

IIII 航空機を用いた学生無重力実験コンテスト IIIII
(原著論文)

パラボリックフライトによる微小重力環境を利用した
柔軟宇宙構造物の軌道上挙動推定法

嶋崎 信吾・村田 亮・丸木 悠暉

**Estimation Method of Dynamic Behavior of Flexible Structure in Space
using Microgravity Environment by Parabolic Flight**

Shingo SHIMAZAKI, Ryo MURATA and Yuki MARUKI

Abstract

In recent years, the research on flexible space structure is rapidly advanced in many country. One of the examples of the flexible space structure, the authors has been developing a nano-satellite named "SPROUT". The main mission of SPROUT is deployment demonstration of combined membrane structure by the inflatable tube. But, flexible space structure is difficult to experiment on the earth because air drag and gravity is very affected. So, we need know numerical analysis result of deployment dynamics. However, it is not enough data because the results of deployment demonstration on orbit are very few. So the purpose of this experiment, we establish the new estimation method of flexible space structure by ground experiment and microgravity experiment. We think the results of this experiment are big steps of realization of large scale of flexible space structure.

In this paper, the author introduces the results of experiment and the new estimation method of flexible space structure by ground experiment results.

Keyword(s): Microgravity, Flexible Space Structure, Parabolic Flight, Combined Membrane Structure

1. 序論

1.1 背景

一般にロケットを用いて宇宙空間へとペイロードを搬送する場合、その搬送コストはペイロードの重量と体積に比例するため、大面積を有する構造物を宇宙空間に構築するためには莫大なコストを必要とする。そのため、そのような宇宙構造物は高収納で可展開性を有し、なおかつ軽量であることが望ましい。近年、それらを満たす構造として、ポリイミドフィルムなどの薄い膜面（数 μ m程度）やケーブル、インフレータブル構造（ガスを注入して膨らませる袋状の膜）といった構造要素で構成された柔軟宇宙構造物が、次世代の宇宙構造様式として注目されている。このような構造様式は重量・体積に比べて大面積を確保することが可能なため、軽量・小容積で打ち上げて軌道上で大型に膨張展開することにより、大型通信アンテナやサンシールド、ソーラーセイルや小型衛星のデオービット機構などへの応用が期待されている。2010年5月には宇宙航空研究開発機構（JAXA）により、

膜面展開構造を有した小型ソーラー電力セイル実証機「IKAROS」が打ち上げられ、宇宙空間で14m四方の膜面の遠心力展開・展張、太陽光子による加速・航行を世界で初めて実証した¹⁾。また、2014年5月には日本大学で開発した複合膜面展開実証衛星「SPROUT」(Fig. 1)が打ち上げられ、現在運用中である。メインミッションとして、二本のインフレータブルチューブと膜面から成る「複合膜面構造物」の展開実証を行う。複合膜面の展開は2015年1月末を予定している。

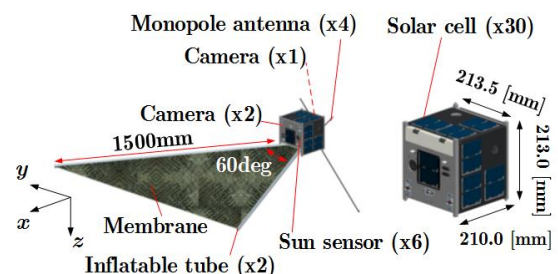


Fig. 1 Nano-satellite named "SPROUT"

日本大学 理工学研究科 〒274-0063 千葉県船橋市習志野台 7-24-1
College of Science and Technology, Nihon University, 7-24-1, Narashinodai, Funabashi-shi, Chiba 274-8501, Japan
(E-mail: maruki@forth.aero.cst.nihon-u.ac.jp)

しかし、これら柔軟宇宙構造物の実用化・応用にはまだ多くの技術的課題が残されており、中でも、打ち上げ前の地上実験における大きな問題点として以下の3点が挙げられる。

- (1) 展開挙動の再現性確保
- (2) 小さいモデルと実機サイズにおける相似則の確立
- (3) 重力や空気抵抗の影響を考慮した、地上実験による軌道上挙動推定法の確立

この内(1)に関しては、藤井・村田らによって製作誤差のばらつきを低減し再現性を確保する手法が提案され²⁾、(2)に関しては柳澤や牟田らによって重力や空気力などの相似パラメータを一致させることで相似関係が成り立つことが報告されている^{3),4)}。しかし(3)に関しては確たる方法が確立されておらず、数値計算に頼っているのが現状である^{5),6)}。この問題を解決しないことには、打ち上げ前に展開挙動を評価することは困難である。今後膜面などの柔軟宇宙構造物を実用化していくためには数値計算のみならず地上実験によって挙動予測を行っていくことが必要である。

1.2 本研究の目的

1.1 節を踏まえ、本研究では、柔軟宇宙構造物の地上実験結果を用いた軌道上での挙動推定手法を提案することを目的とする。この目的を達成することが出来れば、数値計算のみに頼らない新たな軌道上挙動推定法が確立され、今後柔軟宇宙構造物を設計開発していく上で有益であると考えている。

