

インフレータブル・スペース・フレームを用いたインフレータブル・プラットフォームの実証実験

○ 福島洋介 (ISAS/JAXA)

A Flight Experiment on the Inflatable Extensible Platform using Inflatable Space Frame FUKUSHIMA Yosuke (ISAS/JAXA)

Key Words: inflatable structure, payload platform, space frame, and sounding rocket

Abstract

This paper introduces an optional onboard platform subsystem made of inflatable beam elements designed for instruments on ISAS sounding rocket, which is called as inflatable space frame in this paper. The concept of inflatable structure for space systems has been developed and been argued for many years, while few or no actual tool/subsystem has become in daily use in space, so far. The disadvantage of using the inflatable structure mainly comes from difficulty of rigidization of its form after inflation which must be maintained for a certain time span such as from several days to years. Since sounding rocket mission time is limited less than about 20 minutes in principle, then there is a chance to find a suitable position where inflatable structure can play a more significant role than other conventional mechanical structures. The author proposes a flight demonstration mission of the inflatable space frame to deploy an extensible mast and to measure both static and dynamic characteristic parameters of it to share those results with the potential user group of ISAS sounding rocket. This presentation is an updated version of the proposed that was made in this symposium of the previous year, 2021.

1. はじめに

ISAS/JAXA 観測ロケットの利用可能性を広げるために、ロケットのノーズコーン内側に限定された機器搭載領域を拡大させる方法を検討している。具体的には、打ち上げ後ノーズコーンが外れた後に、観測装置や関連器具をロケットの外側に広げる機械式プラットフォームを提供する手段を検討している。候補として、インフレータブル構造物に着目している。

インフレータブル構造物は部材自身の形状を変える（多くは長さ、表面積、体積を膨張させる）ことで収納状態と展開状態との2モードを実現できる。その特徴を利用し、ロケットによる打ち上げでは収納状態をとり、宇宙における利用時には展開状態をとれる。

このため宇宙利用を想定したインフレータブル構造物の研究は多く存在する。そして古くからあり¹⁾、歴史的な蓄積も多い。そしてその多くは、展開した表面積を幾何学的に維持すること、あるいは進展した

ブームの幾何学的に維持することを想定して構造物を構成している。

これが理由でこれまでの研究の主眼は以下の3点に集約できる。

- 1) いかに展開した後の構造の形状精度を設計に近づけるのか、
- 2) 展開後の剛性を実現するのか、
- 3) 展開後の形状維持を長く保持するのか。

しかし、(1)～(3)の特徴を同時に実現することがインフレータブルの部材には必ずしも容易ではない。したがって実用例のほとんどは「機構による展開構造物」で実現されている。部材自身がインフレータブルな例は研究例にとどまっている。

上記の着眼点のうち(3)の展開後の形状を長く保持するという条件を緩和し、短時間あるいは一時的に利用するための構造が必要な場面に限って検討した。その結果、現在入手可能な素材を使って有用なインフレータブルな構造物を実現できることがわかった。利用時間が短い（分というスケールであり）ワンショット型（一回実施のみ）のミッションにおいて

「一時的に補助的に構造が必要になる」状況に着目すれば、その対象として「観測ロケットで利用する」ことが適している。

以上から、観測ロケット本体から外部に張り出すプラットフォームをインフレータブル構造物で実現させる実証実験を提案する。このプラットフォームは、必要ならば選択できる観測ロケットのオプション機能にすることを想定している。そしてこのオプションの存在によって、観測ロケットのポテンシャルユーザーを以前よりも拡大させることを狙っている。

なお、本提案は 2021 年度観測ロケットシンポジウムにおいて提案した内容をベースに、2021 年度に実施された検討を追加したものとなっている。

2. 提案する実証実験

本提案は、空気膨張式のインフレータブル構造物の観測ロケットでの実証実験である。観測ロケット S-520 の相乗り実験の一つと過程している。インフレータブルな伸展式トラスを使った観測ロケット用機器プラットフォーム実現²⁾の実証である。

実験としては、インフレータブル部分をガスによって膨張させ、インフレータブル・チューブから構成された伸展マスト状のプラットフォームとする。このプラットフォーム先端には加速度計、ジャイロ、カメラと通信装置からなるダミー・ペイロードを搭載している。装置の概念図を図 1 に示す。

