

### 5.3. イプシロンロケット複数衛星搭載構造の開発について

宇宙航空研究開発機構

宇宙輸送技術部門

イプシロンロケットプロジェクトチーム

伊海田 皓史 氏



## イプシロンロケット 複数衛星搭載構造の開発について

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構  
宇宙輸送技術部門 イプシロンロケットプロジェクトチーム  
伊海田 皓史

第17回 試験技術ワークショップ  
2019年12月12日(木) 筑波宇宙センター



## 発表内容

### ▶ イプシロンロケット 機体概要

### ▶ 複数衛星搭載構造の開発

### ▶ フライト結果

### ▶ 結論

## イプシロンロケット 機体概要

### イプシロンロケットの目指す姿

イプシロンロケットはペンシルロケット以来の日本独自技術を継承する固体ロケットであり、以下のような姿を目指して段階的な開発を実施している。

- **固体ロケット技術全般を進化させること**
- **ペイロード要求を実現すること(打上げ能力や搭載環境条件)**



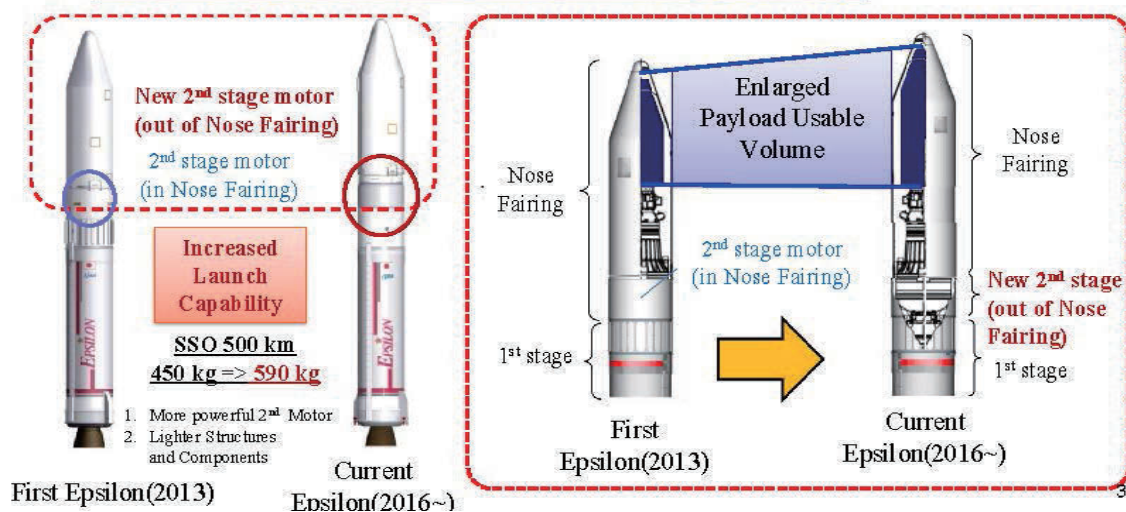
2

## イプシロンロケット 機体概要

### ロケットシステム設計(強化型イプシロンロケット)

強化型イプシロンロケット開発を経て、以下を達成した。

- ▷ **打上げ能力の向上(SSO500kmに約600kgの衛星を投入可能)**
- ▷ **ペイロード包絡域の拡大(2段エクスポーズ化により達成)**

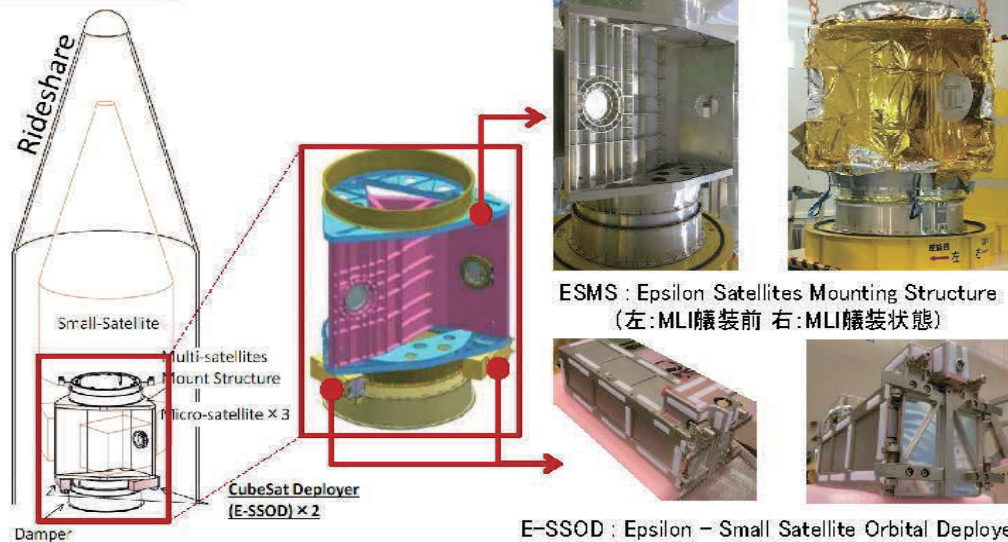


3

