

超小型人工衛星の分離機構の開発

宮崎研究室

高崎 雄佑, 福島 大地

1. 諸言

近年、企業や大学によって研究、教育を目的とした超小型人工衛星の開発が盛んに行われている。現在、宮崎研究室でも超小型人工衛星 SPROUT の開発を進めている。SPROUT のサイズは 20cm 立方と一般的な CubeSat(10cm 立方)に比べ大きく、衛星を軌道上で分離する際に使用する分離機構として、既存の CubeSat 用の分離機構を使用することが出来ないため、SPROUT のサイズに合わせた分離機構の開発が必要となった。本研究では、昨年度まで実施した理論設計を元に、ロケット側及び超小型人工衛星側からの要求に沿った超小型衛星用分離機構「N-POD」の開発を行う。これらの開発は、現在宮崎研究室で開発中の SPROUT において実証する。

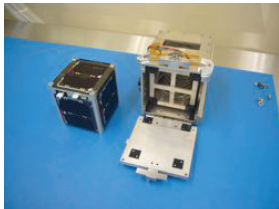


Fig.1.1. トロント大学の XPOD

2. 分離機構概要・設計要求

分離機構の要求は

1. 打ち上げ時に衛星を保持すること。
2. 軌道上で衛星を分離すること。

であるが、これらのミッションを達成する機構の製作には様々な要求がある。なお、本研究では H-IIA に搭載する事を前提に話を進める。

2.1. 構体に対する要求

ロケット、搭載する衛星双方からの要求として以下が挙げられる。

- ① 打ち上げロケットの環境条件に耐え得ること。
- ② 打ち上げから放出まで搭載する衛星を傷つけないこと。

- ③ 衛星の放出時、衛星のロケットに対する相対速度を要求値とすること。
- ④ 分離機構のデブリ化を防止すること。

2.2 電気システムに対する要求

ロケット(H-IIA)から分離する際の要求として以下が挙げられる。

- ① 打ち上げ時の環境状況に耐え、正常に動作すること。
 - ② ロケットからの分離信号、分離許可信号 2 つの信号を受けて 5sec 以内に分離を行うこと。
 - ③ 電氣的システムは三重冗長であること。
 - ④ ロケットから分離信号が送られるまで、分離機構の蓋を抑える役割を果たす、HRM(保持解放機構)は二重冗長であること。
 - ⑤ -30~60°Cの真空条件下で正常に動作すること。
- ③、④はロケット等からの電磁波やロケットの振動等によって誤作動し、主衛星およびロケットに影響を及ぼさぬよう設ける必要がある。

3. 開発

先ず今回設計した分離機構は、蓋付の箱の形状をしており、この蓋が開くことで分離機構内に搭載した衛星を箱内部に設置したバネにより押し出すタイプの物である。分離機構の構造を主に、構体、衛星押し出し部、HRM、分離システム(ロケットからの信号を受け保持解放機構を解放させる)に分け、設計開発を行った。