同時にプラットフォームの各所には加速度計を設置し、プラットフォーム伸展中および伸展後の動的特性を計測する。さらに、展開後のプラットフォームの幾何学的形状(静的特性)を画像計測およびレーザー測距系による 3 点計測によって計測する。

さらに SJ によって観測ロケットにインパルス状のトルク入力などでプラットフォーム自体を励振させ、プラットフォームの応答特性(動特性)を計測する。

ただし、現実の観測ロケットに搭載するためには機器の小型化や打ち上げ環境に耐えること、また検証するために必要な計測データを地上に送信することなど基本的な機能を備えている必要があり、観測装置の補助装置といへども最初の実験装置値として設計製造され、実験で実証される必要がある。

3. インフレータブル構造物の構成原理

インフレータブル・スペース・フレームの原理は街路で見かける「スペース・フレーム」という一般的な建築における骨組み構造物をモデルとしている。そ

の骨の部分インフレータブル部材に置き換えたものである。

利用するインフレータブル部材は、ポリイミドシートを丸めてチューブ状にしたもので、これを数本合体させる頂点で束ねたものになる。ポリイミドシートを用いたインフレータブルの棒状部材(以下ではインフレータブル・チューブ³⁾と呼ぶ)を図 2 に示す。また、インフレータブル・チューブを 4 本集めて正四面体を構成した例を図 3 に示す。

正四面体を構成できるのならば、その数を増やすことで大抵の形状の構造物を原理的には構成することができる。そのためには多数のインフレータブル・チューブが必要になり現実には実現は難しいかもしれない。

数十本程度のインフレータブル・チューブの複雑で実現可能な例を図 4 に示す。これはジオデジックドームを構成した例で、観測ロケットにおいても 3 次元的に展開させることは可能である。

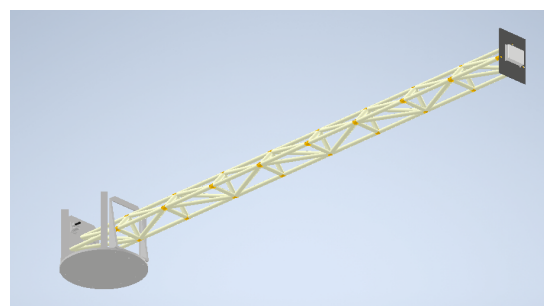


図1 インフレータブル・プラットフォーム例



図2 インフレータブル・チューブ

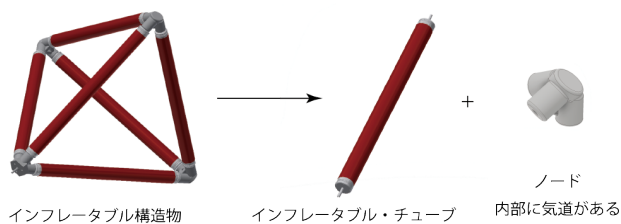


図3 インフレータブル・チューブによる構造物
(正四面体のインフレータブル構造物の作成例)

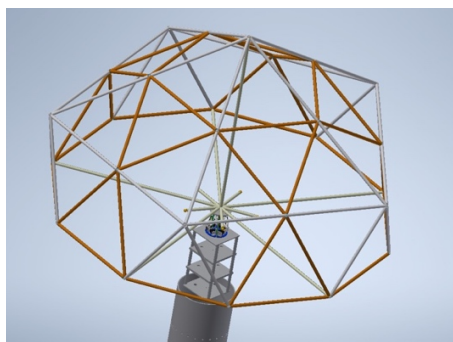


図4 インフレータブル・チューブによる構造物例

4. インフレータブル構造物の試作

観測ロケット S-520 シリーズに搭載可能なインフレータブル・スペース・フレームの検証モデルの試作を試みた。伸展トラスを想定した図1に示すモデルを対象とする。

このモデルは観測ロケットに複数のミッション機器をのせた相乗り実験での搭載を念頭においた。伸展物があるためノーズ・コーンが外れて宇宙空間に剥き出しになる位置への設置を想定している。サイズについては高さを 500mm としている。

