

超小型人工衛星用大型展開構造物に関する研究 —インフレータブル機構の開発とパネル展開挙動の解析—

宮崎研究室
齊藤 美幸, 宮川 皓介

1. 緒言

近年、宇宙開発や理学研究のために大面積太陽電池パネルや巨大アンテナ等の大型構造物の宇宙利用の需要が高まっている。打ち上げ時は重量・容積ともに厳しい制限を受けるため、大型構造物の宇宙利用は展開機構の適用が基本となる。

宇宙開発に於いては現在スペースデブリの問題が深刻なレベルに達しており、人工衛星の非デブリ化が広く研究されている。特に運用停止後の人工衛星を軌道降下させ大気圏に突入させるデオービットに関しては、大面積の構造物を展開し大気抵抗を増大させる方法も考えられている。

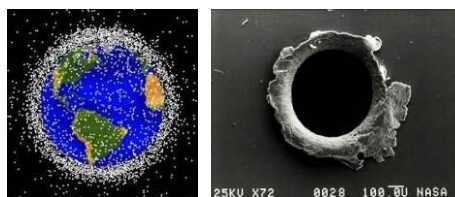


Fig.1. 地球周辺のスペースデブリ（左）と Solar Max のデブリ衝突痕（右）^[2]

また、超小型人工衛星と呼ばれる 100kg 以下の人工衛星の開発が世界中で盛んに行われている。大型の人工衛星に対し、低コスト、短期開発・運用などの特徴を持ち、主に宇宙実証試験、宇宙工学教育を目的として利用され、国家戦略的にも重要な役割を担っており年々その個体数は増加を続けている。

しかし、この特徴は個別の宇宙技術・実績の短期取得に適しているものの、一方で大量に打ち上げられた短期運用型の衛星が一斉にデブリ化する危険性を孕んでおり、現状は同衛星の今後の十分な利用が危惧される状況にある。即ち、非デブリ化は超小型人工衛星の行く末を大きく左右する重大な課題であり、その技術の確立は今後の積極的な宇宙開発にとって不可欠なものである。

現在、デオービットに用いる大型展開構造物は、主

としてインフレータブル構造とパネル構造の 2 つが検討されている。本研究では、超小型人工衛星の軌道降下技術の取得を目指し、インフレータブル機構の開発とパネル構造の挙動解析を行った。

2. インフレータブル機構の開発

2.1 序論

2.1.1 インフレータブル構造物

インフレータブル構造物とは、袋状の薄膜を折り畳むなどして小さく収納し、インフレーションガスの注入による内圧の上昇によって展開を行うものである。特に、筒状に形成したインフレータブル構造物をインフレータブルチューブと呼ぶ。

インフレータブル構造物は、機械的な展開構造と比べ単純な機構での展開が可能であり、また軽量で高い収納効率を持つことから、製作から打上げ、運用に至るまでの低リスク化、工程の短期化、低コスト化等の期待が寄せられている。



Fig.2. Inflatable Antenna 展開の様子

しかし、膜の折り目等の影響は大きく、予測していたような展開は今のところ行われていない。また、超小型人工衛星用の機構や非デブリ化のための構造は前例がなく、その製法すら研究段階である。

