

衛星搭載用スピン軸方向伸展マストの伸展安定性と制振に関する実験

ウェルリサーチ	渡辺和樹、竹澤進	サカセ・アドテック	渡邊秋人
日本技術計測	関谷忠彦	早大・理工	山川宏、角田博明
ISAS/JAXA	樋口健	金沢大	泉田啓

Experiments on Stability of A Spin-axis Extension Mast and Technology of Improving Micro Gravity Environment

Kazuki Watanabe[†], Susumu Takezawa

WEL Research Co., Ltd. 3-8-18-401, Yawata, Ichikawa, Chiba 272-0021

E-Mail: watanabe.kazuki@wel.co.jp

Akihito Watanabe

Sakase Adtech Co., Ltd. 14-10, Shimoyasuda, Maruoka-cho, Sakai, Fukui 910-0363

E-Mail: a-watanabe@sakase.co.jp

Tadahiko Sekiya

Nippon Engineering Measurement Ltd. 1296-59, Katakura, Hachiohji, Tokyo 910-0363

E-Mail: nem@ca.mbn.or.jp

Ken Higuchi

ISAS/JAXA 3-1-1, Yoshinodai, Sagamihara, Kanagawa 229-8510

E-Mail: higuchi@isas.jaxa.jp

Hiroshi Yamakawa, Hiroaki Tsunoda

Waseda University 3-4-1, Ohkubo, Shinjuku, Tokyo 169-8555

E-Mail: hiroshi@yamakawa.mech.waseda.ac.jp

Kei Senda

Kanazawa University Kakuma-machi, Kanazawa, Ishikawa 920-1192

E-Mail: senda.k@t.kanazawa-u.ac.jp

Abstract: One of important issues to be addressed to realize the practical space inflatable structure is how to control the movement during its deployment or extension and how to harden the structure and maintain the accuracy of shape for a long term after extended. To resolve this issue, two types of inflatable structure have been developed by making use of structural rigidizing method. One is to keep stiffness of the structure consistently during and after the extension by the shape recovery of open section tubular member that is called SPINAR (Space Inflatable Actuated Rod to keep here in after). The other is to store the tube made of aluminum/PET laminate material into pentalpha folding to ensure straight-ahead movement during the extension and to be rigidized by work-hardening of structural material after the extension. With those two individual methods, experimental model were developed and evaluated through extension test under the low-gravity environment using the plane, Gulfstream-II in this study. Meanwhile, in this experiment, a semi-active controlled damper system using electro rheological fluid (ERF) damper was applied.

1. 緒言

宇宙インフレータブル構造は、従来の機構方式に比べ、軽量・高収納率で部品点数が少ないため開発期間が短く低コスト化が図れるなど多くの期待が寄せられている。宇宙開発において、展開・伸展構造物の技術は重要であり、高度化するミッション要求に対し様々な工夫を凝らした展開・伸

展構造物が開発されてきた。そのほとんどは機構方式によるものであるが、将来さらに大型化、軽量化、衛星への搭載性を高めるなどの要求に対し、従来の機構方式ではいずれ限界が来るものと考えられる。インフレータブル方式はその解決策の一つとして、様々な機関で研究開発が活発化している¹⁾²⁾。

インフレータブル構造に関する筆者らの研究では、とくに硬化技術を重視し、熱可塑性剤や硬化剤による化学的硬化方法や加工や構造形状を利用した構造的硬化方法について検討してきた。本研究のテーマ名である「衛星搭載用スピン軸方向伸展マスト」は、構造的硬化方法を適用した棒状の宇宙インフレータブル構造(以下 SPINAR(Space Inflatable Actuated Rod)という)である。SPINAR は ISAS/JAXA で計画が検討されている磁気観測衛星 SCOPE のスピン軸に沿って上下各 5m (全長約 10m) 伸展されるセンサ伸展構造の有力な候補の一つとなっている。またもう一つの構造硬化方式として、アルミニウム/PET ラミネート材の内圧による加工硬化と五芒星折による伸展中の直進性を向上させる方式を組み合わせたインフレータブルマストを取り扱う。本研究では航空機による微小重力環境を利用してこれら 2 つの方式の実用性について実験検証するとともに、今後実機モデルの開発に必要な各種の設計解析パラメータの決定方法を検討することが目的である。一方、この目的に対し、より多くの成果を得るために、柔軟構造物の伸展・展開実験中の微小重力環境は実際の宇宙環境に近いマイクロ G レベルであることが望ましい。航空機の微小重力環境は、実際はその 2 桁以上も大きいミリ G のレベルである。広い周波数範囲でマイクロ G レベルまで低減することは困難であるが、供試体の実験に有害な影響を与えるような振動を極力抑えることは、本研究のみならず、様々な実験の成功に貢献する。本研究では SPINAR の伸展実験支援装置として電気粘性流体 (ERF) を用いた制振機構システム(以下、ERF ダンパ)を搭載し、これについても本研究のテーマとして取り扱う。

