

5.6. 保持解放機構作動時の衝撃応答予測技術

三菱電機 株式会社

北村 徹 氏

保持解放機構作動時の 衝撃応答予測技術

○北村 徹、吉田 佳子、世古 博巳(三菱電機株式会社)
施 勤忠(独立行政法人 宇宙航空研究開発機構)



COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED.

目 次

1. 研究の背景と概要
2. 人工衛星分離メカニズムの説明
3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測
4. 太陽電池パドル展開メカニズムの説明
5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測
6. まとめ

1. 研究の背景と概要

■人工衛星の衝撃環境

- ・人工衛星とロケットの分離
- ・太陽電池パドルやアンテナの展開

➡ 衛星構体に衝撃振動が発生

■現状の衝撃環境予測手法

- ・過去の衝撃試験結果データベースや経験値
- ・数値計算による予測精度は高くない

➡ 予測技術が未確立

■耐衝撃信頼性評価

- ・打ち上げ前に地上で、分離／展開試験を実施
- ・衛星構体上の衝撃レベル(加速度SRS※)を確認

搭載機器の許容レベルを超過すると・・・

機器が破損する恐れあり ⇒ 設計手戻りが発生

- ・パネル構造や機器レイアウトの見直し
- ・衝撃源の見直し

➡ 多大なコストと時間を要する

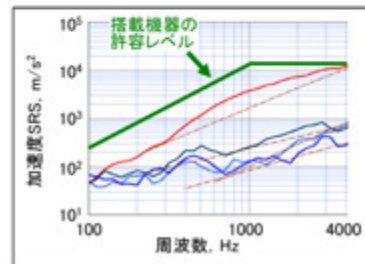


図1-1 衝撃応答レベル測定例

※ SRS: 衝撃応答スペクトル、Shock Response Spectrum

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED.

3

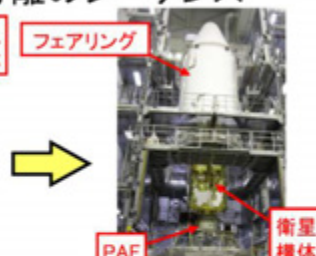
1. 研究の背景と概要

■人工衛星分離のシーケンス



(1) PAF結合

(PAF: Payload Attach Fitting)

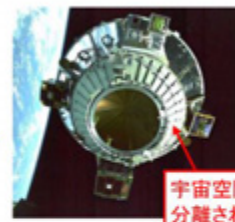


(2) フェアリング結合



打ち上げ
宇宙空間へ

画像出典: (C)宇宙航空研究開発機構



(3) 人工衛星分離完了

■太陽電池パドル(SAP)展開のシーケンス

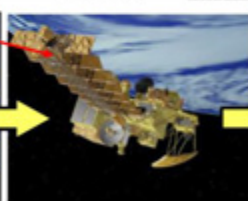
画像出典: (C)宇宙航空研究開発機構



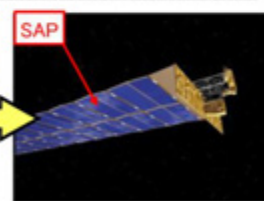
(1) 衛星打ち上げ
人工衛星分離完了



(2) SAP展開中その1



(3) SAP展開中その2



(4) SAP展開完了

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED.

4

1. 研究の背景と概要

■耐衝撃信頼性評価(打ち上げ前の地上試験)

多数の加速度センサで衝撃振動を測定

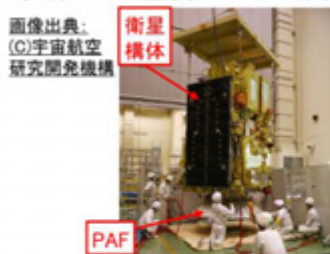
画像出典:
(C)宇宙航空
研究開発機構

図1-2 PAF分離地上試験の様子

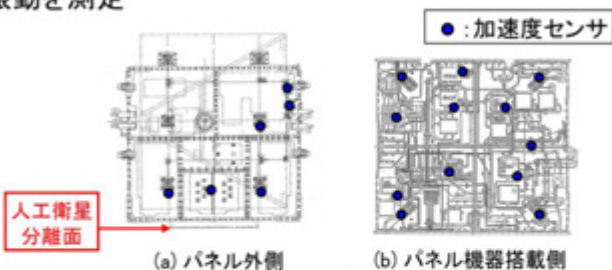


図1-3 PAF分離地上試験の加速度測定位置の例

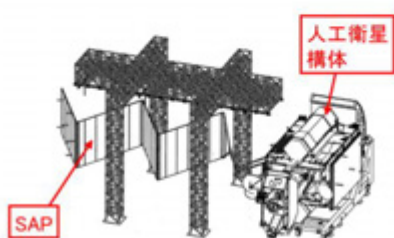


図1-4 SAP展開地上試験の模式図

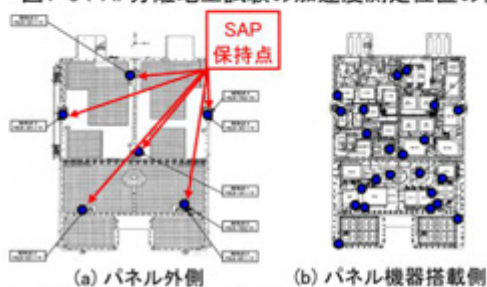


図1-5 SAP展開地上試験の加速度測定位置の例

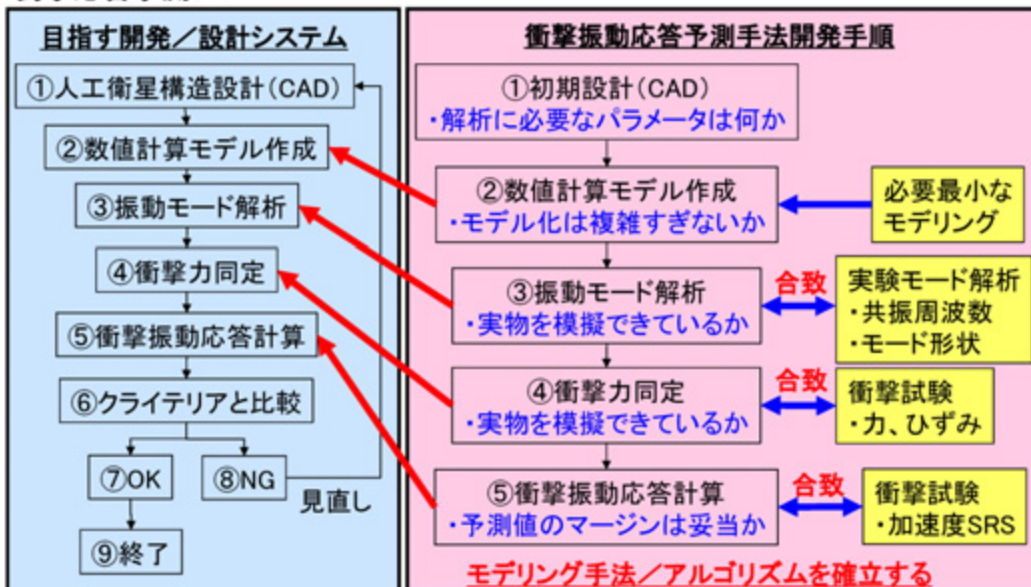
COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED.

