

# イプシロンロケット4号機 及び革新的衛星技術実証1号機について



平成31(2019)年3月27日  
宇宙航空研究開発機構



# 1. 打上げ結果概要

- 革新的衛星技術実証1号機(7基構成)を搭載したイプシロンロケット4号機を平成31年1月18日9時50分20秒(日本標準時)に内之浦宇宙空間観測所から打上げ、全ての衛星を正常に分離し、所定の軌道に投入した。

※当初平成31年1月17日に予定されていたが、当日の天候悪化が予想されたため、打上げ日を平成31年1月18日に延期したものの。

## ■ イプシロンロケット4号機の特徴

- 初めて複数衛星同時打上げ
- 宇宙活動法下における国内初の打上げ

## ■ 搭載衛星

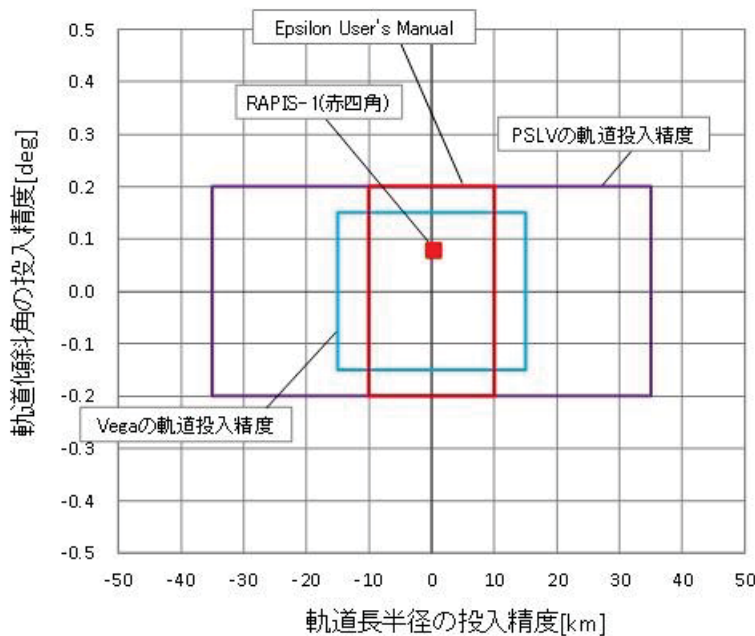
革新的衛星技術実証1号機(以下から構成)

- 小型実証衛星1号機: RAPIS-1
- 超小型衛星: MicroDragon、RISESAT、ALE-1
- キューブサット: OrigamiSat-1、Aoba VELOX-IV、NEXUS



# 1. 打上げ結果概要

■ 革新的衛星技術実証1号機(7基)を高い軌道投入精度で太陽同期軌道に投入した。



RAPIS-1投入軌道誤差(代表例)

- ✓ 軌道長半径誤差: +0.38km  
(インタフェース値±20km)
- ✓ 軌道傾斜角誤差: +0.08deg  
(インタフェース値±0.2deg)

