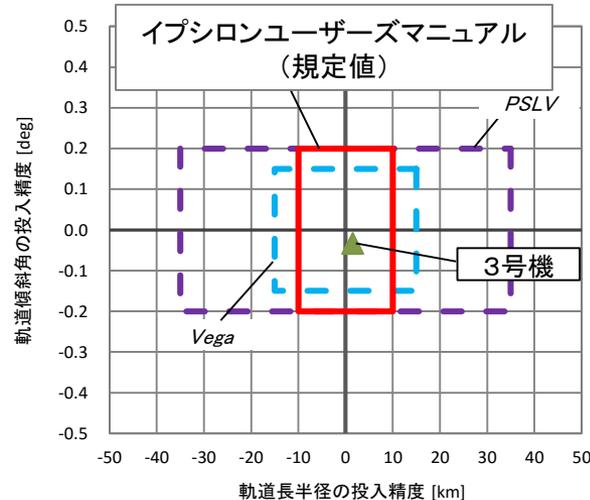
2. プロジェクト目標と達成結果

2.4 飛行実証結果

2号機(基本形態)にて「あらせ(ERG)」を、3号機(オプション形態)にて「ASNARO-2」を所定の軌道に投入した。ともに投入軌道は衛星の要求を満足しており、特に3号機ではオプション形態(PBS有)により高い投入精度を達成した。

2号機投入軌道

項目	ICS規定値	フライト結果 (衛星による軌道決定値)	
		軌道	規定ノミナルとの差分
近地点高度	219±25 km	214.14 km	-4.86 km
遠地点高度	33,200+1,900 /-2,100 km	32,246.15 km	-953.85 km
軌道傾斜角	31.4±1.6 deg	31.427 deg	+0.027 deg

