

# 柔軟展開宇宙構造物の形状予測手法の探求と 折紙展開構造による実証

Study on shape prediction method for flexible deployable space structure and demonstration by origami deployable structure

研究代表者 静岡大学工学部機械工学科 助教 有田祥子

Shoko ARITA

In recent years, a method of increasing storage efficiency by using buckling has been widely used for deployable structures mounted on spacecraft. Since the shape prediction technology including the dynamic buckling has not been established, the analytical method was proposed in this study and its validity was verified by experiments and analysis. This study also proposed a new deployable cubic structure as a model for verification of the analytical method. The deployable cubic structure deploys using the buckling of the pillars. In this study, the proposed dynamic buckling analysis was performed for the pillars of the deployable cubic structure, and compared with the results by the general FEM analysis and experiments. In the experiment, the occurrence of buckling, the deploying force, the rigidity were confirmed, and the autonomous deployment mechanism was designed. Moreover, the space missions using the deployable cubic structure were proposed and examined in this study.

## 要旨

宇宙機に搭載される展開構造物は、座屈を利用して収納効率を高める方法が近年多用されている。その動的座屈を含む形状予測技術は未確立であるため、本研究でその手法を提案し、実験・解析によりその妥当性を検証した。また、検証のためのモデルとして、新たに、立方体展開構造物を提案した。これは、振れながら立方体が立ち上がるように展開する構造概念で、ピラーの座屈を利用して収納・展開を実現している。本研究では、立方体展開構造物のピラーに対して提案する動的座屈解析を行い、汎用構造解析ソフトの解析結果および実験と比較した。また、実験では座屈の発生の確認、展開力測定、剛性計測、自律展開機構の設計を構造基礎検討と併せて実施し、宇宙利用方法についての検討を実施した。

## 1. 緒言

宇宙機の設計・開発において、折紙に基づく展開構造物は、ロケットによる輸送の観点から、利点の多い構造様式として多用されている。薄膜やテザーなど柔軟部材（ゴッサマー）を用いた展開構造は、宇宙で大型構造物を構築するために不可欠な技術であり、宇宙太陽光発電システム、宇宙望遠鏡など、宇宙科学や宇宙利用を大きく推進させると期待されている。しかしゴッサマー構造物は、その軽量さ故、

重力や大気抵抗の影響を大きく受けるため、設計において、宇宙での挙動を地上試験のみによって推定するのは困難であり、理論・解析による挙動推定が重要となる。ゴッサマー構造は膜面に生じるしわ・たるみなどといった、復元可能な弾性座屈を利用して、折り目の応力集中を緩和し、スムーズな展開を実現している。また、平面から立体形状を構築する「円筒ねじり折紙（図1）」と呼ばれる展開折紙構造では、変形中の飛び移り座屈によって、収納時も展開後も部材が自然長を有する双極安定構造となり、衝撃吸収材やナノデバイスなど様々な分野への応用が近年盛んに研究されている。しかし、大変形する柔軟構造物の動的座屈解析手法は確立されていないため、本研究では、座屈解析理論の構築とそれによる形状予測を試みる。また、座屈を利用した展開構造として、図1に示す折紙に基づく宇宙構造物の提案（図2）を行い、構造特性、座屈特性を解析と実験の側面から調査するとともに、宇宙利用方法について検討する。

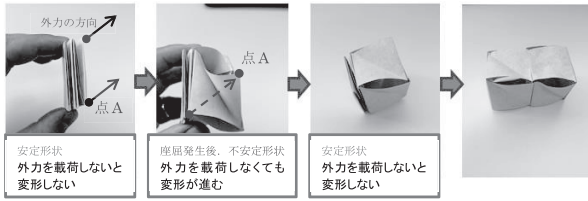


図 1 展開する Jackson Cube



図 2 作成した立方体展開構造物の模型

## 2. 解析

### 2.1 解析手法

本手法では、FEM の各時間ステップで、初めに剛体モード空間を導出する。そして構造物の全てのモードに対し、剛体モード空間に対する直交成分を持つか否かを調べることで、変形を含むモードのみを抽出する。次に、抽出されたモードの変形仕事を計算し、その符号によって、変形が座屈か否かを判定する。

#### 【DF 値 (Disturbance Force Value)】

座屈モード方向に変位を生じさせる外乱外力の最小値のノルムで、式(1)-(4)で得られる。0 以上の実数として得られ、DF 値が小さければ、微小な外乱で座屈変位を生じてしまうため、より不安定、DF 値が大きければ、より安定に近い構造の状態であると評価する。式において、 $\theta$  は  $\mathbf{n}$  と  $\mathbf{b}_0$  のなす角、 $\mathbf{e}^*$  は座屈モード方向の単位ベクトル、 $\tilde{\mathbf{Q}}$  は剛体モード空間、 $\mathbf{M}$  は質量マトリクス、 $\dot{\mathbf{x}}_0$  および  $\ddot{\mathbf{x}}_0$  は前の時間ステップでの速度ベクトルおよびその時間 1 階微分、 $\beta$  は時間積分に用いた Newmark- $\beta$  法の係数である。