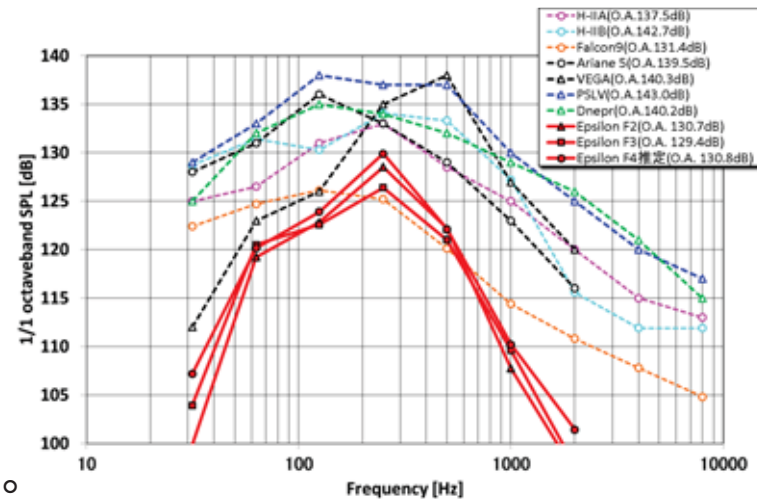
※ 機体の慣性センサ(IMU)から算出した値

※ 各衛星とロケットのインタフェース(軌道長半径、離心率等)を7基個別に定め、高精度で投入した。



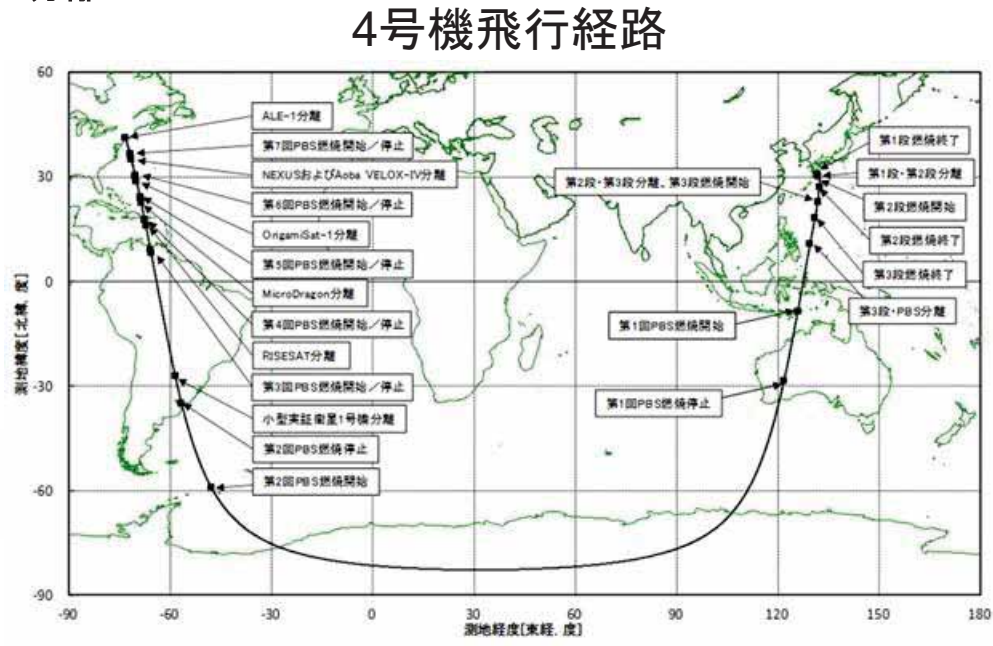
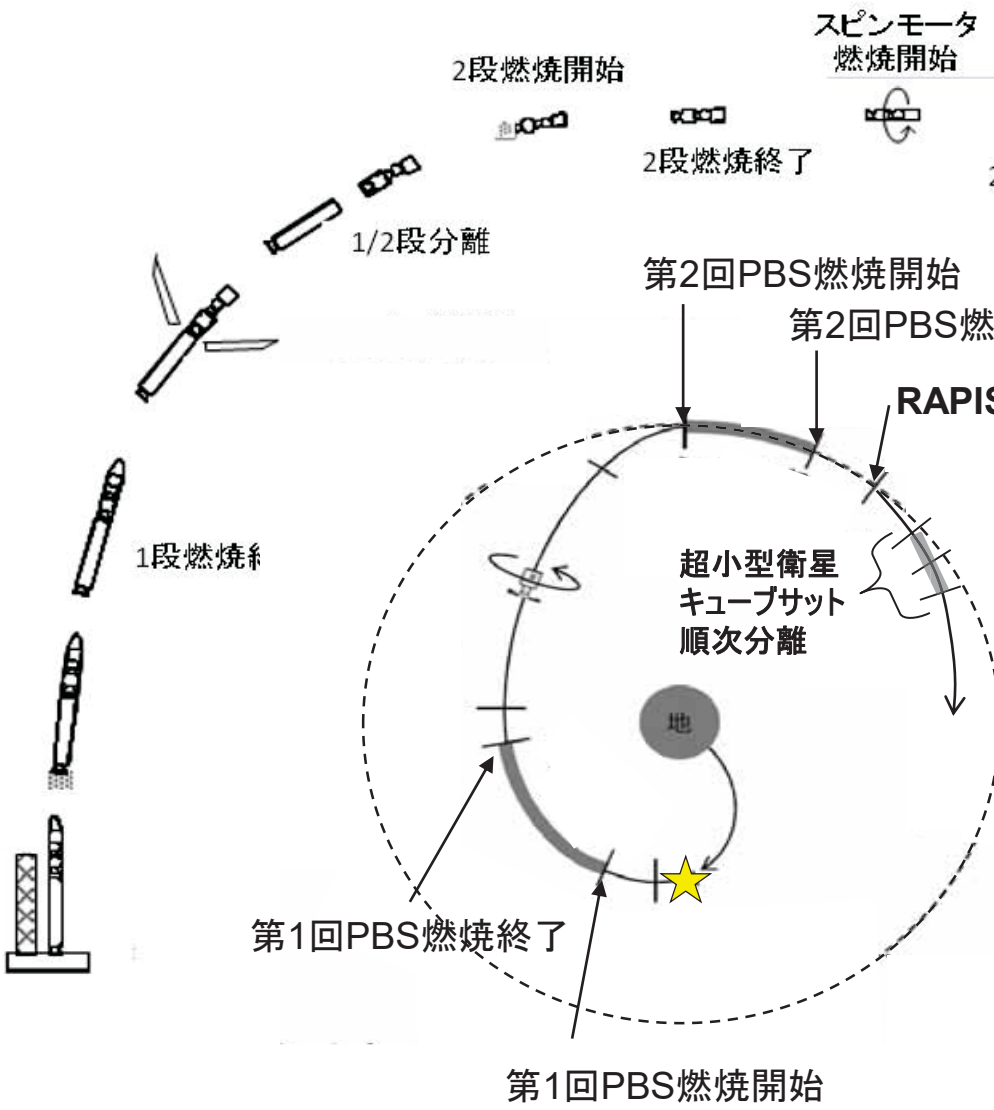
■ 試験機から3号機までに確立した、コンパクトな打上げ運用(発射管制、点検)、及び世界トップレベルの衛星搭載環境(音響、振動、衝撃)等の技術成果は、本打上げにおいても発揮できた。