1.3 本研究でのアプローチ方法

1.3.1 複合膜面構造物

本研究では、インフレーターチューブ (Fig. 2) を支持部材として伸展させその伸展に付随させる形で膜面を展開させる「複合膜面構造物」(Fig. 3) を対象とする。複合膜面構造は収納状態では支持部材も柔軟であり、紫外線やガスを用いて硬化させることにより剛性を得て膜面を展開・支持することから、IKAROS のような支持部材のない膜面よりも高い形状精度を得ることが出来、かつ折り畳み方法などを変えることにより様々な形状に応用することが可能なため、今後の応用が期待されている。この複合膜面構造物について、地上実験と微小重力実験を実施し、これらの結果を統合することによって軌道上挙動推定を行う。

1.3.2 航空機による学生無重力実験コンテスト

JAXA では毎年、宇宙環境利用に関する大学生等の理解を深めるとともに、将来の宇宙開発を担うべき人材の育成に寄与することを目的として、「航空機による学生無重力実験コンテスト」を実施している。航空機を放物線飛行 (パラボリックフライト) させることにより機内に疑似的な微小重力状態を作り出すことが出来るこの実験

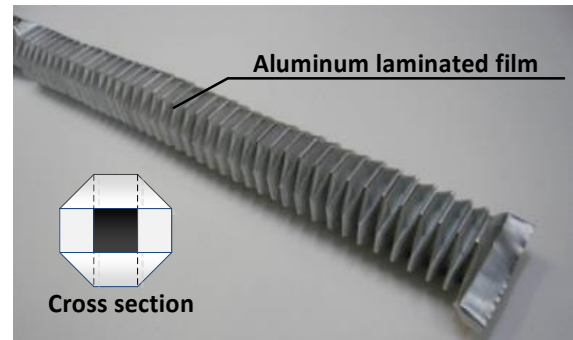


Fig. 2 Inflatable tube

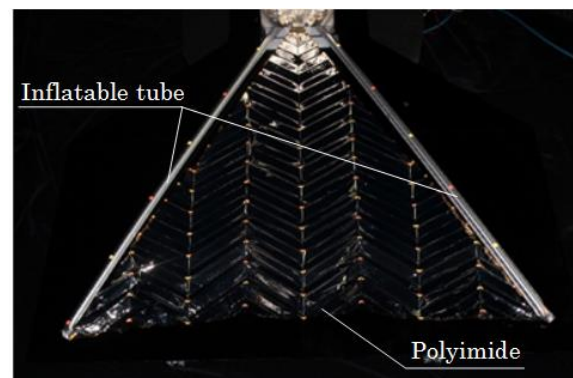


Fig. 3 Combined Membrane Structure

は、以下のようなメリットがあると考えられる。

- 落下を利用した微小重力実験は数秒程度の微小重力環境しか得られないが、パラボリックフライトの場合は約 20~25 秒と比較的長い微小重力環境を得ることが出来る
 - 落下実験に比べ比較的広い実験空間を確保できる
 - 気球実験や観測ロケット、国際宇宙ステーションでの実験に比べて、簡易で安価に実験を行うことが可能
 - 上空では機内気圧が低下するため、地上実験と比較することにより空気抵抗の影響を抽出することも可能
- 以上のような利点から、本研究ではこの学生無重力実験コンテストに応募し、実験を行った。

2. 地上実験と微小重力実験の結果を用いた軌道上挙動推定法

2.1 全般

地上実験 (添え字 g) と微小重力実験 (添え字 μ)、そして軌道上 (添え字 o) における、時刻 t のときの i 番目の特徴点への位置ベクトルをそれぞれ

$$\begin{cases} {}^t P_g^i ({}^t x_g^i, {}^t y_g^i, {}^t z_g^i) \\ {}^t P_\mu^i ({}^t x_\mu^i, {}^t y_\mu^i, {}^t z_\mu^i) \\ {}^t P_o^i ({}^t x_o^i, {}^t y_o^i, {}^t z_o^i) \end{cases}$$

とする。座標系等は Fig. 4 の通りに設定する。

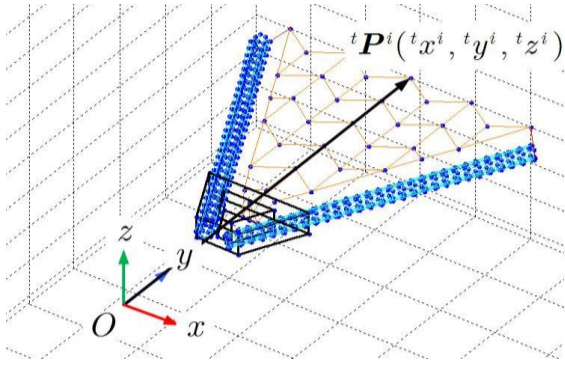


Fig. 4 Definition of axis and position vector

【 $t x_o^i, t y_o^i$ の推定】

はじめに, x 軸方向の変位 $t x_o^i$ を推定する. $t P_g^i$ における i 番目の特徴点の, 時刻 t_0 から t_1 のときの x 軸方向の変位 $t_0 \rightarrow t_1 d_o^i$ は