## イプシロンロケット 機体概要

### 複数衛星搭載能力の獲得

複数衛星打上げのため、**複数衛星搭載構造(ESMS)**と**キューブサット放出装置(E-SSOD)**を開発した。



4

## 発表内容

### ▶ イプシロンロケット 機体概要

### ▶ 複数衛星搭載構造の開発

### ▶ フライト結果

### ▶ 結論



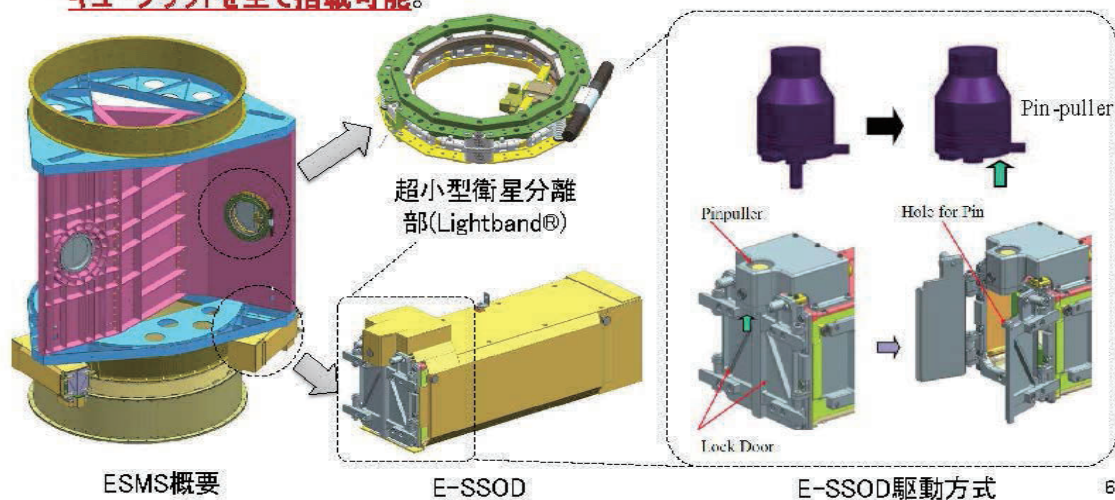
5



## 複数衛星搭載構造の開発

### 設計思想

- ▷ ESMSは200kg級衛星 × 1、60kg級衛星 × 3およびE-SSOD2式を搭載可能。
- ▷ 衛星分離部は**全て非火工品方式の分離機構**とし、衛星搭載環境を緩和した。
- ▷ E-SSODの機械的I/Fは“CubeSat Design Specification Rev.13”準拠しており、**標準的なキューブサットを全て搭載可能。**

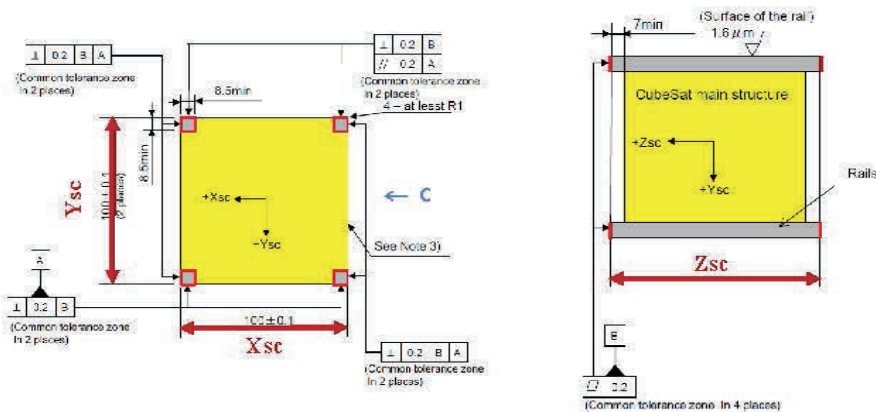


## 複数衛星搭載構造の開発

### E-SSODとキューブサット放出装置のインタフェース

- ▷ キューブサットの機械的インタフェースは以下の通り(最大3Uまで搭載可能)

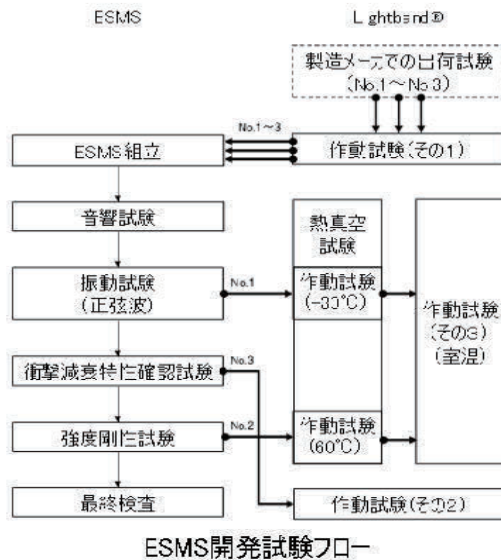
	Exterior Dimensions of PL main structure (including rails)			Rail Dimensions
	Xsc	Ysc	Zsc	
CubeSat 1U			113.5 ± 0.1 mm	at least 8.5 mm square
2U	100 ± 0.1 mm	100 ± 0.1 mm	227.0 ± 0.1 mm	
3U			340.5 ± 0.3 mm	