2.1.2 研究・開発の目的

そこで、本研究の目的を以下の 2 点に定める。

- ① 大型膜面構造物を展開するためのインフレータブルチューブの製法の提案。
- ② 非デブリ化のためのインフレータブル機構の製作及び地上試験による課題の抽出。

また、今回製作したインフレーター機構は、実証衛星 SPROUT に搭載を予定している。

2.2 方法

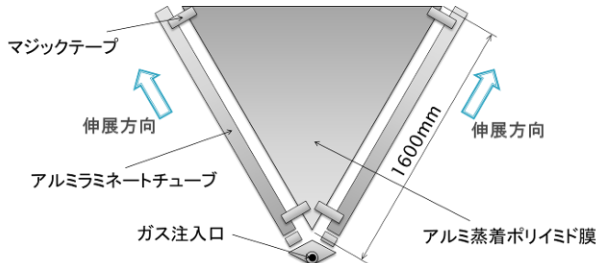


Fig.3. 展開膜の構成

本研究で対象とするインフレーター構造物の構成を Fig.3 に示す。基礎技術の研究であるため、正三角形膜を 2 本のチューブの伸展により展開するという単純な構造とする。使用するチューブは Table.1 に積層構成を示すアルミラミネートフィルム製であり、長方形の 4 辺のうち 3 辺を熱融着によりシールすることでチューブ状に形成する。膜は厚さ 12.5μm のアルミ蒸着ポリイミド製であり、チューブとの接続はマジックテープで行う。

Table.1. アルミラミネートフィルムの積層構成

material	Thickness [μm]		
	①	②	③
酸化ケイ素蒸着ナイロン	15	15	15
AL	7	20	20
L-LDPE	30	40	50
Total	52	75	85

研究手順としては、まずチューブの試作を行い、試験により課題を抽出し、改善策を検討の後に改良型の試作品を製作する。次に、チューブの製法が固まり次第、膜を取り付け地上で展開試験を行い、課題の抽出、改善策の検討・実施という形で進めていく。

2.3 結果

2.3.1 インフレーターチューブの製作

チューブはフィルムを 2 枚重ね合わせてシールし成形するが、フィルムは最薄で厚さ 52μm と非常に薄く、加工時に折れたり巻き込んだりなど形状が安定しない。そのようにして形成したチューブは、インフレーションガスを注入したときの耐圧性を確保できない。そこで、Fig.4.のように予めロールにし

た状態のまま必要な部分のみ送り出し加工するという方法でこの問題に対処した。これによって、同時に運用に必要な圧力である 100kPa に常温環境下で耐えられる性能も確認したが、1 本ずつ手作業で行う製作者の負担が大きいという課題も残った。熱融着温度は破壊試験より 120°C を採用した。

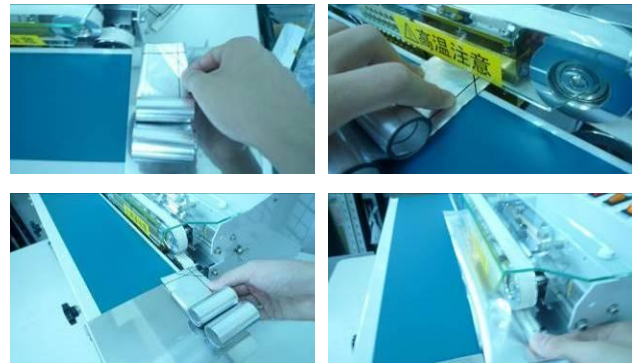


Fig.4. 熱融着によるチューブ成型

また、熱融着にはムラがありチューブ内径が軸方向に安定しないため、熱融着前の段階で折目をつけて改善を試みたが、折目をつけたことによりフィルムの耐久性の低下、内圧負荷の一極集中が生じ耐圧性が著しく低下したため現状維持とした。

2.3.2 膜面構造物の地上展開実験

正三角形膜の展開は、保持機構に収納された状態からチューブの伸展により行う。このとき、チューブには収納されている膜面を引っ張りながら伸展し、正三角形の膜を正常に展開させ十分な膜面積を得ること、その形状を維持することが要求される。

実験で使用する膜は、Fig.5 に示す 2 通りの折り方を試した。三浦折りは図に示すまま、伸展方向直角折は図に示す通り折り畳んだ後、さらに蛇腹折りにして収納する。

※三浦折りとは、三浦公亮氏（宇宙科学研究所名誉教授・東京大学名誉教授）が考案された折り畳み方である。

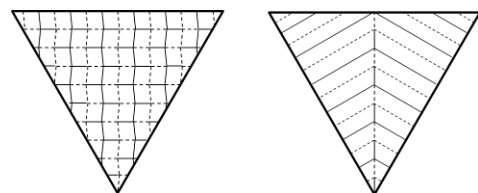


Fig.5. 三浦折り (左) と伸展方向直角折り (右)