$$t_0 \rightarrow t_1 d_g^i = t_1 x_g^i - t_0 x_g^i \quad (1)$$

で表され, $t P_\mu^i$ に関しても同様にして,

$$t_0 \rightarrow t_1 d_\mu^i = t_1 x_\mu^i - t_0 x_\mu^i \quad (2)$$

で表される. 地上実験における空気密度を ρ_g , 微小重力実験時の空気密度を ρ_μ とし, 空気密度と x 軸方向の変位の関係がおおよそ比例関係で表されると仮定すると, 2点を通る直線の方程式から

$$t_0 \rightarrow t_1 d_o^i(\rho) = \frac{t_0 \rightarrow t_1 d_g^i - t_0 \rightarrow t_1 d_\mu^i}{\rho_g - \rho_\mu} (\rho - \rho_\mu) + t_0 \rightarrow t_1 d_\mu^i \quad (3)$$

という式を導くことができる. 上式より, 軌道上(空気密度 $(\rho_o \approx 0)$)における時刻 t_1 のときの i 番目の特徴点の x 軸方向の変位 $t_0 \rightarrow t_1 d_o^i$ は

$$t_0 \rightarrow t_1 d_o^i = -\frac{t_0 \rightarrow t_1 d_g^i - t_0 \rightarrow t_1 d_\mu^i}{\rho_g - \rho_\mu} \rho_\mu + t_0 \rightarrow t_1 d_\mu^i \quad (4)$$

となる. これを一般化すると, 時刻 $t + \Delta t$ のときの i 番目の特徴点の x 軸方向の変位 $t + \Delta t x_o^i$ は, 直前の時刻 t のときの位置 $t x_o^i$ を用いて,

$$t + \Delta t x_o^i = t x_o^i - \frac{t_0 \rightarrow t_1 d_g^i - t_0 \rightarrow t_1 d_\mu^i}{\rho_g - \rho_\mu} \rho_\mu + t_0 \rightarrow t_1 d_\mu^i \quad (5)$$

となる. y 軸に関しても同様にして考えると, $t + \Delta t y_o^i$ は,

$$t + \Delta t y_o^i = t y_o^i - \frac{t_0 \rightarrow t_1 d_g^i - t_0 \rightarrow t_1 d_\mu^i}{\rho_g - \rho_\mu} \rho_\mu + t_0 \rightarrow t_1 d_\mu^i \quad (6)$$

となる. ただし, 初期値として $t = 0$ のときの座標 $t x_o^i, t y_o^i$ は微小重力実験のときの初期座標 ${}^0 x_\mu^i, {}^0 y_\mu^i$ を用いる.

【 $t z_o^i$ の推定】

z 軸方向は微小重力実験で得られた時刻歴変位 $t_0 \rightarrow t_1 d_z^i$ を元に, 空気抵抗の影響を補正することによって推定する. 地上及び微小重力実験時の時刻 t_0 から t_1 にかけての z 軸方向の変位は,

$$t_0 \rightarrow t_1 d_g^i = t_1 z_g^i - t_0 z_g^i \quad (7)$$

$$t_0 \rightarrow t_1 d_\mu^i = t_1 z_\mu^i - t_0 z_\mu^i \quad (8)$$

で表される. 運動の変位が顕著な y 軸方向に関して, 微小重力実験時と軌道上推定時の時刻 t_0 から t_1 にかけての速度差の比例定数 k は, 地上実験時と微小重力実験時の y 軸方向の時刻 t_0 から t_1 にかけての変位を

$$t_0 \rightarrow t_1 d_\mu^i = t_1 y_\mu^i - t_0 y_\mu^i \quad (9)$$

$$t_0 \rightarrow t_1 d_o^i = t_1 y_o^i - t_0 y_o^i \quad (10)$$

として

$$t_1 k = \frac{t_0 \rightarrow t_1 d_o^i}{t_0 \rightarrow t_1 d_\mu^i} = \frac{t_1 y_o^i - t_0 y_o^i}{t_1 y_\mu^i - t_0 y_\mu^i} \quad (11)$$

で表される. 修正された z 軸方向の変位 $t_0 \rightarrow t_1 d_z^i$ は, x, y 軸方向と同様に 2点を通る直線の方程式を考え, 空気抵抗と重力の影響を補正した $t_0 \rightarrow t_1 d_z^i''$ を用いて

$$t_0 \rightarrow t_1 d_z^i = t_1 k \cdot t_0 \rightarrow t_1 d_z^i'' \quad (12)$$

となる. なお, 軌道上での z 軸方向座標を

$$t + \Delta t z_o^i = t z_o^i + t_1 k \cdot t_0 \rightarrow t_1 d_z^i'' \quad (13)$$

として推定する. ただし, x, y 軸方向と同様に初期値 ${}^0 z_o^i$ は微小重力実験時の初期値 ${}^0 z_\mu^i$ を採用する.

