

力学的相似則に基づく小型モデルを用いた大型薄膜構造物の展開挙動予測

Prediction of Deployment Behavior of Large Thin Membrane Structure

Using Small Model Based on a Scale Law

指導教授 奥 山 圭 一

M9016 多々良 飛鳥
Asuka Tatara

Prediction of on-orbit deployment behavior is necessary to design large gossamer space structures. However, it is difficult to conduct function tests of the full-scale structure system on the ground such as the deployment test because the structure is too large to cancel the effect of the gravity and the aerodynamic drag. There have been proposed several prediction methods of the deployment motion of the full-scale model by a small model that is available for ground test, which needs scale law of the deployment motion. Therefore, several scale laws have been proposed, but their prediction performance is not sufficient. There are two main reasons. One is that it is difficult to fabricate the small model which is completely similar to the full-scale model. The other is that it is impossible to test the deployment on the ground under the same environment as the space, i.e. under vacuum and micro-gravity environment. This paper proposes a prediction method of deployment behavior of large thin membrane structure by ground test using small model based on a scale law. The proposed method is applied to the spin-deployment of solar sail and is verified by numerical simulation and ground test.

1. 序論

1.1. 研究背景

宇宙科学ミッションの高度化に伴い、Fig.1 に示すような大面積かつ軽量の宇宙構造物への需要が高まってきている。^[1]これらは大型ゴッサマー構造(ケーブルや薄膜を用いた柔軟な部材で構成される展開構造)で実現が可能とされている。しかし、このような柔軟構造は軌道上挙動予測が容易でないにもかかわらず、大型であるため展開試験等といった全系の機能試験を地上で実施することがほぼ不可能である。そのため、打ち上げ可否の判断が難しく、これらを用いたミッションの実現が困難な状況にある。



Fig.1 Examples of large gossamer space structures (left: large solar power sail, right: Starshade system)

このような状況を改善するため、小型モデルや部分モデルを用いた地上試験結果に力学的相似則を適用することで全系フライトモデル(以下、フルモデル)の軌道上挙動を予測することが挙げられている^{[2],[3]}。しかし、フルモデルと完全に幾何学的相似な小型モデルの製造が困難である場合が多く、また、地上と宇宙環境の差異(空気抵抗・重力の有無)が無視できない等といったことから、力学的相似則に基づいた小型モデルであっても、それを用いた地上試験結果を用いたフルモデルの軌道上挙動予測は困難であった^[3]。

1.2. 研究目的

本研究の目的は、力学的相似則に基づく小型モデルを用いた大型ゴッサマー構造物の軌道上挙動予測方法を確立することである。そこで、本稿では JAXA が 2010 年に打ち上げた小型ソーラー電力セイル実証機 IKAROS のスピン展開を例に、大型ゴッサマー構造の展開運動における力学的相似則と

小型モデルへの適用法を提案し、数値解析結果と地上試験結果を用いて提案手法の妥当性評価を行った結果を示す。

2. 力学的相似則

本章では力学的相似則の概念を述べるとともに、IKAROS のスピン展開運動における相似パラメータを示す。

2.1. 力学的相似則の概念

本研究で用いる力学的相似則は、基本的には先行研究^{[2],[3]}で示されているものと同様のものである。すなわち、構造システム内の各構造要素エネルギー比がフルモデルのそれと一致するよう小型モデルを設計する。系全体のエネルギー Π を各要素における運動エネルギー T_i (総要素数は M 個) と各要素におけるポテンシャル V_j (総要素数は N 個) の線形和で表すと、

$$\Pi = \sum_{i=1}^M T_i + \sum_{j=1}^N V_j \quad (2.1)$$

と書け、さらに(2.1)式は

$$\Pi = \sum_{i=1}^M T_i^* \tilde{T}_i + \sum_{j=1}^N V_j^* \tilde{V}_j \quad (2.2)$$