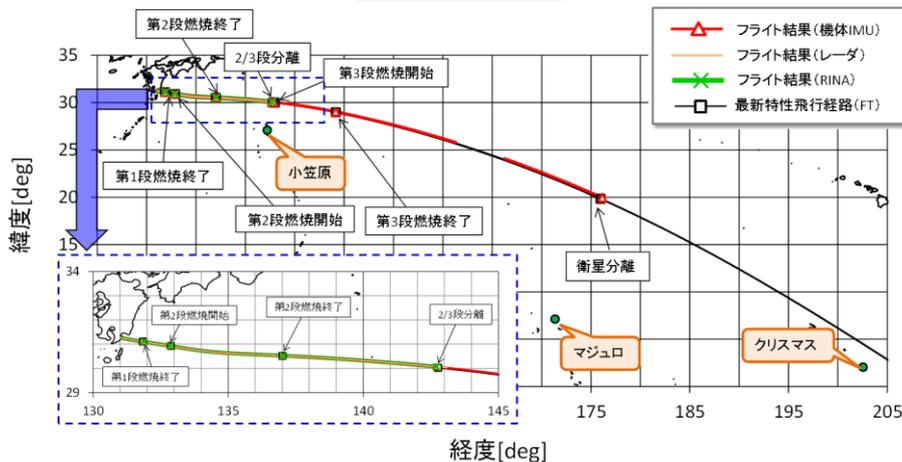


3号機軌道投入精度

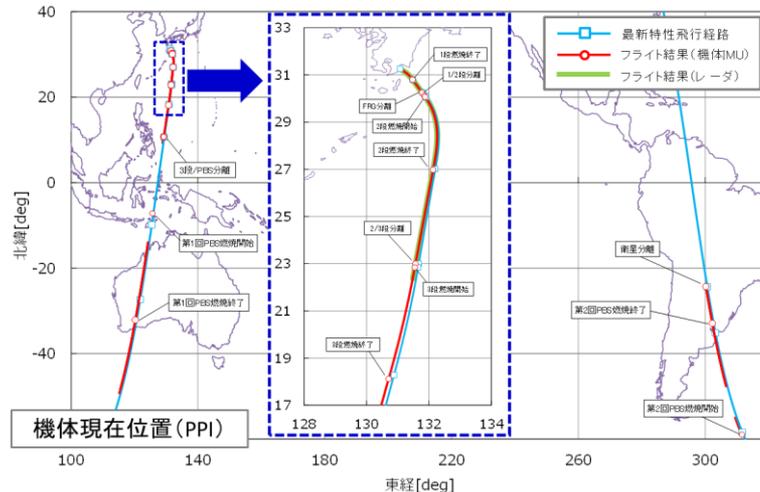
3号機投入軌道

項目	ICS規定値	フライト結果 (衛星による軌道決定値)	
		軌道	規定ノミナルとの差分
軌道長半径	6879.87 km ± 20 km	6881.41 km	+1.54 km
軌道傾斜角	97.405 deg ± 0.2 deg	97.372 deg	-0.033 deg

2号機飛行経路



3号機飛行経路

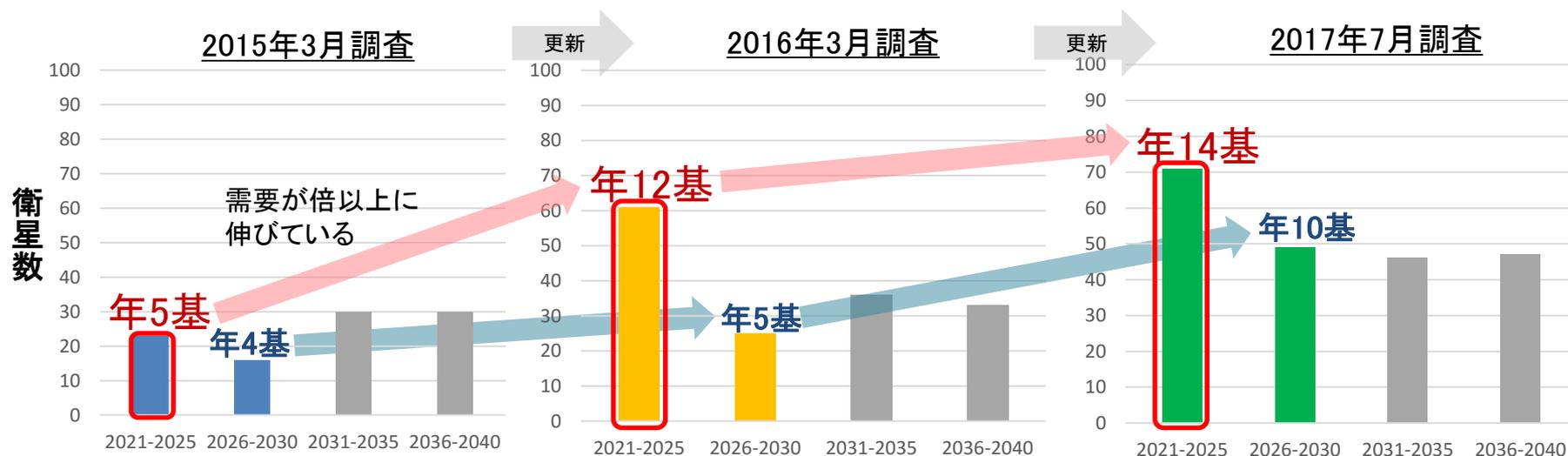


2. プロジェクト目標と達成結果

2.5 プロジェクト移行時の目標に対する評価

強化型プロジェクトの目標は、ERGとASNARO-2に代表される小型の科学衛星、地球観測衛星に対応できる打上げ能力(例:SSO500kmに約600kg)を持つことである。