5

1. 研究の背景と概要

■研究の目的:設計手戻り防止のための衝撃応答予測手法を確立

衝撃応答予測フロー



COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED.

6

1. 研究の背景と概要
2. 人工衛星分離メカニズムの説明
3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測
4. 太陽電池パドル展開メカニズムの説明
5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測
6. まとめ

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 7

2. 人工衛星分離メカニズムの説明

■ 供試衛星

打ち上げ実績のある人工衛星の
熱構造モデル (STM) を使用

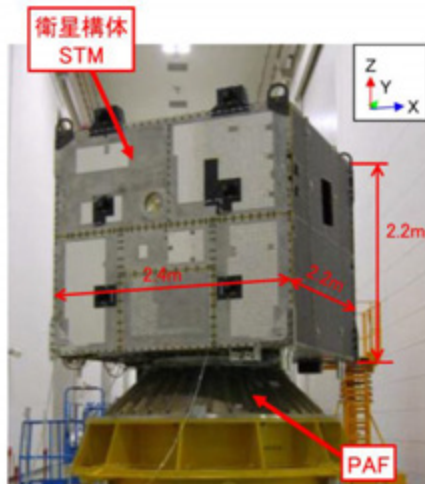


図2-1 衛星構体概観 (PAF結合状態)

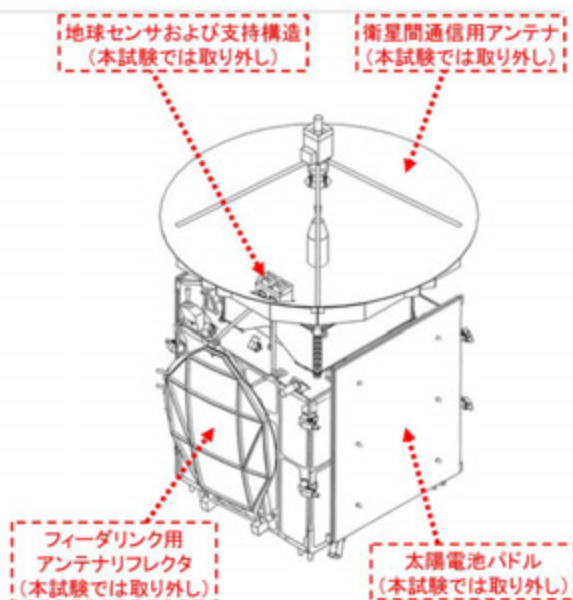


図2-2 システムコンフィギュレーション

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 8

2. 人工衛星分離メカニズムの説明

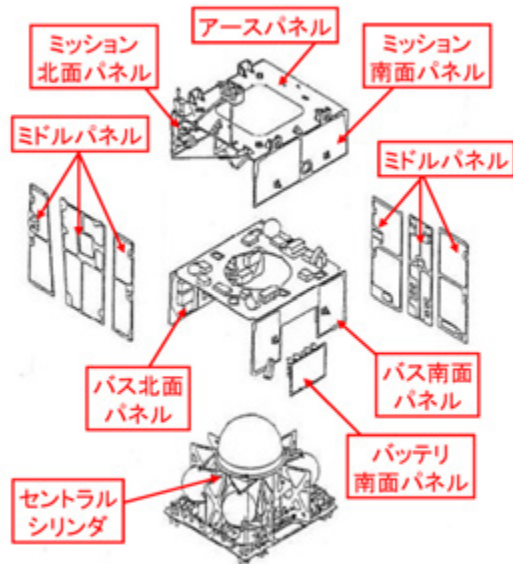


図2-3 衛星構体分解図

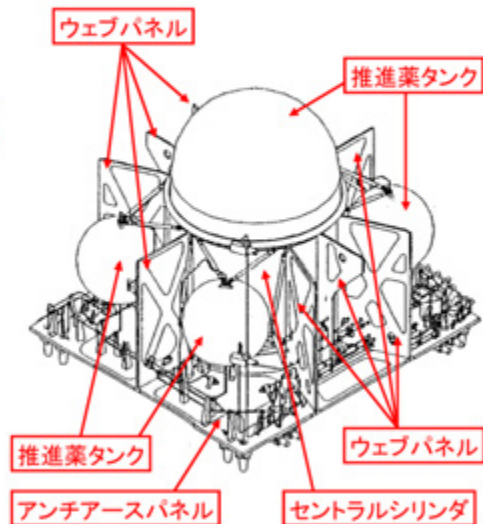


図2-4 セントラルシリンダ周辺

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 9

2. 人工衛星分離メカニズムの説明

■PAF分離メカニズム概要

『人工衛星構体』と『PAF』は、『Vバンドクランプ』で締め付けて結合する。



『Vバンドクランプ』の結合ボルトを火工品で切断することにより『人工衛星構体』と『PAF』を分離する。

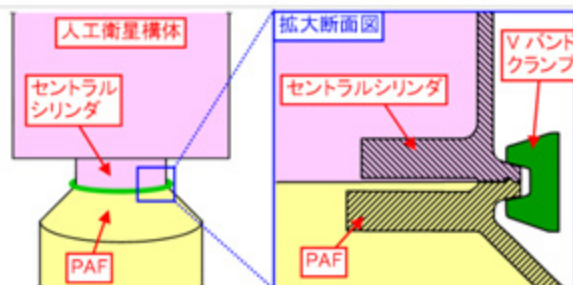


図2-5 PAF分離部の構造模式図

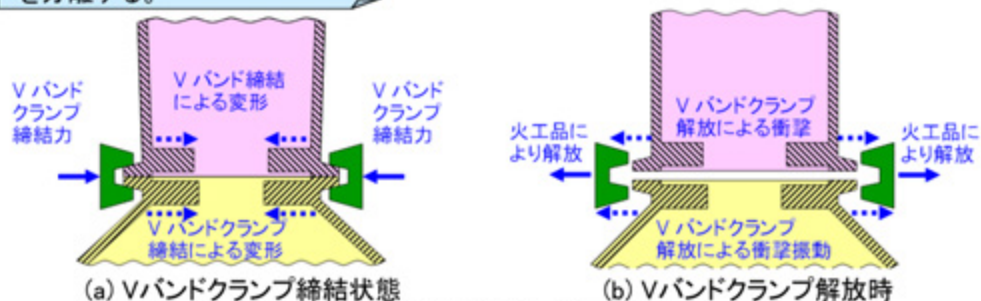


図2-6 Vバンドクランプ保持解放による衝撃発生メカニズム

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 10

1. 研究の背景と概要
2. 人工衛星分離メカニズムの説明
3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測
 - ・数値解析モデルの作成
 - ・衝撃力の同定
 - ・衝撃振動応答計算
4. 太陽電池パドル展開メカニズムの説明
5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測
6. まとめ

