50 kg 級小型衛星構体の振動低減対策^{*1}

Steps for Vibration Reduction of 50 kg-Class Micro-Satellite Structure

中村 真人^{*2,*3}・古川 琢也^{*2}・千葉 正克^{*2}・大久保 博志^{*2}・秋田 剛^{*2}

Masato NAKAMURA, Takuya FURUKAWA, Masakatsu CHIBA, Hiroshi OKUBO, Takeshi AKITA,

杉山 吉彦^{*4}・中村 揚介^{*5}・今村 博昭^{*6}・梅原 伸仁^{*6}

Yoshihiko SUGIYAMA, Yosuke NAKAMURA, Hiroaki IMAMURA and Nobuhito UMEHARA

Key Words: Micro-Satellite, Satellite Structure, Vibration Reduction, Vibration Test, Damping

Abstract: The paper reports several steps taken to reduce vibration responses of a 50 kg-class micro-satellite structure, which is subjected to severe mechanical/vibratory environment during launching. In order to satisfy the required mechanical interface conditions, anti-vibration design of satellite structure was modified to enhance damping capacity of the structure by applying adherent aisogrid-panel, honeycomb panel, polyimide-tape-inserted connections, and damping pads. Considerable reduction of vibration responses was confirmed by vibration test of structural-thermal model.

1. はじめに

2003 年度末から、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の支援の下に、50 kg 級小型衛星「SOHLA-1」の開発が、東大阪宇宙開発協同組合 (SOHLA) と大阪府立大学等の大学を中心に、産学官共同で進められている^{1,2)}。本衛星は、2008 年度に H-IIA のピギーバック形態による打上げが予定されている。第 1 図に「SOHLA-1」の外観図を示す。

「SOHLA-1」の構造系に関しては、これまでに衛星構体の概念設計に始まり、構造数学モデルを用いた構造解析、並びに熱構造モデル (以下 STM) を用いた振動試験により設計の妥当性を評価している。現在は構造フライトモデルの組立が完了している。

本報告では、「SOHLA-1」の STM の振動試験から明らかになった、最もクリティカルな問題である過大振動応答への対策³⁾について述べ、今後の中小企業や大学による小型衛星開発の参考資料を提供することを目的とする。

2. 「SOHLA-1」構造への設計要求

「SOHLA-1」は H-IIA のピギーバック衛星として打上げるため、「小型副衛星用 H-IIA ユーザーズマニュアル」⁴⁾に規定してある機械的環境条件と機械的 I/F 条件を満足する必要がある。機械的 I/F 条件である、衛星包絡域、質量、剛性特性を第 1 表に示す。

また、打上げ時の振動環境下で搭載機器を安全に保持するため、ランダム波加振において衛星構体と搭載機器間の振動環境を規定する振動 I/F 条件は、Overall 値 (以下、OA 値) で $30 G_{rms}$ 以下としなければならない (SOHLA-1 衛星構体開発仕様書 A 版より)。

3. 「SOHLA-1」構造の特徴

本衛星の基本形状は、H-IIA の機械的 I/F 条件⁴⁾である 500 mm の包絡域内を最大限に利用し、かつ展開ブーム等の外部機器の搭載空間を確保するために、立方体の四隅を面取りした八角柱状となっている。衛星内部の構造様式は、機器の搭載面を十分に確保するため、4 枚のパネルを井桁状に組合せた様式 (第 2 図) を採用した。構造パネルは、同質量の平板と比較した場合、高剛性であり、かつハニカムパネルよりも製造コストが低いアルミ製のアイソグリッドパネル (第 3 図) を用いた。このパネルの加工には、東大阪地区の削り出し加工技術が活用されている。

4. 構造解析

設計した衛星構体の打上げ時の環境に対する健全性を検証するために、Nastran を用いて構造数学モデルを作成し、構造解析を行った。構造数学モデルの外観を第 4 図に示す。構造解析では、固有振動解析を中心に進め、第 1 表中の剛性特性要求を満たしていることを確認した。

5. 熱構造モデル (STM) の振動試験

打上げ時の振動環境に対する構造の健全性を検証すると共に、構造解析の妥当性を評価するために、STM の振動試験を行った。加振条件は、「小型副衛星用 H-IIA ユーザーズマニュアル」⁴⁾で打上げ時の機械的環境条件として規定してある、正弦波加振とランダム波加振の AT (Acceptance

*1 © 2008 日本航空宇宙学会

平成 17 年 11 月 10 日、第 49 回宇宙科学技術連合講演会において発表。平成 19 年 8 月 1 日原稿受理

*2 大阪府立大学大学院工学研究科航空宇宙海洋系専攻

*3 トヨタ自動車(株)