## 複数衛星搭載構造の開発

### 開発試験

- ▷ 新規設計のESMSおよびE-SSODの設計の妥当性確認のため、イプシロンの搭載環境に対する検証試験を実施した。



SITE 1600m3音響試験設備で  
実施(後述の通り2度)



ESMS音響試験  
(ダミー衛星搭載)



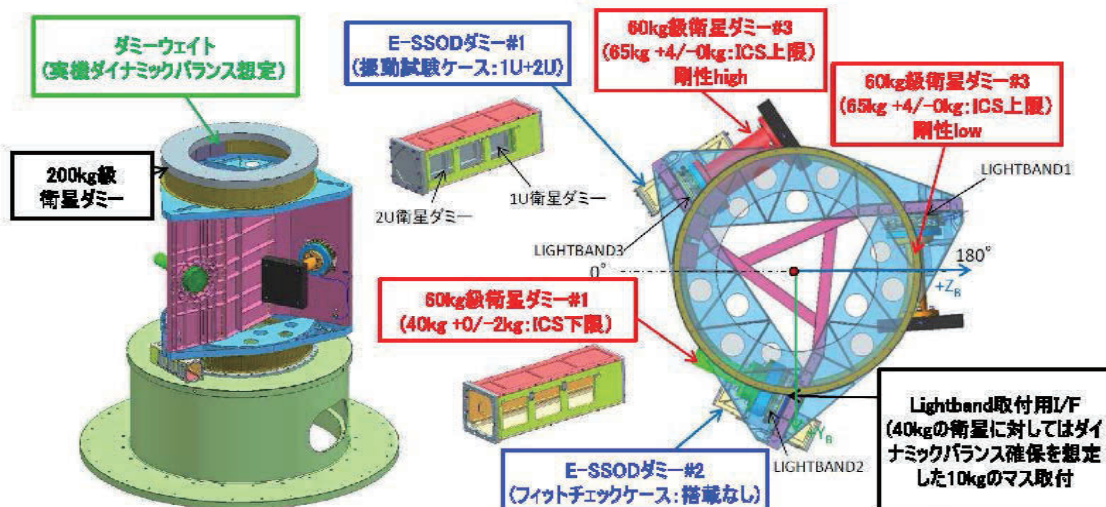
ESMS振動試験

8

## 複数衛星搭載構造の開発

### 開発試験 特記(音響試験@SITE1600m3音響試験設備)

- ▷ ESMS各部・60kg級衛星取付部・E-SSOD取付部の応答、および超小型・キューブサットのI/Fであるランダム振動特性適合性確認のため音響試験を実施した



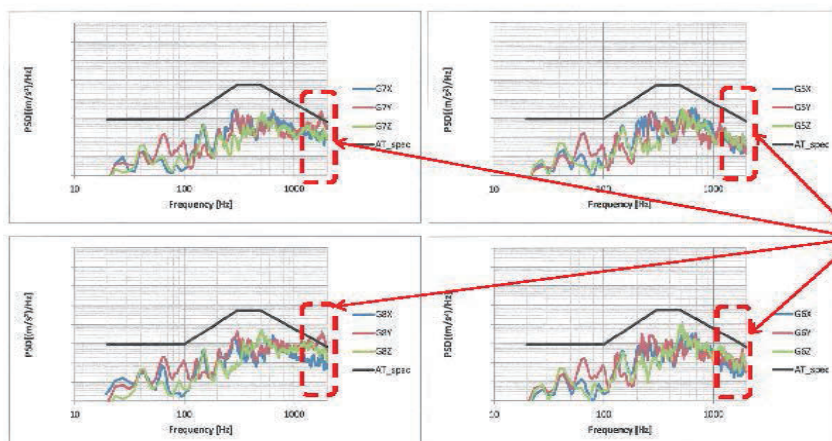
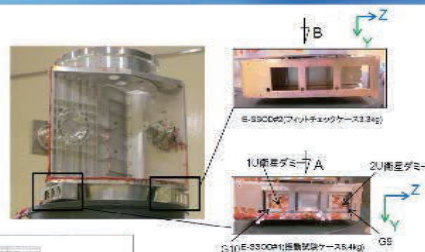
9



## 複数衛星搭載構造の開発

### 開発試験 特記(続き)

- ▷ E-SSOD取付部で「3U(1Uと2U)搭載」「搭載なし」の2形態の間の応答に下記の通り差異が確認された。
- ▷ 特にロケット機軸Y軸方向(定性的には質量が大きい3Uが応答は小さくなる想定)