3.1. 構造設計・解析

本項目では先に述べた SPROUT の分離機構の構造、及び解析について記載する。

3.1.1 設計した分離機構の構造

2.1 で述べた要求を満たすよう、以下の Fig.3.1.1.1

の様な分離機構を設計した。

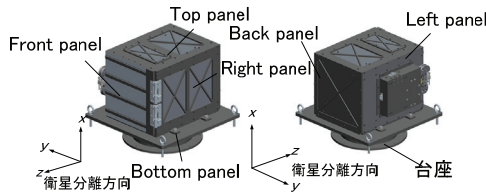


Fig.3.1.1.1 分離機構概念図

また、分離機構は衛星を分離するまで、Fig.3.1.1.2に示すように以下の動作を行う。

- ① 分離信号受信後、HRMが展開する。
- ② HRMにより抑えていた蓋が開き、分離機構内部に設置したバネにより衛星を分離する。

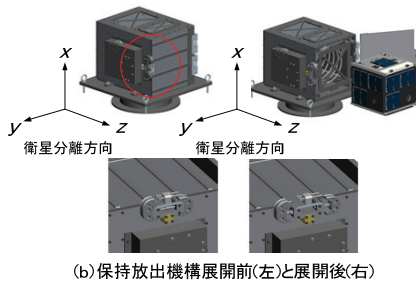


Fig.3.1.1.2 衛星放出の様子

3.1.2 構造解析について

打ち上げロケット(H-IIA)の機械的環境条件からは以下の要求がなされている。

- ① 第1次固有振動数が以下の値以上であること。
機軸方向(X) 100Hz
機軸に直行方向(YZ) 50Hz
- ② 以下の Fig.3.1.2.1 に示す準静的加速度(静的加速度と低周波[0~5Hz]の動的加速度との組み合わせ)に耐えられること。

Table3.1.2.1 静荷重に対する要求

加速度荷重		
	機軸方向加速度	機軸直行方向加速度
圧縮標定	-58.84 m/s ² {6.0G}	±49.04 m/s ² {5.0G}
引張標定	49.04 m/s ² {5.0G}	±49.04 m/s ² {5.0G}

- ③ 正弦波振動における機軸直行方向の加速度に安全係数(本設計では2.5)を掛けた値に耐えられること。

Table3.1.2.2 正弦波荷重に対する要求

方向	周波数[Hz]	加速度
機軸方向	5~100	24.52{m/s ² _{0-p} }
機軸に直行方向	5~100	24.52{m/s ² _{0-p} }

よって、設計したN-PODがこれらの要求に満足していることを、構造解析により確認を行った。

3.1.3 解析手法

有限要素法の汎用ソフトであるANSYS Workbenchを用いて、モーダル振動解析、静的構造解析を行った。Fig.3.1.3.1にメッシュ分割した解析モデルを示す。

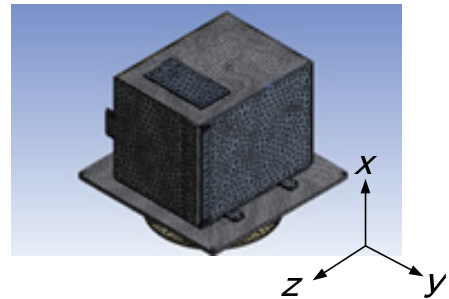


Fig.3.1.3.1 解析モデル

また、上記解析を行った後、Milesの式(1)に解析結果を代入する事によりランダム振動時における安全余裕を求める。

$$\ddot{x}_d = 3\ddot{x}_{rms} = \sqrt{\frac{\pi}{2} Q f_n PSD_n} \quad (1)$$

($\ddot{x}_d = 3\ddot{x}_{rms}$:加速度, Q :応答変数, f_n :周波数[Hz], PSD_n :加速度密度[G²/Hz])

なお、 \ddot{x}_{rms} の添え字rmsはroot mean square(二条平均)の事である。

ここで、Milesの式とはランダム振動応答である加速度 $\ddot{x}_d = 3\ddot{x}_{rms}$ を簡易的に概算する式である。

また、解析モデルの材料は、頑丈で変形しづらい物を作成する為に、材料は軽量で比剛性・比強度の強く、応力腐食割れにも強いA7075-T7351を用いる。

3.1.4 解析結果

前章で述べた通り解析はモーダル解析、及び静的構造解析を行った。本項目ではこの解析結果を示す。また静的構造解析の結果はXYZ方向における最大変位分布、最大せん断応力分布について行った。

Table3.1.4.1 XYZ 軸方向ごとの静加重解析結果

	静加重を書けた方向		
	X 軸方向	Y 軸方向	Z 軸方向
最大変形量[mm]	0.125	2.61×10^{-2}	0.129
最大せん断応力[MPa]	131	58	82

Table3.1.4.2 固有振動数解析の結果

固有振動数[Hz]	199.36
-----------	--------

よって最大変位が十分に小さいため分離機構及び内部の衛星に影響を与えないものと判断でき、固有振動数も 100Hz を上回っているため、要求を満たしていると判断できる。

