

6.7. ロケットの機械的環境条件低減に向けた 取り組みについて

宇宙航空研究開発機構

研究開発部門 第四研究ユニット

伊海田 皓史 氏



ロケットの機械的環境条件低減に向けた取り組みについて

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構
研究開発部門 第四研究ユニット
伊海田 皓史

第14回試験技術ワークショップ
2016年10月20日(木)@筑波宇宙センター

発表内容

- ▶ 概要
- ▶ 低衝撃型衛星分離機構の開発
- ▶ ラティス構造による音響振動緩和
- ▶ 制振機構の開発
- ▶ まとめ

概要

- 日本の輸送システムはH-IIA/H-IIBおよびイプシロンによって、幅広いミッションに対して打上げ成功を積み重ね、世界に比肩する信頼性を勝ち得ているが、更なる宇宙利用拡大に向けては以下の課題が残っている
 - 打上げ時の環境条件(衝撃、音響、振動)
 - 輸送コスト
- 打上げ時の環境条件は衛星設計条件へ直接的に影響する。またロケット自身の低コスト化のためにも、環境条件低減による搭載機器の設計条件緩和や環境試験リスクの排除は重要なポイント
- 本稿では、将来的な試験効率化や新試験手法開発に資することも見据え、衛星およびロケット搭載機器の衝撃、音響、振動等の機械的環境を緩和するための技術について、現在の検討状況と今後の見通しを述べる

2

発表内容

- ▶ 概要
- ▶ **低衝撃型衛星分離機構の開発**
- ▶ ラティス構造による音響振動緩和
- ▶ 制振機構の開発
- ▶ まとめ

3

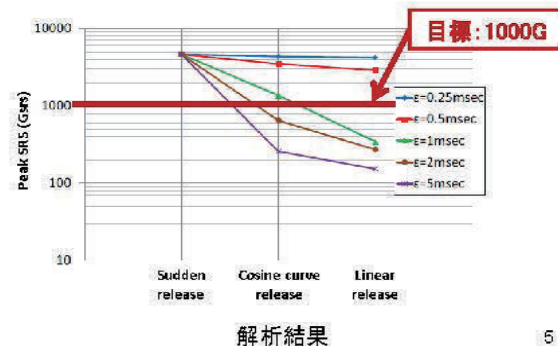
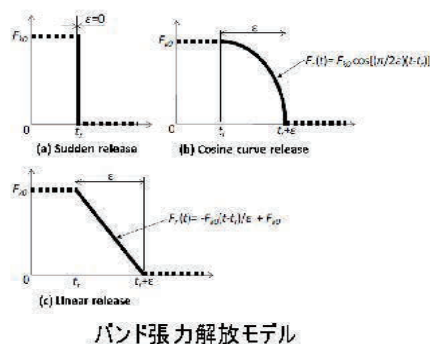
低衝撃型衛星分離機構の開発 衛星分離方式

- 衛星分離部(Payload Attach Fitting:PAF)は衛星とロケットを結合している構造で、PAFに搭載されている分離機構が作動することで衛星とロケットが分離される仕組み
- PAFの代表的な分離方式は以下の2通り
 - マルマンクランプバンド方式
 - 分離ナット方式



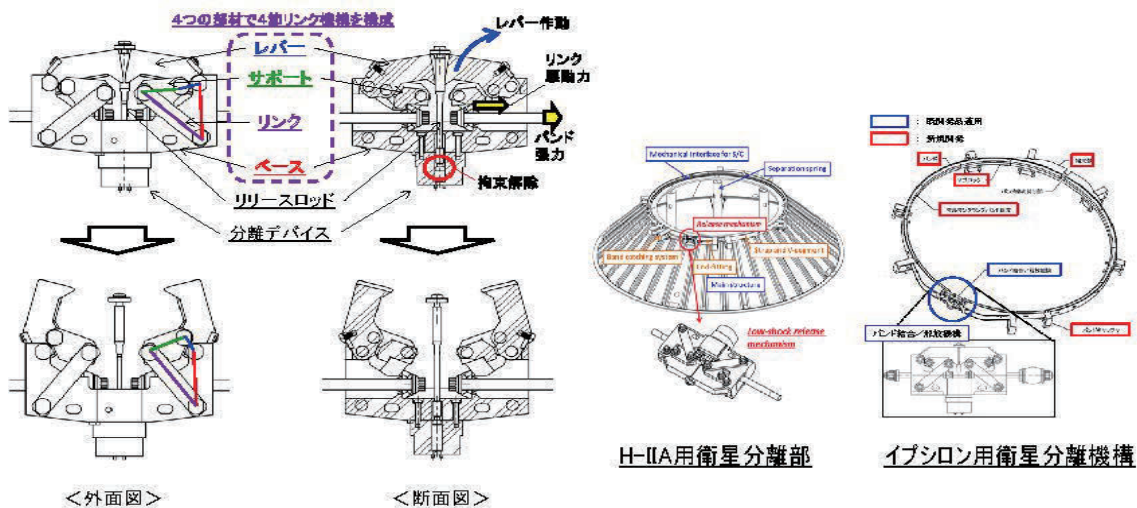
低衝撃型衛星分離機構の開発 低衝撃化手法

- マルマンクランプバンド方式のPAFの締結解除には従来火工品が適用されてきたが、**バンド張力により、衛星フレームに蓄えられた歪エネルギーが瞬間的(0.1msec以下)に解放**され、構造体固有の円環伸縮モードが大きく応答することで、高周波衝撃が発生する
- マルマンクランプバンド方式を踏襲しつつ分離時の発生衝撃を低減することが可能となるよう、**張力の解放速度を遅くすることで衝撃発生を抑えることを基本原理とした**、低衝撃型クランプバンド結合解放機構を適用することとした