と変形することができる。(2.2)式内の T_i^* , V_j^* は有次元係数、 \tilde{T}_i , \tilde{V}_j は無次元係数である。さらに、任意の有次元係数(ここでは T_1^* を用いる)で無次元化すれば、

$$\Pi \equiv T_1^* \left\{ \tilde{T}_1 + \sum_{i=2}^M \tilde{T}_i^* \tilde{T}_i + \sum_{j=1}^N \tilde{V}_j^* \tilde{V}_j \right\} \quad (2.3)$$

where $\tilde{T}_i^* = T_i^* / T_1^*$, $\tilde{V}_j^* = V_j^* / T_1^*$

となる。この無次元化された有次元係数 \tilde{T}_i^* , \tilde{V}_j^* を相似パラメータとし、これらがフルモデルと小型モデルとで一致するように小型モデルの設計パラメータを決定する。

2.2. IKAROS のスピン展開運動における相似パラメータ

本節では、IKAROS のスピン展開運動における各要素(Fig.2 の()内に示す要素)の各エネルギーと非保存力に関する相似パラメータ、及びスピン展開特有の初期角速度に関する相似パ

ラメータを示す（導出過程は紙面の都合上、省略し、本論及び文献[4]に譲る）。まず、(2.3)式における T_1^* を膜の運動エネルギーに関する相似パラメータ T_m^* とする。また、実機の展開時に重力と空気抵抗は作用していないものとし、それらに関する相似パラメータ V_g^* 、 δW_{air}^* を無視する。このとき、一致させるべき相似パラメータは Table 1 に示す 9 つとなる。

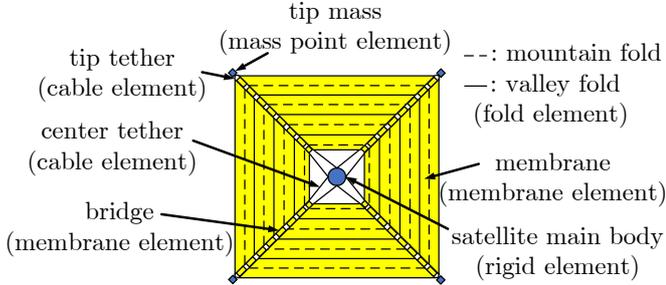


Fig.2 Components of small model of IKAROS

Table 1 Scale law parameters of spin-deployment of IKAROS

Item	Parameter
Kinetic energy of membrane \hat{T}_m^*	1
Strain energy of membrane \hat{V}_m^*	$ET^2 / \rho X^2$
Spring back energy in fold line \hat{V}_{spring}^{f*}	$EL_f h \lambda T^2 / \rho X^4$
Kinetic energy of cable \hat{T}_c^*	$\rho_c A_c / \rho h X$
Strain energy of cable \hat{V}_c^*	$E_c A_c T^2 / \rho h X^3$
Kinetic energy of tip mass \hat{T}_{tip}^*	$m_t / \rho h X^2$
Kinetic energy of satellite main body \hat{T}_{rigid}^*	$I_{rigid} / \rho h X^4$
Gravity potential V_g^*	-
Aerodynamic drag δW_{air}^*	-
Damping of membrane \hat{V}_γ^{m*}	$ET\gamma / \rho h X^2$
Damping of cable \hat{V}_γ^{c*}	$E_c A_c T \gamma_c / \rho h X^3$
Initial spin rate ϕ_{rot}^*	$\omega_o T$

3. 小型モデルの設計パラメータの決定手順

本章では、フルモデルの設計パラメータが明らかであるとき、前章で示した相似パラメータを用いた小型モデルの設計パラメータの決定手順について述べる。

3.1. 宇宙環境下(重力なし, 真空)での小型モデル

本節では、宇宙環境下での小型モデルの設計パラメータの決定手順を述べる。フルモデルに関するパラメータは上付き添え字 L 、小型モデルに関するパラメータは上付き添え字を付けない、あるいは、上付き添え字 s を付ける。