$$(DF) = \sqrt{|c|^2 - (\mathbf{n} \cdot \mathbf{c})^2 - \left( \frac{\mathbf{b}_0 \cdot \mathbf{c} - (\mathbf{n} \cdot \mathbf{b}_0)(\mathbf{n} \cdot \mathbf{c})}{|\mathbf{b}_0| \sin \theta} \right)^2} \quad (1)$$

$$\mathbf{b}_0 = (\mathbf{I} - \tilde{\mathbf{Q}}[\tilde{\mathbf{Q}}^T \tilde{\mathbf{Q}}]^{-1} \tilde{\mathbf{Q}}^T) \mathbf{M} \dot{\mathbf{x}}_0 \quad (2)$$

$$\mathbf{c} = \frac{1}{2\beta} (\mathbf{I} - \tilde{\mathbf{Q}}[\tilde{\mathbf{Q}}^T \tilde{\mathbf{Q}}]^{-1} \tilde{\mathbf{Q}}^T) \mathbf{M} \ddot{\mathbf{x}}_0 \quad (3)$$

$$\mathbf{n} = \frac{1}{|(\mathbf{I} - \tilde{\mathbf{Q}}[\tilde{\mathbf{Q}}^T \tilde{\mathbf{Q}}]^{-1} \tilde{\mathbf{Q}}^T) \mathbf{M} \mathbf{e}^*|} (\mathbf{I} - \tilde{\mathbf{Q}}[\tilde{\mathbf{Q}}^T \tilde{\mathbf{Q}}]^{-1} \tilde{\mathbf{Q}}^T) \mathbf{M} \mathbf{e}^* \quad (4)$$

#### 【BD 値 (Buckling Displacement Value)】

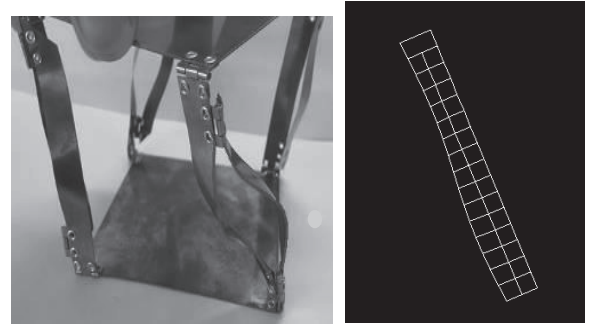
DF 値の外乱外力が加わった場合の座屈変位の節点ごとのノルムを並べたベクトルで、式(5)で得られる。成分は 0 以上の実数として得られ、その値が大きければ外乱によって大きく座屈変位してしまうためより不安定、小さければより安定に近いと評価す

る。また、成分値の大きさに応じて各節点をコンター表示することで、構造座屈の発生および外乱が生じた場合の座屈変位の程度を可視化する。式中の  $\alpha$  は座屈モード方向への変位の大きさである。

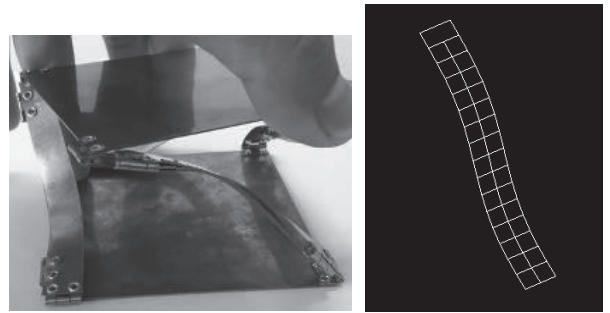
$$(BD) = \alpha \left[ |\mathbf{e}_{node1}^*| \quad |\mathbf{e}_{node2}^*| \quad \dots \quad |\mathbf{e}_{nodeN}^*| \right]^T \quad (5)$$

### 2.2 座屈解析結果

構造模型における支柱 1 本分の展開初期に対する座屈解析を行った結果、図 2 に示す 2 種の座屈が検出された。図 2a は支柱の変形形状を決定する分岐座屈であり、60 個の座屈モードが得られた。DF 値の小さいモード、即ち生じやすい座屈モードは 2 つあり、それを図 2b に示した。モード図 2b は 1 個の座屈モードのみを有する座屈で、破線の丸で囲んだ右上の角の 2 つの節点は、BD 値が大きく変位量の大きい節点である。そのモード形状より、ヒンジで繋がれた隣接する 2 本の支柱の二面角を開く方向の、飛び移り座屈と考えられる。



a) 2 パターンの座屈モード形状



b) 飛び移り座屈の検出

図 3 展開における支柱の座屈

### 3. 実験

#### 3. 1 座屈の観測実験と展開力の計測

図2の模型が、実際に双安定な立方体構造物であることを確認するために、展開力を測定する実験を行った。立方体展開構造物は畳まれた状態で安定であるため、展開後の安定形状に遷移するために外力を与える必要がある。そこで、図2に示した90mm立方の模型を3つ作成し、図4に示す実験装置によって、展開に要する外力の推移を測定した。