*4 龍谷大学理工学部機械システム工学科

*5 宇宙航空研究開発機構研究開発本部

*6 東大阪宇宙開発協同組合

第1図 「SOHLA-1」の外観図¹⁾第1表 機械的 I/F 条件⁴⁾

衛星包絡域	500 × 500 × 500 [mm] 以内
質量	50 kg 以下
剛性特性	機軸直交方向：50 Hz 以上 機軸方向：100 Hz 以上

第2図 構体パネル形状・配置図

第3図 アイソグリッドパネル（全厚：10 mm，リブ高さ：8.5 mm）

Test) レベルと AT レベルの 1.41 倍の QT (Qualification Test) レベルの 2 種類とする。QT レベルの加振条件を第 2 表に示す。

機軸方向加振の試験コンフィグレーションを第 5 図に示す。応答測定点数は 48 箇所である。試験より、STM は剛性要求を満足するが、QT レベルで OA 値が 50 G_{rms} を超える過大な振動応答が発生し、搭載機器の振動環境を規定する振動 I/F 条件が満足されず、振動低減対策が必要であることが分かった。大きな応答の出たアッパーデッキを例に、ランダム波 QT レベル加振における試験結果を第 6 図に示す。

第4図 構造数学モデル

第2表 振動試験の加振条件：1 G = 9.81 m/s²

正弦波加振（QT レベル）			
加振方向	振動数範囲	加振レベル	掃引速度
機軸直交方向	5 ~ 100	2.5 [G_{0-p}]	2 [oct/min]
機軸方向	5 ~ 100	3.125 [G_{0-p}]	2 [oct/min]
ランダム波加振（QT レベル）			
加振方向	振動数範囲	PSD レベル	実効値
共通	20 ~ 200	+3 [dB/oct]	11.02 [G_{rms}]
共通	200 ~ 2000	0.0639 [G^2/Hz]

第5図 試験コンフィグレーション（機軸方向加振）

第6図 アッパーデッキにおける応答（機軸方向加振）

6. 振動低減に向けた対策

過大な振動応答に対して、衛星の基本形状を変更することなく行える、いくつかの振動低減対策を検討した。まず振動低減対策の減衰効果を検証するために、300 mm 四方のクーポン（要素）パネルを用いたクーポンテスト（要素試験）を行った。クーポンテストでは、クーポンパネルの 3

第 7 図 クーポンテストコンフィグレーション

第 3 表 クーポンテストの加振条件

ランダム波加振			
加振方向	振動数範囲	PSD レベル	実効値
Z	20 ~ 2000 [Hz]	0.0202 [G^2/Hz]	20 [G_{rms}]

辺を、治具を介して加振機に固定し、ランダム波加振に対する応答を測定することで減衰効果の評価を行った。クーポンテストコンフィグレーションを第 7 図に、加振条件を第 3 表に示す。次に、クーポンテストの結果から、他の機能への影響、衛星開発の思想、コスト、スケジュール等を考慮して、以下に述べる STM への振動低減対策の適用箇所を決定した。

6.1 アイソグリップパネルの設計変更 初期のアイソグリップパネル（以下、一体型アイソグリップパネルと呼ぶ）は、1 枚のアルミ板から削り出すことによりリブ部とスキン部を一体成形していたが、今回は削り出しのリブ部と板材であるスキン部を別々に成形後、接着剤で貼り付ける新たな「接着型アイソグリップパネル」を検討した。接着剤は完全硬化するものではなく、ゲル状化するものを使用することで、パネルの減衰能を高めることが期待できると考えた。

クーポンテストの結果を第 8 図に示す。図の縦軸は、応答倍率を示す。図より、接着型アイソグリップパネルでは、一体型アイソグリップパネルと比較して、OA 値として応答が 1/3 程度まで減少することが確認された。ただし、450 Hz から 310 Hz へと固有振動数の大きな低下も見られた。

接着型アイソグリップパネルの STM への適用箇所は、接着面の強度を考慮して、大きな荷重が加わらない側面パネルとした。考慮すべき質量を有する搭載機器があり、大きな荷重が加わる内部のパネルと外装パネルは、一体型アイソグリップパネルのままとした。

6.2 減衰材の追加 振動低減対策として、最も簡単で一般的である、拘束板付きエポキシ系減衰材の適用箇所を増やす検討を行った。減衰材は、振動時に大きく変形する箇所に貼ることにより効果的に減衰を行うことができるが、小型衛星の場合、機器が密に搭載されているため、効果的に貼り付けることが困難である。そのため「SOHLA-1」の構体においては、貼り付け可能な箇所にできるだけ貼り付ける方針とした。減衰材 1 つ当たりの質量は、例えば $250 \times 25 \times 10$ mm の大きさの減衰材で約 100 g である。

6.3 ハニカムパネルの適用 一体型アイソグリップパネルと比較し、比剛性が高く、数多くの衛星で採用されているハニカムパネルの適用を考えた。クーポンテストにお

第 8 図 2 種類のアイソグリップパネルの振動特性評価（測定点：中央端付近）

第 4 表 クーポンテストで用いたハニカムパネルの仕様

材質	スキン：A2024-T3，コア：1/4-5052-.001P
サイズ	300 mm × 300 mm × 10.0 mm
質量	253.8 g
厚さ	スキン：0.3 mm，コア：9.4 mm