- 1) 実験スペース(真空チャンバーのサイズ等)より、代表長さ X (例えばセイルの場合、正方形1辺の長さ)を決定する。
- 2) 膜の折り数 N_f を決定する。フルモデルと異なる折り数とした場合、フルモデルと幾何学的に相似でなくなるため、3.3節に示す修正が必要となる。
- 3) 膜の材料を選定する。これにより、膜のヤング率 E 、密度 ρ 、ポアソン比 ν 、厚さ h 、折り癖角度 θ_{ref} が与えられる。
- 4) 膜の歪エネルギーに関する相似パラメータ \hat{V}_m^{*s} と \hat{V}_m^{*L} を合わせ、代表時間 T を求める。
- 5) ケーブル材を選定する。これにより各テザーのヤング率 E_c が与えられる。ケーブルに関する運動エネルギー、歪エネルギーに関する相似パラメータ \hat{T}_c^{*s} と \hat{T}_c^{*L} 、 \hat{V}_c^{*s} と \hat{V}_c^{*L}

を合わせ、各テザーの密度 ρ_c 、断面積 A_c を求める。

- 6) 各相似パラメータと \hat{T}_{tip}^{*s} 、 \hat{T}_{rigid}^{*s} と \hat{T}_{rigid}^{*L} 、 ϕ_{rot}^{*s} と ϕ_{rot}^{*L} 、 \hat{V}_γ^{m*s} と \hat{V}_γ^{m*L} 及び \hat{V}_γ^{c*s} と \hat{V}_γ^{c*L} をそれぞれ合わせ、先端マスの質量 m_t 、中心衛星の慣性モーメント I_{rigid} 、初期角速度 ω_o 及び、膜と各テザーの減衰係数 γ 、 γ_c を求める。
- 7) 折り目のパラメータを決定する。ここでの折り目のパラメータとは、数値解析の場合は折り目のスプリングバック係数 k_f [6] を、地上試験の場合は折り目の全長 L_f のことを意味する。実験では、算出された等価全長 L_f が幾何学的に決まる長さより短い場合は折り目に沿って切り込みを入れる、長い場合は折り目部分を補強することで満たす。本研究では次に示す2パターンで解析を行った。
 - case1) 折り目の全長 L_f は折り目のスプリングバックエネルギーに関する相似パラメータ \hat{V}_{spring}^{f*s} と \hat{V}_{spring}^{f*L} を合わせることで決定する。
 - case2) 折り目の全長 L_f は幾何学的に決まる長さのままにする(折り目のスプリングバックエネルギーに関する相似パラメータ \hat{V}_{spring}^{f*s} と \hat{V}_{spring}^{f*L} を合わせず、折り目の影響を無視する)。
- 8) この他の設計パラメータ(中心衛星の直径、各テザーの長さ等)はフルモデルと幾何学的相似になるよう決定する。

3.2. 地上試験環境下(重力あり, 真空)での小型モデル

本節では、重力のある環境下であっても十分な予測性能を持つような小型モデルの設計パラメータの決定手順について述べる。重力による膜のたわみを軽減するために初期スピンのレートを大きくすること、及び、折り目の全長を調節する際に折り目に沿って切り込みを入れなくて済むようにすることを念頭に、本決定手順を考えた。

- 1) 折り目のスプリングバックエネルギーに関する相似パラメータ \hat{V}_{spring}^{f*s} と \hat{V}_{spring}^{f*L} を合わせることで、代表時間 T を決める。
- 2) 代表時間以外の設計パラメータは3.1節と同様の手順・方法で設計パラメータを決める。

なお、たわみ量が全長 1m の約 1%程度になることを簡単な計算と FEM で確認した上で初期スピンのレートを決定した。

3.3. スピン展開特有の修正

3.1節、手順2)で折り数がフルモデルと異なると、その小型モデルはフルモデルと完全には幾何学的相似にならない。このようなモデル間での幾何学的不一致は実験モデルを製造する上で避けられない場合もある。しかし、これが原因で、相似パラメータはフルモデルと一致していたとしても、適切にフルモデルの運動を再現できない可能性がある。実際、後述する Fig.4(a)や Fig.5(a)のように展開完了後のスピンのレートを一致しない。これは、膜の折り数が違うせいで、Fig.3のように展開前の質量分布が異なり、膜の展開前後での慣性モーメント比が一致しないためであると考えられる[9]。そこで、展開前後での慣性モーメント比が両モデル間で一致していなくても、展開前後でのスピンのレートの比が一致するよう、時々刻々のスピンのレートを(3.1)式で修正する。

$$\frac{\omega_{mod} \tilde{t}}{\omega_o^s} = 1 - \frac{\omega_o^L - \omega_e^L}{\omega_o^L} \cdot \frac{\omega_o^s - \omega_s \tilde{t}}{\omega_o^s - \omega_e^s} \quad (3.1)$$