模型の下側天板は自由回転する回転テーブルに固定され、上側天板はロードセルを介してリニアサーボに固定される。上側天板は回転しないよう固定されている。模型は、畳まれた状態から、リニアサーボによって上側天板に+z方向の並進変位が与えられ、回転ステージによって、天板間の距離に応じて振り角 $\phi$ が自然に与えられながら展開してゆく。畳まれた状態の模型の厚みは3つとも約10mmであったため、リニアサーボが距離9mmを示す地点を計測開始とした。リニアサーボは2mmずつ、展開が完了するまで持ち上げていき、段階ごとにz軸力測定用ロードセルの出力を記録した。なお、リニアサーボの移動速度は10mm/sで固定とした。

測定結果を図5に示す。縦軸の符号が正の時にロードセルには圧縮力がかかっており、負の時に引張力がかかっている。縦軸が正の値から始まるのは、畳まれた状態の模型の天板を、リニアサーボが押し付ける状態から始めているためであり、リニアサーボの駆動によって天板間の距離が増し、展開していくに従って、ロードセルにかかる圧縮力は除荷され、引張力に転じる。従って、サーボストロークがおおよそ3mmから81mmの間が展開途中となる。展開途中の展開力の推移は、サーボストロークが60mm付近で減少から増加に転じている。これは、60mm付近以降、変位が増すにも関わらず除荷されてゆくことを示し、即ち、安定形状が、畳まれた方の形状から展開した方の形状に遷移したことを示している。これにより、飛び移り座屈の発生と、作製した模型の双安定性が確認できた<sup>[1]</sup>。

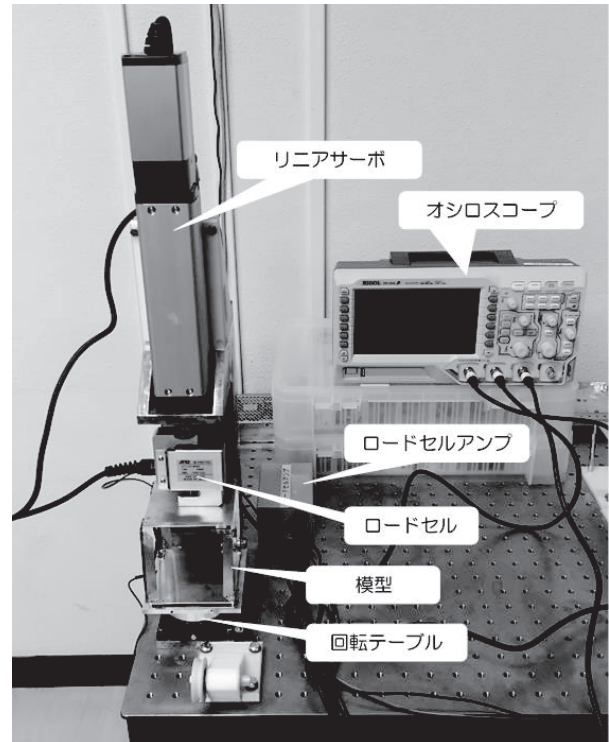


図4 座屈と展開力の計測装置

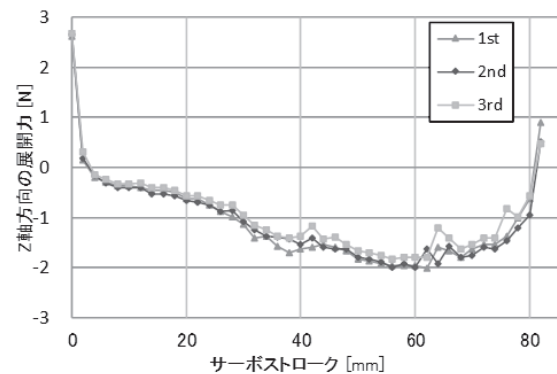


図5 展開力の計測結果

#### 3. 2 自律展開機構の設計と計測

宇宙機では地上からのコマンドによって自律展開する機構を有する必要がある。そのため、図6,7に示すような自律展開機構を設計した。ワイヤーを側面に取り付け、収納時にワイヤーが曲げ・振りを有する状態でテグスで保持し、テグスを焼き切ることでワイヤーの歪エネルギーが解放されて展開する機構である。このワイヤーの径と展開時の振れの挙動を実験で観測した。装置概要を図8に示す。展開構造物の上面(天板)に開けた穴にテグスを結び、展開構造物は収納状態の形状にしておく。テグスは滑車を介しておもりを下げ、一定の張力で引っ張られた状態を作る。この時、自律展開機構のワイヤーは収納状態に変形しており、おもりの荷重で収納状態が