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 11

3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測

■数値解析モデル作成

構造設計情報より、2種類の有限要素モデルを作成

①シリンダモデル・・・セントラルシリンダのみをモデル化【従来手法】

②アセンブリモデル・・・セントラルシリンダ周辺のパネルを含めてモデル化

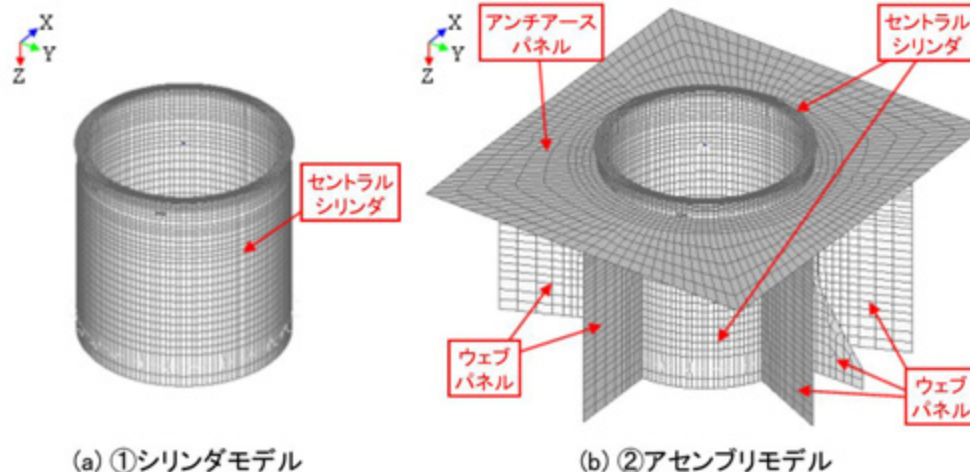


図3-1 有限要素モデルの概観

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 12

3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測

■実験モード解析による数値解析モデルの妥当性検証

(1) 共振周波数

- ・直径節数4以上の円環曲げモードは、15%以内で一致
- ・円環伸縮1次モードは、7%以内で一致

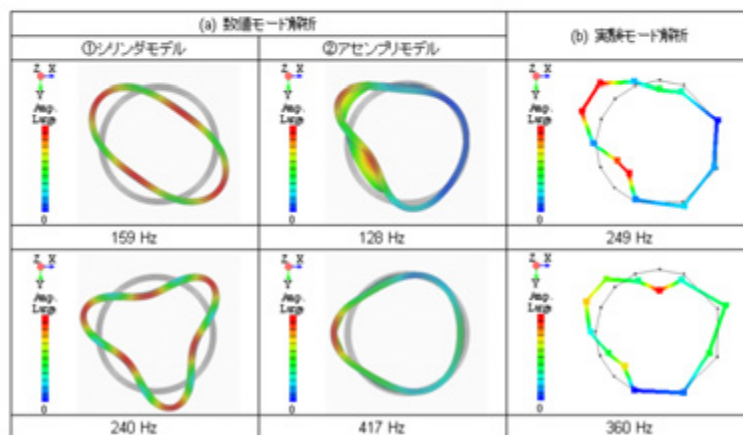
(2) 振動モード形状(共振時の変形形状)

- ・①シリンダモデル: 低次振動モードで実験モード解析結果と乖離
- ・②アセンブリモデル: 実験モード解析結果と良く一致

振動モード形状

円環曲げ
直径節数2

円環曲げ
直径節数3



COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 13

3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測

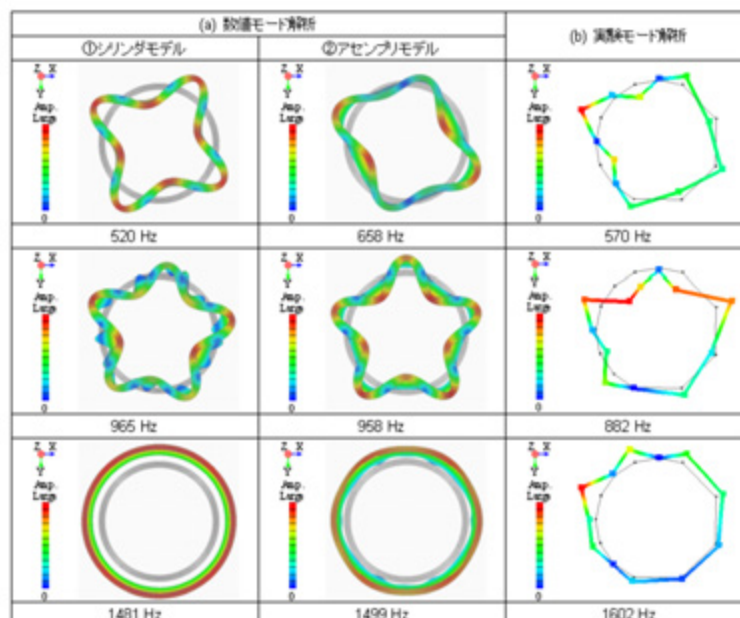
■実験モード解析による数値解析モデルの検証(つづき)

振動モード形状

円環曲げ
直径節数4

円環曲げ
直径節数5

円環伸縮
1次



COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 14

3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測

■Vバンドクランプ締結力の同定手順

手順1: 締結部の変形量・変形形状を把握
 セントラルシリンダ周方向ひずみを測定

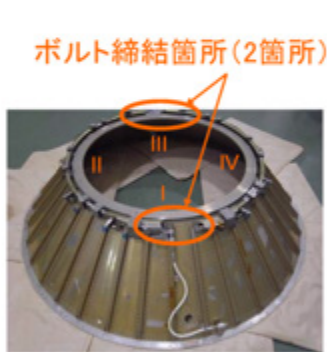


図3-2 締結ボルト位置

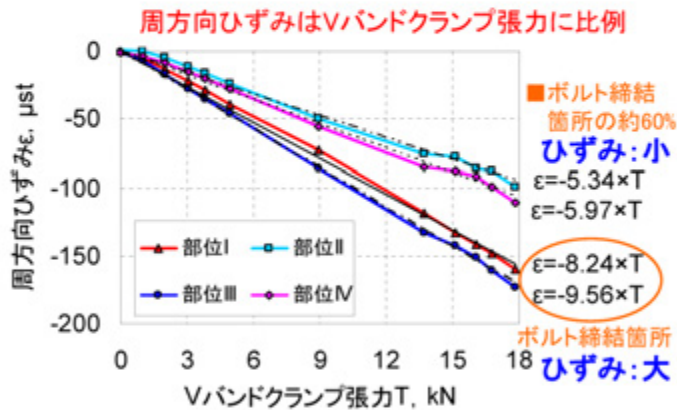


図3-3 Vバンドクランプ締結力と衛星リングのひずみの関係

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 15

3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測

■Vバンドクランプ締結力の同定手順(つづき)

