

# 3U CubeSat 人工衛星搭載薄膜展開機構

## A membrane deployment mechanism of a 3U CubeSat artificial satellite

宮野 智行<sup>1)</sup>, 吉田 智将<sup>1)</sup>

Tomoyuki MIYANO, Tomomasa YOSHIDA

**Abstract :** As mankind continues to launch more and more satellites, orbital debris is becoming an increasingly larger problem for spacecraft operators. Space debris will continue to stay in orbit for several decades. It is now of prime importance to implement a removal mechanism for such potentially threatening debris to artificial satellites. This paper proposes a membrane deployment mechanism to reduce space debris. For this purpose, a membrane deployment mechanism has been conceptualized as part of the satellite system. The paper investigates the applicability of the proposed developing technique.

**Key Words :** CubeSat, membrane deployment mechanism, space debris, de-orbit

### 1 はじめに

近年, 世界的に 1~50kg サイズの超小型人工衛星の開発が進められており, 日本でも大学やベンチャー企業等の多くの団体が開発を行っている. その結果, 運用の終了あるいは運用途中の破損, 故障により機能を喪失した人工衛星が軌道上に長期に渡って滞在し続けるスペースデブリが問題となっている. スペースデブリが増加すると, 運用中の人工衛星に衝突して破損, 故障させ, 連鎖的にスペースデブリを生成するようになる. このような状況は国際的な問題となっており, 解決に向けて様々な取り組みが行われている. 米国航空宇宙局 (NASA) よれば, 1cm 以上の物体は 50~70 万個, 1mm 以上のものは 1 億個以上存在すると推定されている[1]. 今後現在と同じ割合で増え続ければ, およそ 30 年後には宇宙進出が不可能になる恐れがあり, 対策が望まれている. 本研究では 50kg 級の小型衛星に搭載することを目的とした減速機構を CubeSat 3U 規格衛星に搭載するための試作試験を行う. 3U 規格衛星の ISS からの放出実験が実現すれば, 減速機構の有用性を実証することができる.

### 2 減速機構

スペースデブリを増やさないために人工衛星に取り付ける軌道離脱用の減速機構がある. この装置には人工衛星を減速させることにより, 自然落下を待たず, 再突入までに要する時間を短縮させる次のような方法がある.

- 1) 進行方向逆向きのスラスタ推力による減速
- 2) 導電性テザーに働くローレンツ力による減速
- 3) 展開された薄膜の大気抵抗による減速

1) は人工衛星の軌道制御であり, 有人宇宙船や探査機の地球帰還に用いられる. この方法は, 減速に必要な推力を持つスラスタと姿勢制御が必要となり超小型衛星では利用できない.

2) は金属の紐状のテザーを地球磁場を横切るように飛行させることで電位差が生じ, テザー内に流れる電流と地球磁場との干渉により逆方向のローレンツ力を利用するものである. この方法も姿勢制御及び数 100m の導電性テザーを搭載する必要がある.

3) は薄膜構造物を展開することにより衛星の投影面積を拡大し, 微少な大気抵抗を用いて減速する方法である. 展開機構, 薄膜構造物を収納するスペースが必要となるが, 展開後に拡大した投影面積を維持することができれば姿勢制御を行う必要がない. このため超小型衛星においても軌道離脱のための減速を行うことが可能となる. 薄膜構造物の展開にはスピン方式やブーム伸展方式などの方法があり, 各々研究が進められている. 本報告では 3) の薄膜展開の方法を 3U 規格衛星の衛星構体および展開機構を試作し, 地上実証実験を行った.

### 3 薄膜減速機構と 3U 規格衛星の設計・製作

#### 3.1 薄膜減速機構の設計

減速機構の仕様を決定するために軌道寿命と衛星投影面積について検討した. 衛星が地球軌道を 1 周回するとき大気抵抗による高度の降下量  $\Delta r$  は, 大気密度  $\rho$ , 初期高度  $r_0$ , 抗力定数  $C_D$ , 投影面積  $A$ , 衛星質量  $m$  とすると式 (1) で表せる.