■ 各衛星の開発機関からのご意見として、「どのロケットよりもよい環境」、「容易に衛星捕捉できたのは軌道投入精度がよかった証拠」等のユーザ満足度の高いコメントを頂いた。



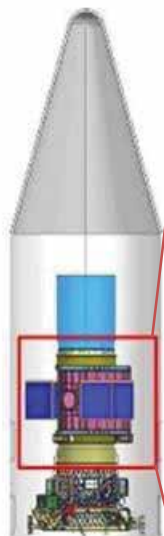
衛星搭載環境の例(音響)

# (参考) フライトシーケンス

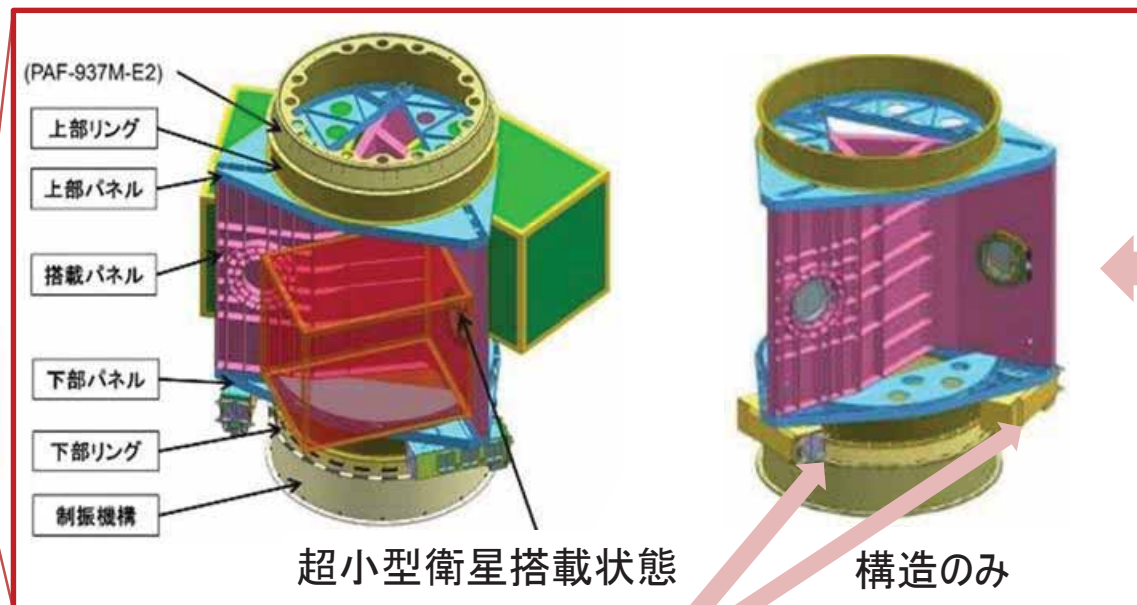


## 2. 衛星搭載形態

革新的衛星技術実証1号機を打ち上げるため、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。

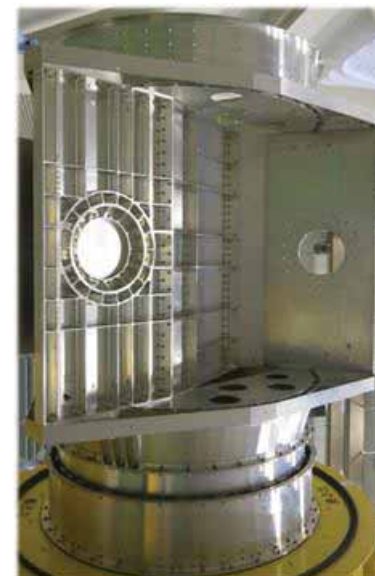


頭胴部



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)