2. 実験装置および供試体の概要

2.1 実験システム全体

本研究で G- 航空機実験用に製作した実験システムの外観を Fig.1 に示す。本実験システムは SPINAR と五芒星折伸展マストの供試体を搭載し機体前方に向かって伸展動作を行う。全体質量約 150kg の実験装置は ERF ダンパによって支持され、パラボリックフライト中の航空機の擾乱をできるだけ遮断する。

2.2 SPINAR

SPINAR は、SCOPE 搭載時と同様に全伸展長さ 5m とし、できるだけ実機に近い状態で特性を把握することが望ましい。しかし、G- 機内の実験スペースとその他の必要な器材のレイアウトの制約から、供試体はその約半分の 2.3m で実施した。Fig.2 に SPINAR の実験風景を示す。SPINAR は、

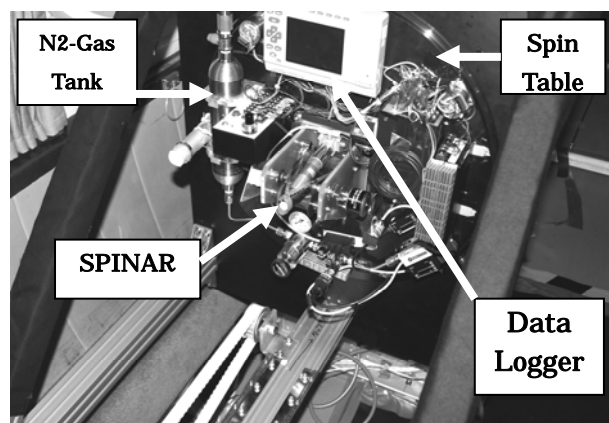


Fig.1 Overview of Experiment System



Fig.2 SPINAR Experiment Overview
(Completely Extended Condition)

星のスピン状態を模擬するためのスピントーブル上に取り付けられる。伸展距離に同期してスライドするビデオカメラで、伸展中の挙動を観測し、その画像から伸展運動や構造特性を分析する。スピントーブルのスピンレートは最大 125rpm とした。実際の衛星スピンレートは 20rpm の計画であるが、本実験では SPINAR は長さ 2.3m であるため、スピンレートによる機械的環境条件を等価にするために、SPINAR の剛性設計値から 125rpm を

設定した。この結果、スピン軸からのずれとスピンレートから発生する遠心力は、曲げ荷重として20倍程度厳しい条件となるため、低いレートから徐々にスピンレートを増加して実験を行った。強度的には厳しい条件となるが、この条件下においても安全に確実に伸展できることを確認することによって SPINAR の強度についても十分な評価につながる。

2.3 五芒星折伸展マスト

五芒星折伸展マストは Fig.3 に示すとおり、ラックのフレームに実装される。本供試体は、後方から前方に向かって、膨張展開する。展開後は、直径 150mm で長さ約 2m の円柱となる。展開挙動は機内天井に設置したステレオカメラで撮影し、画像処理によって展開の挙動を数値的に分析する。また展開後の剛性を、内圧保持と内圧除去の状態について画像から推定する。供試体にはアルミニウム/PET ラミネート材を構造材料に用いており、内圧による同材料の加工硬化によるインフレータブル剛性保持性能を評価する。