維持できるが、除荷すれば展開する。テグスにはニクロム線を接触させておき、ニクロム線に電流を流すと高温になり、テグスが焼き切れる。テグスが切れたことによって展開構造物が展開する。おもりの重さを徐々に軽くして除荷してゆくと、100g未満で展開し、3.1節の実験結果が示すように、1N程度の展開力で展開することが確認された。次に、ワイヤーの径が0.6,0.7,0.8,1.0mmの展開構造物を用意し、それぞれに500gのおもりで展開構造物を収納状態にした。ニクロム線でテグスを焼き切ったところ、0.7mm以上の径で自律展開することが確認された。最後に、展開構造物の天板にマーカーを貼り付け、そのマーカーを検出することで展開時の捩れの回転挙動を計測する実験を行った。天板に円形の再帰性反射マーカーを取り付け、円検出を行うことにより、円の中心座標の値を記録した。最初は500gのおもりで引っ張っておき、徐々に除荷することで展開を行った。マーカーの軌跡は図9のようになった。天板の高さがねじれ量と比例関係を持つように描いた軌跡の理論値に対し、各マーカーの軌跡は100ピクセル以上離れている点もあり、捩れ量と高さが比例しないことが観測された。また、4つのマーカー同士で軌跡を比較すると、非対称展開となっており、天板が面の水平を保たずに傾きながら展開していることが分かった。その原因として、ワイヤーの塑性変形の初期誤差の影響が考えられる。

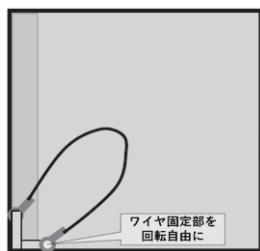


図 6 自律展開用ワイヤーの収納時の概観



図 7 自律展開機構による展開の様子

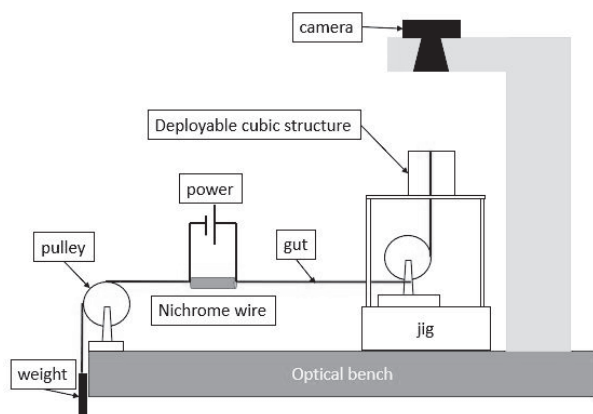


図 8 自律展開および展開時の捩れの計測装置

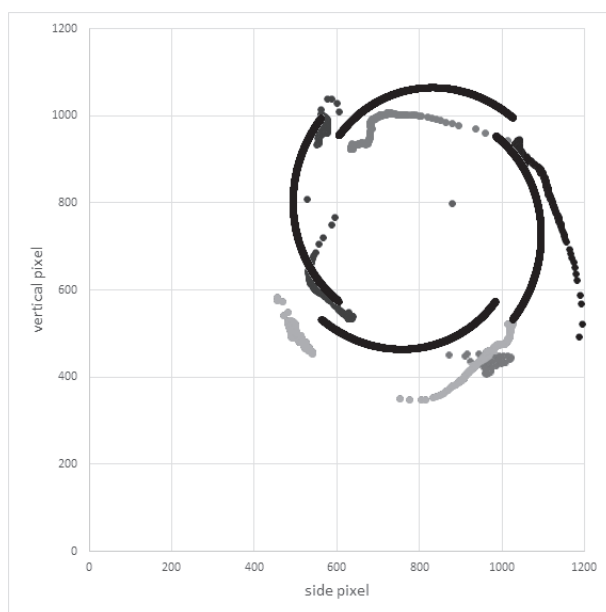


図 9 天板のマーカーの軌跡

上記の結果を受け、ワイヤーの歪エネルギーから塑性変形の有無を確認する検証を行った。図8における立方体展開構造物下の滑車の横に小型カメラを配置し(図10)、立方体展開構造物の下側天板をアクリル製にして、収納時のワイヤーの形状を小型カメラで撮影した。収納時および展開中のワイヤーの様子を撮影した画像を図11に示す。収納時の1本のワイヤーに対して画像処理によって二次関数のフィッティングを行い、曲率を求め、曲率からワイヤーの曲げモーメントを求めた。曲率半径は文献(2)の方法で式(6)のように求められ、曲げモーメントは式(7)のように求められる。更に、曲げモーメントから曲げと捩りの歪エネルギーをそれぞれ式(8)から求め、加算して全ひずみエネルギーを算出した。ただし、捩りモーメントは一定と仮定し、表1の値を用