以上より解析結果を Miles の式に代入し、XYZ 軸の安全余裕を求めた結果、Table3.1.4.3 のようになった。

Table3.1.4.3 XYZ 軸のランダム振動時の安全余裕

	X	Y	Z
終局安全余裕	9.92	29.04	30.43

よって設計した分離機構はロケットから要求された環境下においても、強度的に耐えられると判断した。

3.2. 分離システム

分離システムは主に、分離信号を受け取る信号受信回路と、ニクロム線加熱によりナイロン線を溶断する分離回路、ニクロム線への通電を溶断後 OFF にするタイマ回路から構成される。ロケット発射から衛星放出までのシーケンスを Table.3.2 に示す。

Table3.2 衛星分離シーケンス

1	ロケットの分離許可信号を受信
2	ラッチングリレー①ON
3	タイマ起動
4	ロケットの分離信号を受信
5	ラッチングリレー②、③ON
6	ニクロムコイル加熱によりナイロン線溶断
7	衛星の保持開放
8	パネにより衛星が放出
9	衛星分離を確認
10	タイマによりニクロムコイルへの通電OFF

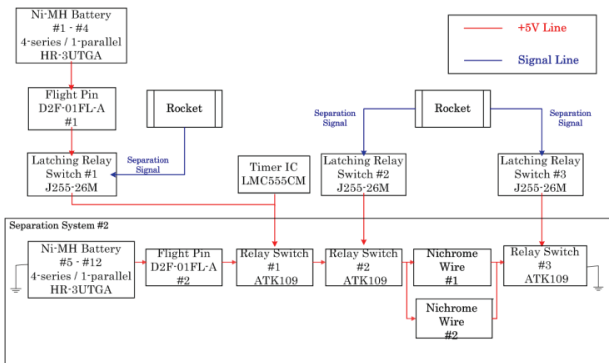


Fig.3.2 分離機構システムダイアグラム

Fig.3.2 は今回開発した分離システムのシステムダイアグラムである。ロケットからの 2 種類の信号(分離許可信号, 分離信号)を受信し、前者で 1 個, 後者で 2 個のラッチングリレースイッチが ON になる。それに伴い各ラッチングリレースイッチに対応した 1 個ずつのリレースイッチがすべて ON になることで初めてニクロムコイルに通電する。各パーツ選定において、

- ① MIL 規格(Military Standard)のリレー
- ② -30~60℃の真空環境下での動作が可能
- ③ 打ち上げ時の振動, G に耐える
- ④ 過去に超小型人工衛星で使用されていて信頼性が高い

であることに注意した。

3.3. 保持解放機構(HRM)

分離システムにより解放される HRM は主に、衛星保持機能、ワイヤカット機構から成り立っている。HRM の外形を Fig.3.3.1 に示す。

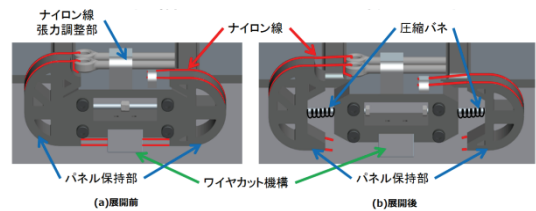


Fig.3.3.1 保持解放機構 外形

HRM は下の Fig.3.3.2 で示す様に動作する。

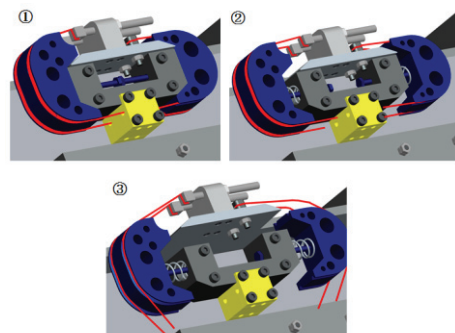


Fig.3.3.2 HRM 解放の流れ

- ① 分離信号受信
- ② ナイロン線が溶断
- ③ 圧縮バネの力により展開し、蓋が解放

HRMは、打ち上げ時の振動、衝撃でのナイロン線の切断によるHRMの解放を防ぐため、ナイロン線を2本設置し、別々のワイヤカット機構により2本とも溶断されないとHRMは解放しない構造になっている。