インフレータブル・チューブ同士の角度は度数、やチューブの長さ誤差は数 mm が必要となる。まずは 1/3 スケールモデルを題材として、そのような部品を 3D プリンタで試作し、組み上がることを確認した。その結果を図5に示す。図1と同様のものが形状的にインフレータブル・スペース・フレームで構築できることを確認できた。

次に、図2に示したインフレータブル・チューブ、それらを結合する接点ノード（頂点）を想定原寸サイズ（断面正三角形の一辺は 180mm）で試作する。ただし、全体ではなくインフレータブルに関

係する部分だけを対象として試作した。インフレータブル・チューブの内部は結果的に全て管によって連結されており、1箇所から空気を送り込めば全てを膨張させる（インフレートさせる）ことができる。試作したインフレータブル・スペース・トラスに空気を入れて膨張させられるか確認した。このトラスを図6に示す。



図5 プラットフォーム構成確認用 1/3 モデル

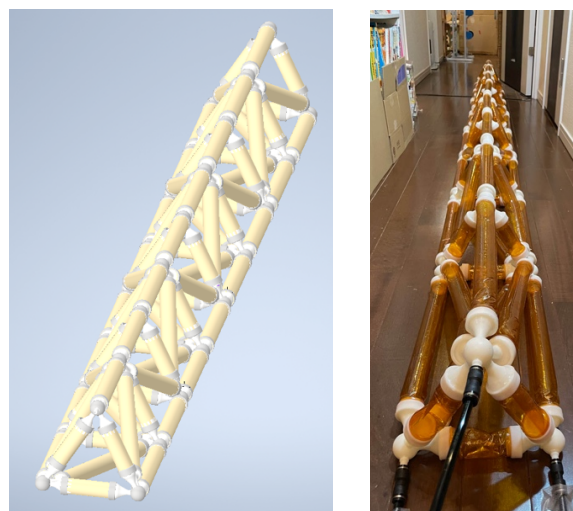


図6 伸展部分の設計と試作モデルの比較

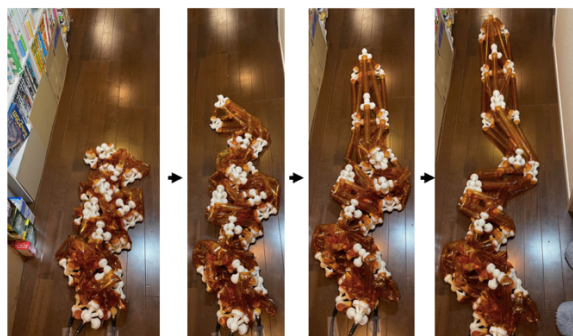


図7 プラットフォーム構成確認用 1/3 モデル

このトラスの膨張過程を図7に示す。空気を入れる前の段階では「折りたたむ」などの処置を行っておらず、床においただけの状態である。また、床も部分的に滑るところと滑らないところがあり、溝もある場所で展開させている。ガスは空気であり、圧力は制御せず自転車の空気入れを使って手動で入れたい。この作業は「膨張するかどうか」の定性的な確認を目的としたものなのでこれでよい。

図7において、ポリイミド材を痛めることを恐れゆっくりと画像下側から空気を入れている。そのためか、先頭部（画面上部）から膨張していった。直感的には空気挿入口に近い方から膨張すると想像したが、廊下の溝や部分的な床の滑りやすさも影響したようである。展開過程を観察するには試験環境に不備があるが、「結果として膨張してトラスを構築できるかどうか」を確認することが目的なので、この方法でよいと判断している。

最終的には図7に示すように、設計したインフレータブル・スペース・フレームによる伸展マスト（図7の左図）と同じ形状のもの（図7の右図）を実現することができた。伸展した後の全長は約3mである。

5. S-520の相乗りを想定した実験システム

観測ロケット S-520 シリーズの頭胴部に搭載する実験システム例を検討した。図8に概念図を示す。

図7で確認したトラスをロケット横方向に伸展させる実験を行うことを想定した案となっている。ロケット搭載に必要な必要なロンチロック機構や搭載コンピュータなどすべての機器を現実的なサイズでロケットの配置可能な領域に設置提案されている。