低衝撃型衛星分離機構の開発 設計仕様

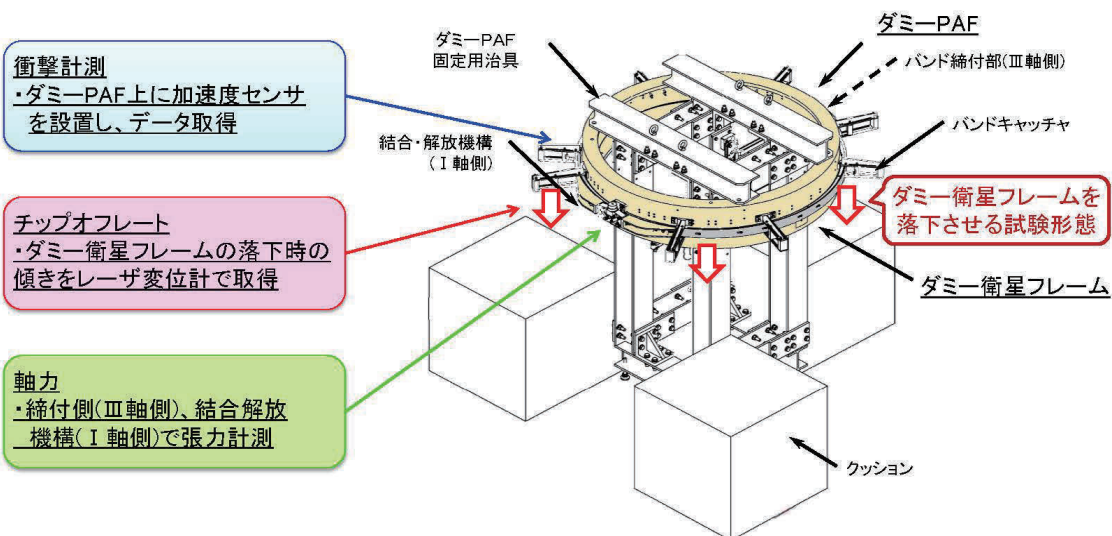
- H-IIAおよびイプシロンへの適用に向けた開発試験を実施し、いずれも開発完了済
(**低衝撃化を実現するための結合解放機構は共通化**)



6

低衝撃型衛星分離機構の開発 試験形態

- Prototype Model(PM供試体)を製造し、分離衝撃および外乱を評価するための分離衝撃試験を実施(参考として、イプシロンでの試験形態を下図に示す)

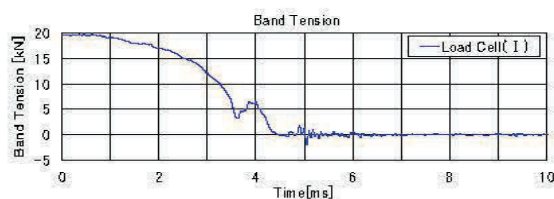


分離試験形態 (イプシロン用低衝撃型衛星分離機構開発試験)