この打上げ能力を要する衛星については、下記の調査の通り、今後も需要の増加が見込まれており、当初目標の設定は妥当であったと評価する。

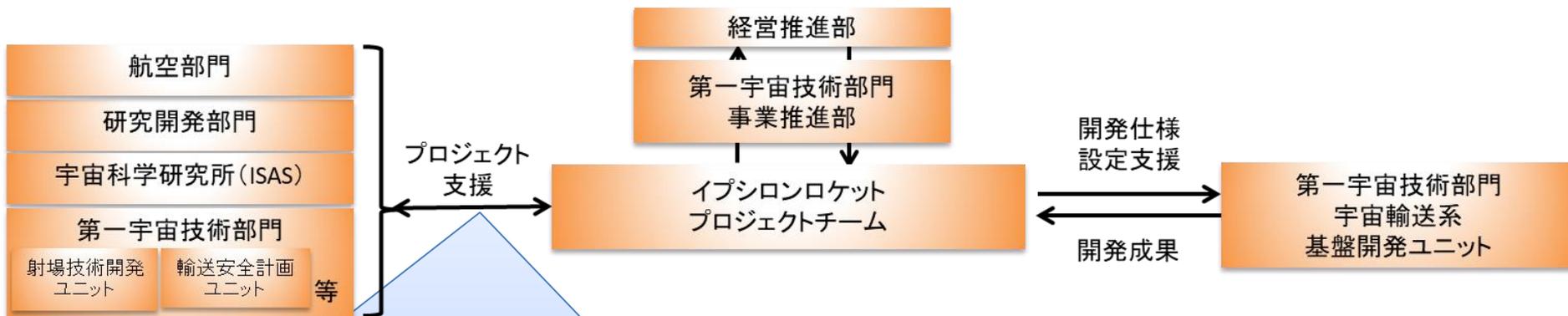


300-600kg級小型衛星の打上げ需要予測

3. プロジェクト実施結果

3.1 実施体制

JAXA実施体制を下図に示す。イプシロンロケットプロジェクトチームが中心となり、JAXA内の専門家を結集したワーキンググループ体制(下表参照)を構築して開発を進めた。ワーキンググループの中で設計解析や試験計画・結果に関してきめ細かく議論を重ねて技術課題を丁寧に解決し、開発を完遂した。