以上より, 軌道上での各特徴点の時刻歴軌跡を,

$$t + \Delta t x_o^i = t x_o^i - \frac{t_0 \rightarrow t_1 d_g^i - t_0 \rightarrow t_1 d_\mu^i}{\rho_g - \rho_\mu} \rho_\mu + t_0 \rightarrow t_1 d_\mu^i$$

$$t + \Delta t y_o^i = t y_o^i - \frac{t_0 \rightarrow t_1 d_g^i - t_0 \rightarrow t_1 d_\mu^i}{\rho_g - \rho_\mu} \rho_\mu + t_0 \rightarrow t_1 d_\mu^i \quad (14)$$

$$t + \Delta t z_o^i = t z_o^i + \frac{t_0 \rightarrow t_1 d_o^i}{t_0 \rightarrow t_1 d_\mu^i} \cdot t_0 \rightarrow t_1 d_z^i''$$

として推定を行う.

3. 実験

3.1 実験手順・実験装置

実験は以下の手順で行った。

1. 複合膜面を折り畳んで収納機構 (Fig. 5) に収納する。
2. 実験開始信号を検知し、収納機構を保持するテグスをヒートカットすることで収納機構の蓋を開放する。
3. 電磁バルブを用いた圧力制御により、インフレータブルチューブにガスを注入して伸展させ、その伸展に伴いチューブに接合された膜面を展開する (Fig. 6)。
4. 展開の様子を7台のカメラで撮影する。
5. 膜面に貼付された特徴点の座標を映像から読み取り、

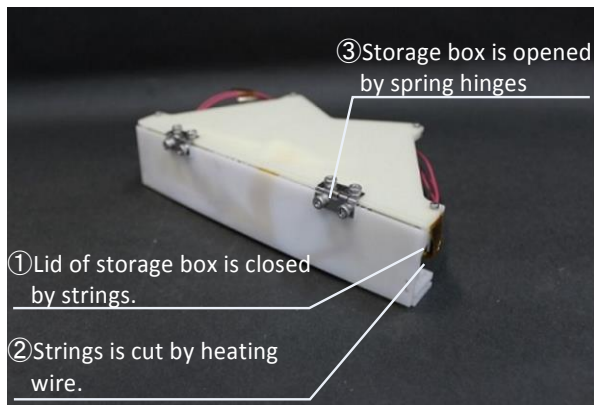


Fig. 5 Sample (Storage box)



Fig. 6 Sample (combined membrane)

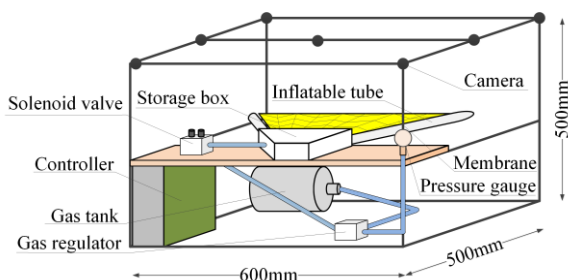


Fig. 7 Experiment frame

6. ステレオ視法によって3次元位置へと復元する。
6. 1~5の手順を地上実験と微小重力実験で行い、得られた特徴点の時刻歴軌跡から軌道上での挙動推定を行う。

実験供試体および実験装置を Fig. 5~7 に示す。支持部材であるインフレータブルチューブは2枚のアルミラミネートフィルムの両端を熱融着し、8角形折りにより成形したものを使用する。膜面は厚さ 12.5 μ m の片面アルミ蒸着ポリイミド膜を使用しており、一辺 440mm の膜面を二重波形可展面 (通称、ミウラ折り) を用いて折り畳んでいる。2本のインフレータブルチューブにガス (Air) を圧力 70kPa で注入し伸展させ、その伸展に付随させ膜面の展開を行う。

3.2 3次元位置復元精度

3次元位置復元の精度を検証するため、マス目の大きさが既知であるチェスボードを、実験で用いたものと同様の計測システムで撮影し3次元位置に復元、基準点からの距離を計測し真値との比較を行った。その結果を Fig. 8 に示す。検証の結果、計測した全52点の特徴点の真値からのズレは最大で 4.0mm、平均で 2.3mm であった。人間が画像から特徴点のピクセル値を読み取り復元しているため誤差の値はその読み取りの精度に依存にもするが、おおよそこのオーダーで復元できていると考えられる。

3.3 実験結果

以下に、地上実験と微小重力実験の様子と3次元位置復元結果 (Fig. 9,10)、そしてその2つの結果から得られた軌道上挙動推定結果 (Fig. 11) を示す。なお、各図の点線の間隔は 100[mm]である。