実験の結果、三浦折り膜では展開時の適性は比較的良好であるものの、展開後チューブが折れてしまい膜面積、膜形状を維持できなかつたり、直角折り膜では展開後は膜面積、膜形状を維持できるものの、保持機構からの解放が行えなかつたりするなど、折り方の条件ごとに特有の問題が生じた。

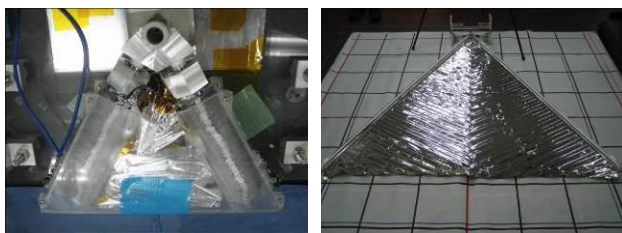


Fig.6. 膜面構造物 (左：展開前, 右：後)

2.4 結論

以上より、結論をまとめる。

- ① チューブの製法について、Fig.4 に示す方法を提案する。その際、熱融着にはある程度ムラをもたせたままとする。製作者の負担が課題に残る。
- ② チューブの伸展により膜を展開する場合、膜の折り方やチューブの厚さによる剛性のバランスについては十分に考慮する必要がある、現状では三浦折り膜を厚めのチューブにより展開する方法が最良と考えられる。

3. パネル構造の挙動解析

3.1 序論

3.1.1 パネル展開構造

従来の人工衛星では、パネル構造は主に太陽発電パネルとして用いられている他、SAR(合成開口レーダー)といった、形状精度が要求されるアンテナとしても利用されている。これは、膜構造やインフレーター構造に比べパネル構造には剛性があり、面外変形が起りにくいといった利点があるためである。すなわち、他に比べ形状保持に必要な機構が簡素で、特に形状精度の必要な機構に最も適しているため、今後発展していく超小型人工衛星の開発でも、有用だろう。しかし収納性に関しては先の2つに劣るため、更に簡素な機構で軽量な、収納率の高いパネル展開構造を新たに構築していく必要がある。そ

の為に新たに構築するパネル構造がどのような展開挙動を示すか、また、どれくらいの強度を持つかなどを調べなければならない。

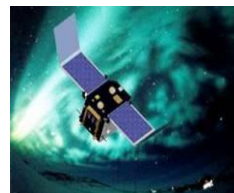


Fig.7. 現在運用中の超小型衛星の例(INDEX)

3.1.2 目的

以上の観点より、以下の点を本研究の目的とした。

- ・単純な構造モデルを想定し、ヒンジ剛性の違いによる展開時の振動の変化を調べる。
- ・地上試験では取り去れない重力の問題を取り除き、宇宙空間での挙動をより精度よく予測出来る解析モデルを構築する。

3.2 解析

ABAQUS を用いて解析する。2枚のパネルの構造モデルを想定し、以下に示す2通りの解析を行う。

解析1 固有振動数の解析

パネルの一端に固定境界条件を用い、解析モデルを固有振動解析にかける。

解析2 バネヒンジによる展開の挙動の解析

パネル間をつなぐヒンジにばね力を適用した時の振動、応力などを調べる。

3.2.1 解析に用いる構体モデル

2枚のパネルはそれぞれに取り付けられたヒンジとピンによって接合されている。パネル及びヒンジはCFRP、ピンはSUS304を用いている。各材質の諸元をTable.2に示す。また、固有振動数の解析に用いるモデルと展開挙動の解析に用いるモデルには少し異なり、展開挙動の解析に用いるモデルは、パネルだけを用いたものである。Fig.8に固有振動数の解析に用いる、構体のモデルを示す。