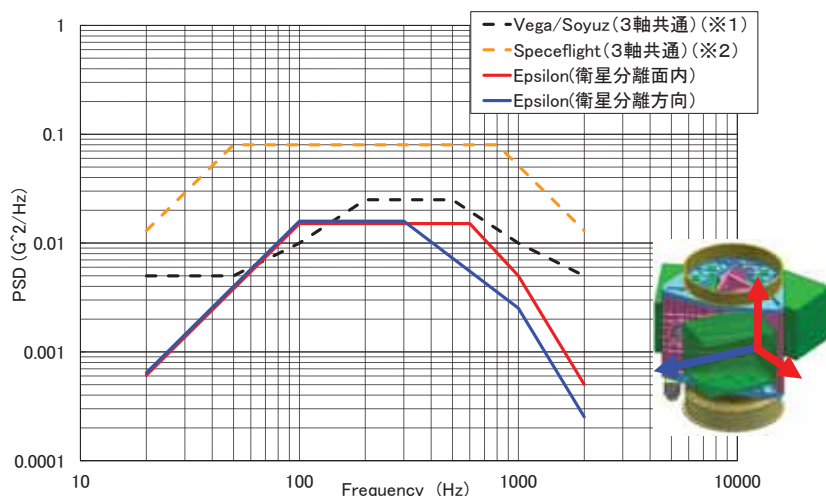
## 2. 衛星搭載形態

### 超小型衛星の搭載環境

超小型衛星とロケットのインターフェース値  
(地上試験結果に基づく解析データ)

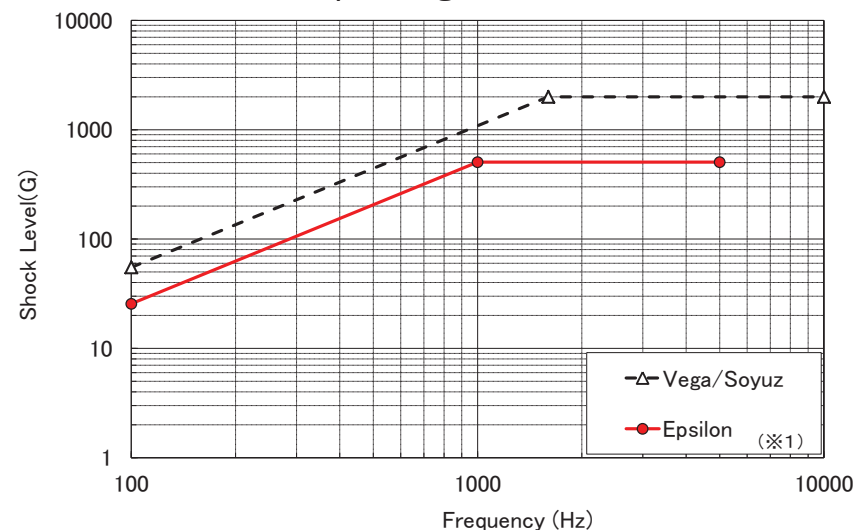
#### ランダム振動

- **Epsilon: 3.6Grms (分離面内) / 3.0Grms (分離方向)**
- Vega/Soyuz: 5.0Grms (分離面内/分離方向共通)
- Spaceflight: 10.0Grms (分離面内/分離方向共通)