手順2: 節点に発生する力を算出

手順1で測定した周方向ひずみが発生するように、セントラルシリンダに強制変位を定義 ⇒ 節点反力を算出

手順3: 締結力負荷による変形量の確認

手順2で求めた力を、セントラルシリンダに入力し、
 手順1で測定した周方向ひずみとほぼ同一であることを確認

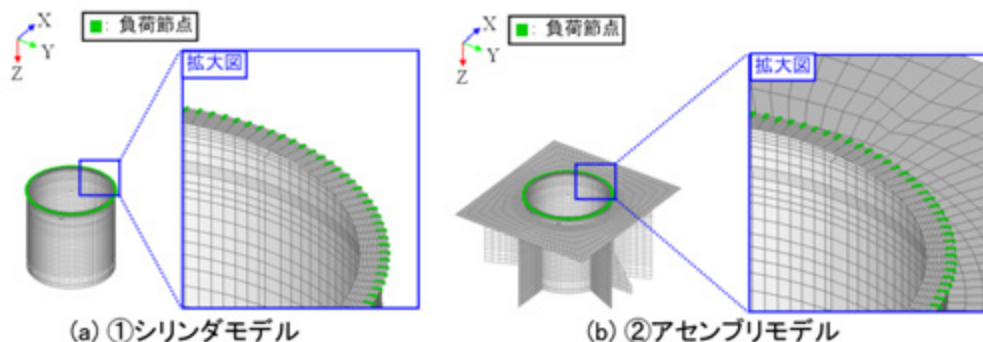


図3-4 強制変位・Vバンドクランプ締結力の負荷位置

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 16

3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測

■PAF分離時の衝撃振動応答計算

- ・モード重ね合わせ法による過渡応答解析(共振特性を考慮した時刻歴応答計算)
- ・Vバンドクランプ締結力をステップ関数的に除荷(4000Hzを励起する短時間で)

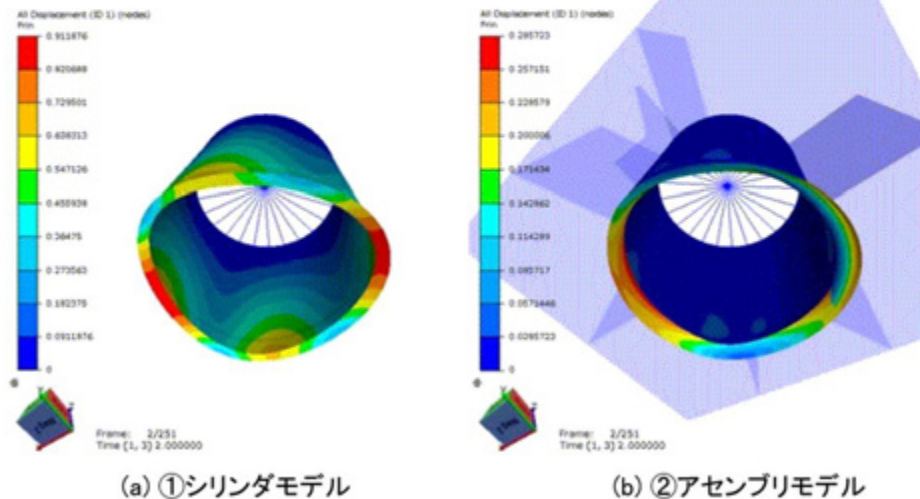


図3-5 変形アニメーション(コンター:変位)

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 17

3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測

■PAF分離衝撃試験

セントラルシリンダ上に加速度センサを取り付け, PAF分離時の衝撃振動を測定

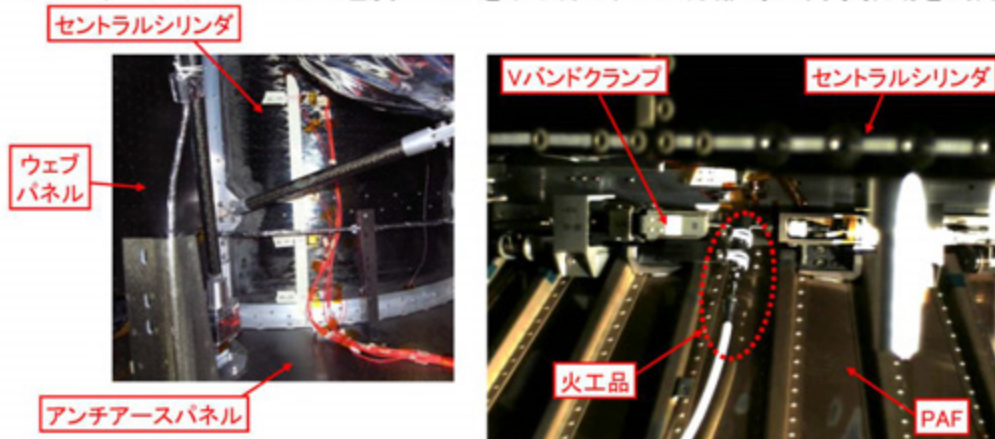


図3-6 セントラルシリンダ概観

図3-7 PAF分離の様子(地上試験)

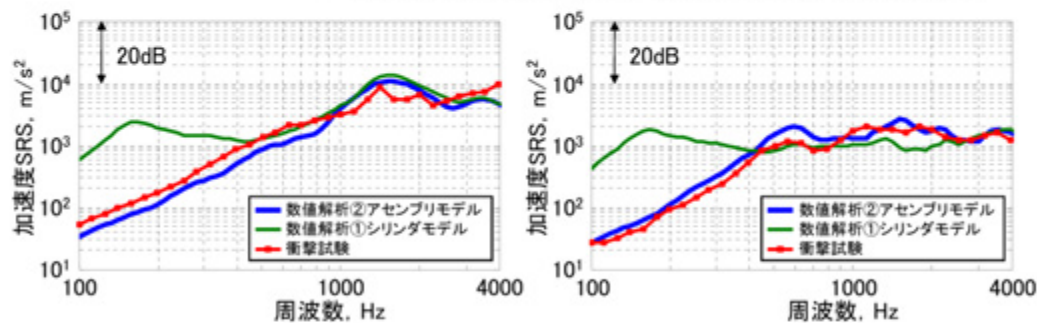
※衛星構体を懸架しPAFを自由落下させる

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 18

3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測

■ 数値解析結果と衝撃試験結果の比較

- ① シリンダモデル・・・500Hz以下で衝撃試験結果と大きく乖離
 ⇒ 低次振動モードの不一致が原因, モードシェイプが異なる
 ⇒ アンチアースパネルとウェブパネルがセントラルシリンダの剛性に大きく寄与
- ② アセンブリモデル・・・衝撃試験結果と良く一致
 マイナス側(予測値が小さい側)の予測誤差は5dB以内



(a) 人工衛星分離面から60mm位置

(b) 人工衛星分離面から300mm位置

図3-8 数値解析結果と衝撃試験結果

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 19

目次

1. 研究の背景と概要
2. 人工衛星分離メカニズムの説明
3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測
4. 太陽電池パドル展開メカニズムの説明
5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測
6. まとめ