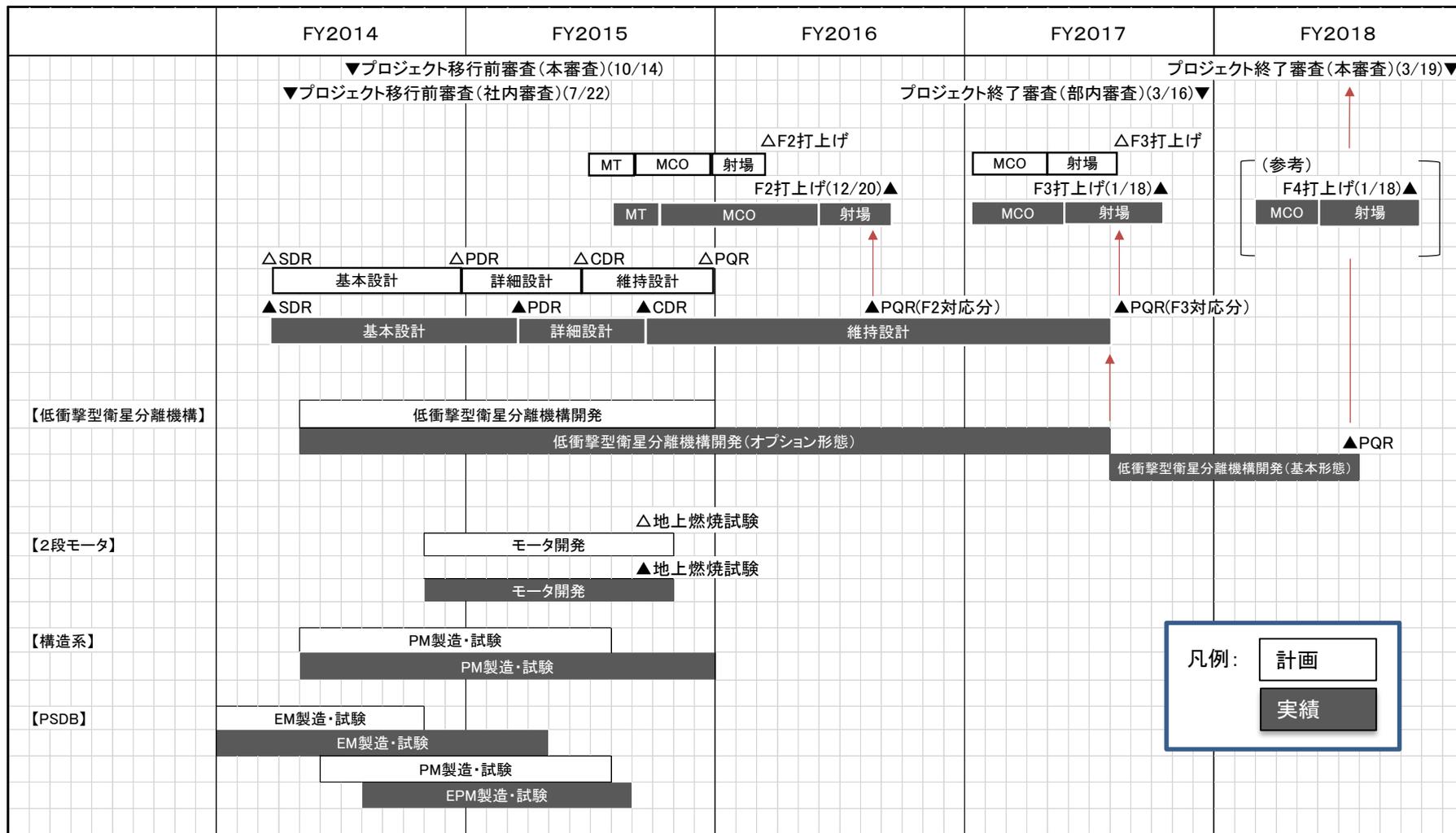
ワーキンググループ	参加部署(イプシロンプロ以外)	ワーキンググループ	参加部署(イプシロンプロ以外)
飛行解析／飛行安全	研究開発部門、ISAS、第一宇宙技術部門	構造系	研究開発部門、ISAS、第一宇宙技術部門
誘導解析／制御解析	研究開発部門、ISAS、第一宇宙技術部門	アビオニクス	研究開発部門、第一宇宙技術部門
空力／空力加熱	研究開発部門、ISAS	ソフトウェア	研究開発部門
熱環境	研究開発部門	液体推進系	研究開発部門、ISAS
固体推進系	ISAS	運用・設備系	ISAS、第一宇宙技術部門

※ 第一宇宙技術部門は現在、宇宙輸送技術部門に組織変更

3. プロジェクト実施結果

3.2 開発スケジュール

開発スケジュールの当初計画と実績の比較を以下に示す。2号機と3号機の打上げを当初計画の年度内に実施した。なお、2号機と3号機に適用しない低衝撃型衛星分離機構(基本形態)開発は、打上げに影響を与えないようスケジュールを設定して対応した。



3. プロジェクト実施結果

3.3 教訓や知見の継承状況

強化型イプシロン開発での経験を踏まえて抽出した教訓・知見を以下に示す。

タイトル	事象・分析	教訓
ロケットエンジニア成長には1サイクルの経験*1が効果大 *1) 試験機開発	強化型イプシロンロケットの開発には、試験機開発・打上げを1サイクル経験した技術者の多くが参加した。1サイクルで得た知見、経験が効果的に活かされ、短期間開発と打上げ連続成功につながった。	ロケットエンジニア成長には開発・打上げという1サイクルの経験が効果大。これによって技術力が飛躍的に向上する。
不具合兆候を見逃すな！	試験機にて3段モータ燃焼圧が予測より高い値となったが、2号機で再現を確認することとした。2号機では試験機よりもさらに高くなり、原因究明を行ったところ設計不良と判明した。対策を処置した結果、3号機では予測通りとなった。試験機の後徹底的に原因を究明しておくべきであった。	試験機の飛行データ評価では結果的に不具合兆候を見逃してしまった。データ評価は疑問を残さず徹底的に行い、不具合兆候を見逃さないこと。