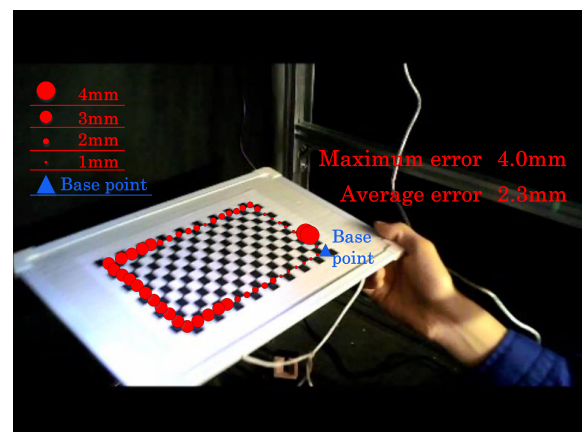
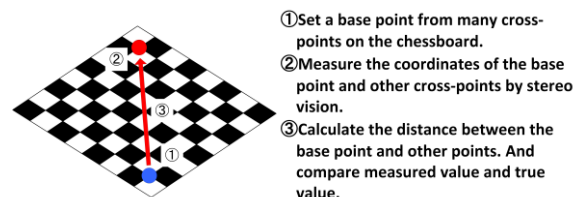


Fig. 8 Error map

3.4 地上実験と微小重力実験の結果及び軌道上挙動推定

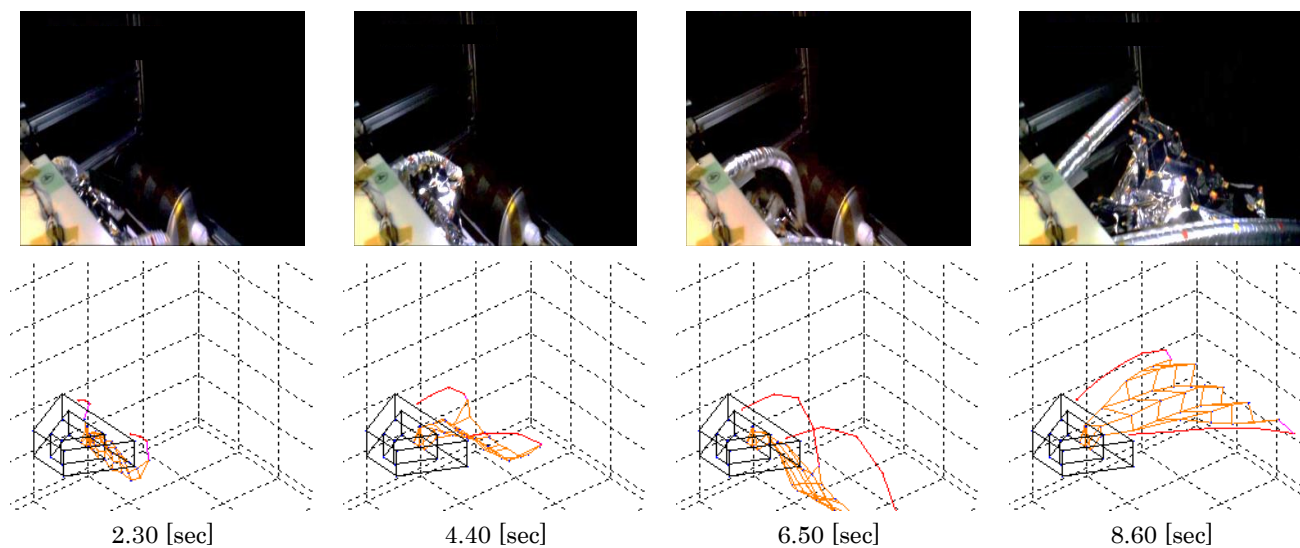


Fig. 9 Results of ground experiment

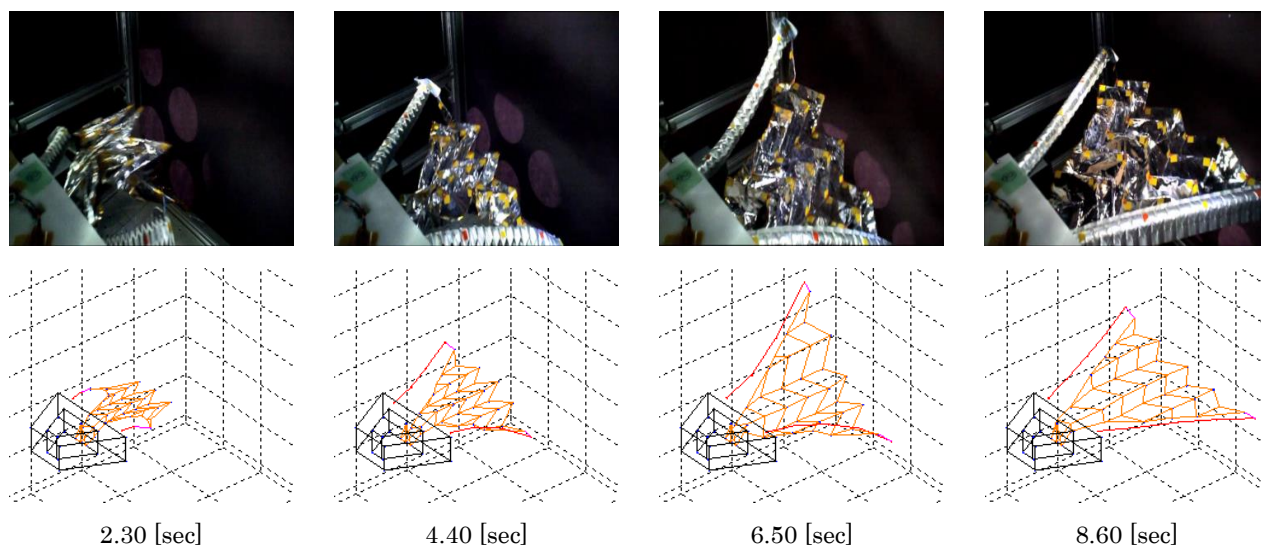


Fig. 10 Results of microgravity experiment

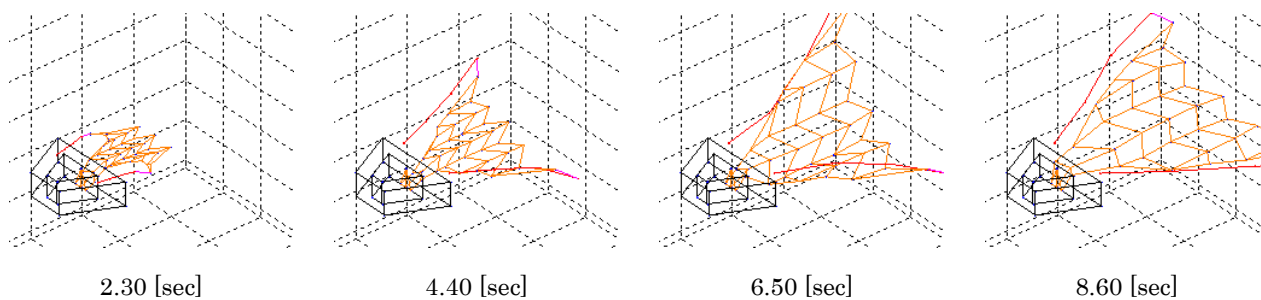


Fig. 11 Results of estimation on orbit

4. 考察

4.1. 各種実験結果と軌道上挙動推定結果に関する考察

Figure 9 を見ると、地上実験では重力の影響が顕著に現れ複合膜面全体が鉛直下方向に湾曲しつつ展開が行われている。展開終盤ではチューブは重力に逆らい、真っ直ぐに伸びている。これはチューブの内圧が上昇し、重力よりもチューブ壁面の張力が大きくなったためであると考えられる。それに対し Fig. 10 では、重力による湾曲の影響はほとんど見て取れないものの左側のチューブが上に、右側のチューブが下に湾曲し斜めになりながら展開が行われていることが分かる。