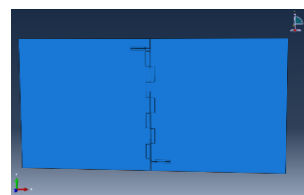


Fig.8. 固有振動数の解析に用いる構体モデル

Table.2 各素材諸元

	CFRP	SUS304
密度[Kg/m ³]	1496	8
ヤング率[Gpa]	56	197
ポアソン比[-]	0.3	0.3

3.2.2 解析手法

解析 1 は、完全展開後の固有振動数を求めるものである。そのため、パネル左端の上側のエッジ(Fig.9, Fig.10)の Y 軸周りの回転自由度以外を完全固定した状態で、振動数の解析を行う。

解析 2 では、パネル間の接合ピンにばねヒンジを用いた際に、パネルを畳んでいく過程でバネ力によってパネルにどのような応力がかかるかを調べる。応力はパネルが開いている状態を初期状態とするため、畳むに従いパネルにかかる応力が増加していくことになる。さらに、畳んだ状態から一気に解放した際の挙動も調べられる事が想定される。

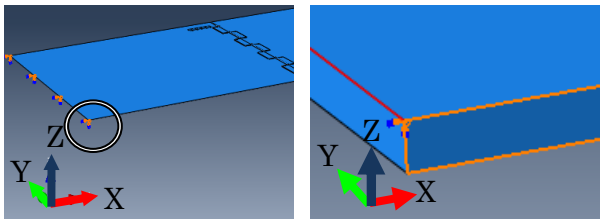


Fig.9. 完全固定エッジ Fig.10. 白丸内拡大図

3.3 今後の課題

解析モデルによるシミュレーションの精度を上げるには、実際に構体モデルを用いて展開実験をし、シミュレーションと展開実験との結果を比較し、その比較を行い、モデルを適切に修正してゆく必要がある。また、今回はパネル 2 枚という単純なモデルを用いたが、実際のミッションでは大面積のパネル構造が必要となるため、今回作成する解析モデルをもとに、多数のパネルを想定した新たな解析モデルを構築していかなければいけない。そこで、次年度以降にはいかなる点に関する研究を行っていく。

- BBM モデルを用いた真空槽での展開実験
- 実験結果および解析結果の比較・検証
- 多数のパネルを用いた解析モデルの構築

4. 結 言

インフレータブル機構に関しては、2 本のインフレータブルチューブの進展による膜面の単純展開機構を製作し、熱融着によるチューブの製法についてフィルムをロールして加工する方法を提案した。また、膜の折り方やチューブの厚さなど剛性のバランスについて今後調査を進めていく必要がある。

パネル展開構造に関しては、剛性や密度といったパラメータを変えた時の固有振動数、応力などを解析出来るモデルを作成する。更に、作成した解析モデルをもとに、解析結果と地上実験結果を比較することで解析モデルの精度を上げていく必要がある。

参考文献

- [1]宇宙政策シンクタンク「宙の会」,
<http://www.soranokai.jp/>
- [2]NASA Orbital Debris Program Office,
<http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov/>
- [3]宇宙航空研究開発機構宇宙情報センター,
<http://spaceinfo.jaxa.jp/>
- [4]内閣官房宇宙開発戦略本部事務局, “我が国の宇宙開発利用の現状” 平成 22 年 2 月 23 日
- [5]宇宙開発戦略本部, 宇宙基本計画, 平成 21 年 6 月 2 日
- [6]木下延昭, “超小型人工衛星のための非デブリ化展開膜構造物の研究”, 日本大学大学院修士論文
- [7]荒木友太, 増田敬史, “膜面展開による小型人工衛星の de-orbit に関する研究~超小型人工衛星に搭載可能なインフレータブル展開装置の開発~” 日本大学卒業論文
- [8]ニューマテリアル研究会編, “これだけは知っておきたい 新素材・新材料のすべて 第 4 編” 平成 15 年 4 月 30 日