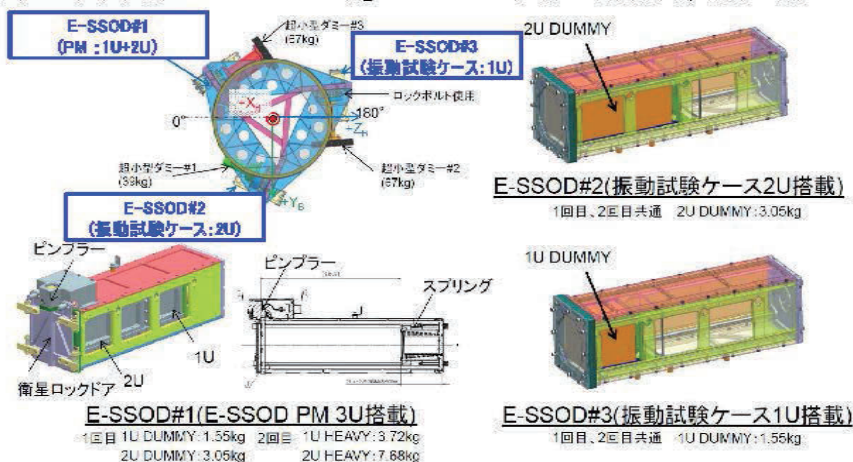
1500Hz付近でE-SSOD  
取付部の応答が異なる  
(特にロケット機軸方向  
のY軸に顕著)

10

## 複数衛星搭載構造の開発

### 開発試験 特記(続き)

- ▷ 前述の結果を踏まえ、事象の特定、「1U/2Uのみ」搭載時のE-SSOD取付部の環境条件の取得、およびキューブサットのI/F適合性を目的とした追加音響試験を実施した。
- ▷ 追加試験ではリフトオフ時慣性力(2.5G)によるE-SSOD取付部/キューブサット環境条件への影響(ガタによる衝突的な加速度印加の低減の影響)を確認するため、質量を2.5倍したキューブサット(1U/2U HEAVY)をE-SSODに収納した試験も実施した。



11

## 複数衛星搭載構造の開発

### 開発試験 特記(続き)

▷ E-SSOD(振動試験ケース、PM)へのキューブサットダミーの格納状態を以下に示す。

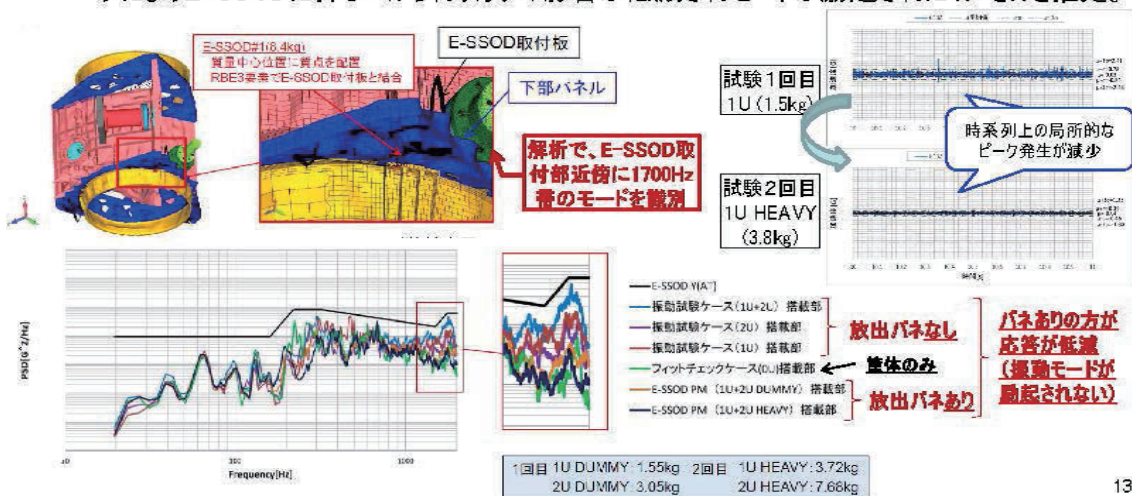


12

## 複数衛星搭載構造の開発

### 開発試験特記(続き)

- ▷ 高周波応答増大は全E-SSOD取付部において再現(ただしレベルに差異がある)。
- ▷ 原因はE-SSOD取付部のローカルな振動モードによると推定。
- ▷ 振動試験ケースと比較してPMの応答が小さいのは、PM内のキューブサットダミーはスプリングによりE-SSODに押しつけられ、ガタの影響が低減されモードが励起されにくいと推定。