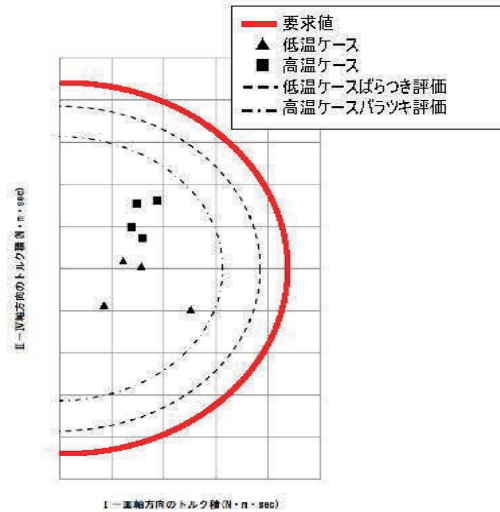
7

低衝撃型衛星分離機構の開発 試験結果1

- **バンド張力の解放履歴が設計想定通りであることを確認した**
- 分離時に機構に起因して生じる外乱が開発要求値以下であることを確認した



バンド張力解放履歴

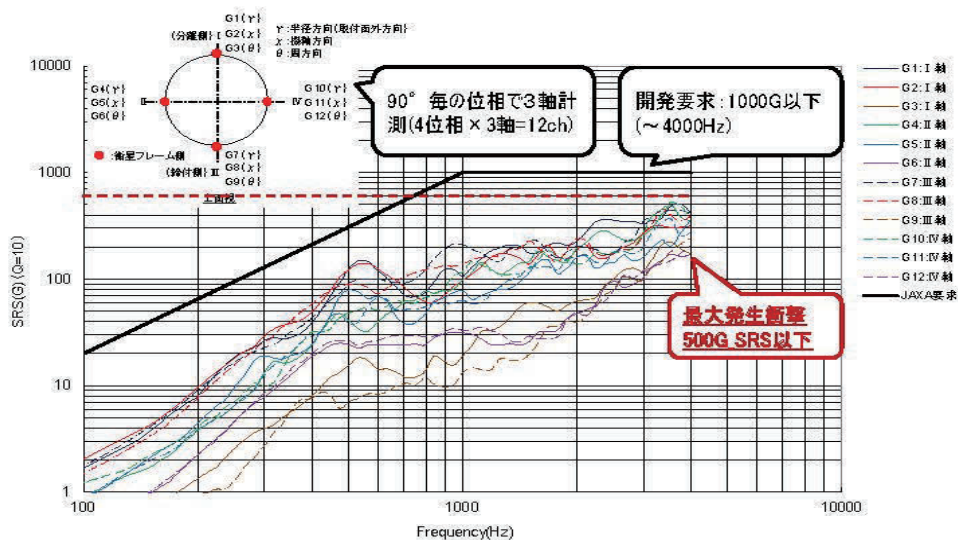


分離外乱評価

8

低衝撃型衛星分離機構の開発 試験結果2

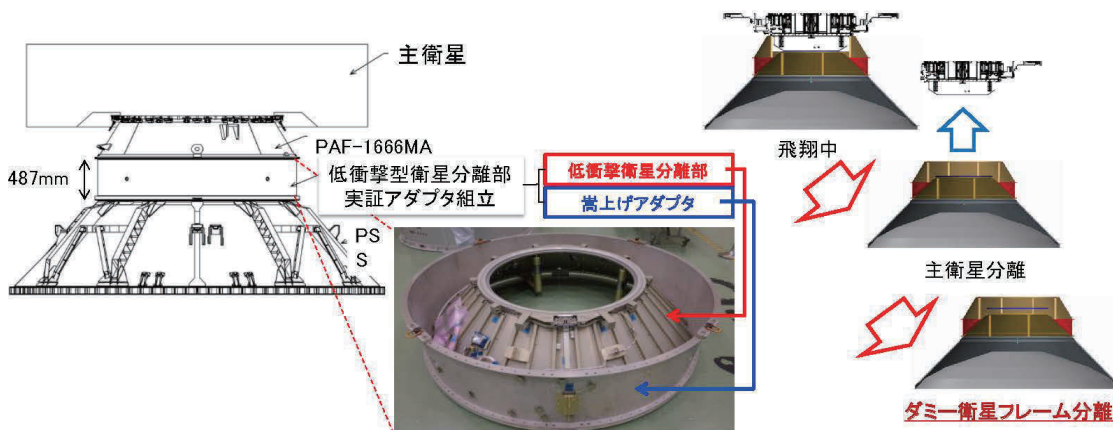
- 分離試験で取得した衝撃計測結果を下図に示す
- 図に示す通り衛星フレーム相当位置で取得した衝撃レベルは**開発要求1000G以下(実測500G以下)**であることを確認した



9

低衝撃型衛星分離機構の開発 飛行実証形態

- H-IIA F30にて「低衝撃型衛星分離部実証アダプタ組立」を相乗り搭載し**飛行実証**を実施
- 取得データより「**1000Gsrs以下の低衝撃性**」の達成を確認した
- その他の取得データについても全て設計想定内であることを確認した

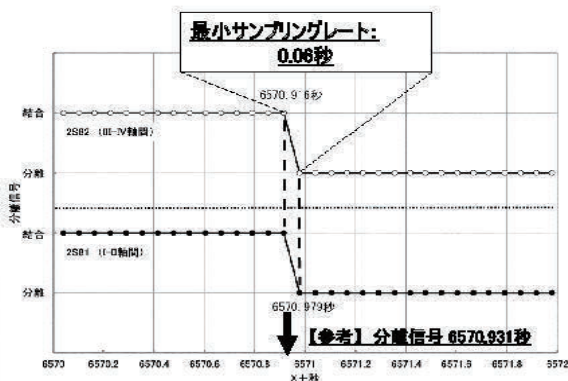
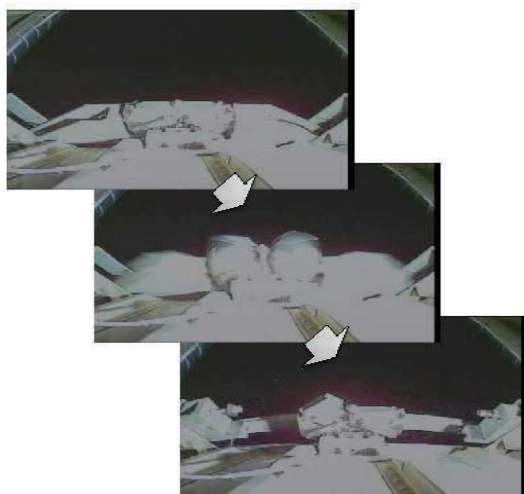


低衝撃型衛星分離機構 飛行実証コンフィギュレーション

10

低衝撃型衛星分離機構の開発 分離性能実証結果

- 機体搭載カメラの取得画像から、**分離挙動に異常がない**ことを確認した
- 分離スイッチのデータより分離が確実に実施されており、かつ同時に分離信号が発出されていることを確認した