$$\Delta r = -2\pi\rho r_0^2 C_D \frac{A}{m} \quad (1)$$

1) 東京都立産業技術高等専門学校 ものづくり工学科  
航空宇宙工学コース

降下後の高度は  $r = r_0 - \Delta r$  となるので、円軌道とする  
と周期は  $T = 2\pi\sqrt{r^3/\mu}$  ( $\mu$ : 重力定数) となる。目標高度に  
達するまで繰り返し計算を行い軌道寿命を求めた。大気  
密度は式 (2) のモデルを用いた。

$$\rho(h) = \rho_0 \exp\left(-\frac{h-h_0}{H}\right) \quad (2)$$

$h$  高度,  $h_0$  基準高度,  $\rho$  密度,  $H$  スケール高度

軌道離脱の目標を 1 年以内に高度 100km 以下への降下  
と設定し、初期高度 700km, 衛星質量 3.99kg とした。投  
影面積と軌道寿命の関係を図 1 に示す。図 1 より投影面  
積は 2.35m<sup>2</sup> となる。しかし、実際には常に最大投影面積  
で減速し続けることは難しく、薄膜面積は投影面積より  
大きくとらなければならない。ここでは投影面積の 1.5  
倍と定め薄膜面積を 3.525 m<sup>2</sup> 以上とした。[2]

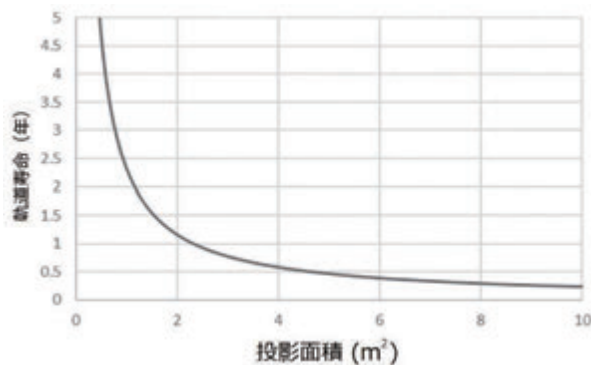


図 1 投影面積と軌道寿命

### 3.2 3U 規格衛星の設計

3U 規格 CubeSat 衛星と薄膜展開機構の検討条件を以  
下に示す。

- 50kg 級衛星に付加する薄膜展開機構を想定
- ISS 放出の 3U 規格 CubeSat 衛星において実証
- 衛星構体と薄膜展開機構の設計・製作

ISS から小型衛星を放出する場合、放出後の衛星と  
ISS の衝突を防ぐために、衛星を ISS より早く降下させ  
る必要がある。このため CubeSat 衛星は日本実験棟「き  
ぼう」のエアロックから搬出して小型衛星放出機構

(JEM Small Satellite Orbital Deployer) から宇宙空間に放  
出する。衛星の外形には細かな規格が定められており、  
JAXA から公開されている ISS 放出規格書[3]には次のよ  
うな条件が記載されている。

外形寸法 : X:100×Y:100×Z:340.5[mm]

取付要求 : 衛星の Z 軸に平行な四辺に衛星搭載ケース  
内から滑り出するためのレール(4式)を持ち、  
そのレールは 8.5[mm]角以上であること。

質量要求 : 1.33[kg]/1U (3U : 3.99[kg])

表 1 展開機構の比較[4]

展開方式	展開力	保持力	外形寸法	電力
インフレーター	◎	不可	大	必要
形状記憶合金	小	○	小	必要
ばね鋼	小	◎	大	不要
コンベックステープ	○	○	小	不要

### 3.3 薄膜展開機構

展開機構の比較を表 1 に示す。インフレーター方式  
は、気密性を有する袋状の構造体に外部から気体を注入  
することにより内圧で膨張、伸展するものである。この  
方式は展開力は大きい袋の気密性を保持することが難  
しく、形状を保持する力が小さいというデメリットがあ  
る。また、袋自体の収納サイズは小さいが注入気体を収  
めるタンクが必要となる。

形状記憶合金は、加熱すれば元の記憶させた形状に戻  
るといった特性を利用するが、長さ制限があり、熱する  
ために電力が必要となる。

ばね鋼とはばねの材料でできている鋼材で、弾性力が  
あるのが特徴である。展開には電力を必要としないが、  
収納が難しく、展開物の大きさや重量には制限がある。

コンベックステープとは市販のスチールメジャーに代  
表される長方形の金属製テープに一定の曲率を持たせた  
ものである。元の平らな金属製テープに比べると強い剛  
性と自己伸展力を持つ。展開には自らの弾性力を用いる  
ため電力を必要としない。また、展開は直線状に伸展す  
るだけなので複雑な機構を必要としない。さらに展開後  
も骨組みとして残り保持力を有する。本試作では衛星内  
部に収納された薄膜を外部に展開するアクチュエータと  
して、コンベックステープの復元力を採用した。コンベ  
ックステープを利用する研究は、東北大学及び中島鉄  
工所が共同で開発した De-Orbit Mechanism[5]がある。