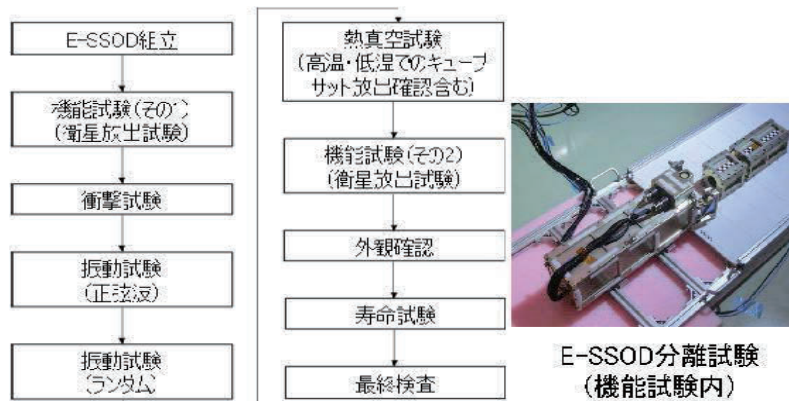


13

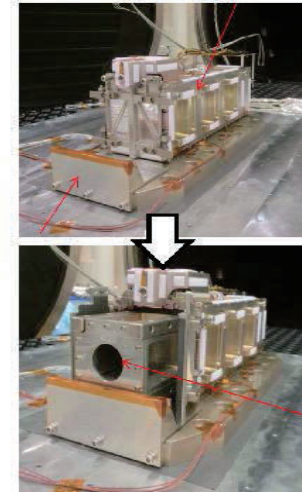


## 複数衛星搭載構造の開発

### 開発試験(E-SSODの開発)



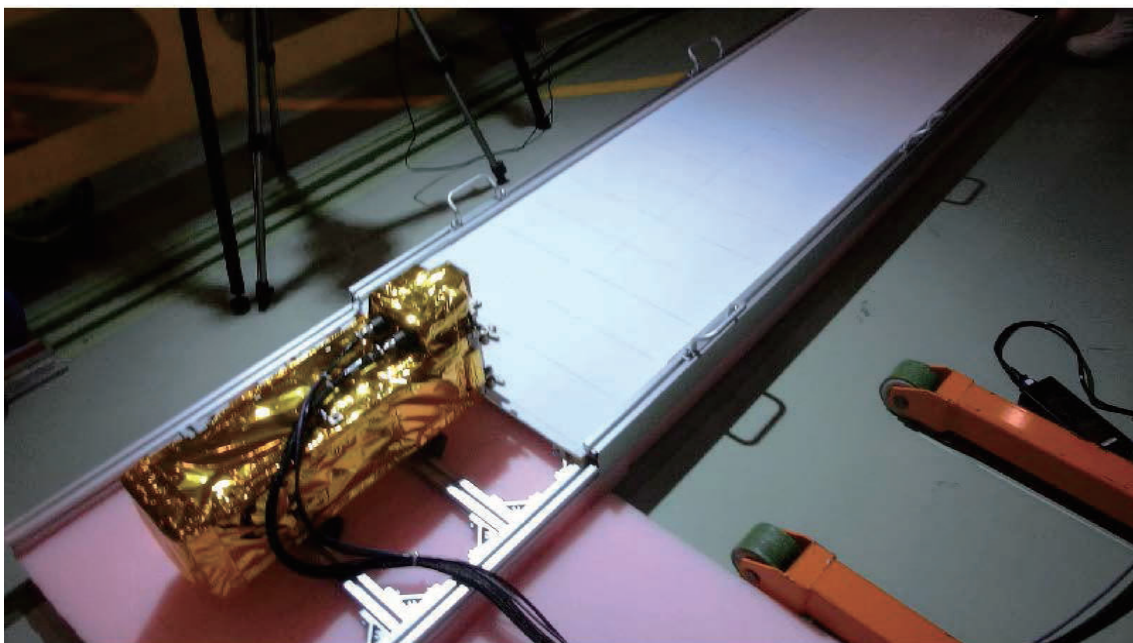
E-SSOD開発試験フロー



E-SSOD分離試験  
(熱真空試験内)

14

## 複数衛星搭載構造の開発

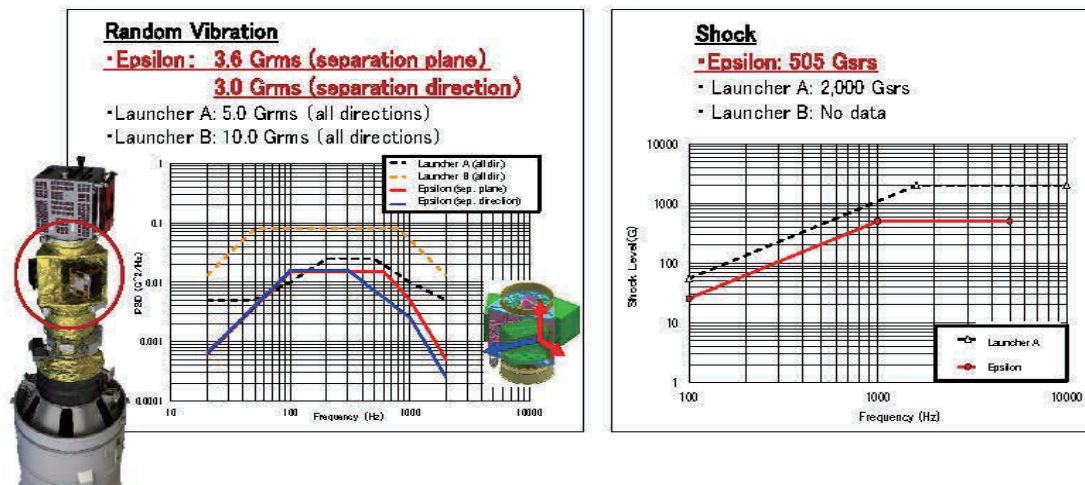


15

## 機械的環境条件(60kg級衛星)

### 60kg級衛星の機械的環境条件(ESMSへの搭載)

- ▷ 機械的環境条件のうち、60kg級衛星設計において、一般的に設計標定となるランダム振動条件と衝撃条件を以下に示す。
- ▷ 以下に示す通り、**60kg級衛星に対し世界最高水準の搭載環境を実現**した。



