

超小型人工衛星のためのパネル展開機構の研究開発

宮崎研究室

狩野 真紀, 吉野 達也

1. 序 論

近年, 大学や企業において超小型人工衛星(超小型衛星)の開発が盛んになっており, その背景には超小型衛星の特徴である短期間で且つ低コストでの開発が可能であるという点が, 企業や大学への敷居を下げ, 新規技術の実証やビジネス, 教育としての衛星開発を促していることにある. 特に日本では, 内閣府の最先端研究開発支援プログラムに採択された中須賀教授(東京大学)を主導とする「日本初『ほどよし信頼性工学』を導入した超小型衛星による新しい宇宙開発・利用パラダイムの構築」(ほどよしプロジェクト)が発足し, 超小型衛星の開発を世界において先導しようと進められている. この“ほどよし”という言葉の通り, 開発する衛星に見合う信頼性を持ちつつも, 低コストで開発するというのがほどよしプロジェクトのコンセプトである. 本研究室では, ほどよし衛星 3, 4 号機の太陽電池パネルの展開機構の開発(現在は **Flight Model** 段階)を行っている.

本研究の目的は, 従来では構造が複雑で高コストであったパネル展開機構を, 超小型衛星用にシンプルな構造で, 且つ低コストに開発することである. 本研究により超小型衛星用パネル展開機構の一つのモデルとして示すことができ, 信頼性を持ちつつも衛星全体のコストを下げることに繋げることができると考えている. この目的へのアプローチ方法として, 衛星側からの設計要求を通して展開機構を開発し, 各種実験を行い展開機構の評価をしていく. また実験と並行し, パネルの展開性の評価理論を構築し, その理論を用いての評価も行う.

本要旨では, 2 章に展開機構の開発, 3 章に展開性の評価理論, 4 章に本研究の結論, 5 章に今後の課題として示す.

2. 展開機構の開発

今回開発する展開機構は, 衛星側から小さくて軽くシンプルな構造で扱いやすいこと, 且つ信頼性があり, 電氣的制約も考慮することが, 設計要求として挙げられ, 以上を考慮して展開機構を開発した.

本章では開発する展開機構について, 展開機構の概要, 構成する各コンポーネント, およびそれらの評価試験について記す.

2.1. 展開機構概要

今回開発したパネル展開機構の概念図を Fig.1 に示す. 本機構は保持解放機構 (Hold Release Mechanism, 以下 HRM) とラッチ付きバネヒンジから成り, 最初展開パネルは衛星構体とつなぐピンにより, 構体側面に固定(ヒンジ回転角 0[deg.])される. その後ピンを保持するバネ付きかんぬきピンの固定用に張られているテグスを, 衛星からの電源入力後発熱した電熱線で焼切り, ピンがはずれて解放されたパネルを, ラッチ付きバネヒンジによって軸周りに回転, 固定(ヒンジ回転角 90[deg.])され展開する.

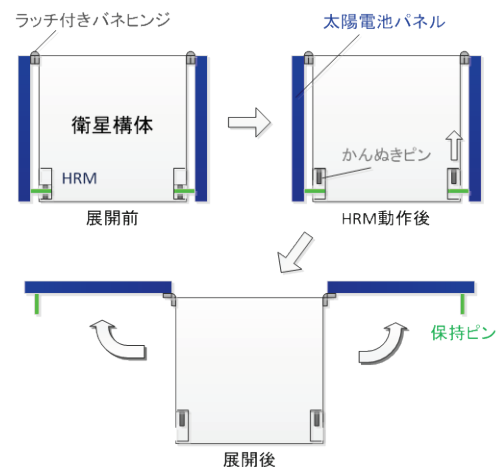


Fig.1. 展開機構概念図

2.2. 保持解放機構

HRM は、パネルと衛星を固定するピンをテグス(ダイニーマ)の張られたバネ付きかんぬきピンで保持し、衛星からの電源入力で発熱した電熱線でテグスを切り、パネルの解放を行う。また、小型、軽量、低コスト化のため部品点数を減らしてシンプルな機構にし、テグスの張力調整をトルクの調整で容易に行える機構、ピンがスライドしたか判別するマイクロスイッチを備えた。Table 1 に HRM(FM)の諸元を、また Fig.2 には構成図(FM)と実際に試作したHRM(Engineering Model)を示す。