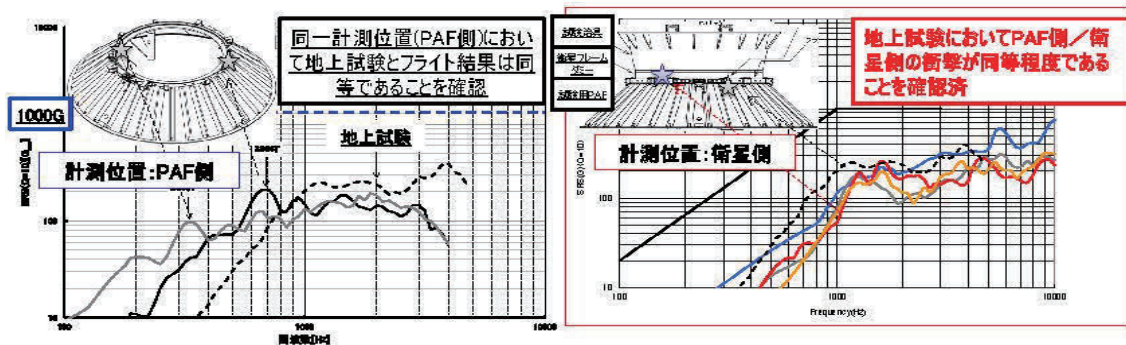


分離時画像、および分離スイッチデータ

11

低衝撃型衛星分離機構の開発 発生衝撃実証結果

- フライトデータと地上試験のSRS解析結果を下图に示す
- 飛行実証では衛星側での計測は実施していないが図に示す通り同一計測位置(PAF側)でのフライト結果／地上試験の衝撃レベルの比較が可能
- 上記計測結果により「**発生衝撃レベル1000Gsrs以下**」を確認した



地上試験／フライト結果の比較(PAF側)

締付力最大時 衛星側衝撃(地上試験)

12

低衝撃型衛星分離機構の開発 まとめ

- H-IIAロケットおよびイプシロンロケットへの適用に向けた低衝撃型衛星分離部／分離機構の開発を完了した
- H-IIAで飛行実証を実施しロケットの最重要イベントである衛星分離の信頼性を損なうことなく実機へ適用する目途を得た
- イプシロンロケットにおいては3号機以降、低衝撃型衛星分離機構を適用予定(3号機の製作に着手済)
- 飛行実績を着実に重ねることで今後開発する衛星に広く適用し、**コンポーネント配置設計における自由度の拡大**や**耐衝撃性設計の簡易化**、**衝撃試験における不具合ポテンシャルの低減**あるいは**衝撃試験省略化(ランダム振動試験との統合等)**による**開発コスト低減**など、低衝撃化のメリットを最大限提供することを目指す

13

発表内容

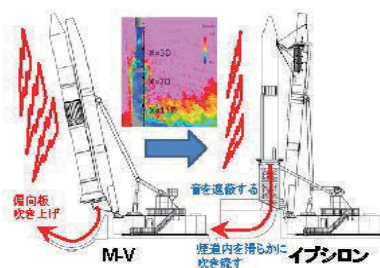
- ▶ 概要
- ▶ 低衝撃型衛星分離機構の開発
- ▶ **ラティス構造による音響振動緩和**
- ▶ 制振機構の開発
- ▶ まとめ



14

ラティス構造を用いた音響振動緩和 目的

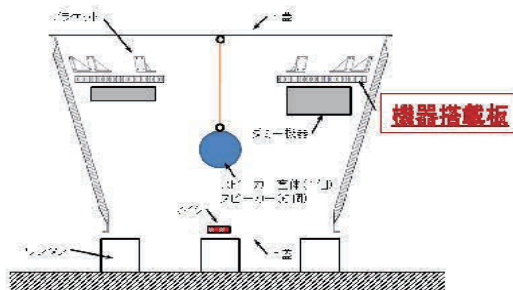
- 打上げ時に生じる**振動環境**も衛星や搭載機器の設計条件に対し直接制約となる要因の一つ
- 振動の発生メカニズムとしては、リフトオフ時のエンジン噴流から発生する音響および、遷音速飛行時の変動圧力が機体外板から負荷され、それが機体外板を透過して搭載機器の存在する機体内部の音響となり、その変動圧力を受けた機器搭載パネルの振動応答が励起され、機器のランダム振動環境として負荷される
- 上記を踏まえ内部音響を受けた機器搭載パネルの励振を抑制するポテンシャルを有する要素技術として、**ラティス構造を適用した機器搭載版の振動緩和効果**について検証を実施した(参考として、打上げ時の音響低減技術は試験機開発時に取組済(下図))



15

ラティス構造を用いた音響振動緩和 概要

- ラティス構造パネルを機器搭載パネルとして適用することで音響受圧面積が減少するため、原理的には同じ音響環境下でもランダム振動の応答が低減する
- 先行研究にて製作した環境試験用のテストベッド(CFRPスキン/アルミハニカム一体成形)を用い、簡易音響試験を実施して搭載機器のランダム振動環境レベルを評価した。(供試体内部に吊るしたスピーカにより、構造透過した内部音響を模擬した振動環境を供試体に負荷)