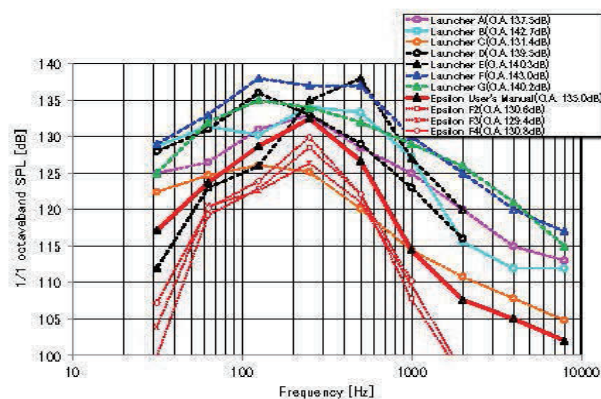
16

## 機械的環境条件(60kg級衛星)

### 60kg級衛星の機械的環境条件(続き)

60kg級衛星に対して、世界最高水準のランダム振動環境条件を設定できた技術的な背景は以下の通り。

- ▷ ランダム振動を励起する**フェアリング内部音響環境が小さい(下図)**
- ▷ **試験機開発・強化型開発の開発知見を活用し、類似のリブパネル構造部のランダム応答と面密度の関係性を評価**。60kg級衛星の搭載パネル上の応答を低減するために、十分な面密度と剛性を確保した。



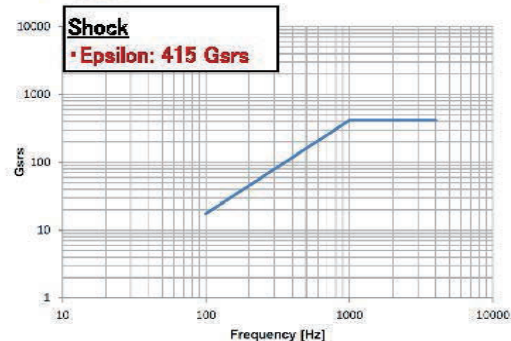
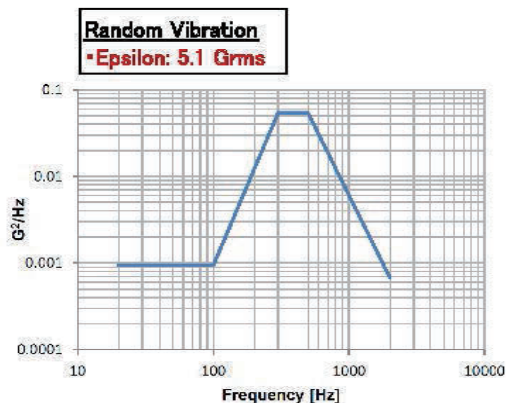
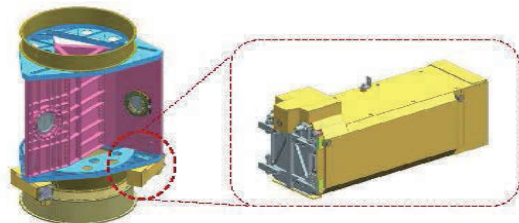
17



## 機械的環境条件(キューブサット)

### キューブサットの機械的環境条件(E-SSOD内の衛星)

- ▷ 機械的環境条件のうち、キューブサット設計において、一般的に設計標定となるランダム振動条件と衝撃条件を以下に示す
- ▷ **両条件とも60kg級衛星とほぼ同等である**

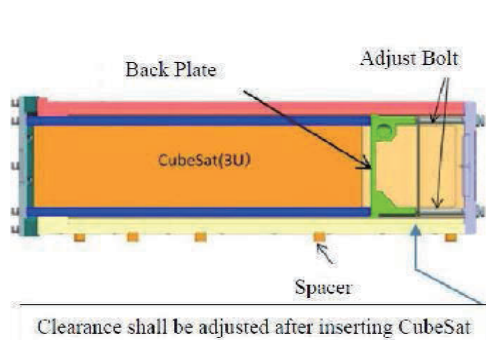


18

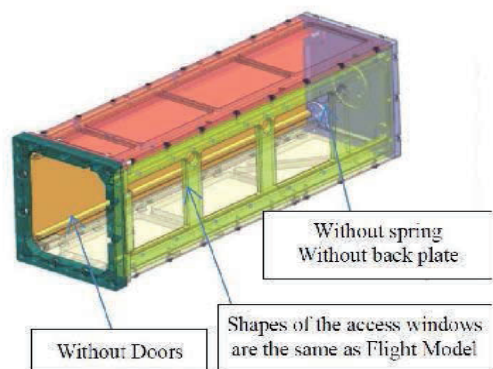
## キューブサット開発用ツール(参考)

### キューブサット開発用ツール

- ▷ キューブサット開発機関用に振動試験ケースとフィットチェックケースを整備した
- ▷ フィットチェックケースは機械的寸法の異常を検知できるよう、厳しい寸法公差で製造
- ▷ どちらもキューブサット開発機関に対して貸し出し可能