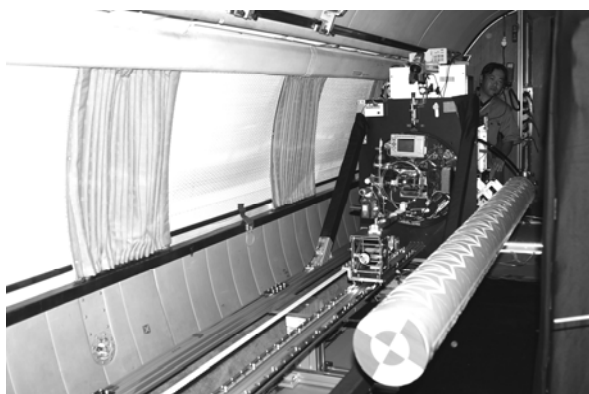


Fig.3 Pentalpha folded mast experiment overview
(Completely extended condition)

2.4 ERF ダンパ

実験装置全体は Fig.4 のように、前後それぞれ2台の ERF ダンパを介して機体に取り付けられる。ERF ダンパは実験装置に取付けた加速度センサと航空機床に取り付けた加速度センサからの各信号の微分によって位相を判別し、両方の位相を比較し、同位相のとき ERF に電圧を入力し、逆位相のときは入力せず通常のパッシブ制振の状態に切り替えるように制御される³⁾⁴⁾。

3. 実験結果

3.1 SPINAR 伸展実験

SPINAR は最大 125rpm の回転に対し、确实且つ

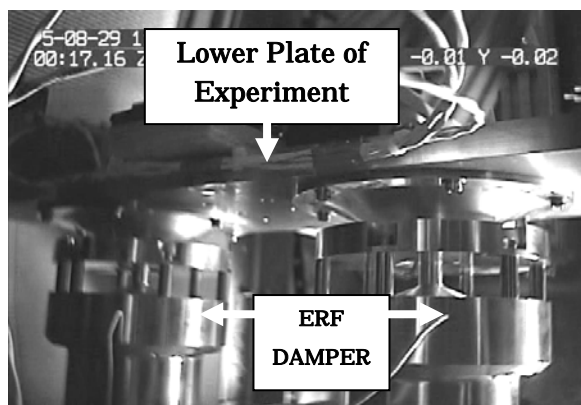


Fig.4 ERF damper experiment overview

安定して伸展することが確認できた。スライド式ビデオカメラで撮影した伸展中の SPINAR 先端の映像は運動計測ソフトウェア Pc-Vector を用いて分析し伸展挙動を数値化した。この数値データから FFT 処理による周波数分析を行った結果 SPINAR の基本振動数は 2.65 ~ 2.86Hz に存在することを確認した。地上 1G リファレンス実験の結果と比較すると、航空機実験の結果は 1% 程度低い。重力による幾何剛性の影響とスピン運動による振動モードの非線形性による固有振動数の低下であると推測し現在分析を進めている。また本実験結果に基づき、実機相当に換算し、実機搭載条件として設定した要求を満足することを確認した。また伸展速度は内圧によって調整しているが、地上で調整したときの伸展完了時間より微小重力環境での伸展時間は 1 割程度早めになる。微小重力環境になることで、摩擦が減少したことと、機内の気圧が上空で低下して起こることが考えられるがこれらのデータも今後の宇宙インフレータブル展開構造の研究において貴重な知見である。

3.2 五芒星折伸展マスト

五芒星折伸展マストは、比較で実施した六角折マストに比べて、伸展の直進性に優れていることを示した。また折り方のパラメータを変えた五芒星折の伸展実験や五芒星折で材料の厚さを違えた実験も実施した。五芒星折の設計パラメータによって若干直進性が失われるものもあるが、いずれも六角折マストより優れた結果を得た。パラメータを適切に選択した五芒星折を用いると、直進性に優れた展開挙動が得られることが実証できた。加工硬化による振動数の上昇幅は、航空機実験のほうがやや大きい。地上実験では、吊り下げる糸により運動が拘束されて完璧に折癖を消去できないこと、重力により剛性が低下するように断面形状が変形したこと等が原因と考えられる。加工硬化を生じる場合について、

折形状によって振動数が大きく異なることはない。ただし、これらの供試体では、膜面の単位面積あたりに存在する折線の長さが概ね同じである。また、厚い2層フィルムによって作製した五芒星折の振動数は、他の供試体よりも高く、理論値から得られる結果に符合する。ただし、展開後の2層フィルム供試体を観察すると、アルミニウム層が折目で破断している場合が見受けられた。そのため、他の薄い3層フィルムの場合に比べ、加工硬化後の振動数が理論値に近づかなかったと考えられる。