いた。また、式(6)の記号の定義は図12に示した。結果、収納時のワイヤーの全歪エネルギーは16.64 mJと求められた。また、曲げモーメントは図13のように求められる。横軸は、0がワイヤー中央の最も曲げが大きく曲率半径が小さい部分である。曲げモーメントからたわみ量に換算すると、横軸の-0.5から+0.5の範囲で塑性変形が生じることが分かった。そのため、今後はワイヤーの収納アライメントに改善が必要と考えられる。

$$R(x) = \left| \frac{ds}{d\alpha} \right| = \frac{\left\{ 1 + \left( \frac{dy}{dx} \right)^2 \right\}^{\frac{3}{2}}}{\left| \frac{d^2y}{dx^2} \right|} \quad (6)$$

$$M = \frac{EI}{R(x)} \quad (7)$$

$$U_B = \frac{1}{2} \int \frac{M^2}{EI} dx \quad (8)$$

$$U_T = \frac{GJ\varphi^2}{2l}$$

表1 収納時のワイヤーの諸元

曲げ剛性 $EI$	$3.53 \times 10^{-5} \text{ Nm}^2$
振り剛性 $GJ$	$4.48 \times 10^{-4} \text{ Nm/rad}$
振れ角 $\varphi$	72.6 deg
ワイヤー長さ $l$	94 mm

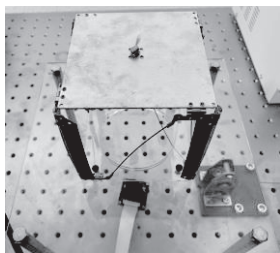


図10 下側に設置した小型カメラ

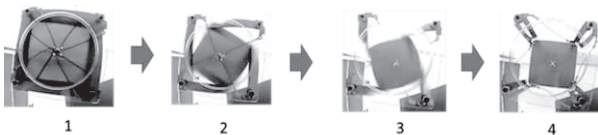


図11 小型カメラで撮影したワイヤーの様子

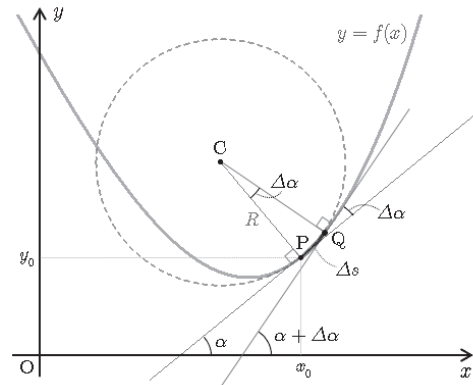


図12 二次関数の曲率半径の導出における変数設定

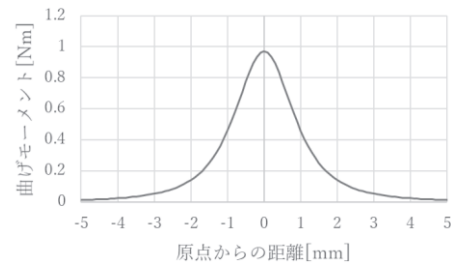


図13 収納時のワイヤーの曲げモーメント

### 3.3 変形モード形状と剛性の評価

汎用構造解析ソフトにて固有振動解析を実施した。物性値は引張試験によって宇宙温度環境まで考慮した<sup>[2]</sup>。解析結果は、ピラー変形の1次、2次のモード形状(図14)が2.2節とよく一致した。また、収納状態での固有振動数は1次が103Hzとなり、宇宙機としての打上げ振動条件を満たす剛性を有することが分かった。本構造解析の妥当性の確認と剛性の評価のために、振動試験を実施した。図15,16に振動試験の概観を示す。立方体展開構造物の上部天板の角に3軸加速度センサを取りつけ、取得したPSDを図18に示す。同じ位置でのPSDを汎用構造解析ソフトによって調べたものが図17で、図18と比較すると、ヒンジ等ジョイントのモデル化誤差の影響がグラフの形状の違いに現れているものの、共振周波数は概ね一致し、最大でも20Hzの誤差であった。このことから、構造解析のモデル化は一定程度は妥当だと考えられ、故に2.1節で提案した座屈解析手法は現段階では妥当であると判断した。