#### 衝撃

- **Epsilon: 505Gsrs**
- Vega/Soyuz: 2,000Gsrs
- Spaceflight: 記載無し



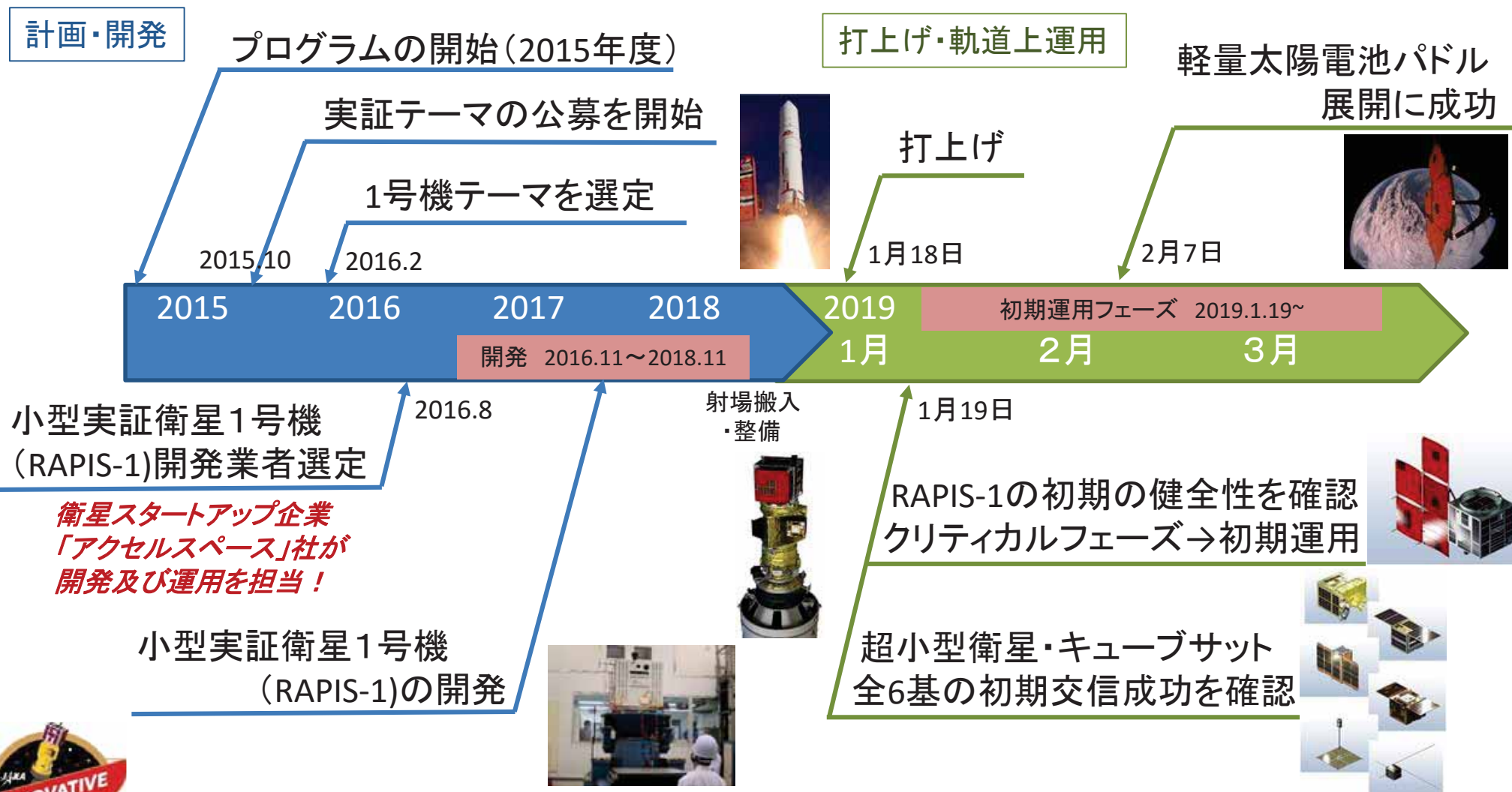
※1: Auxiliary Passenger using Arianespace Systems User's Manual (June 2017) : Vega/Soyuz共通条件

※2: Spaceflight General Payload Users Guide(May 2015) 22.7kg以下衛星に対する条件

- 打上げ時の外部音響計測結果より、実際のランダム振動環境はインターフェース値よりも小さく、世界トップレベルの搭載環境であることが確認できた。(超小型衛星の設計評価はランダム振動※)

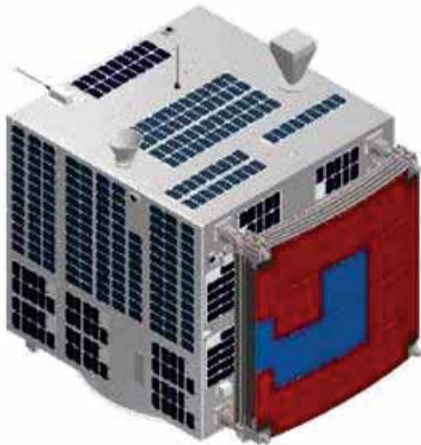
※超小型衛星は“打上げ時の加速度”よりも“打上げ時のランダム振動で衛星が揺れて発生する応答加速度”の方が厳しい(倍程度)ため、「ランダム振動」が構造設計の評価となる。

### 3. 革新的衛星技術実証1号機の実施状況(経過)



## 4. 小型実証衛星RAPIS-1

### 外観と主要諸元



打上げ～軌道上初期時



軌道上運用時

項目	諸元
サイズ	1022 mm × 1082mm × 1060mm (衛星構体のみ。衛星分離部/突起部は含まない)
質量	197.01kg (実証テーマ機器+バスシステム)
姿勢制御	地球指向三軸姿勢制御 姿勢制御精度: 3deg以下、姿勢決定精度: 30arcsec以下 姿勢安定度: 300arcsec(peak-to-peak, for 200ms)
電力	ミッション系発生電力 : 100W以上 バス系発生電力 : 100W以上
太陽電池搭載方式	ボディマウント方式
通信	TT&C運用 : UHF帯 ミッションDL : X帯
軌道	太陽同期軌道 高度500km 軌道傾斜角97.24度 (降交点通過時刻: 9:30)
打上げ	2018年度
打上げロケット	強化型イプシロンロケット(オプション形態)
その他	ミッション系、バス系を電源系も含めて分離した構成



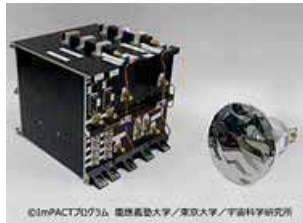


# RAPIS-1の運用実施状況

7つの搭載実証テーマ(部品、コンポーネント)の機能確認、軌道上実証を開始した

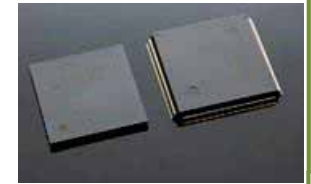
## Xバンド高速通信機/中利得アンテナ(HXTX/XMGA)