試験形態 概要図

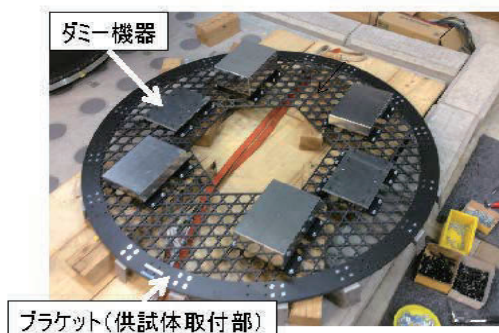


試験供試体(テストベッド) 写真

16

ラティス構造を用いた音響振動緩和 試験供試体

- テストベッド内部に**アピオニクスを搭載する機器搭載板**を設置
- 各搭載板(2種類)に対しアピオニクス機器を模擬したダミー機器(1kg/5kg/10kg)を取付
 - **ラティス構造搭載板**：音響加振の受圧面積低減を目的とした新規構造
 - CFRPスキン/アルミハニカムサンドイッチ構造：従来構造(リファレンス)



ラティス機器搭載板



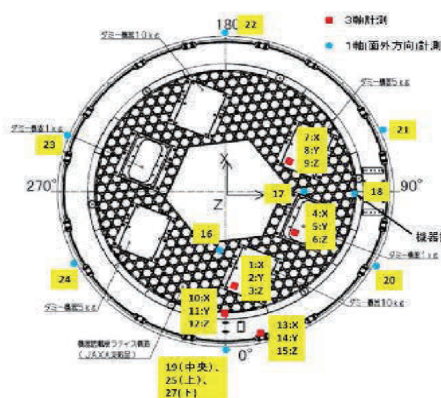
ハニカム機器搭載板

17

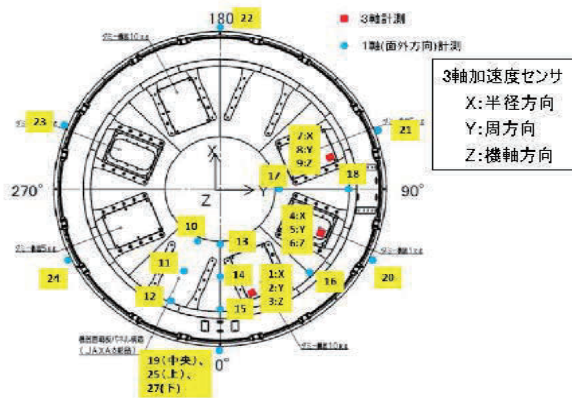
ラティス構造を用いた音響振動緩和 計測項目

■ 計測項目は下記の通り

- 音圧レベル：供試体上蓋内部に取り付けたマイクロホンで計測
- 加速度：供試体、機器搭載板およびダミー機器に取り付けた加速度センサで計測（計測位置は下図参照）



ラティス機器搭載板 計測位置

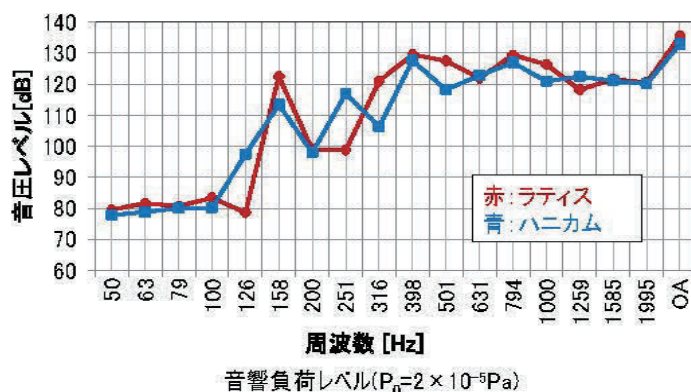


ハニカム機器搭載板 計測位置

18

ラティス構造を用いた音響振動緩和 試験条件

- 試験において負荷した音響環境を下図に示す。
- 両供試体に対し負荷レベルは同一であり、**両供試体における機器搭載板およびダミー機器の加速度の比較が可能**であることを確認した

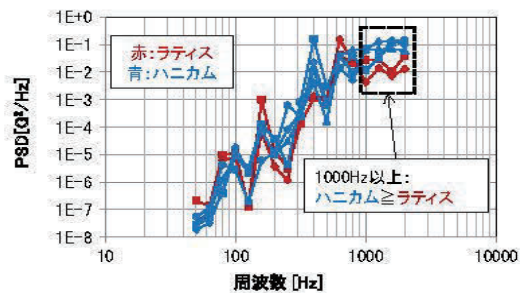


19

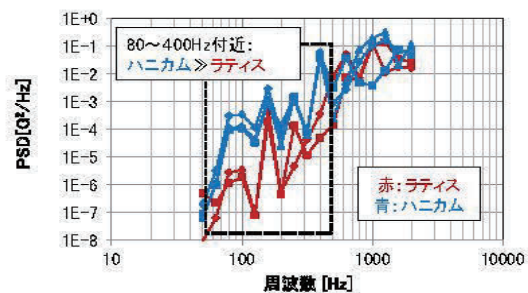
ラティス構造を用いた音響振動緩和 試験結果1

■ 搭載機器板での計測結果は以下の通り(PSD解析結果)

- 機器搭載板(外周)では1000Hz以上において、ラティス構造 < ハニカム構造
- 機器搭載板(内周)では80~400Hz付近において、ラティス構造 < ハニカム構造
- 他周波数帯においては ラティス構造 \approx ハニカム構造