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 20

4. 太陽電池パドル展開メカニズムの説明

■ SAP展開メカニズム概要

ロッドカッター（保持解放機構）
 保持時：SAPを折り畳み、ばねの力で展開しようとするSAPを貫通ロッドで固定している
 解放時：ロッドを切断する

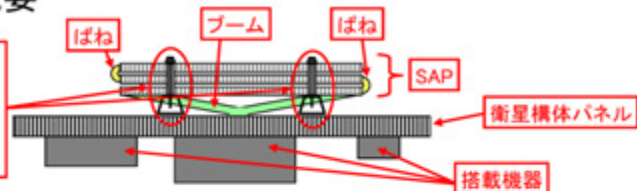


図4-1 SAP保持解放部の構造模式図

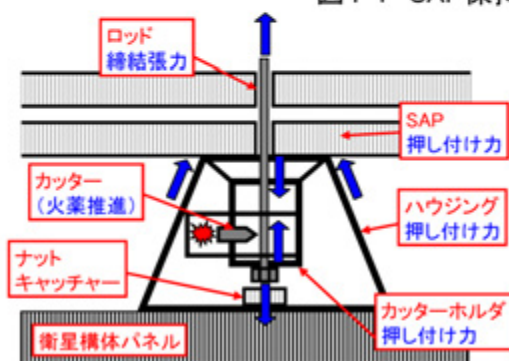


図4-2 保持状態での作用力

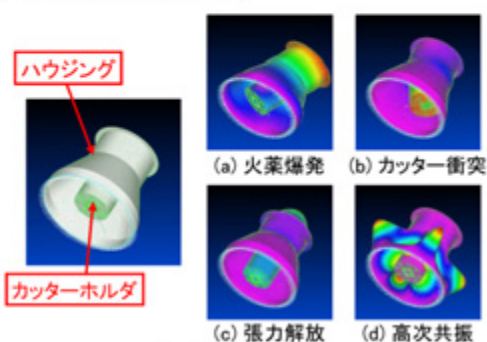


図4-3 解放時の変形モード

（有限要素法数値解析結果）

21

目次

1. 研究の背景と概要
2. 人工衛星分離メカニズムの説明
3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測
4. 太陽電池パドル展開メカニズムの説明
5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測
 - ・ロッドカッターの簡易モデル化
 - ・ロッドカッターの単体衝撃試験
 - ・衝撃発生力計算
6. まとめ

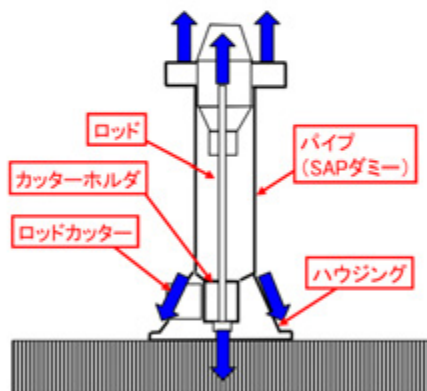
5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

■ ロッドカッターの簡易モデル化

ロッド張力が大きく、ロッドの張力解放による衝撃が支配的な場合

⇒ カッターホルダーを質量、ハウジングをばねとした

1自由度振動系としてモデル化



ロッドカット後: ロッド張力が解放され、
カッターホルダーからパネルへ力が流れる

図5-1 解放時発生力

M : カッターホルダー質量
 K : ハウジング鉛直方向ばね
 x_1 : カッターホルダー変位
 F_1 : 衝撃入力(ロッド張力解放)
 F_2 : 剛体への入力

$$F_1 = M\ddot{x}_1 + Kx_1 = -\omega^2 Mx_1 + Kx_1$$

$$F_2 = Kx_1 = \frac{KF_1}{-\omega^2 M + K} = \frac{F_1}{-\omega^2/\omega_1^2 + 1}$$

衝撃発生力推定式
(剛体への入力)

図5-2 簡易モデル(剛体に設置)

23

5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

■ SAP展開 ロッドカッター単体衝撃試験

- ・ 衝撃発生力推定式を検証するための現象分析
- ・ 剛体治具と保持解放機構の間にカセンサーを挿入し、解放時の力を測定

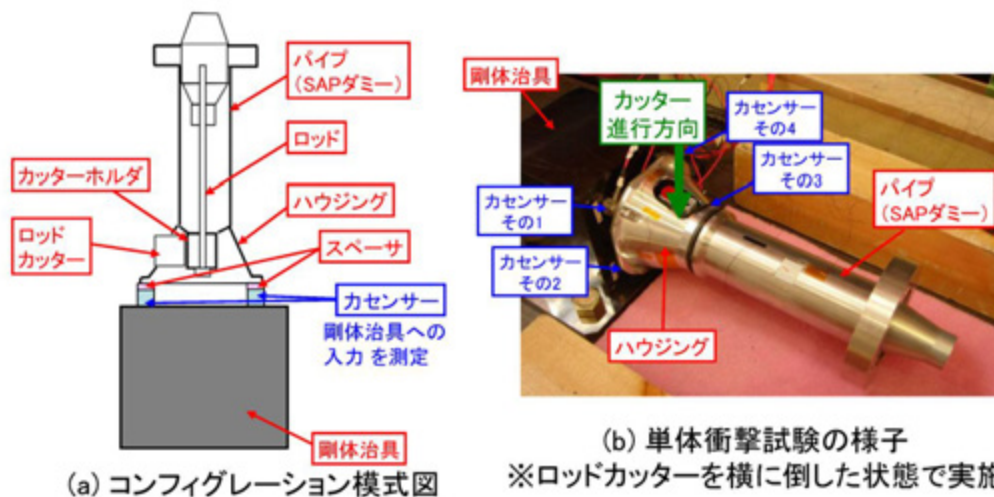


図5-3 ロッドカッター単体試験のコンフィグレーション

24

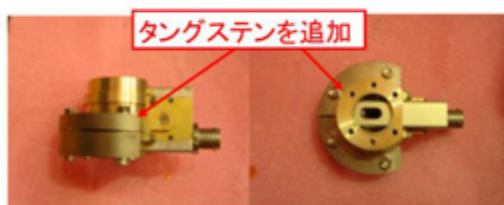
5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

■SAP展開 ロッドカッター単体衝撃試験

・ロッドカッターのパラメータを変更し、衝撃力の特性変化を確認する

表5-1 試験項目

パラメータ	変更前	変更後
(1) ロッド張力	7350 N	2500 N
(2) カッターホルダ質量	127 g	785 g
(3) ハウジング防振	有	無
(4) ロッド有無	有	無