Table 1. 保持解放機構(FM)諸元

サイズ	86 × 70 × 19[mm]
質量	153.3[g]
電源	動作電圧28[V], 動作電流1.0[A]
動作温度	-30[°C] ~ + 60[°C]
構成部品	かんぬきピン, 圧縮バネ, ダイニーマ, ダイニーマ溶断機構, 張力調整部, 振れ止め用ボールプランジャ×2, マイクロスイッチ, ケース

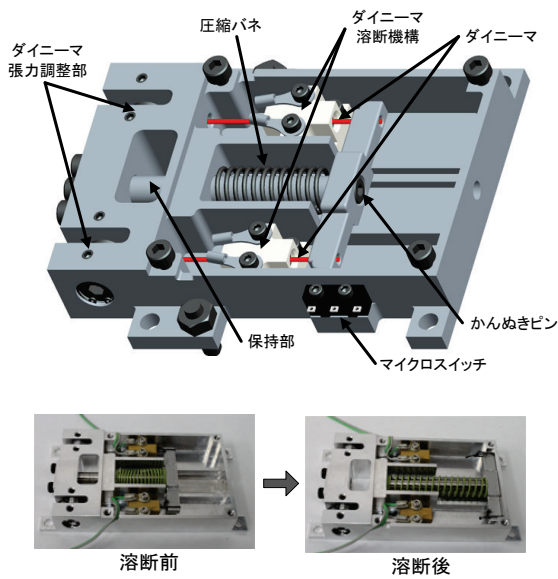


Fig.2. 保持解放機構

2.3. ラッチ付きバネヒンジ

ラッチ付きバネヒンジは、解放されたパネルをトーションバネの力で展開させ、90[deg.]展開させた後ラッチ用の穴にラッチピンがバネの力で刺さることでラッチが掛かる構造をしている。またヒンジとラッチ機構を一体型にして小型、軽量化を、取り付けのパネルや必要な展開トルクに応じ、プレート寸法やトーションバネを変更することで対応可能な構造にした。Table 2 にヒンジ(FM)の諸元を、Fig.3 に構成図(FM)と実際に試作したヒンジ(EM)を示す。

Table 2. ラッチ付きバネヒンジ(FM)諸元

サイズ	70 × 90 × 10[mm] 折りたたみ時厚さ6[mm]
質量	46.3[g]
トルク	564.3[Nmm](バネにより変更可)
展開角度	Close : 0[deg.], Open : 90[deg.]
構成部品	ヒンジプレート×2, ヒンジ軸, トーションバネ×2, 圧縮バネ, ラッチ機構収納部, ラッチピン

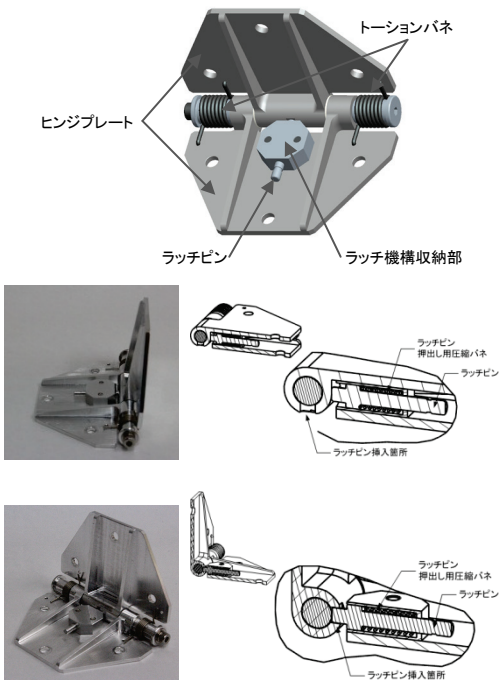


Fig.3. ラッチ付きバネヒンジ

2.4. 展開機構評価試験

現在までに、展開機構は EM での評価試験(振動試験, 展開試験)を行っている。また、ダイニーマ溶断機構の切断方式がニクロム線の発熱を利用しているため、低温下、真空下において正常に動作するか HRM 単体での恒温槽試験, 真空槽試験も行った。