ラティス/ハニカム構造の振動環境比較(PSD)
機器搭載板(外周)

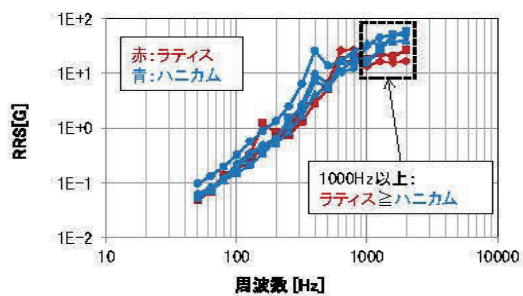


ラティス/ハニカム構造の振動環境比較(PSD)
機器搭載板(内周)

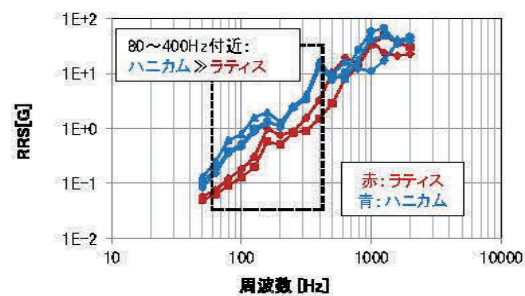
20

ラティス構造を用いた音響振動緩和 試験結果2

■ 搭載機器板での計測結果は以下の通り(RRS解析結果)



ラティス/ハニカム構造の振動環境比較(RRS)
機器搭載板(外周)



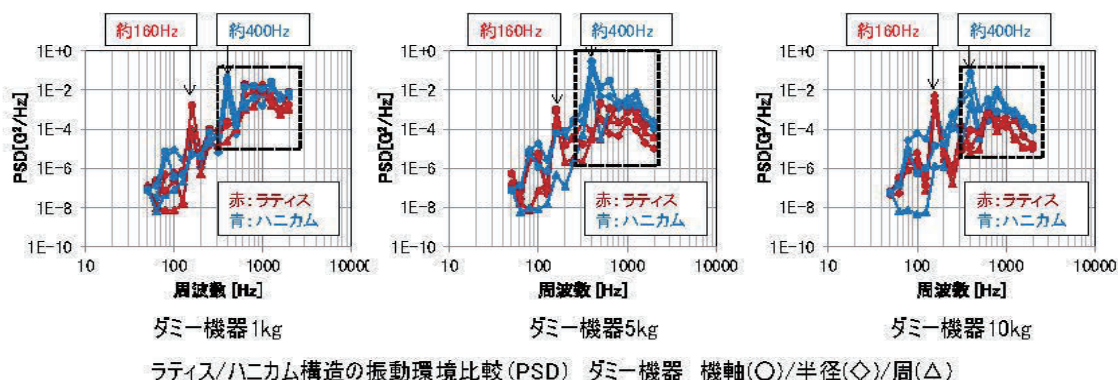
ラティス/ハニカム構造の振動環境比較(RRS)
機器搭載板(内周)

21

ラティス構造を用いた音響振動緩和 試験結果3

■ ダミー機器での計測結果は以下の通り(PSD解析結果)

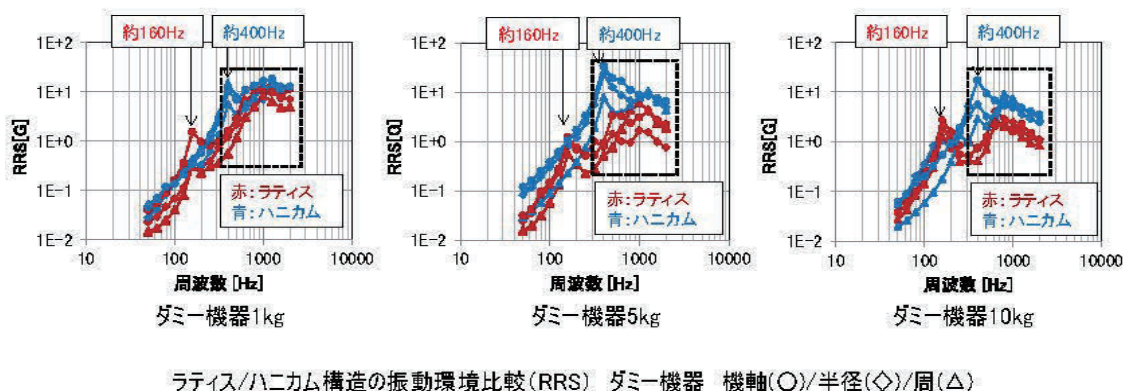
- ダミー機器質量に関係なくピーク周波数は搭載板様式に起因
- 高周波領域(400Hz以上)では、**ラティス構造 < ハニカム構造**の関係(5kg以上のダミー機器では、ハニカムとラティスの差が顕著)



22

ラティス構造を用いた音響振動緩和 試験結果4

■ ダミー機器での計測結果は以下の通り(RRS解析結果)