振動試験ケース



フィットチェックケース

19



## 発表内容

▶ イプシロンロケット 機体概要

▶ 複数衛星搭載構造の開発

▶ フライト結果

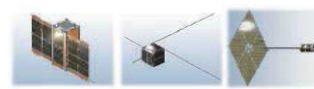
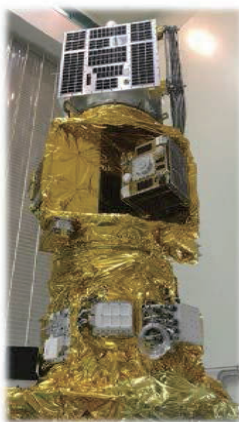
▶ 結論

20

## イプシロンによる複数衛星打上げ

### イプシロンロケット4号機

- ▷ 大学やベンチャー企業などが開発した7機の衛星を搭載し2019年1月18日に打上げ成功
- ▷ 各衛星をSSOに1機毎に軌道投入



CubeSats (3U, 2U, 1U)



Microsatellite x3  
(60 kg class)



21

## イプシロンによる複数衛星打上げ

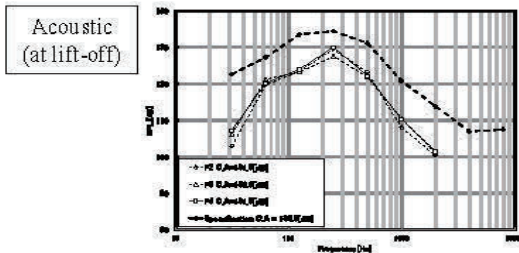
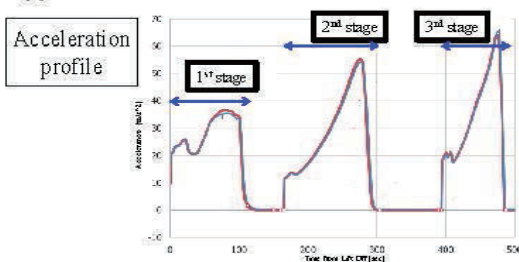
## フライト結果

### ペイロードインタフェース適合性

- ▷ 機械的環境条件を含む全インタフェース条件が適合していることを確認した
- ▷ 準静的加速度環境は事前予測通り(下図赤線が予測 青線が実績)
- ▷ 打上げ時のフェアリング内部音響環境は約132dBAであった(競合ロケット以下)

	Specification	Flight
Acceleration	1 <sup>st</sup> stage lat: 22.4±11.2 [m/s <sup>2</sup> ] lon: 24.5 [m/s <sup>2</sup> ]	○ lat: 33.2 [m/s <sup>2</sup> ] lon: 3.7 [m/s <sup>2</sup> ]
	2 <sup>nd</sup> stage lat: 55.0 [m/s <sup>2</sup> ] lon: 9.8 [m/s <sup>2</sup> ]	○ lat: 52.6 [m/s <sup>2</sup> ] lon: 1.9 [m/s <sup>2</sup> ]
	3 <sup>rd</sup> stage lat: 66.0 [m/s <sup>2</sup> ] lon: 9.8 [m/s <sup>2</sup> ]	○ lat: 63.3 [m/s <sup>2</sup> ] lon: 1.0 [m/s <sup>2</sup> ]
	Spin up 360 [deg/s] 90 [deg/s <sup>2</sup> ]	○ 173.4 [deg/s] ○ 37.1 [deg/s <sup>2</sup> ]
Acoustic	135.0 dB O A SPL	○* Estimated from external acoustic
Random vibration	Shown in previous slide	○* Estimated from external acoustic
Shock	Shown in previous slide	○* Estimated from development test

○ within the specs



## フライト結果

### 衛星開発機関からの評価

打上げ後に各衛星開発機関から頂いたコメントを以下に示す。

#### ▷ 環境条件

- 超小型衛星の環境は、これまでに経験したロケット(PSLV, ドニエプル)よりも良い。
- CubeSatの環境は、HTV搭載による打上げとほぼ同等で非常に良い。
- RAPIS-1の分離衝撃は、これまでに経験したロケット(ドニエプル)よりも良い。

#### ▷ ペイロードインタフェース全般

- イプシロンでは各衛星を主衛星と同等に扱っていただいたことで、衛星質量、軌道高度、分離順序、クロッキングなど、様々な衛星要望に対応してもらえた。  
(RISATとALEの分離順番を離す/ALEは軌道を大きく変更してから放出など)

#### ▷ 軌道投入精度

- 投入軌道と事前解析の誤差が少ないため初回パスで衛星を補足でき、イプシロンの軌道投入精度はこれまでの経験(H-IIA)に比べ非常に高いと体感した。
- 超小型衛星分離時の分離レートも十分小さく衛星の初期運用を確実に行うことが出来た。