ロンチロックの方針としては、インフレータブル関連の部材をすべて「容器」に格納し安全化を図り、宇宙において容器の蓋を開けてその内部から伸展させるものとなっている。各々の部材をロンチロックするには数が多すぎるし、また展開動作の障害となる可能性が高いので、展開前の部材をまとめて取り扱うこととした。その際、展開トラスの一部をインフレータブル部材ではなく硬質の部材に変更している（図8中のオレンジ色部分は硬質部材）。トラス展開後の全長は3mを確保している。

インフレータブル部材を膨張させるのに必要なガスは観測ロケット姿勢制御で使用する N2 ガスを想定している。スラスト用のガス圧では直接利用できないので、実験システムに電磁弁と減圧用レギュレータを装着し、そこに供給してもらう。

この提案で検討している機器について、センサやコンピュータなどについては S-310-45 号機での実機製作経験をベースにしている。そのため、このサイズ以下で実現可能と判断している。ロケット側から供給される電源やテレメトリシステムとのやり取りについても実現可能なものが設計・適用されている。

図9に本講演時点での設計案を示す。IEP は Inflatable Extensible Platform という装置名であり、IPE-GAS はガス系コンポーネント、IEP-POD はインフレータブル部材を格納する容器（POD）であり、IEP-OBC は Onboard Computers の略式表記である。S-520 シリーズの頭胴部高さ 300 ミリ程度領域があれば格納できる（若干の調整は可能である）。