3.3 ERF ダンパ

実験装置全体約 150kg は ERF ダンパのプラスチック製の板ばねで支持されるが、微小重力時には、実験装置全体を約 15mm 浮上させ、 $\pm 15\text{mm}$ のストローク範囲で制動する動きが鮮明に確認できた。ERF ダンパ制振実験に関しては、制御周波数 (50Hz) に対し高電圧装置の応答が遅く、当初予定した加速度または相対変位フィードバック制御方式を適用して行う制御が十分な精度で実施できなかった。しかしながら、パラボリックエントリ直後やタービュランスによる急激な加速度の変化に対し、従来の受動制振方式に比べ安定しており、伸展アンテナの伸展実験中の有害な G ジッタを遮断でき、伸展実験時の G 環境の改善に貢献できた。Fig.5 に振動低減の様子を示す加速度データの一例として、ベースの振動と印加電圧 300V としたときのペイロード側の加速度データを示す。パラボリックフライト中の振動は、通常のパッシブ制振と同様に低減されている。ERF ダンパを用いないで機体に固定した状態での SPINAR 伸展実験の実験も実施しているが、振動によって、伸展中に折れ曲がる現象が確認された。今後同様の伸展実験には制振は必須と言える。

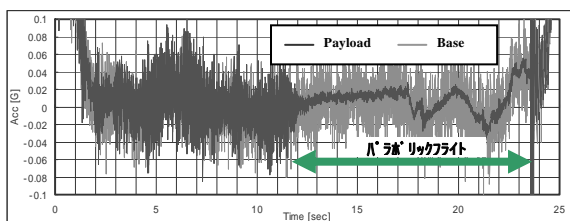


Fig.5 Effect of vibration reduction by ERF damper (at 300V input)

4. まとめ

インフレーターブル機構伸展実験は、想定される機械環境において安全で確実な伸展が確認され、予定したデータはすべて取得できた。これによって SPINAR の概念および構造設計手法の妥当性が確認できた。実験データに基づき実機搭載を想定した解析の結果から、インフレーターブル構造案は

設定した要求を満足できると考える。また従来の機構方式に比べ、軽量化、省スペース、開発期間の短縮など有利となる見通しが一連の実験装置開発を通して得ることができた。SPINAR 実験の支援装置として用いた ERF ダンパは、パラボリックエントリ直後やタービュランスによる急激な加速度の変化に対し、従来の受動制振方式に比べ安定しており、同時に伸展アンテナの伸展実験中の有害な G ジッタを遮断でき、伸展実験時の G 環境の改善に貢献できた。大型宇宙機搭載構造物は、収納効率の向上と低コスト化への要求は今後益々高まる傾向にあり、宇宙インフレーターブル構造の研究はこれから確実に重要性を増すと考える。インフレーターブル構造の開発では、従来の機構設計の知識だけでは不十分であり、これまでに経験のない状況を想定し、多くの仮定に基づいた検討が必要となる。その想定や仮定が妥当性であることを如何に確認していくか、また確実な動作機能を如何に実施検証するかは、宇宙インフレーターブル構造を実用レベルに導く上で極めて重要となるため、微小重力環境下での実験は今後益々重要となる。

参考・引用文献

- 1) D. Lichodziejewski, G. Veal, R. Helms, R. Freeland, M. Kruer, "Inflatable Rigidizable Solar Array for Small Satellite", 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 7-10 April 2003, Norfolk Virginia, AIAA2003-1898.
- 2) Tsunoda, H. and Senbokuya, Y., "Deployment Characteristics of Rigidizable Space Inflatable Structures", Space Technology, Lister Science, Vol. 23, No. 2-3, pp. 119-129, (2003).
- 3) Watanabe, Yamakawa Study of Electro Rheological Fluid Damper for Microgravity Experiment, 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures 7 April 2003.
- 4) Maruyama, Watanabe, Sudo, Yone, Development of Non-linear Passive Damper for Microgravity experiment and g-jitter reduction, Japan microgravity conference Vol16, 1999.