3.3.1. ワイヤカット機構

2.2の条件を元に、恒温槽試験及び真空試験において5sec以内でナイロン線を切断し、機構が解放されることを目標とした。打ち上げの際の振動、衝撃でニクロム線とナイロン線が外れてしまう可能性とナイロン線の切断を防ぐことを考慮し、ニクロム線をコイル状にし、コイルの中にナイロン線を通す構造にした。

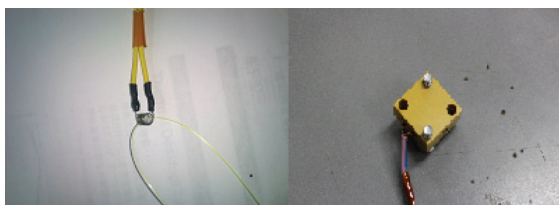


Fig.3.3.1.1 ニクロムコイル

コイルはFig.3.3.1.1右の黄色いケースに覆われてHRMに取り付けられる。これは、耐熱、絶縁素材であるポリイミドセプラ製のケースで、外への熱放射と、金属製である周辺の構体への通電を防ぐ役割を担っている。

3.4. 試験

完成した分離システム及び、HRMについて、恒温槽試験及び真空槽試験を行い、3.2.2で述べた設計要求を満たしているかを確認する。

3.4.1. 恒温槽試験

-30°C~60°Cにおいて、正常に分離システム及び保持解放機構が動作することを確認し、同時に信号受信後5sec以内でのナイロン線溶断を確認する。

3.4.2. 真空槽試験

衛星放出高度の気圧である 10^{-5} Paにおいて分離機構特に、分離システムとワイヤカット機構の動作確認と5sec以内での分離を実証する。

4. 結言

昨年度までの基礎設計を元に、設計要求に従った超小型人工衛星の分離機構開発を行った。打ち上げが決定し具体的な数値、ハザードへの対処といった細かな要求に対応させ、EMとして完成させることができた。

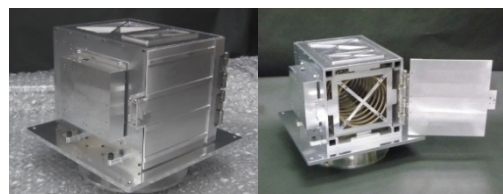


Fig.4 分離機構 EM 外観

5. 今後の課題

要求を満たした分離機構の設計・開発は行ったが、実際に宇宙環境で本当に耐えうるかを模擬的に試験する環境試験が行えていない。また、その試験結果を考察しFM開発を行う必要がある。もし今後、今回設計した分離機構を規格化するならば、どのような所に着目して設計開発を行うか等、パラメータ設定を行いたい。

6. 参考文献

- [1] 田所卓也, 原川智史, “超小型人工衛星用分離機構に関する研究 平成 19 年度卒業研究報告書”, 2008
- [2] 高尾航, 芳賀慧太郎, “超小型人工衛星用分離機構に関する研究 平成 20 年度卒業研究報告書”, 2009
- [3] 相浦啓司, 前畑真吾, “超小型人工衛星用分離機構に関する研究 平成 21 年度卒業研究報告書”, 2010
- [4] 小松敬治, “構造動力学特論”, 宇宙航空研究開発機構
- [5] California Polytechnic State University, “Poly Picosatellite Orbital Deployer Mk III ICD”
http://www.cubesat.org/images/LaunchProviders/mk_iii_icd5.pdf
- [6] “ANSYS Workbench Simulation 入門セミナー” 2008