23

ラティス構造を用いた音響振動緩和 考察

- 機器搭載板上の計測結果より、**ラティス構造の適用によって機器搭載板上の振動環境を緩和できる** 目途を得た
 - 機器搭載板の外周／内周の周波数特性の差は拘束条件によるもの（外周部はブラケット固定、内周部は自由端）
- ダミー機器上の計測結果より、**ラティス構造の適用によって搭載機器の振動環境を緩和できる** 目途を得た
 - ダミー機器のピーク周波数での振動はそれぞれの機器搭載板の固有振動数と一致
⇒ **搭載板の振動により搭載機器の振動が励起**されている
 - 質量の重い(5kg,10kg)ダミー機器の方が振動低減が顕著
⇒ 質量比よりも機器単体の表面積比の差が小さく、軽量なほど機器本体が振れるため

24

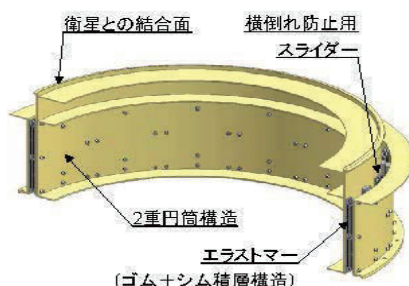
発表内容

- ▶ 概要
- ▶ 低衝撃型衛星分離機構の開発
- ▶ ラティス構造による音響振動緩和
- ▶ **制振機構の開発**
- ▶ まとめ

25

制振機構の開発 概要

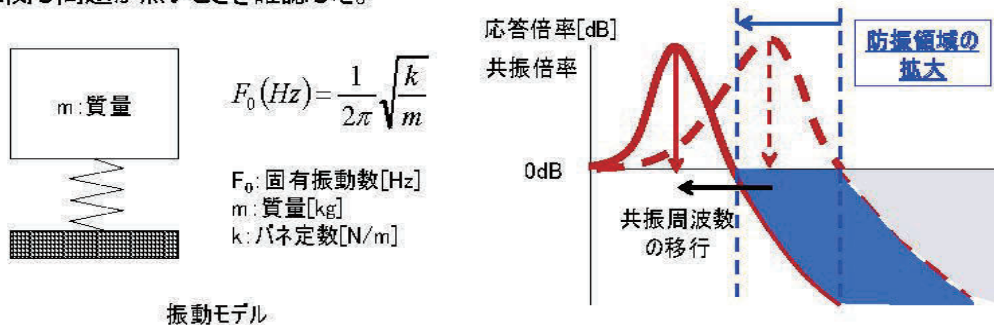
- ロケット打上げ時の低周波数(正弦波)の振動環境は、搭載する衛星主構造および大型の搭載機器にとってクリティカルな設計条件となるため抑制が必要
- イプシロンロケットでは点火時の過渡応答や最大動圧時の突風応答等による振動に加え、1段飛行中に発生する固体モータ特有の低周波振動が衛星振動環境を決める要因の1つ
- 上記への対策として、ゴム・シム積層構造により機軸方向の振動絶縁を実現する制振機能を有する衛星分離部を開発した(イプシロン試験機)



26

制振機構の開発 検証内容

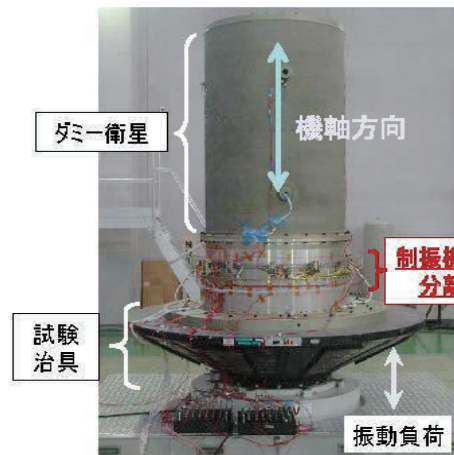
- 原理としては、ゴム・シム積層構造により機軸方向の共振周波数領域を、ロケットの外力の周波数よりも小さくすることで振動絶縁を達成する
- 設計検証のためダミー衛星を用いて正弦波振動試験を実施した結果、共振周波数は設計値と一致しており、かつロケットの外力周波数領域における減衰が要求以上であることを確認した
- また、QT条件における振動試験も実施し、周波数特性、強度(ゴムの破断、ボルトの緩み等)に関し問題が無いことを確認した。