(2) カッターホルダ質量



(3) ハウジング防振

図5-4 パラメータ変更方法

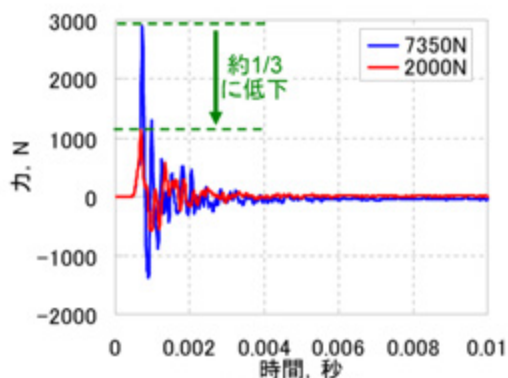
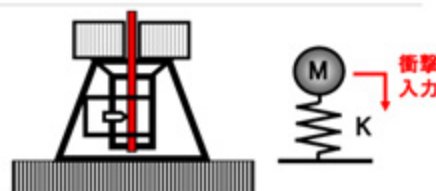
25

5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

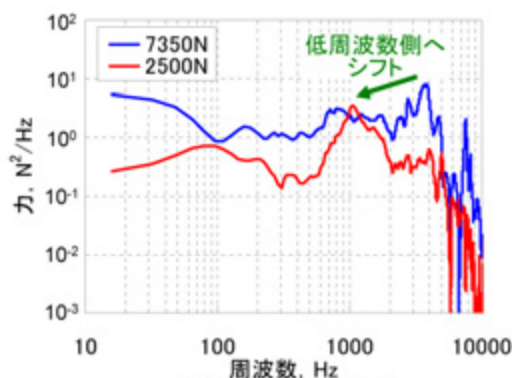
■SAP展開 ロッドカッター単体衝撃試験

(1) ロッド張力の影響

- ・衝撃発生力が低下
- ・ピーク周波数が低周波数側にシフト



(a) 時刻歴波形



(b) 周波数分析結果

図5-5 ロッド張力の影響

26

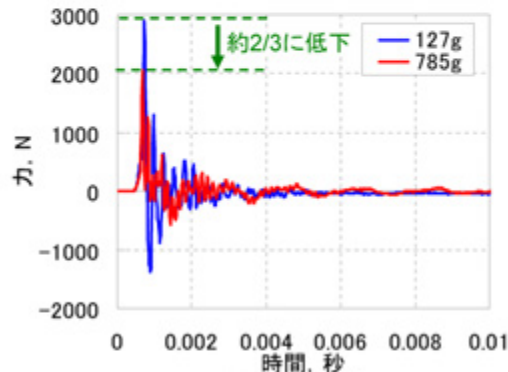
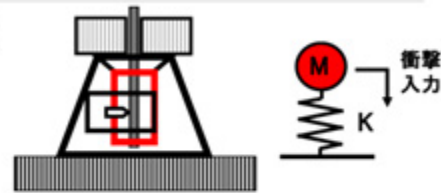
5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

■SAP展開 ロッドカッター単体衝撃試験

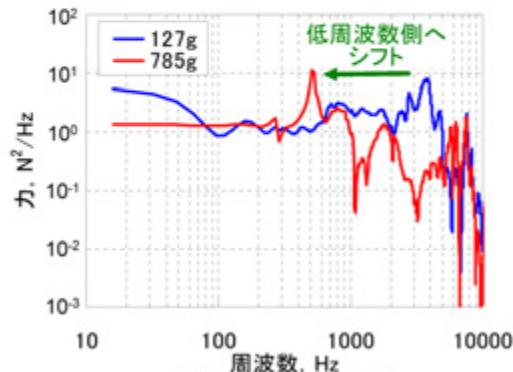
(2) カッターホルダ質量の影響

- ・衝撃発生力が低下
- ・ピーク周波数が低周波数側にシフト

⇒ 入力決定する振動系に
カッターホルダの質量が関与



(a) 時刻歴波形



(b) 周波数分析結果

図5-6 カッターホルダ質量の影響

Copyright © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 27

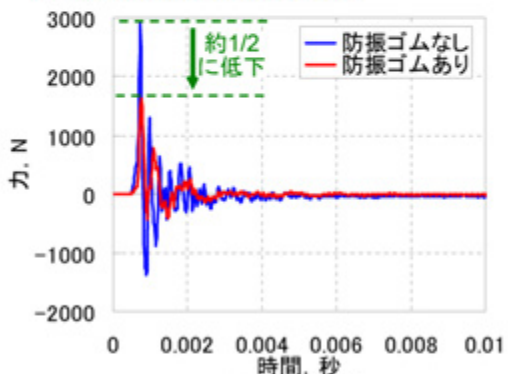
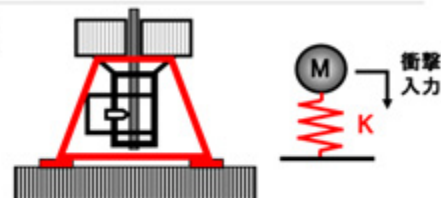
5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

■SAP展開 ロッドカッター単体衝撃試験

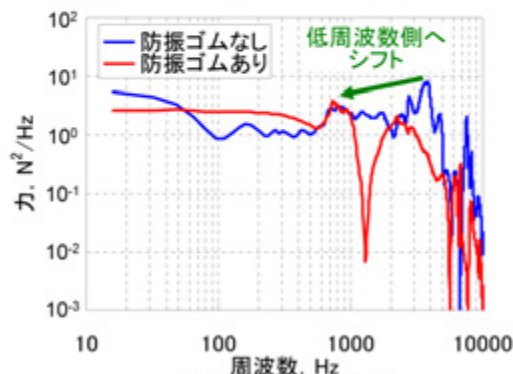
(3) ハウジング防振の影響

- ・衝撃発生力が低下
- ・ピーク周波数が低周波数側にシフト

⇒ 入力決定する振動系に
ハウジングの剛性が関与



(a) 時刻歴波形



(b) 周波数分析結果

図5-7 ハウジング防振の影響

Copyright © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 28

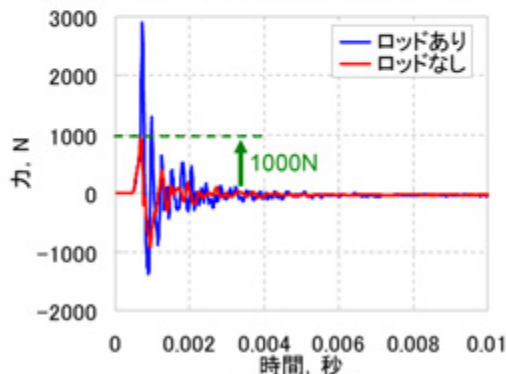
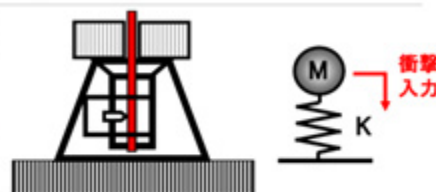
5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