第 9 図 ポリイミドテープの振動特性効果（一体型アイソグリップパネル）

いて、第 4 表に示すハニカムパネルに更に減衰材を貼付すると、一体型アイソグリップパネルに減衰材を貼り付けた場合と比べて OA 値が 3 割程度減少し、減衰効果が確認された。STM への適用箇所は、衛星の質量特性とコスト面を考慮して、特に応答の大きいアッパーデッキとロワーデッキに、減衰材と共に適用することとした。

6.4 構造パネル同士の結合面へのポリイミドテープの挟み込み 上述の対策を STM に施し再度振動試験を行ったところ、一定の減衰効果を確認することができたが、振動 I/F 条件を満足するには至らなかった。そこで更なる対策として、科学衛星「MUSES-A」のバッテリーパネルに減衰対策として施された、構造パネル同士の結合面へのポリイミドテープの挟み込み⁵⁾を検討した。

クーポンテストにおいて、クーポンパネルと治具の結合面にポリイミドテープを挟み込み、ランダム波加振を行った結果、挟み込んでいない場合と比較して、OA 値が 1 割程度減少する減衰効果を確認した。供試体を一体型アイソグリップパネルとした場合を例に、試験結果を第 9 図に示す。図より、ポリイミドテープの挟み込みによる対策は一定の減衰効果があり、さらに固有振動数の低下も小さいこ

第10図 STM に対する振動低減対策の実施箇所

第11図 対策前後の振動試験結果（機軸方向加振，アッパーデッキ）

とが分かる．また，この対策による衛星の質量増加もごく僅かである．そこで STM には，構造パネル同士の結合面に適用することとした．

7. 対策後の構造モデルの振動試験

STM に対して，上記の振動低減対策を施した箇所を第10図に示す．実施した主要な減衰対策は，以下の通りである．

- ・側面パネルに「接着型アイソグリップパネル」を適用
 - ・減衰材の適用箇所の増加
 - ・アッパーデッキとローデッキのハニカムパネル化
 - ・内部パネルとアッパーデッキ，ローデッキ，外装パネルの結合面へのポリイミドテープの挟み込み
- 対策前後の STM の振動応答結果を，応答の大きかった

アッパーデッキを例に第11図に示す．対策後のモデルにおいて，減衰効果を確認することができ，振動 I/F 条件を満足することが分かった．

8. おわりに

現在開発中の 50 kg 級小型衛星「SOHLA-1」の構体の振動低減対策について紹介した．振動低減対策として，接着型アイソグリップパネルの適用，減衰材の追加，ハニカムパネルの適用，構造パネル間へのポリイミドテープの挟み込みを検討し，クーポンパネルでのクーポンテストを行い，その減衰効果を確認した．更にこれらの対策を STM に施し，再び振動試験を行った結果，各部の振動応答が減衰され，振動インターフェース条件を満足することを確認できた．

今回検討した振動低減対策の中で，特にポリイミドテープを使った対策は，剛性や質量に与える影響が非常に小さく，しかもある程度の減衰効果を期待できるため，質量等に大きな制約を受ける小型衛星にとって有力な減衰対策になると思われる．

今回構造設計した 50 kg 級小型衛星「SOHLA-1」は，H-IIA ロケットに搭載され，ピギーバック方式で打ち上げられる予定である．5,000 kg 級の大型衛星を打ち上げるための大型ロケットに，質量で約 1/100 程度の小型衛星を搭載して打ち上げることになる．この場合，大型ロケットの機械的/振動環境は，極めて厳しい．したがって，ピギーバック方式で打ち上げられる小型衛星の構体設計では，その振動低減対策が極めて重要であることを確認した．

参考文献

- 1) Nakamura, Y. and Hashimoto, H.: SOHLA-1—Low Cost Satellite Development with Technology Transfer Program of JAXA, Proc. of the 56th Int. Astronautical Congress, IAC-05-B5.6.B08, 2005.
- 2) 古川琢也，斉藤九五，津田健太，中村真人，伊東秀晃，角野宏紀，萬 悦二，樋口崇則，峰松拓毅，千葉正克，大久保博志，東 久雄，垣見征孝，中村揚介，今村博昭：小型衛星「SOHLA-1」の開発状況，第 49 回宇宙科学技術連合講演会講演集，2005，pp. 523-527．
- 3) 中村真人，千葉正克，大久保博志，秋田 剛，今村裕志，中村揚介，今村博昭：小型衛星「SOHLA-1」の構体の設計と振動試験，第 49 回宇宙科学技術連合講演会講演集，2005，pp. 533-536．
- 4) JAXA：JERG-4-10，小型副衛星用 H-IIA ユーザーズマニュアル，2002.
- 5) 大久保洋志，渡辺直行，峯杉賢治，小野田淳次郎：粘着層付き薄膜を有する制振効果に関する研究，日本航空宇宙学会論文集，53 (2005)，pp. 43-50.