正常に地上局とリンクし、2偏波同時利用によるギガビット/秒級の信号復調に成功した。



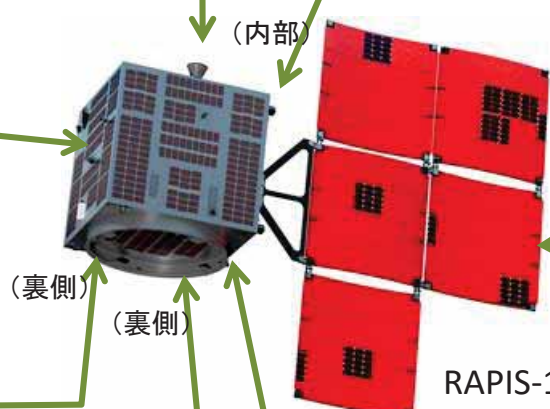
## 革新的FPGA(NBFPGA)

金属原子移動型スイッチ方式FPGA(100K-ASICゲート相当)でTMSAP展開画像データの可逆圧縮処理を実施させ正常動作を確認。



## グリーンプロペラント推進系(GPRCS)

噴射実験により推力による軌道上昇が確認できた。低毒HAN系推進剤を用いたものとしては世界初。



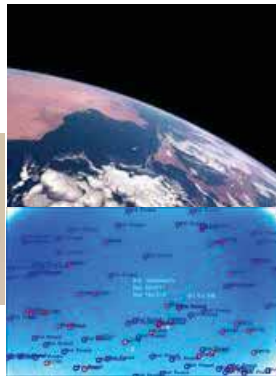
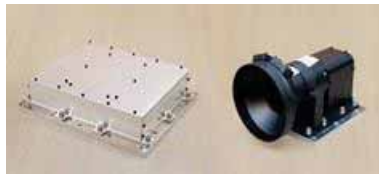
## 軽量太陽電池パドル(TMSAP)

パドル展開および薄膜太陽電池セルによる電力発生(電圧約14V)を確認。世界最高の出力・質量比 150 W/kg(従来は、50W/kg程度)を寿命初期(BOL)で確認できた。



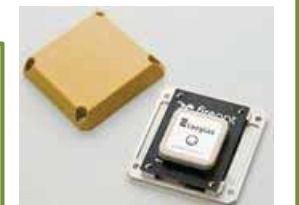
## 革新的地球センサ・スタートラッカー(DLAS)