恒温槽試験(Fig.4.(上))は、 $-30[^\circ\text{C}] \sim +60[^\circ\text{C}]$ 間を $10[^\circ\text{C}]$ 刻みで行い、各温度でダイニーマ溶断機構が正常に動作することを確認した。また真空槽試験(Fig.4.(下))では、真空下($0.5 \times 10^{-4}[\text{Pa}]$)で問題なくダイニーマが溶断されていることを確認した。

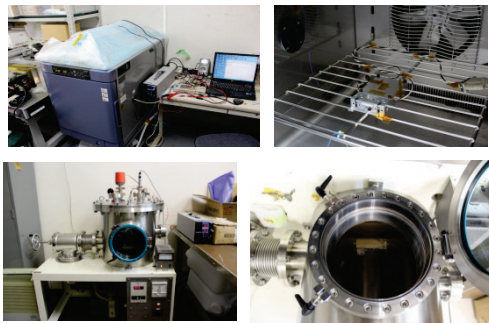


Fig.4. 恒温槽試験(上), 真空槽試験(下)

振動試験(Fig.5.(上))は加振器を用いて行い、衛星に HRM とヒンジを取り付け後、H-IIA ロケットや Dnepr ロケットを想定した振動(正弦波, ランダム)を加えて行い、構造上問題がないことを確認した。また展開試験(Fig.5.(下))では大型真空槽($1.5 \times 10^{-4}[\text{Pa}]$)において HRM の動作からヒンジのラッチまで、展開動作に問題がないことを確認した。

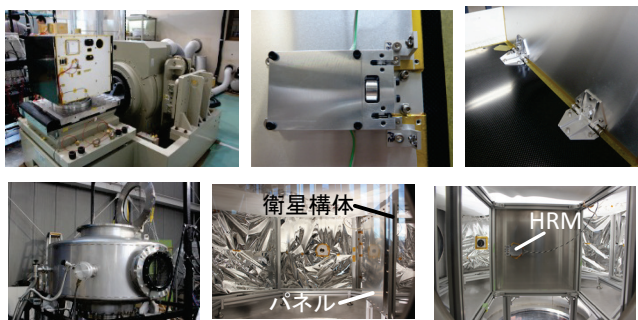


Fig.5. 振動試験(上), 展開試験(下)

3. 展開性の評価理論

昨今、太陽電池パネルや宇宙アンテナ等の展開構造物の開発が行われているが、最近ではその形状、展開精度が求められてきている。その際、無重力環境の模擬や高精度な計測、実験方法の検討など、打ち上げ前の地上実験でこれら进行评估することは難しく、結果として時間とコストがかかることになる。本章では、ラッチ付きヒンジ等により連結した展開構造を取り上げ、連結部にかかる取り付け誤差(ガタ)を考慮した展開性, 形状精度の評価理論を構築する。これを実際の開発に適用することで、設計の際の指標に、また開発にかかるコストを下げることに繋がると考えている。

3.1. 定式化へのアプローチ

まずこの理論の前提条件として、時刻 $t = \underline{t}$ では結合条件は満たされていると仮定し、時間増分 Δt 後の時刻 $t = \underline{t} + \Delta t$ での結合状態を調べる。その結果をもとにして、各時刻における展開性, 形状精度の評価をする。一般に展開性, 形状精度の評価方法として、系全体の剛性方程式や運動方程式を解き、時々刻々における状態で固有値解析をするが、今回の場合、コネクタのモデル化が様々なタイプのコネクタの比較の際重要な要素となるため、系全体の支配方程式の定式化を意識し、コネクタ部分をモジュール化した定式化を行うことにする。以下では、Fig.6 に示すようなヒンジを、2つのボディ i, j がそれぞれコネクタ k を介してインターフェース k にて連結(結合条件は汎用性を持たせるため特定はしない)していると考え、評価理論の定式化を行っていく。

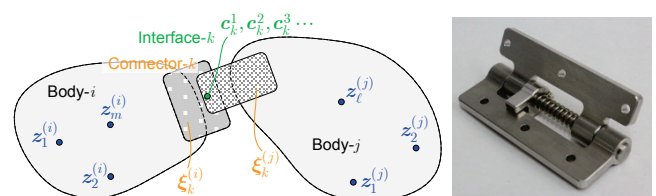


Fig.6 コネクタのモデル化

3.2. 評価理論の定式化

Fig.6 のように、2 つのボディがコネクタを介してインターフェース k にて連結しているとき、ボディ変数 $\mathbf{z}_m^{(i)}$ とインターフェース変数 $\mathbf{c}_k^n$ との関係式を、コネクタ変数 $\xi_k^{(i)}$ を用いて拘束条件として組み込む。すなわちその関係は、

$$\mathbf{c}_k^n = \mathbf{w}_k^{(i)}(\mathbf{z}_m^{(i)}, \xi_k^{(i)}) \quad (1)$$