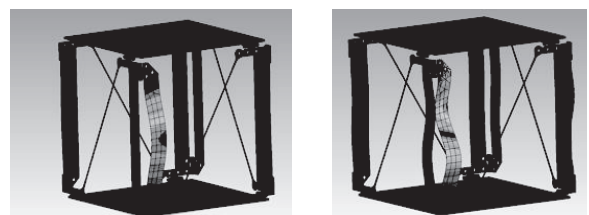


図14 固有振動解析結果 1次(左): 98Hz, 2次(右): 240Hz

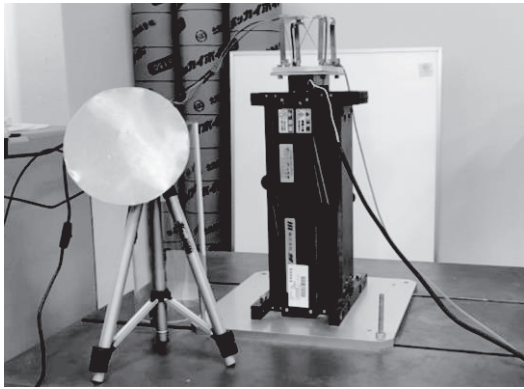


図 15 振動試験外観

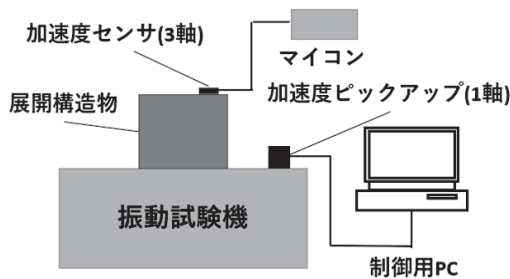


図 16 振動試験概観図

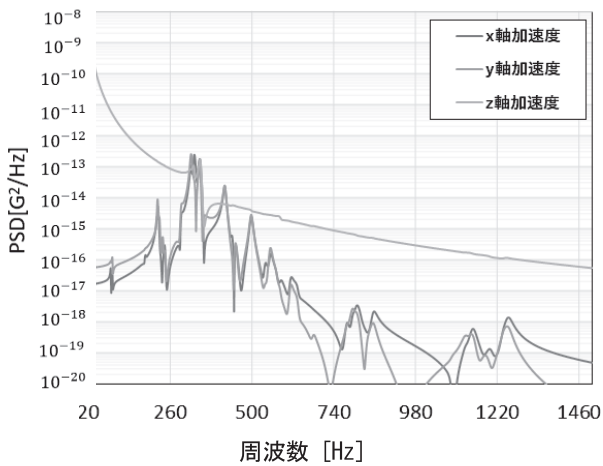


図 17 汎用構造解析における PSD

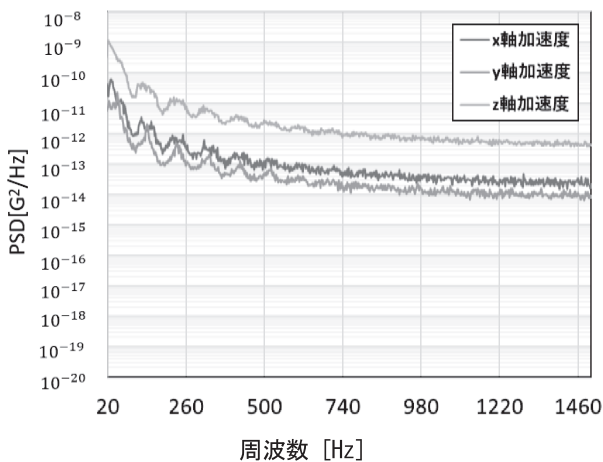


図 18 振動試験で得られた PSD

#### 4. 立方体展開構造物の宇宙利用に関する検討

##### 4. 1 数個を用いた宇宙利用

3章までの構造特性調査により、10cm 立方程度の大きさの立方体展開構造物は宇宙機として打ち上げ可能な剛性を有することが分かった。そこで、10cm 立方程度の大きさの超小型衛星に搭載することを想定した 2 つの宇宙ミッションについて検討した。立方体展開構造物は、薄膜を 6 つの側面に搭載することができる。図 19 のように薄膜印刷回路（電磁コイル）を搭載すると、①無線電力伝送モジュールとしての利用可能性があり、宇宙機のハーネスの取り回し問題の解決の一助となり得る。②プラズマ抗力による減速機構としての利用ができ、使用済みの低軌道衛星の廃棄フェイズに使うことでスペースデブリ問題の対策の一助となり得る。以下に、それぞれの検討結果を簡単に述べる。

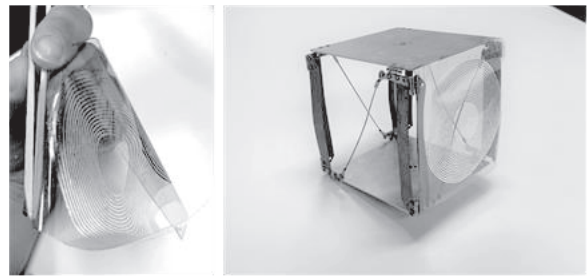


図 19 薄膜印刷回路（電磁コイル）を有する立方体展開構造物

①について、概観を図 20 に示す。コイルを印刷した膜面を取り付けた展開立方体構造物を複数繋げて、隣り合うコイルへと無線送電する。特に小型衛星では大電力を要するミッションの電力確保が課題となるが、本モジュールは 10cm 立方の小型形状にも取り付け可能で、表面積が大きく確保できるため、太陽電池を多く貼り付けることができる。更に、無線伝送することで、電気的接続を組立て時に必要とせず、ねじ止めなど機械的結合のみで良くなるというメリットがある。配線不要な独立したコンポーネントとしてパッケージ化できれば汎用性が望める。伝送方式として、磁界共振結合方式を採用した。この方法を用いると、真横に並べられたコイルやコイル半径以上離れた長距離での送電も可能となる。本研究では、コイル形状を含めた磁界共振結合式無線電力伝送の設計手順を整理し、宇宙機ミッションとして提案した<sup>[3]</sup>。更に、コイルの形状および配置、膜のしわなどコイルの変形が伝送効率にどのように影響するかを明らかにした<sup>[4]</sup>。