3. プロジェクト実施結果

(補足説明) 3段モータ燃焼圧

【事象】

試験機フライトで3段モータ燃焼圧が予測よりも高かった。2号機では試験機よりも高くなった。

【原因】

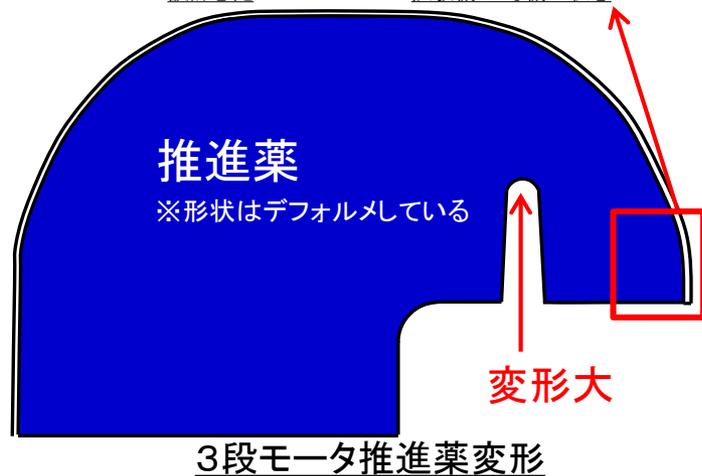
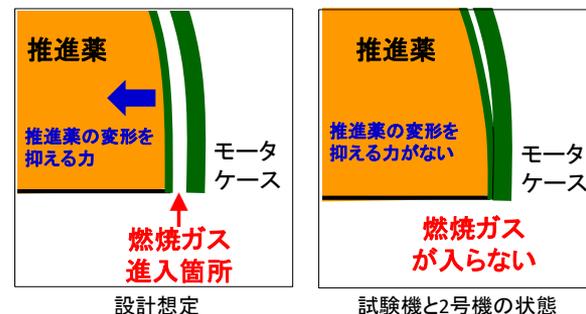
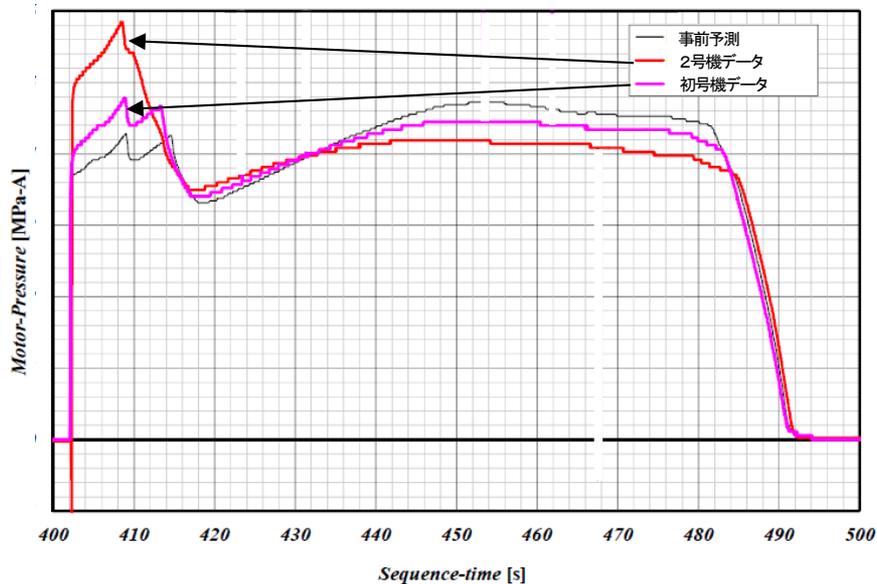
モータケース後端の推進薬との境界に燃焼ガスが入らず推進薬に大きな変形が発生して燃焼面積が大きくなったため。