と表される。またこのとき系全体の *Lagrangian* は、

$$L = \sum L^{(i)} - \sum V_k \quad (2)$$

$$L^{(i)} = L_{free}^{(i)} - \sum U_k^{(i)} - \lambda^{(i)T} [\mathbf{r}^{(i)T} \mathbf{w}^{(i)} - \mathbf{A}^{(i)T} \mathbf{c}] \quad (3)$$

ただし、 $L_{free}^{(i)}$ は拘束がない場合のボディ i の *Lagrangian* や V_k 、 $U_k^{(i)}$ はそれぞれインターフェース内、コネクタ内のポテンシャルエネルギーで、 $\mathbf{r}^{(i)}$ 、 $\mathbf{A}^{(i)}$ はそれぞれ $\mathbf{w}_k^{(i)}$ 、 $\mathbf{c}_k^n$ を配列化した際のブーリアン行列である。 $\lambda^{(i)}$ は局所ラグランジュ関数で、 $\lambda^{(i)}$ の導入により並列計算が容易になる。

このとき、 $\mathbf{q}_k^{(i)} \equiv [\mathbf{z}^{(i)} \lambda^{(i)} \mathbf{c}_k]^T$ として、ニュートン反復における $\delta \mathbf{q}_k^{(i)}$ とコネクタの不確実性や取り付け誤差等を表す $\delta \xi_k^{(i)}$ との関係は、つり合い残差ベクトル $\mathbf{r}_k^{(i)}$ を用いて、

$$\mathbf{J}_k^{(i)} \delta \mathbf{q}_k^{(i)} = \mathbf{r}_k^{(i)} - \mathbf{P}_k^{(i)} \delta \xi_k^{(i)} \quad (4)$$

と表せる。これより、ニュートン反復で残差 0 になった状態では、 $\mathbf{J}_k^{(i)}$ の一般化逆行列 $\mathbf{J}_k^{(i)-}$ を用いて、

$$\delta \mathbf{q}_k^{(i)} = \mathbf{J}_k^{(i)-} \delta \xi_k^{(i)} \quad (5)$$

と書ける。この $\mathbf{J}_k^{(i)}$ の性質(特異値や特異ベクトル等)を調べることで、 $\delta \xi_k^{(i)}$ が構造全体に与える影響を評価することができる。

4. 結 論

本研究では、保持解放機構とラッチ付きヒンジから構成される超小型衛星用のパネル展開機構の概要、および各評価試験結果を示した。

また評価理論では、ヒンジのような 2 つのボディをコネクタによってインターフェースで連結させたモデルを用いて、ガタを考慮した展開性、形状精度を評価する理論式の定式化の過程を示した。

5. 今後の課題

現在展開機構は FM 開発段階であり、今後展開機構単体、および衛星と統合された状態での各種試験を行い、実際の運用に問題がないか評価、調整を行なっていく。

また評価理論に関しては、実際の展開構造物との比較から、今回示した理論式の有効性を検証し、開発したラッチ付きヒンジ等の実際のハードウェアへの評価へ適用させていく。

6. 謝 辞

本研究は、総合科学技術会議により制度設計された最先端研究開発支援プログラムにより、日本学術振興会を通して助成されたものです。

参考文献

- [1] Y. Miyazaki, Y. Araki, T. Isomura, T. Yoshino, and M. Kano, "A Simple Deployment Mechanism of Panel Structure for Micro Satellite and Its Verification", 63rd IAC, IAC-12-C2.2.7, Naples, Italy, Oct.2012.
- [2] 荒木友太, 宮崎康行, 山口耕司, 超小型衛星用パネル展開デバイスの開発, 第 56 回宇宙科学連合会, 2M09, 2012 年 11 月.
- [3] 宮崎康行, 荒木友太, 磯村哲矢, 山崎政彦, 吉野達也, 狩野真紀, 連結部の不確実性を考慮した展開多体構造物の形状精度評価法, 要旨集 P07, SEC'12, 2013 年 1 月.