初期チェックを実施。カメラ撮影を行い、AIによる画像認識機能の初期確認が出来た。



## 超小型・省電力GNSS受信機(Fireant)

初期チェックの結果、電源投入後約40秒で測位を開始し、正常に動作していることを確認した。



## 粒子エネルギー spektrometer(SPM)

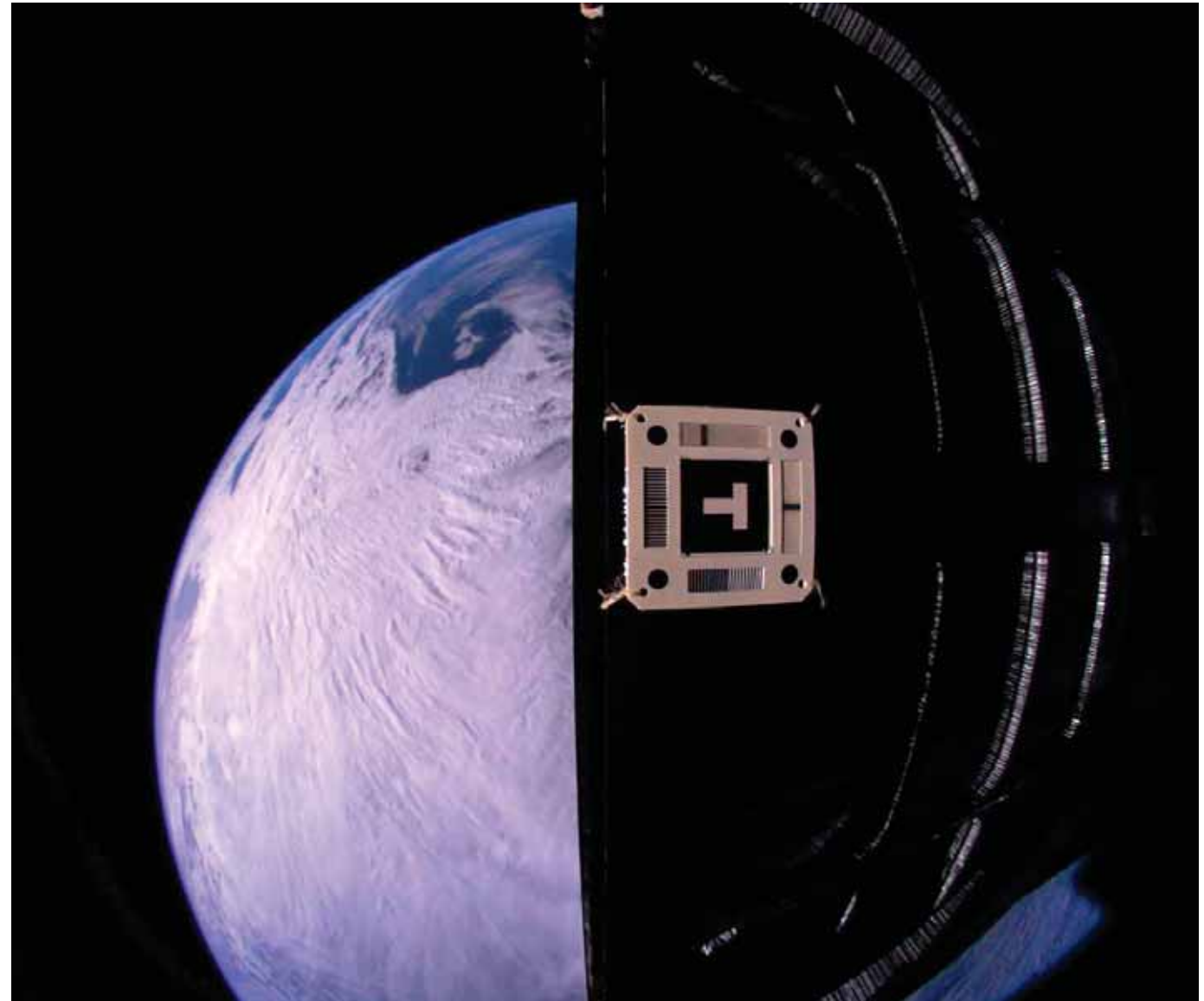
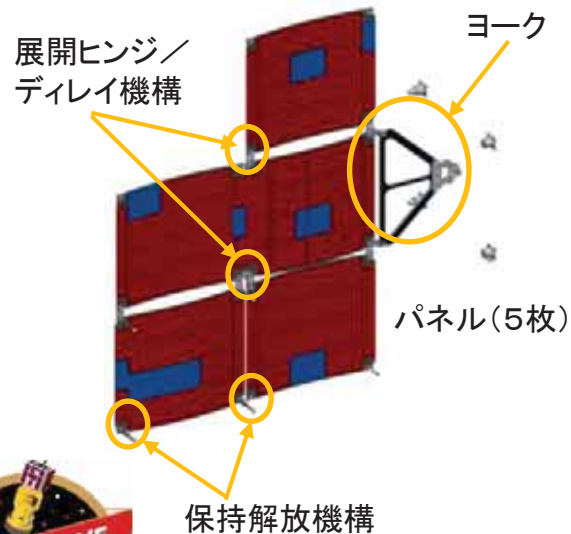
軌道上の粒子は正常にカウントできていることを確認した。放射線計測を開始。



# 軽量太陽電池パドル機構展開状況 【10倍速】

(補足)

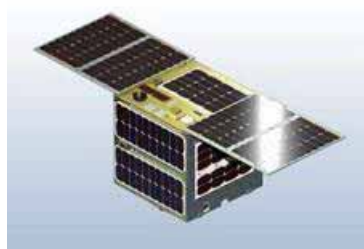
- 展開前に見える「T」の入った四角形は展開挙動追尾用のマーカー
- このパドル機構は展開動作確認目的であるため実際の太陽電池セル(薄膜3接合太陽電池セル)は最低限の90枚だけ貼付。(面の黒色部分)
- 面の大部分である赤色部分は太陽電池を接着するためのシリコン系接着剤の素材色



## 5. 超小型衛星・キューブサット

3基の超小型衛星と3基のキューブサットも、打上げ・軌道投入および初期捕捉に成功。

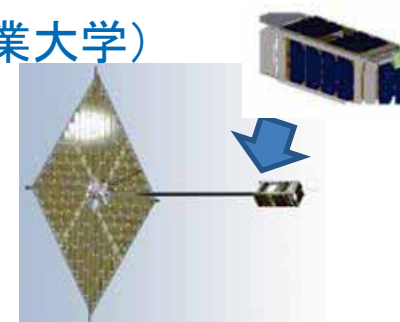
### MicroDragon (慶應義塾大学)



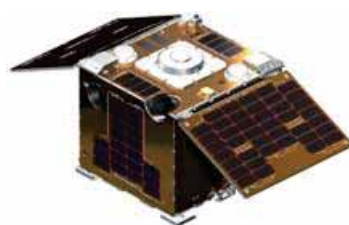
海外新興国への衛星開発教育支援により衛星利用及び海外市場を拡大するための地球観測マイクロ衛星の提案