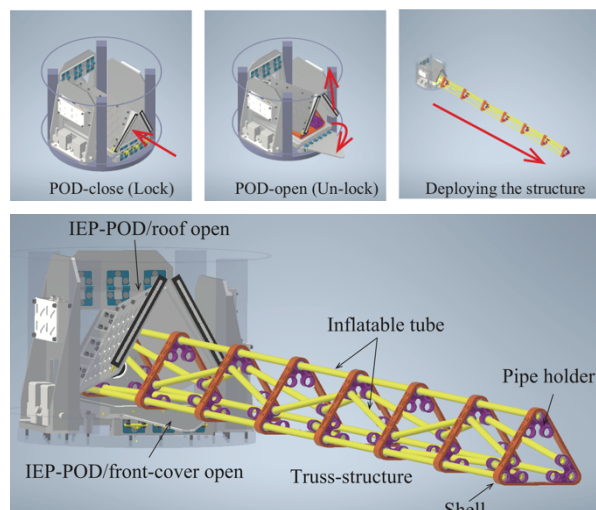


図8 S-520の頭胴部設置とした場合の提案例

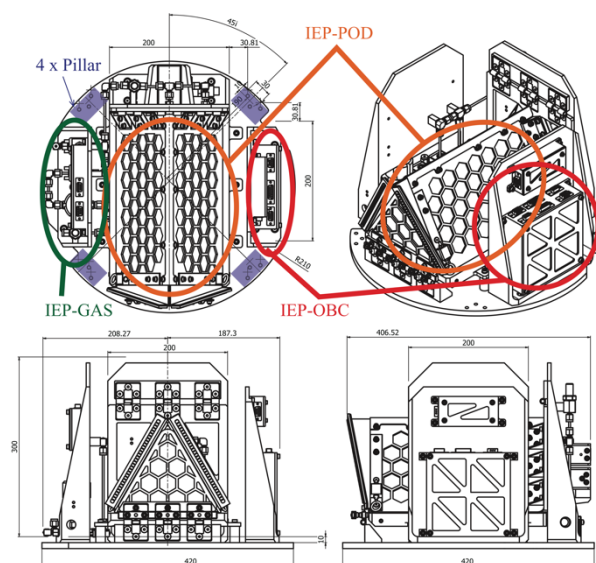


図9 実験装置システム設計例（外観図）

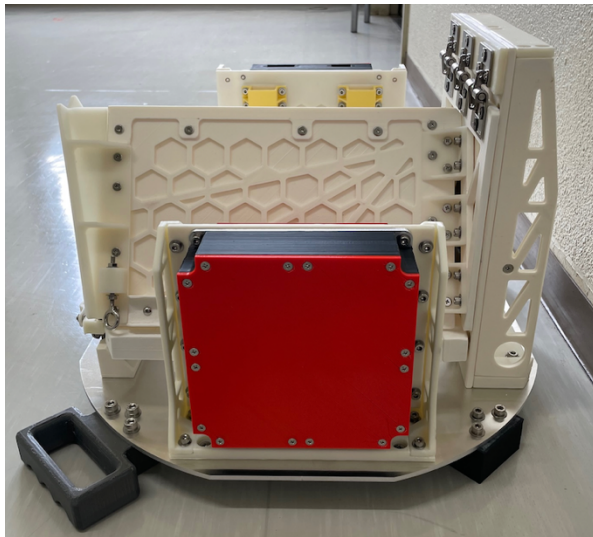
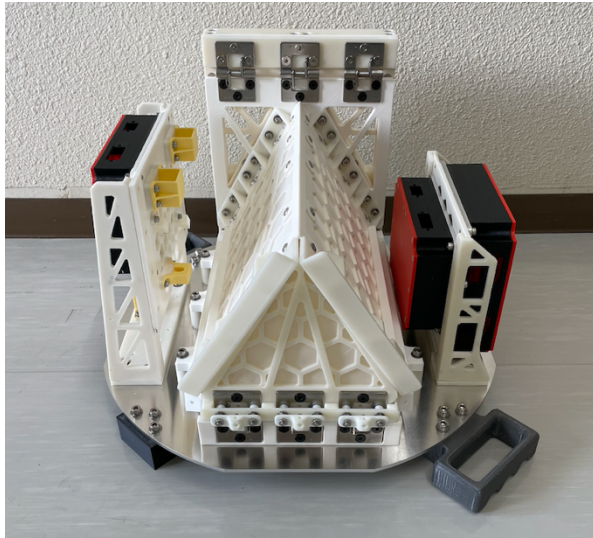


図 10 S-520 設置案の実寸モックアップ

図 10 に、図 9 で示した設計をもとに実寸で作成したモックアップの外観図を示す。設計データをそのまま 3D プリンタで設計し、配置や組み立てについて「不可能ではない」ことを確認した。また、コンポーネント内部には、ガス系の配管が可能であること、電子回路の部品が収まることを確認する目的もあり、一部確認作業が終了している。

現在は、電子回路全体を実装しつつ、インフレータブル部材から実験用のインフレータブル・トラスを作成し、その耐久性やハンドリングについて実験している。

6. おわりに

本稿では、観測ロケット用の伸展式マストをインフレータブル・チューブで構築したインフレータブル構造物で実現する提案を行った。形状としては地上建築物で使われているスペース・フレームを参考とし、インフレータブル・スペース・フレームで大抵の形状を実現できる目処を示した。さらに、CAD で設計した伸展トラスを題材にスケールモデルを試作し、要点であるインフレータブル部分の部分的な実現性についてモデルを使って確認した。

この段階ではまだ搭載可能性を担保することはできていない。しかし、実証実験として搭載場所、搭載時の容積が決まれば具体的な設計が可能で、上記の結果は直接反映できる。搭載実験用の装置では、打ち上げ時の機械環境に耐えて、また宇宙で展開するためのロンチロック機構が必須であり十分可能だと著者は考えているが、装置に割り当てられる容積が確定した後でないと具体的な設計を示すことはできない。

この実験はあくまでも実際に利用するための道具を準備することを目的としているので、精度や効率について追求する理論的な方向ではなく、低コスト化、小型化（小容積化）を念頭におき、利用状況に合わせた実装性、可用性の向上を評価軸とした活動を続けていく予定である。

参考文献

- 1) W.B. Fichtner, "A THEORY FOR INFLATED THIN-WALL CYLINDRICAL BEAMS," NASA Technical note, NASA TN D-3466, 1966
- 2) 福島：搭載用 PMS および PMS 利用のリファレンスミッション提案, 第 1 回観測ロケットシンポジウム, 2018
- 3) 安池優樹, 古谷寛：断面形状変形と圧縮応力を考慮したインフレータブルチューブの力学特性, 日本航空宇宙学会第 51 回構造強度に関する講演会, 和歌山, 2009, pp. 202 - 204.