■SAP展開 ロッドカッター単体衝撃試験

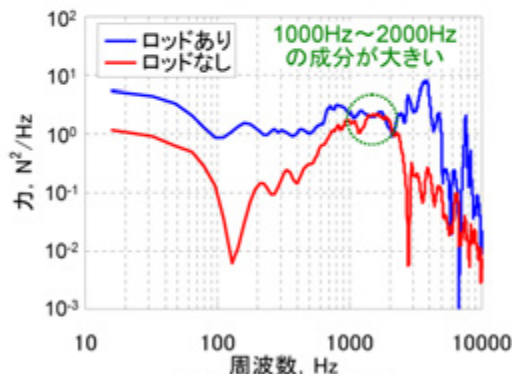
(4) ロッド有無の影響

- ・ロッドカッターの作動のみで1000Nの力が発生
- ・1000Hz～2000Hzの成分が大きい

⇒ 衝撃発生力の予測に考慮する必要あり
 ロッド張力が低い条件と傾向が一致



(a) 時刻歴波形



(b) 周波数分析結果

図5-8 ロッド有無の影響

Copyright © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 29

5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

■衝撃発生力推定方法の検証

ハウジングばね定数Kの推定

- ・ハウジングのひずみ測定結果からハウジングの変位量を算出
- ・ばね定数 $K = 7 \times 10^7$ N/m

(ばね定数 = 変位量 / 衝撃発生力)

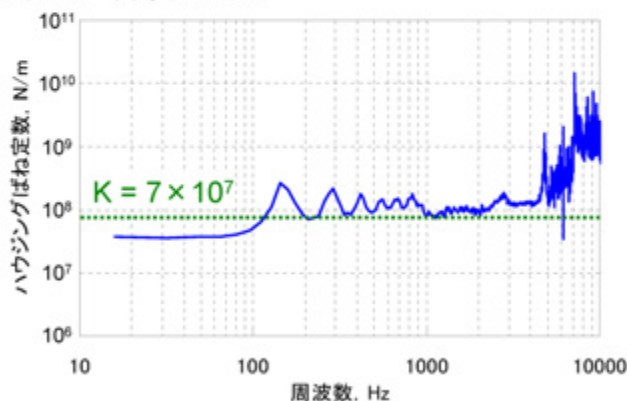
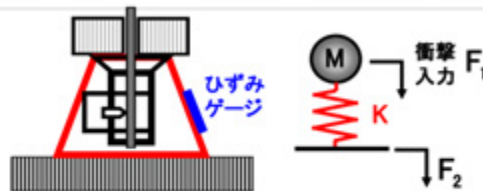


図5-9 ハウジングばね定数の算出結果

Copyright © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 30

5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

■ 衝撃発生力推定方法の検証

● 共振周波数の推定

$$K_1 = 7 \times 10^7 \text{ N/m}$$

$$M_1 = 127 \text{ g}$$

共振周波数
3737Hz

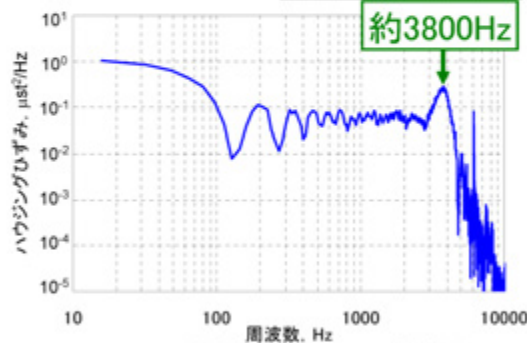


図5-10 ハウジングひずみ測定結果

- ・カッターホルダーの質量とハウジングのばね定数から振動系の共振周波数が計算可能
- ・ハウジングのばね定数は、設計時にCAD図面から算出可能

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 31

5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

■ 衝撃発生力推定方法の検証

$$F_1 = 7350 \text{ N}$$

ロッド張力

$$F_2 = \frac{F_1}{-\omega^2/\omega_1^2 + 1}$$

$$F_2(t) = F_1 \Delta t \omega_1 \sin(\omega_1 t)$$

作用時間 共振角周波数

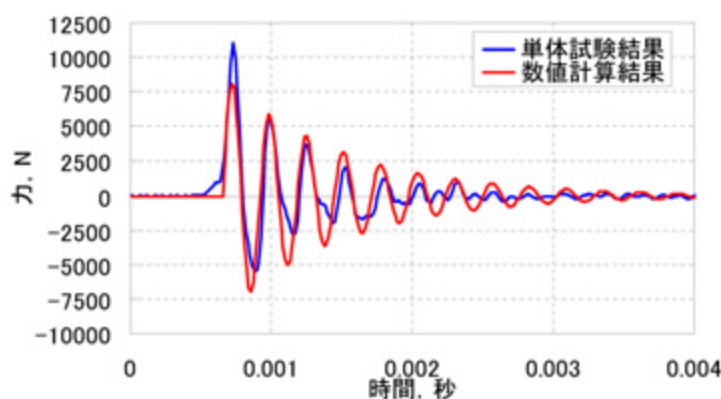
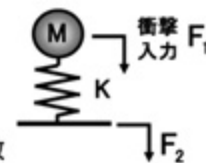


図5-11 力測定結果と簡易推定法による計算結果(時刻歴波形)

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 32

5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

■ 衝撃発生力推定方法の検証

$$F_1 = 7350 \text{ N}$$

ロッド張力

$$F_2 = \frac{F_1}{-\omega^2/\omega_1^2 + 1}$$

$$F_2(t) = F_1 \Delta t \omega_1 \sin(\omega_1 t)$$

作用時間 共振角周波数

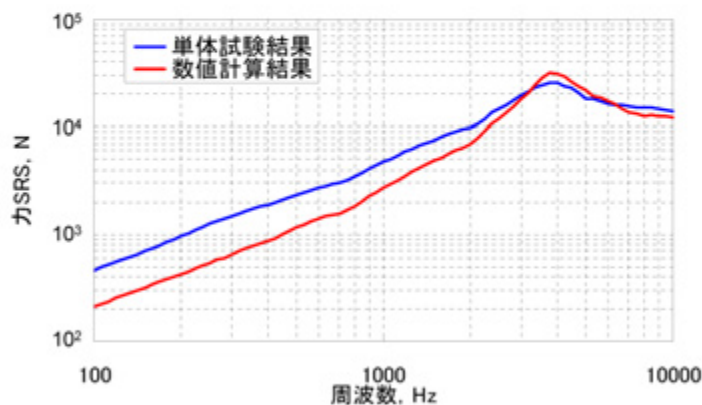
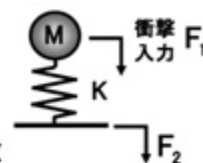


図5-12 力測定結果と簡易推定法による計算結果 (SRS波形)