【対策】

モータケース後端の推進薬との境界に燃焼ガスが入るように設計変更した(スペーサ挿入+密着防止フィルム貼付)。

【結果】

3号機以降は予測通りとなった。



3. プロジェクト実施結果

3.4 人材育成結果

- 強化型イプシロンロケットは、JAXAインテグレーション方式で機体開発と射場施設設備整備を実施し、JAXAが打上げを行う貴重な機会であった。ロケットの研究～開発立ち上げ～打上げの一連のライフサイクルを実践したロケットエンジニアは、ロケット開発と打上げに関する貴重な経験・知識・知見を蓄積し、今後のロケット研究開発を先導する人材に成長した。
- 低衝撃型衛星分離機構や半導体リレー等の担当技術者は、世界最高水準の衛星分離衝撃レベルの達成や国内のロケットでは未経験の技術という高いハードルにチャレンジし、開発の中で発生した技術課題をひとつひとつ解決して当初の目標を達成することによりサブシステムの専門家に成長した。
- 輸送系部署や輸送系支援をしている研究開発部門で打上げ経験の少ない職員に工場や射場での整備・打上げ作業に携わらせる機会を提供することにより、H-IIAの打上げ輸送サービス化以降経験が難しくなっているロケット系作業を経験させることができ、技術者育成に貢献した。その経験・知見は各部署で活かされている。

4. プロジェクト終了審査判定

審査項目に基づき審査を行い、本プロジェクトは所期の目的を達成し、後続事業への教訓・知見等の識別状況も明確であることから、下記の通り、プロジェクトを終了してよいと判断した。終了審査委員の構成を別紙1に示す。

強化型イプシロンロケットプロジェクト終了審査 判定結果

平成 31(2019)年 3 月 19 日
審査委員長 山本静夫

下記を主な審査項目として、本プロジェクトの終了審査を実施した。

- (1) プロジェクト目標の達成状況の確認
- (2) 社会的/政策的/国際的貢献状況や波及効果の確認
- (3) 投入した経営資源、実施体制、スケジュール実績の評価
- (4) 組織横断的に継承すべき教訓・知見等の識別状況や適用
- (5) 人材育成結果

審査結果の総括

審査の結果、フルサクセス及びエクストラサクセスが達成されていることを確認した。

本プロジェクトはジオスペース探査衛星(ERG)及び高性能小型レーダ衛星(ASNARO-2)の打上げを達成しただけでなく、世界最高水準の運用性・衛星搭載環境を実現し、我が国の自律的な宇宙輸送システムの維持に貢献したと評価する。また、後続事業(H3 ロケットとのシナジー対応開発等)への教訓・知見等の識別状況も明確である。

以上のことから、本プロジェクトは所期の成果を上げてプロジェクトを終了したと評価する。

以上

別紙1. プロジェクト終了審査委員の構成

【審査委員長】

副理事長(経営推進担当)

山本 静夫

【審査委員】

理事

布野 泰広

理事

今井 良一

理事

若田 光一

理事

國中 均

理事

佐野 久

理事

中村 雅人

理事

鈴木 和弘

理事補佐

倉崎 高明

理事補佐

中道 正仁

理事補佐(統括チーフエンジニア)

中川 敬三

理事補佐(信頼性統括)