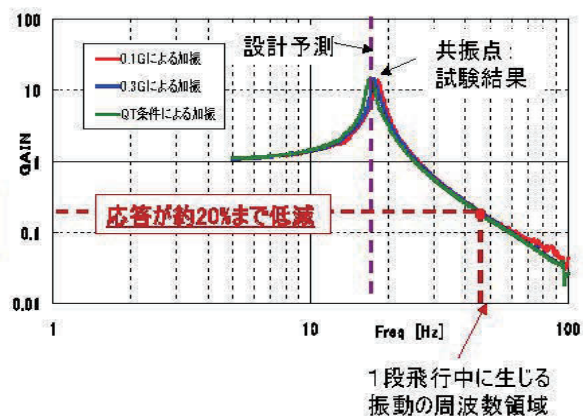
27

制振機構の開発 試験結果

- 試験形態および試験結果を下图に示す。



PAF動的特性試験(振動試験) 概要

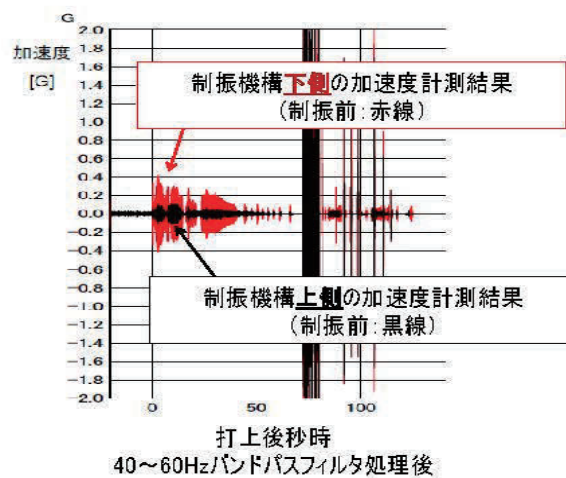


PAF機軸方向加振時の周波数応答

28

制振機構の開発 フライト結果

- イプシロンロケット試験機におけるフライト結果を下图に示す。
 - 制振性能は設計通り(制振機構の上下の振動レベルとして1/3~1/4の低減効果)
 - 設計想定通りの制振機能を満足することを確認した



29

発表内容

- ▶ 概要
- ▶ 低衝撃型衛星分離機構の開発
- ▶ ラティス構造による音響振動緩和
- ▶ 制振機構の開発
- ▶ まとめ

30

まとめ

- 本稿では、衛星およびロケット搭載機器の衝撃、音響、振動の機械的環境を緩和するための技術について検討状況を整理した
- フライトで実証済み（例えば制振機構）の技術から、フライトに向けて検証が必要な技術（ラティス搭載板）まで、輸送系として多様な研究開発に取り組んでおり、飛行実証の機会を最大限活用しつつ信頼性を維持しながら実機適用を目指す計画である
- 機械的環境条件を緩和することは、**国際的な競争力を確保する観点からロケットにとっては重要な項目**であるため、今後も各種ロケット開発や再使用型輸送システムの開発を見据え、抜本的な環境緩和を達成するための研究開発を進めるとともに、試験効率化や新試験手法開発にも資するよう、得られた知見を関係者と広く共有していきたい

31

質疑応答

質問者① IHI エアロスペース 荒船様

ラティス構造についてのお伺いです。ラティス構造の単位の形状や大きさはどのように設計するのでしょうか。

発表者

発表資料の p16 右側に既存のテストベッドを示しております。このフェーズにおいては、まずはイプシロンの B3PL という既存のテストベッドが物としてあったため、こちらのグリットは特に最適化をしておりません。リーズナブルなサイズかつダミー機器に取り付けることが出来るという観点からグリットをこの形状で作成しました。最適化というのはこれからの課題であると考えています。

質問者② JAXA 環境試験技術ユニット 福添様

制振機構の部分においてですが、イプシロン立ち上げ当初は制約があったかと認識しています。具体的には、今回 20%低減ということで設計されたということですが、機体側の制御系の話で、機体を柔らかくし過ぎると機体全体が制御できなくなるという制約があったと思います。その点についてお話いただける内容をお持ちでしたら、ご教示願います。

発表者

はい、ご指摘の通りで、この点については私よりも福添様の方が詳しいかも知れませんが、ご回答させていただきます。

制御系の話で、機体のモードに近づいてくると、当然衛星とカップリングするため、あまり下げられるというものではございません。それから、変位も大きくなるため、動的なクリアランスという観点でも、完全にフリーに使えるわけではないと思っています。午前中の百束様の話にもあったと思いますが、一次元のモデルとしてできるところで簡単に考えましたが、実機に適用するのであればもう少し考えなければならないと理解しています。

質問者③ 日本電気 緒方様

低衝撃分離機構については JAXA さんが開発されているということで、今回その結果を報告していただけて、我々衛星メーカとしては非常にありがたいと思っています。イプシロンロケットについては3号機からの採用ということですが、H-2A についての計画についてお伺いしたいと思っています。

発表者

H-2A の採用については、まだ具体的な衛星名を教えることはできませんが、適用に向けて調整を進めています。実際、実証ではありますが、一機を宇宙空間で実証したということで、課題であった実証性の有無について、実証データを用いて、適用できる衛星と調整を進めております。計画については、まだ申し上げられないという状況です。

質問者④ 三菱重工業 河野様

先ほどご質問いただいた件と絡めて、PR という形になるのですが、打ち上げサービスからも質問というかコメントをさせていただきます。ご講演にもあった通り、低衝撃 PAF というのは、衛星にとっても非常にメリットがあるということですので、我々としても適用に向けて道を探っていくという立場をとり、実績を重ねて、お客様への信頼性を上げていきたいと思っています。そのためにも、例えば小型衛星の PAF にこちらの機構を転用して、それを含めて実績を重ねていけると良いと思っています。一般的な 1194 くらいの径に対して、JAXA さんの方で概要開発を進められてきているという背景があり、239 という小型衛星にも使えて実績を重ねていけるかということも含めてご回答いただけると幸いです。

発表者

はい、ありがとうございます。小型衛星の PAF は 239M という火工品であり、これに適用しようという検討はしたことがありますが、正直申し上げますとサイズがぴったりはまらず、既存のものをそのまま転用するのは難しいというところまで検討したことはあります。ただし、50 kg 級の衛星であるとかもう少し大きな衛星に関しては、適用に向けて内々で動いているため、実績を重ねていきたいと思っています。