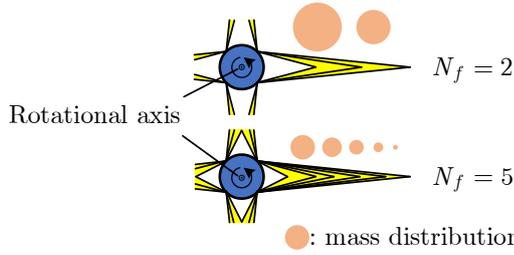


Fig.3 Mass distribution of undeployed membrane different fold number N_f

4. 数値シミュレーション結果

本章では、IKAROS フライトモデルの計算結果及びフライトデータと、前章に示した手順で設計した小型モデルの計算結果を比較する。なお、フルモデルの FEM では折り目の影響が無視できるほど大きな構造である^[6]ため、折り目の影響は無視している。Table 2 にフルモデルと小型モデル(case1,case2: 3.1 節に示す case1,2 のモデル, g-com: 3.2 節に示す重力補償モデル)のノミナル値を示す。

Table 2 Nominal value of the full-scale model and the small models of IKAROS

Item	Full-scale model	Small model
Characteristic parameters		
Characteristic time T [s]	5.00	case1,2: 0.319 g-com: 0.088
Characteristic length X [m]	13.56	1.000
Satellite main body		
Mass M_{rigid} [kg]	291	1.30
Inertia I_{rigid} [kg m ²]	66.5	3.30×10^{-3}
Initial spin rate ω_o [rpm]	5.147	case1,2: 80.74 g-com: 293.5
Diameter ϕ_{rigid} [mm]	1580	116.5
Tip mass		
Mass per one tip mass m_t [kg]	5.0×10^{-1}	4.6×10^{-3}
Membrane		
Young's Modulus E [GPa]	3.0	4.1
Density ρ [kg/m ³]	1420	1450
Thickness h [μ m]	7.50	12.5
Poisson's ratio ν [-]	0.3	0.3
Damping factor γ [s]	7.80×10^{-5}	case1,2: 4.97×10^{-6} g-com: 18.1×10^{-6}
Fold number N_f [-]	18.5	7.5
Spring back factor in fold line k_f^{org} [N/m]	0.40×10^{-4}	4.81×10^{-4}
Crease angle θ_{ref} [deg]	23.80	16.97
Equivalent total length of fold line L_f [m]	593.28	case1: 0.90 case2, g-com: 16.6
Center tether, Tip tether		
Young's modulus E_c [GPa]	11	100
Density ρ_c [kg/m ³]	1813	case1,2: 1355 g-com: 1007
Cross-sectional area A_c [m ²]	6.70×10^{-6}	case1,2: 1.12×10^{-6} g-com: 14.9×10^{-6}
Damping factor γ_c [s]	1.00×10^{-6}	case1,2: 12.7×10^{-6} g-com: 2.44×10^{-9}

Fig.4 にフルモデル(FEM)と折り目の影響を合わせた小型モデル(case1)のスピンの比較結果を、Fig.5 にフルモデル(FEM)と折り目の影響を無視した小型モデル(case2)のスピンの比較結果を示す。なお、それぞれの図の(a)には(3.1)式による修正前、(b)には(3.1)式による修正後のスピンの比較結果を示す。(3.1)式による修正を行うことで、スピンの収束値が一致し、より予測性能が高まった。また、折り目

の相似パラメータを一致させた小型モデル(case1)のスピンの率はフルモデルのスピンの率とよく一致している。一致させていない小型モデル(case2)はスピンの率の収束が遅い。これは折り目剛性によって膜全体の剛性が大きくなったことで減衰が大きくなったことが原因であると考えている。