これは、折り目の折り癖が影響を及ぼしているものと考えられる。これらの結果を元に軌道上挙動を推定した Fig. 11 を見ると、空気抵抗と重力の影響が除されているため地上実験や微小重力実験よりも速くそして下方向に落ちることなく展開している。Figure 12 に膜面先端の特徴点のy,z軸方向の時間対変位を、そして Fig. 13 に微小重力実験時の機内気圧と各軸方向の重力レベルを示す。

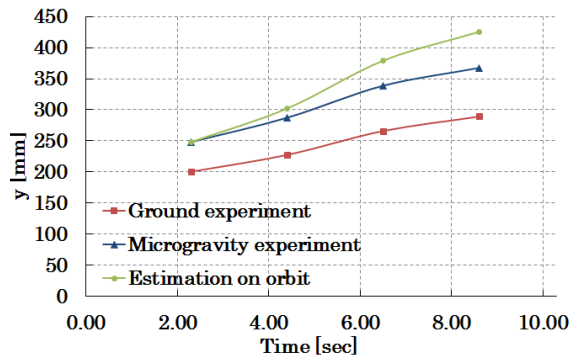
Figure 12(a)を見ると、微小重力実験時のy軸方向変位から地上実験時のy軸方向変位への差はおよそ0.7~0.9倍となっており、これは Fig.13(a)に示した機内気圧に近い値を示していることから、空気抵抗を除いたy軸方向の軌

道上推定軌跡は妥当であると考えられる。ただし、これは今回用いた実験供試体での伸展速度であるがゆえに近い値を示したと考えられ、伸展速度が増し、空気抵抗の影響がさらに顕著に効いてくる対象物に関しては、空気密度と変位の間に比例関係が成り立たない場合が考えられ、立式を工夫していく必要がある。例えば、モデルを大きくしていくと比例関係が成り立たなくなるような対象物に関して、その誤差値に関する補正式を導出する方法が考えられる。