24

## 発表内容

▶ イプシロンロケット 機体概要

▶ 複数衛星搭載構造の開発

▶ フライト結果

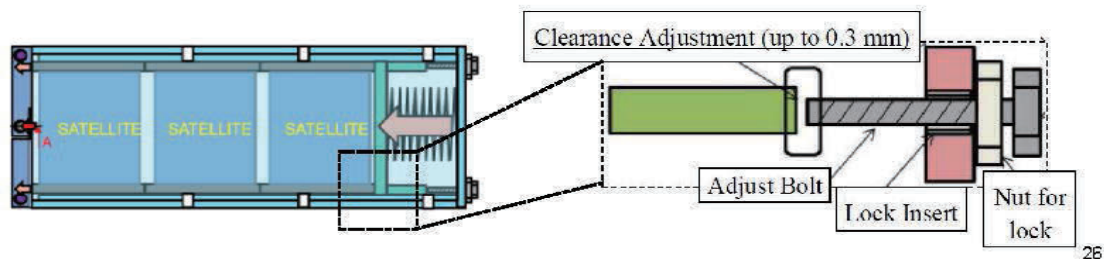
▶ 結論

25



## 改善事項・将来構想

- ▷ 前述の通り、ESMSに搭載される60kg級衛星は既に世界最高水準の環境条件であるが、**キューブサットに対して更なる環境緩和を実現する**
- ▷ 環境条件緩和のプロセスは以下の通り
  - ▶ **E-SSOD開発試験結果を精査し、ランダム振動環境条件を再設定する(5.1Grms→約3.0Grms程度)**
  - ▶ 更なる将来計画として、E-SSODとキューブサット間のガタを削除するために分離方式を改善する(ガタに起因してキューブサットの開発試験時に過剰な環境を印加することを回避)
- ▷ また上記分離方式の改善にあわせ、世界的に機数の大幅な増加が見込まれる**6UサイズのCubeSatに対応可能なキューブサット放出装置の開発**を進めたい。



26

## 結論

- ▷ 複数衛星搭載構造(ESMS)およびキューブサット放出装置(E-SSOD)を開発し、イプシロンロケット4号機において複数衛星打上げ能力を実証した。
- ▷ イプシロンのコンセプトの一つは、ユーザの利便性向上であり、**機械的環境条件に関して世界最高水準の条件を実現した。**
- ▷ 今後も更なる環境条件の緩和やユーザの利便性向上に向けて、研究開発の取り組みを継続的に実施する。
- ▷ SITEの1600m3音響試験設備は、ユーザの利便性が高く、設備能力的にも代替手段がないため、プロジェクトの開発に欠かせない設備と認識しています。引き続きイプシロンロケットの開発試験において設備を使用させて頂きたいと考えます。

27

## 質疑応答

### 質問者①

講演ありがとうございます。もしかしたら、これは伊海田さんに聞く内容ではないかもしれませんが、ランダム振動条件が 3Grms や 5Grms である場合には、ワークマンシップエラー検出条件である 6.8Grms を下回ることになります。供試体として 6.8Grms で加振することはあるかもしれませんが、そもそもとしてワークマンシップエラーの検出に 6.8Grms というのは妥当か疑問に思っており、実は 3Grms でも十分である、というような検証に今後移っていくというような予想を輸送部門や試験ユニットでやるのでしょうか？その辺りが気になりました。

### 発表者

開発の中でもまさにその話は出ていて、搭載面の環境は下がったんだけど、ずっとある条件が下がないという話がありまして、正直に言うとそこに解はありません。ただ、そこまで環境条件が下がってくると止められる試験または他の試験で包絡されていたりする場合がありますのではと構造系の担当者としては考え、その辺はやはり切り込んでいかないといけないのではと思っています。今後は是非一緒に議論させていただければと思います。

### 質問者②

ワークマンシップエラーの考え方から見ますと、まずは 7Grms で検出しますが、JAXA の衛星での考え方ですと、フライト品は AT 条件で全ての試験を行うことになっており、緩和された方がありがたい。ワークマンシップエラーの海外における考え方では、AT 条件より低いというのがほとんどで、AT 条件の代わりにリピート品や 2 機目、3 機目以降となる衛星については、条件を AT 条件より低いワークマンシップエラー検出条件まで落とすという考えになっています。3G 落とすと大きい成果になると思います。パドル等の荷重設計は約 20G となっているが、今は 10G くらいであり、静荷重が評価になると思われます。衛星メーカーとしてはどう思われるでしょうか？

### 質問者③

コンポーネントに対してのランダム振動試験におけるワークマンシップエラー検出と、小型衛星のような 1 つのシステムとでは検出条件が異なります。例えば、小型衛星の場合は入力が 3Gsms であっても、共振によりコンポーネントの取り付けレベルが増幅し 3Grms ではなくなります。どのくらい厳しくなるのかというところについては、構造の特性によるので一概にレベルだけではなかなか議論ができません。その場合にノッチングはできるのか？というところまで疑問は踏み込むと思われます。海外のロケットを見ても、ノッチングについては要相談と書いてあったりするので、その辺りも整理しておく必要があると思います。

ます。それから別件ではありますが、小型衛星においては、衝撃試験が苦勞している（厳しい試験を実施している）感じがしています。できれば、止められる試験は止めるという話があるので、衝撃試験を止めることができれば小型衛星メーカーとしては歓迎されると考えます。

#### 発表者

ありがとうございます。検討していきたいと思います。今まで火工品を使用した衝撃試験においてはご存知の通り PAF-239M というものが使用されており、その場合は 2500Gsrs とか 2000Gsrs とかそういう条件がありましたが、それが 500Gsrs まで下がってきています。試験ユニットのハンドブックについても衝撃試験について記載があり、取り組んでいく必要があると感じています。