宇治野 功

【監事(オブザーバ)】

監事

三宅 正純

監事

小林 洋子

総務部長

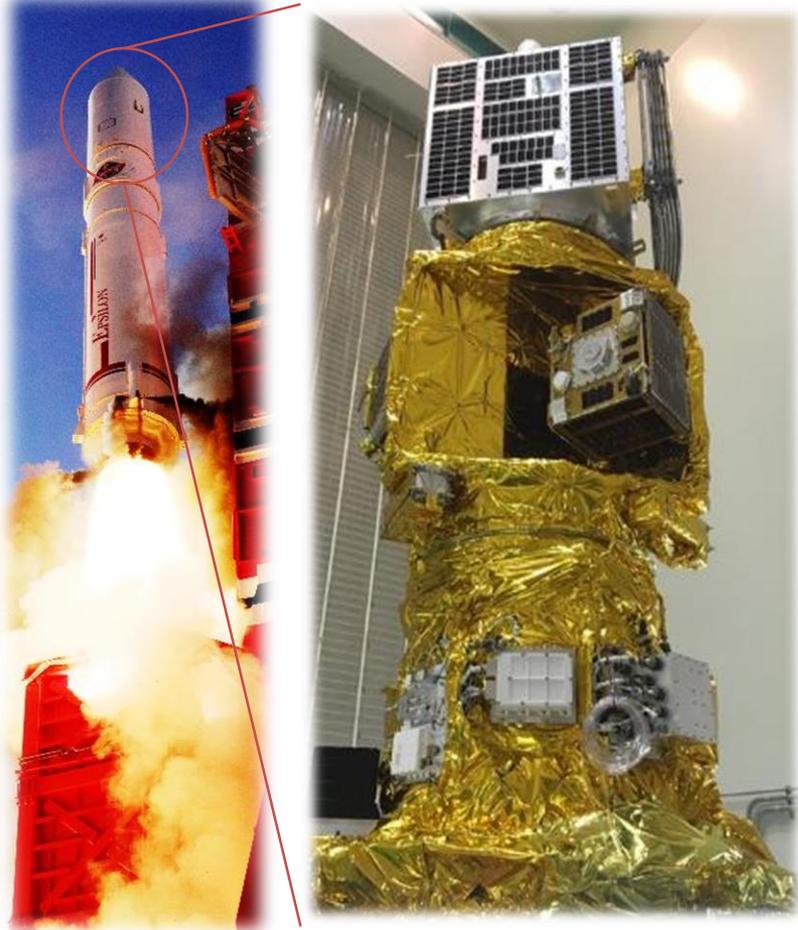
星野 利彦

(参考) イプシロンロケット4号機による 革新的衛星技術実証1号機の打上げ



複数衛星同時打上げ

衛星7基搭載



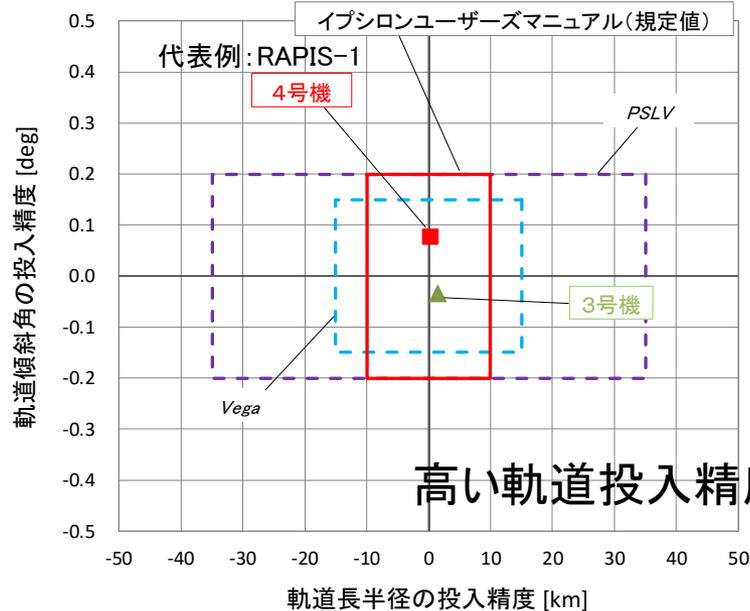
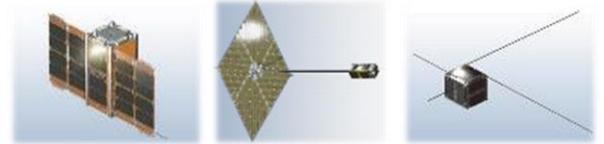
小型実証衛星
RAPIS-1
(200kg class)