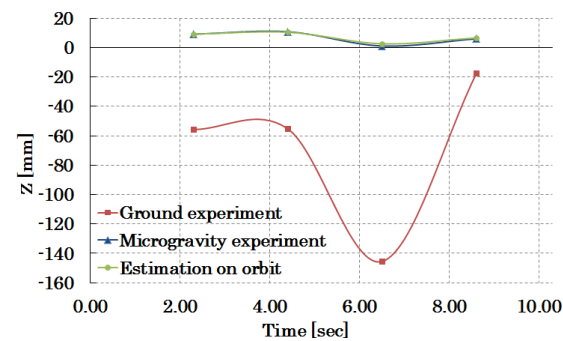
また、Fig.12(b)を見ると微小重力実験中の各軸方向加速度はほぼ0を示しており、Fig.13(b)のz軸方向変位において軌道上推定軌跡が微小重力実験の軌跡にほとんど一致していることから、z軸方向も妥当であると考えられる。

4.2. 再現性に関する考察と追試

4.1 項に述べたようにチューブの折り癖が展開挙動に大きく影響を及ぼしているものと考えられる。この折り癖の影響が再現性を有しているかどうか確認するため、実験で使用したものと同様のチューブを使用して鉛直下方向に垂らした状態でガスを注入し、その挙動を観察した。その結果を Fig. 14 に示す。また、実験で使用したものと異なるチューブを用いた伸展実験の結果を Fig. 15 に示す。なお破線は中心軸を示している。

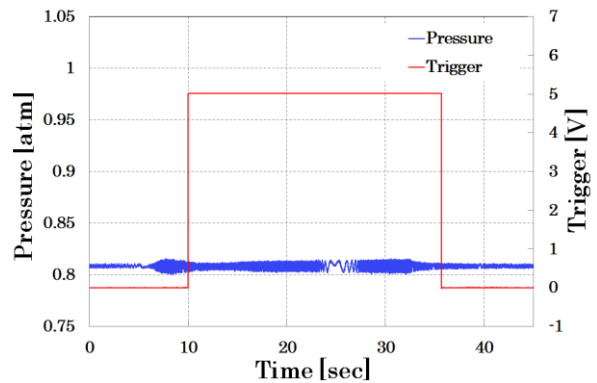


(a)

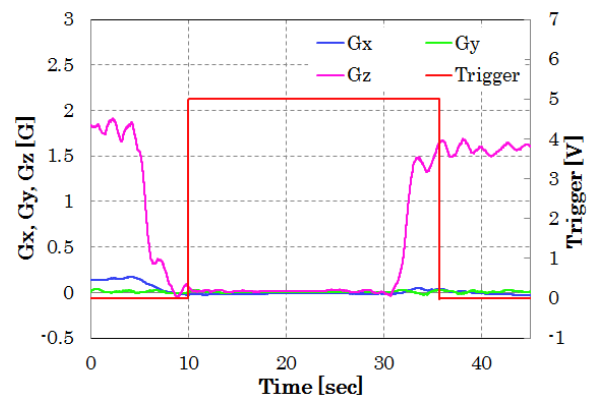


(b)

Fig. 12 Displacement of y axis direction(a) and z axis direction(b)



(a)



(b)

Fig. 13 Atmospheric pressure in plane(a) and gravity level(b)

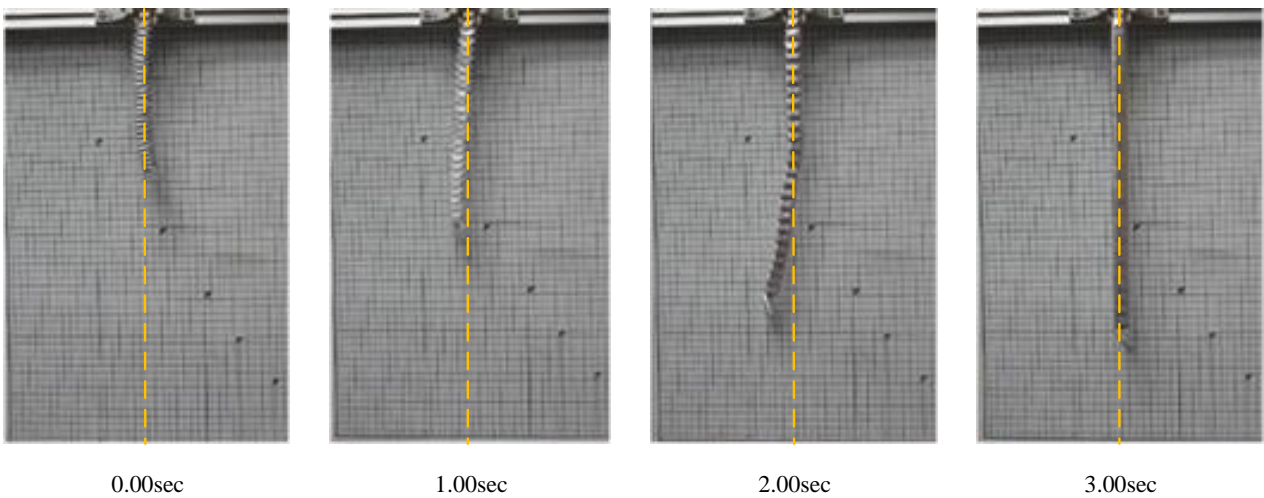


Fig. 14 Extension experiment using the tube similar to the microgravity experiment