### OrigamiSat-1 (東京工業大学)

3U キューブサットによる高機能展開膜構造物の宇宙実証



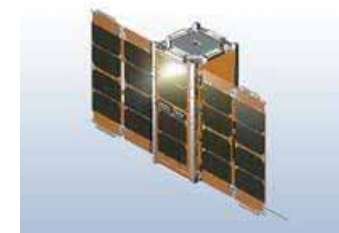
### RISESAT (東北大学)



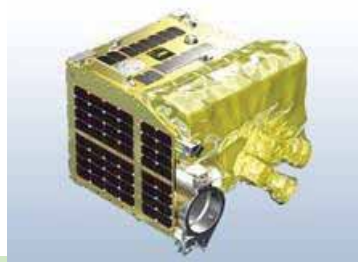
高空間分解能スペクトル撮像技術の確立による新規地球環境計測及び農林水産鉱業市場の開拓と海外衛星利用市場の拡大

### AOBA VELOX-IV (九州工業大学)

ルーナーホライズングロー撮影を目指した、パルス・プラズマ・スラスターによるCubeSatの姿勢・軌道制御と超高層大気撮像高感度カメラの実証



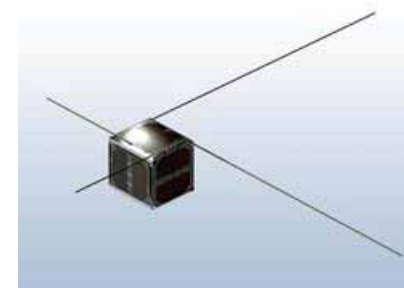
### ALEe (株式会社ALE)



流星源と放出装置を用いた人工流れ星の実現可能性と市場性の検証

### NEXUS (日本大学)

次世代アマチュア衛星通信技術の実証



## (参考)革新的衛星技術実証2号機の準備状況



- (1) 2018年8月に2号機向けのテーマ公募受付を締め切り、計33件の応募を得た。
- (2) 9月から11月にかけて選定評価を実施し、12月12日にその結果を公表した。その件数ならびに選定数は下表のとおり。
- (3) テーマ実施機関との搭載に向けた調整を開始するとともに部品・コンポを搭載する小型実証衛星2号機(RAPIS-2)の概念設計を実施中。
- (4) 2019年度にRAPIS-2の開発ならびにイプシロンロケットに対応する搭載構造の開発に着手する予定。

分類	2号機の公募・選定結果		(参考)1号機公募・選定結果	
	応募数	選定結果	応募数	選定結果
部品	2	1	2	1
コンポーネント	13	7	16	7
超小型衛星	8	3	5	3
キューブサット	10	4	9	3
計	33	15	32	14

(注)応募・選定数はJAXAからの提案を含む。また、1号機選定結果は後の追加選定および辞退のあったものを含む



# (参考)革新的衛星技術実証2号機実証テーマ選定結果



カテゴリ	提案名称	機関名
部品	ソニー製小型・低消費電力マイコンボード「SPRESENSE(TM)」の耐宇宙環境性能評価	ソニーセミコンダクタソリューションズ
コンポーネント	クローズドループ式光ファイバジャイロの軌道上実証	多摩川精機株式会社
	CubeSat用小型・安価な国産スタートラッカーの商用化に向けた宇宙実証	株式会社天の技
	民生用大容量リチウムイオンバッテリーのセル(又はバッテリー)	三菱電機株式会社
	3Dプリンタで製作する廉価版アンテナ(テレメトリ・コマンド受信用)の軌道上評価	三菱電機株式会社
	軽量・無電力型高機能熱制御デバイスの軌道上実証	東北大学
	低毒推進系の軌道上作動実証	JAXA
	冗長MEMS IMU(MARIN)の軌道上放射線環境での飛行実証	JAXA
50kg級超小型衛星	超小型衛星による可変形状機能を用いた姿勢制御の軌道上実証	東京工業大学
	超小型衛星による複数波長帯での革新的赤外線画像処理技術の実証	三菱重工業株式会社
	デブリ除去事業に活用するデブリ接近技術及びデブリ捕獲機構の実証	川崎重工業株式会社
キューブサット	キューブサットによる宇宙塵・スペースデブリ観測を目指した膜型ダストセンサおよび国産キューブサットバスシステムの軌道上実証	千葉工業大学
	1Uキューブサットによる機上突発天体速報システムの実証実験	青山学院大学
	高機能CubeSat用OBCの軌道上実証	明星電気株式会社
	2Uキューブサットによる超高精度姿勢制御・超小型LinuxマイコンボードによるOBC、木星電波アンテナ展開技術の実証	高知工業高等専門学校

小型実証衛星2号(100kg級想定)