次に、ロック解除機構にはパラフィンアクチュエータ  
を採用した。パラフィンアクチュエータは熱によって動  
作するアクチュエータであり、一定の温度を感知するこ  
とで内部のロウが溶け、先端に取り付けてある棒が伸展  
する。地上から展開信号を受信すると、パラフィンアク  
チュエータに巻き付けたニクロム線が加熱され、アクチ  
ュエータを伸展させる。アクチュエータに押されロック  
が外れることにより内部から膜を取り付けた金属テープ  
が外壁を押し開け、衛星外部へと展開する。

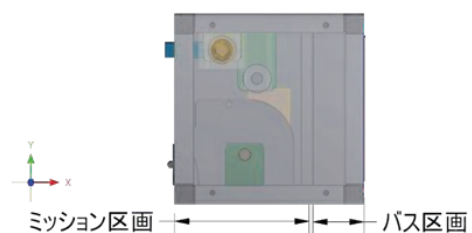


図 2 衛星の内部構造 (Y 軸正方向から見た図)

薄膜展開機構の内部は大きく二つの区画に分け、展開膜、コンベックステープや展開用のアクチュエータ等を搭載した「ミッション区画」と、基板やバッテリーなどの衛星の本体部分に値する部品などを搭載する「バス区画」とし、図2のように仕切り板により区切っている。パラフィンアクチュエータとコンベックステープは異なる面に配置した。3U規格のため奥行きを100mm以下に収めることや、衛星全体の重心を考慮したことによる。また、展開膜は棒に巻き取る形で収納している。

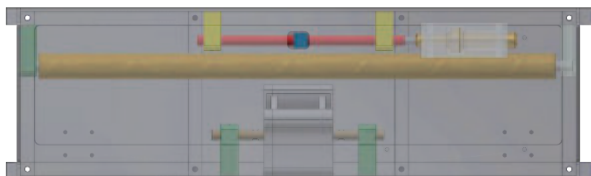


図3 薄膜展開機構 (X軸正方向から見た図)

扉の展開を抑えているロック機構の一部(図3中央の青い部品)が衛星本体から突出しているが、仕様書[3]には「±X面および±Y面における衛星の如何なる突起部もレール側面から6.5mmを超えないこと。」と規定されているため、6.5[mm]以下としている。

### 3.4 衛星構体設計

人工衛星の構体は、地上での取り扱い時、試験、運搬、打ち上げ、運用、全ての環境において破損、永久変形することなく、材料の許容応力に対して安全余裕を保つ必要がある。設計した衛星構体が要求仕様を満たしているか ANSYS Workbench を用いて構造解析を行った。

#### 3.4.1 固有振動数解析

打ち上げ環境条件に対する適合性を固有振動数解析により確認した。固定箇所を衛星レール4本の両端部(計8カ所)とし、材料はすべてアルミニウム合金とした。モード抽出数を6、周波数領域を0~2000 [Hz] に設定して解析を行った結果を表2に示す。

表2 モーダル解析結果

モード数	周波数[Hz]
1	877.1
2	1308.0
3	1413.6
4	1622.0
5	1646.0
6	1664.4

解析した衛星の固有振動数は、仕様書[3]に記された条件を満たしていた。仕様書より、剛性要求として固有振動数が60[Hz]を超えており、条件を満たしている。

#### 3.4.2 ランダム振動解析

打ち上げ環境への適合性を確認するために衛星構体各部に加わる振動解析を行った。HTV-X 打ち上げロケット搭載を想定した周波数条件を表3に示す。

表3 HTV-Xの打ち上げ時ランダム振動環境[3]

周波数[Hz]	PSD[g <sup>2</sup> /Hz]
20	0.005
50	0.02
120	0.031
230	0.031
1000	0.0045
2000	0.0013

三軸各軸の解析結果を以下の表4に示す。ランダム振動解析の結果については、X軸方向(図3)が最大応力となり、衛星内部の仕切り板が1.8566[MPa]となった。アルミ合金の引張強さは260[MPa]とされているため、構体の強度として問題ない。また、HTV-Xの打ち上げ時の温度環境は仕様書2.4.4項[3]より+10[°C]~+32[°C]とされており、アルミ合金の所定温度における引張強さは260[MPa][3]となるため許容応力以下である。

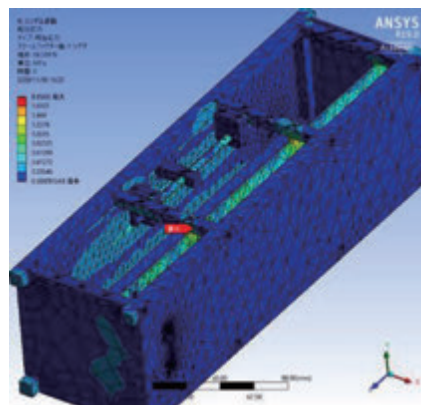


図3 X軸のランダム振動解析結果

表4 各軸のランダム振動解析結果

軸	最大応力 [MPa]
X	1.8566
Y	1.7261
Z	0.045702

解析を行った構体をアルミ合金を用いて試作した(図4)。組み立て後、コンベックステープや展開用の薄膜等を搭載した状態で質量は1.52 [kg]であり、質量特性の要求として3Uの場合は3.99 [kg]以下を満たしている。