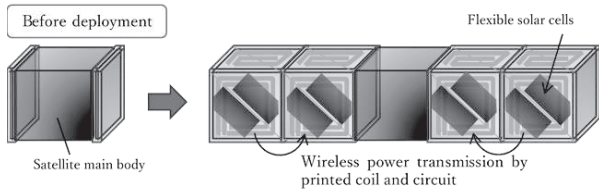


図 20 無線電力伝送モジュールの概観図

次に②については、高度 600km 付近に多く存在する低軌道衛星の、使用後の廃棄の工程に用いられるモジュールの検討を行った。人工衛星は遠心力と重力の釣り合いで高度を保つことができるため、減速させないままでは数十年その高度を保ち、使用中の別の人工衛星や、他のデブリと衝突するという問題が深刻化している。現在、使用を終えた人工衛星は 25 年以内に大気圏まで高度を落として焼却処分するという国際ルールが決められているため、軌道高度を落とすために、人工衛星の速度を落として遠心力を減少させ、重力が勝る状態を作り出す。本研究では、立方体展開構造物に、電磁コイルを印刷した薄膜を取り付けておき、使用を終えた人工衛星が立方体展開構造物を展開してコイルに電流を流すと、抗力を生み出して衛星の速度を落とすことを提案した。これは、大きい表面積の薄膜が広がることによって、軌道上に微小に存在する大気を受け止め、空気抵抗を増やす効果と、図 21 のように、コイルが作り出す磁場が宇宙空間に存在するプラズマと相互作用し、ローレンツ力によってコイルに抵抗力がかかる効果を利用したものである。立方体展開構造物は、大きい磁気モーメントを生じさせるコイルを複数搭載することができるため、どのようなコイルの配置の組み合わせで効率よくプラズマ抗力が得られるかを電磁流体解析により調査した。図 22 はプラズマの運動量分布をコンター図で表したもので、2 つのコイルの中心間距離を様々に変えた場合、特にコイル間を通過するプラズマ流の振る舞いが距離によって異なる性質を持つことを確認した。抗力については、2 つのコイルであれば、いずれの向きに置いた場合でも、コイル半径の 4 倍の中心間距離で抗力が最大になり、中心間距離を離さなかった場合の 1.3 倍ほどの抗力が得られることが分かった。また、軌道計算により、図 23 に示す通り、超小型衛星が 600km の軌道から大気圏に落ちるまでの期間が、プラズマ抗力の効果で 2 年程度短縮できることが分かった<sup>[4]</sup>。

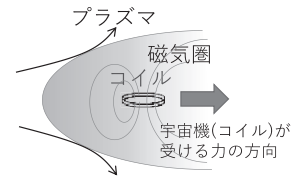


図 21 プラズマによる抗力発生の様式図

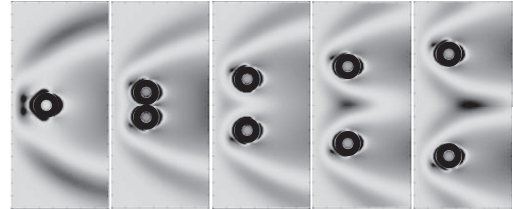


図 22 2 つのコイル磁場におけるプラズマ流の運動量分布

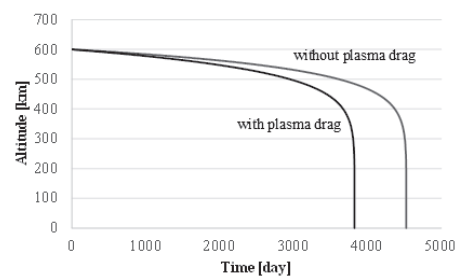


図 23 プラズマ抗力の有無による軌道降下日数の比較

#### 4. 2 長大モジュラー構造としての特性

立方体展開構造物は、複数繋げることで伸展マストのような機能を持つ長大構造物の構築が可能である。本研究では、従来提案されている宇宙用大型伸展ブーム構造と比較を行った。Puig らの調査<sup>(3)</sup>では、コイラブルマストや SMC ブームやトラスブーム等の 6 種の構造概念に分類し、①伸展長に対するブーム直径、②伸展長に対するブーム重量、③伸展長に対する収納率、④剛性を比較している。本研究が提案した立方体展開構造物をこれと比較したところ、下記のような特徴があることが分かった。

①について：本提案の構造物は直径 100m オーダーの、最もブーム直径が小さい部類に分類できる。SMC ブームと同程度であり、収納時に最も小型化できるクラスの構造物であると考えられる。