Copyright © 2013 Mitsubishi Electric Corporation. All rights reserved. 33

5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

■ 衝撃発生力推定方法の検証

$$F_1 = 7350 \text{ N}$$

ロッド張力

$$F_2 = \frac{F_1}{-\omega^2/\omega_1^2 + 1}$$

$$F_2(t) = F_1 \Delta t \omega_1 \sin(\omega_1 t)$$

作用時間 共振角周波数

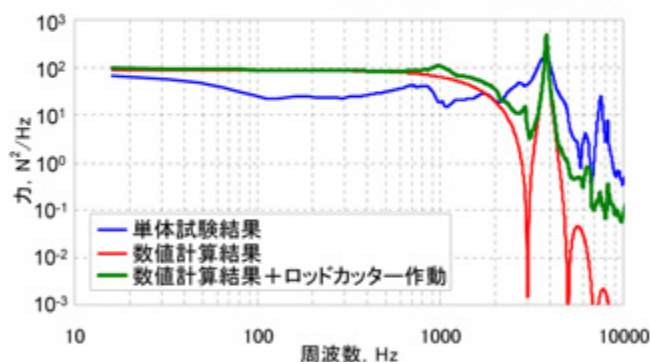
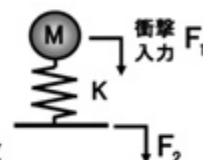


図5-13 力測定結果と簡易推定法による計算結果 (周波数分析結果)

- ・1自由度振動系モデルにより、
衝撃発生力のピーク周波数と大きさを予測可能

Copyright © 2013 Mitsubishi Electric Corporation. All rights reserved. 34

5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

■有限要素解析によるロッド切断シミュレーション

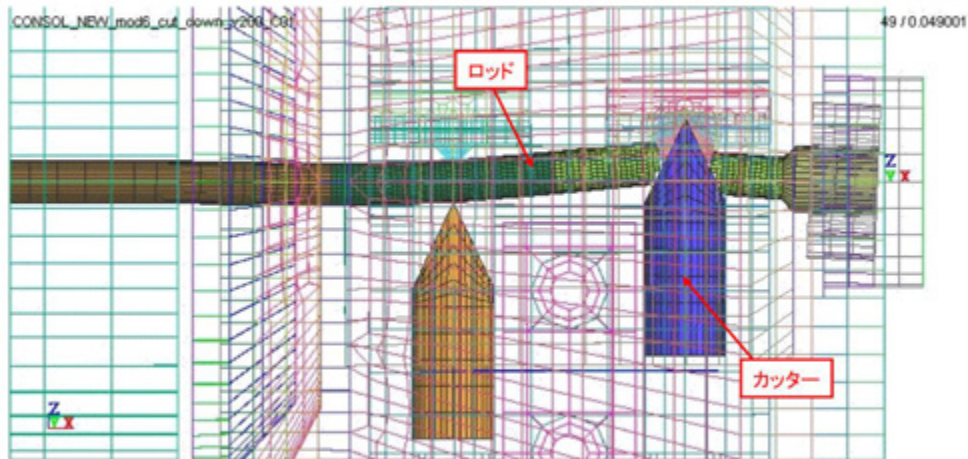


図5-14 陽解放によるロッド切断アニメーション

目次

1. 研究の背景と概要
2. 人工衛星分離メカニズムの説明
3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測
4. 太陽電池パドル展開メカニズムの説明
5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測
6. まとめ

6. まとめ

人工衛星搭載機器の機械設計のため、保持解放機構作動時に発生する衝撃振動応答予測技術の研究・開発に取り組んでいる。保持解放機構の原理・現象を理解して、数値計算モデルを作成し、設計段階で衝撃振動を予測可能な技術を開発した。

- ・人工衛星分離時に発生する衛星構体の振動予測手法を開発し、人工衛星実機（STM）の衝撃試験にて、その有用性を確認した。
- ・太陽電池パドルやアンテナ展開時に使用するロッドカッターにより発生する衝撃力推定手法を開発し、ロッドカッター実機単体の衝撃試験にて、その有用性を確認した。

本発表では紹介していませんが、構体パネルの振動伝播予測技術開発にも取り組んでおり、今後は、衝撃力同定手法と組み合わせより体系的な衝撃振動応答予測技術の構築を目指す。

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 37

謝 辞

本研究成果の一部は、独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 殿 委託業務にて得られた成果であり、関係者の皆様からの多くのご指導・助言を賜りここに、深く感謝の意を表します。

関連業務一覧

- ・2005年度
衝撃応答予測に関する研究開発
- ・2006年度
人工衛星の太陽電池パドル保持解放時の衝撃源近傍の衝撃応答予測に関する検討
- ・2007年度
人工衛星の太陽電池パドル保持開放時衝撃源近傍の衝撃応答予測に関する検討
- ・2008年度
衛星システム構造モデルを用いた分離機構作動時の衝撃加速度伝播特性の計測・評価

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 38

質疑応答

質問者① JAXA 要素センター 中川様

数値解析で衝撃の応答を求められているということですが、差し支えなければ使われているソフトと、モデル作成の時に何か注意されたことなどございましたら教えて頂けますか？

発表者

まず、初めの衛星分離につきましては、ソフトは **NASTRAN** を使っております。そこでは、まずモードが励起されるということを考えており、陰解法を使っておりますので、**NASTRAN** に限らず、**ANSYS** 等汎用のもので可能です。最後にお見せしましたものは、陽解法で時々刻々と変わるシュミレーションをしております、**PAMCRASH** を使っております。ほかに **ABAQAS** 等でも対応することはできます。

注意点としましては、やはり要素の分割数ですね。要素長さなど、十分に知りたい範囲の現象が確認することができるのか、ということが一つポイントとなっております。今回のモデルですと、モデル規模を削減するために、離れた部分は荒く切って、見たい部分、特にリング周辺を 4000Hz まで十分対応できるようにしております。

質問者② JAXA 環境試験技術センター 施様

共著者ということですが、興味があつて質問させていただきます。低周波の 150Hz ぐらいの部分で実際の試験データよりも応答が高いということですが、その結果、環境として規定された場合には低周波のレベルがひきずられて高くなってしまう。色々考察されており、原因の一つとして考えられるのが、ひずみデータが 4 か所しかないという点ですが、その中の歪がどういう風に分布されてこの結果が出ているのでしょうか。

また分布を歪の計測結果に合うように変えてみたことはありますか。

発表者

回答の前に低周波が盛り上がっている方は、円筒だけのシリンダモデルで、実際に近いアセンブリモデルは青色の方になっています。

歪の分布は測ったことがなく、4 点で測定を行い、直行する 2 点で 6 割の差があつたことから、楕円として近似してやっております。解析上で分布を変えたことはあり、直線補完をする等したのですが、不連続点が出るということで、楕円を採用して補完をしました。

実際にこの分布がなく、全て同じ大きさと考えた場合には、計算はしていないのですが、シリンダーモデルの低次のモードというのは対称性があるので、励起されにくくて落ちてきます。しかし、実際に分布を持たせてやると低次の部分が出てきてしまいます。そういったことが問題としてありますので、この点を考慮する必要があります。

また、モデル側で検討だけだと、低次のモードが励起されるんですが、実際はパネルがあるので十分に抑えられる、ということを解析で求めるためには周辺までモデル化しなければいけないということがわかりました。

質問者③ 筑波大学 亀田様

単純な質問なんですが、材料は線形弾性体のソリッド要素と考えてよろしいでしょうか？

発表者

分離の方は線形で考えております。

展開の方は線形だけでは破断などはしないので、そのあたりは材料の変化を入れています。