図4 衛星構体

(3U規格: 100[mm]×100[mm]×340.5[mm])

#### 4 薄膜展開実験

3U 規格衛星の構体に搭載した薄膜展開機構の展開実験を実施した。構体に搭載した薄膜展開機構を図 5 に示す。構体の材料はアルミ合金板 A5052 とアルミ角柱 A6063 を使用している。

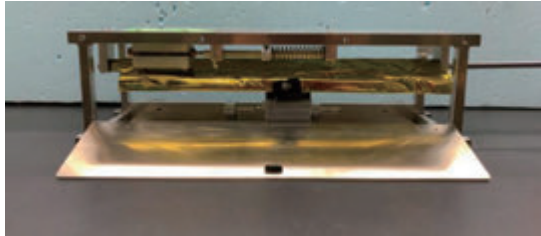


図 5 3U 規格衛星に搭載した薄膜展開機構

展開機構のパラフィンアクチュエータ(表 5)に巻き付けるニクロム線は、図 6 に示すように熱検知部分に全体を巻き付け、カプトンテープで固定した。ニクロム線には電源装置を用いて、衛星搭載バッテリーと同電圧 +3.6 [V] を供給している。

表 5 パラフィンアクチュエータの仕様

先端	φ4×16 [mm]
加熱部	φ9×32 [mm]
全体	60 [mm]
最大伸び	7 [mm]
質量	30.9 [g]



図 6 パラフィンアクチュエータとカプトンテープで固定されたニクロム線 日本サーモスタット(株)

パラフィンアクチュエータ固定部はアルミ合金を用いて製作した。また、アルミ合金だけではアクチュエータを加熱すると衛星全体に伝導するためアクチュエータとの接触部分に基板に使われるガラスエポキシ材を敷くことにより熱の伝導を抑えた。表 6 に実験開始時の電流、電圧、電力値とロック解除までに要した時間を示す。

表 6 展開実験結果

#	電圧 [V]	電流 [A]	電力 [W]	解除時間 [s]
1	3.5	1.76	6.16	416
2	3.2	2.40	7.68	213
3	3.3	2.50	8.25	186
4	3.3	2.16	7.13	196
5	3.3	1.98	6.53	159
6	3.3	2.36	7.79	317
7	3.3	2.07	6.83	284
8	3.5	2.23	7.81	252
9	3.5	2.28	7.98	447
10	3.4	2.00	6.80	346

実験は全て同じ条件で行っているが、電流値やロック解除までの時間に変動があった。解除に要する時間はパラフィンアクチュエータの伸展速度に影響している。解除までの時間の変動はニクロム線の電熱作用が変化したと考えられる。

#### 5 むすび

CubeSat 3U 規格衛星の構体設計、薄膜展開機構の試作及び搭載状態での展開実験を行った。本衛星は 50kg 級小型衛星に付加する薄膜展開方式の減速器を部分実証するものであり、基本方式を変更せず 50kg 級小型衛星に搭載できるように検討を行った。衛星構体の設計・製作、薄膜展開機構の試作、搭載状態での展開実験を実施し、所望の機能を確認することができた。今後、本報告で確認された薄膜展開機構を用いた減速器の軌道上実証機(3U 規格プロトフライトモデル)の設計、製作を行う。また、3U 規格衛星が軌道上で実証されれば、50kg 級衛星搭載に向けて実用システムの設計・開発を進めて行く。

#### 参考文献

- [1] スペースデブリの現状及びスペースデブリ低減に係る研究開発状況 宇宙航空研究開発機構 平成 28 年
- [2] 山本竜平, "コンバックステープを用いた衛星減速器の改良," 卒業論文, pp.162-164, 2020.
- [3] 宇宙航空研究開発機構, "JEM ペイロードアコモデーションハンドブック - Vol. 8 - 超小型衛星放出インタフェース管理仕様書 D 版," 自動制御連合講演会論文集 Vol.47, pp.605-606, 2004.
- [4] 新倉諒太, "コンバックステープを用いた衛星減速器の研究開発," 卒業論文, pp.162-164, 2019.
- [5] UTO, KUWAHARA, 他, Orbit Verification Results of the De-Orbit Mechanism Demonstration CubeSat FREEDOM, 日本航空宇宙学会論文集, 2019, Volume 17, Issue 3, Pages 295-300.