超小型衛星3基 (60kg class)



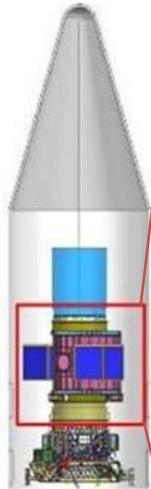
キューブサット(3U,2U,1U)



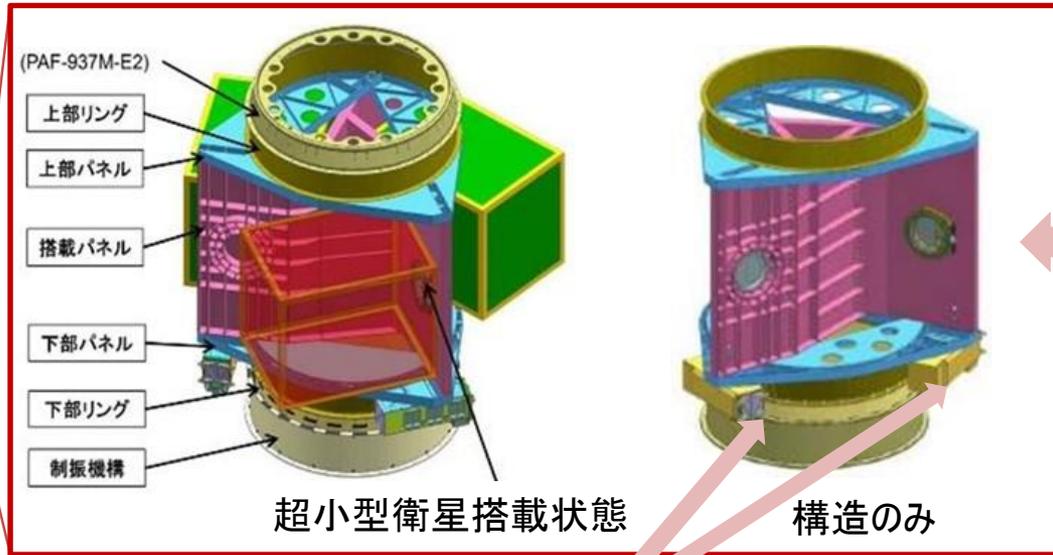
2019年1月18日打上げ成功

(参考) イプシロンロケット4号機による 革新的衛星技術実証1号機の打上げ

革新的衛星技術実証1号機を打上げるため、超小型衛星(60kg級)3基を搭載するための複数衛星搭載構造、及び3Uサイズまでのキューブサットを搭載するためのキューブサット放出装置を新たに開発した。

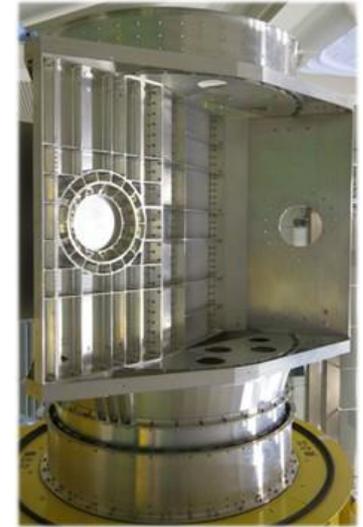


頭胴部



超小型衛星搭載状態

構造のみ



複数衛星搭載構造

(MLI装着前)



衛星搭載状態



キューブサット放出装置(MLI装着前)

世界標準インターフェースにより
全世界のキューブサット搭載可能
(1U、2U、3U、1U+2U混載に対応)