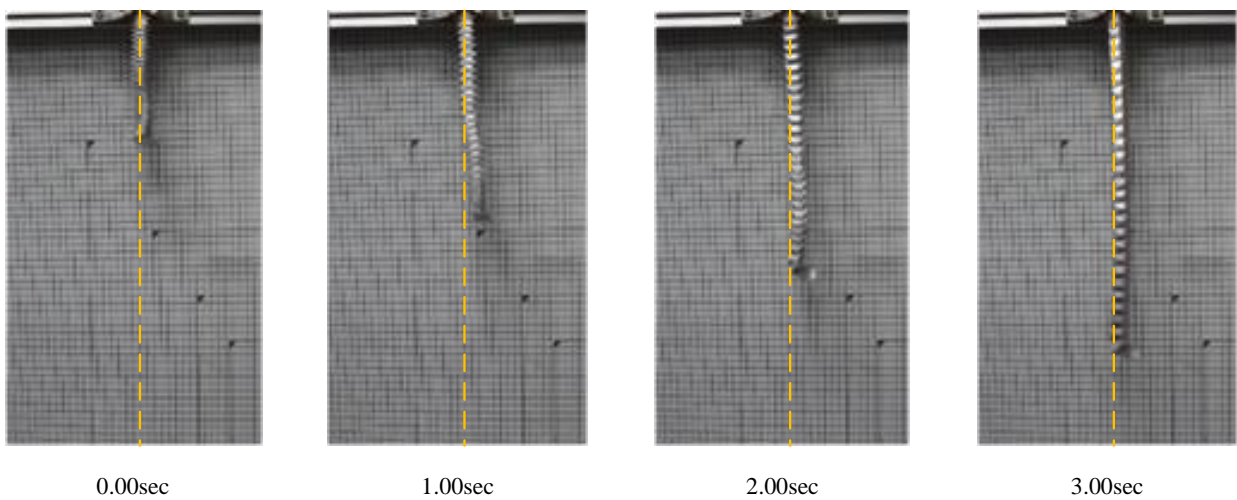


Fig. 15 Extension experiment using a different tube from the microgravity experiment

実験で使用したものと同様のチューブを用いた伸展実験を 3 回行った結果、中心軸からのズレは最大で 12.63cm, 平均で 10.44cm であり、おおよそ同じような湾曲をしながら伸展する挙動を示していたため、ある程度の再現性は確保できていると考えられる。実験で使用したものと異なるチューブを用いた伸展実験での中心軸からのズレは最大で 4.67cm, 平均で 2.44cm であり安定した挙動を示したチューブも存在した。SPROUT における膜面展開試験ではより大きなサイズのチューブにより展開を行ってきたが、この再現性で問題なく展開している。しかし、数値シミュレーションを作成するには折り目の影響を十分考慮する必要がある。

5. 結論

本研究の結論を次にまとめる。

- 柔軟宇宙構造物の中でも今後の応用が期待される複合

膜面構造物について、地上環境下と航空機によるパラボリックフライトを利用した微小重力環境下での展開実験を実施。その展開挙動を観察し複数台カメラによるステレオ視によって展開挙動の計測を行った。

- 2 つの実験結果から、軌道上（真空・微小重力環境下）での展開挙動の推定を行った。

今後は、相似パラメータを検証して相似則から実機サイズでの軌道上挙動を推定し、日本大学で開発した複合膜面展開実証衛星 SPROUT の実際の軌道上での展開挙動と比較し理論の妥当性・精度について検証していく。

謝辞

本研究は、(独)宇宙航空研究開発機構、(財)日本宇宙フォーラム、ダイヤモンドエアサービス(株)による実験環境の提供のほか、多大なる御支援・御協力により実施することができました。ここに深甚なる謝意を表します。

参考文献

- 1) Y. Shirasawa, O. Mori, Y. Miyazaki, H. Sakamoto, M. Hasome, N. Okuizumi, H. Sawada, H. Furuya, S. Matunaga, and M. Natori: AIAA paper, p. 2011-1890, 2011.
- 2) D. Fujii and Y. Miyazaki: 51st The lecture meeting about strength of structure, Wakayama, JSASS, 2009-3071, 2009.
- 3) M. Yanagisawa: Similarity Rules for Spin-Deployable membrane, 2006.
- 4) A. Muta, S. Matsunaga and N. Okuizumi: 52nd The lecture meeting about strength of structure, Tottori, JSASS, p. 2010-3015, 2010.
- 5) M. Miyazaki, Y. Shirasawa, O. Mori, H. Sawada, N. Okuizumi, H. Sakamoto, S. Matunaga, H. Furuya, M. Natori: Proc. 52nd SDM, AIAA, p.2011-2181, 2011.
- 6) M. Yamazaki: A Study on Model Order Reduction for Nonlinear Structural Dynamics of Membrane Space Structure, 2011.

(2014年6月13日受理, 2014年7月11日採録)