②について：本提案の構造物の重量は 58.6g である。SMC ブームに次いで軽量に分類されるコイラブルマストと同程度である。

③について：収納率は、SMC ブーム、コイラブルマスト、インフレータブルブームの収納率と比して劣る。トラスブームと同程度と見られる。

④について：長大ブームの剛性評価のために、図 24 に示すような長大モジュラー構造物を作成し、実験

によって剛性を測定した。立方体展開モジュラー構造物は、10cm 立方の構造物を 1 軸方向に繋ぎ合わせたもので、10m の長さまで徐々に長さを増しながら自律展開用のワイヤーあり・なし、収納展開前後の条件にて測定した。測定は 1 次の固有振動数をレーザー変位計により測定し、曲げ剛性  $EI$  を式(9)より求めた。なお、 $\rho, A$  はそれぞれ重量と形状から求めた等価の密度と断面積、 $f$  は測定した周波数、 $l$  はブームの長さである。

$$EI = \rho A \left( 2\pi f \frac{l^2}{1.875^2} \right)^2 \quad (9)$$

結果は図 25 に示すようになり、約 4m 以上でジョイントの柔軟性の影響から単振り子の周期に近い傾向を示した。そこで、単振り子の周期を用いて 10m 以上の長さでの曲げ剛性も予測し、先行研究と比較したところ、図 26 のように 50m 以上の長さで他の軽量ブームより優れた剛性を持つことが分かった。

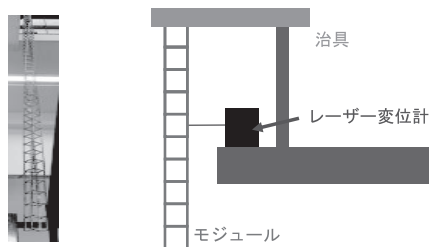


図 24 立方体展開モジュラー構造物と剛性測定試験

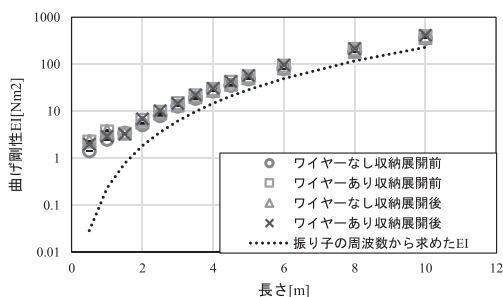


図 25 剛性の測定結果

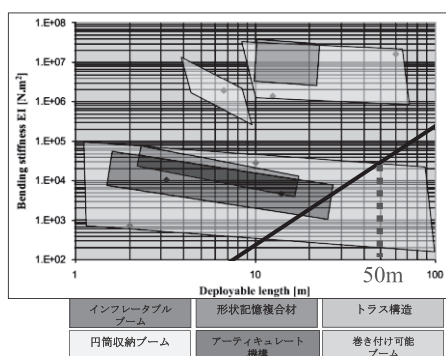


図 26 先行研究と立方体展開モジュラー構造物の剛性の比較

以上の比較を総合すると、SMC ブームやコイラブルマストと性能が近いと考えられ、50m 以上の長大構造物においてこれらよりも優れた剛性を発揮する。また、既存の SMC ブームやコイラブルマストと比較して、本手案の構造は、立方体形状を 1 モジュールとし、薄膜回路の搭載を前提としている点が異なる。

## 5. まとめ

動的屈曲解析による形状予測手法について、立方体展開構造物を対象として汎用構造解析ソフトによる解析と展開力測定実験により一定の妥当性があることを確認した。また、立方体展開構造物の自律展開機構を含めた設計や剛性等の構造特性を評価し、宇宙利用のミッションについての検討を行った。

## 6. 発表論文

- [1] 有田祥子, 福田一樹, 大関幸也, "Jackson Cube を利用した立方体展開宇宙構造物の開発", 折紙の科学, 日本折紙学会, 第 7 号, No.1 (2019/11), pp1-8.
- [2] 有田祥子, 戸田和成, 山極芳樹, 立方体展開構造物の熱・構造の検討, 日本機械学会 2020 年度年次大会, J19202 (2020/9), pp.1-5.
- [3] Shoko Arita, Yusuke Shimoda, Kazunari Toda and Yoshiki Yamagiwa, Initial Study on Mission of Cubic Deployable Structure with Thin Membrane Circuit, AIAA SciTech Forum, AIAA-2021-1705 (2021/1), pp.1-10.
- [4] 有田祥子, 下田裕介, 後藤誠也, 薄膜回路を搭載した展開折紙構造の検討, Dynamics and Design Conference 2021, 403 (2021/9), pp.1-6.

## 7. 参考文献

- (1) Paul, J., CUT AND FOLD TECHNIQUES FOR PROMOTIONAL MATERIALS, Laurence King Publishing, 2013, pp112-123.
- (2) 曲率半径の計算方法[金沢工業大学数学ナビゲーション] 2021 年 1 月 22 日閲覧  
<http://w3e.kanazawa-it.ac.jp/math/category/kika/heimenkika/henkan-tex.cgi?target=/math/category/kika/heimenkika/curvature.html&pcview=2>
- (3) Puig, L., Barton, A., and Rando, N., "A review on large deployable structures for astrophysics missions", Acta Astronautica, Vol. 67, No. 1-2 (2010), pp. 12-26.