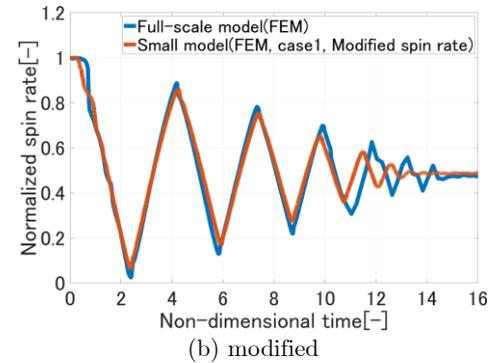
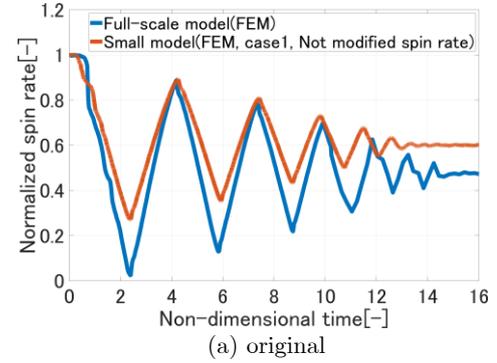


Fig.4 Effect of modification of normalized spin rate during deployment (case1)

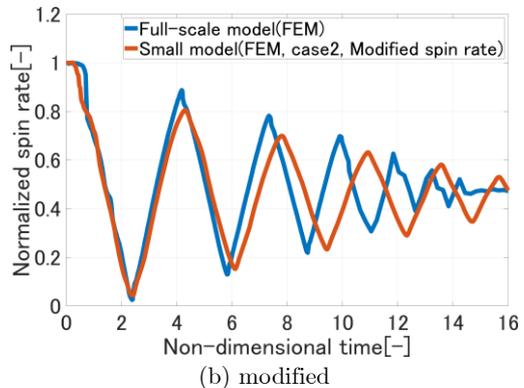
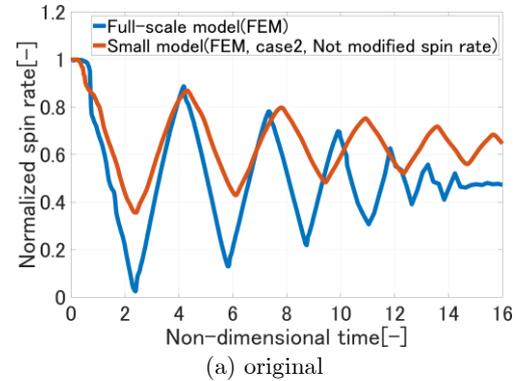


Fig.5 Effect of modification of normalized spin rate during deployment (case2)

次に、IKAROS のフライトデータと折り目の影響を考慮した小型モデルの比較結果を Fig.6 に示す。IKAROS 実機の

4.0 ≤ \tilde{t} ≤ 5.5 付近で波形が崩れているのは、4 つの保持タグのうち 1 つの展開が遅れたことで非対称に展開してしまったためと報告されている^[7]。そこで、小型モデルのスピンレート^ωの無次元時間 \tilde{t} を IKAROS フルモデルの FEM とフライトデータと比較したとき^[7]と同じだけシフトさせ、比較している。

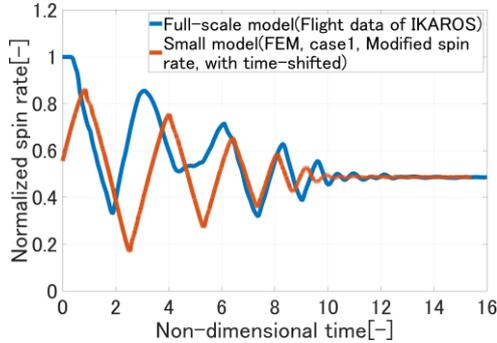


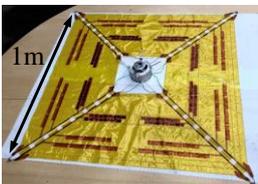
Fig.6 Comparison of flight data and FEM of small model (case1)

5. 地上試験結果

本章では本学所有の真空槽 ($\phi=1.8$ m, Fig.7(c))内で行った小型モデルの地上試験とフルモデルの FEM 果及びフライトデータにおけるスピンレートの比較を行う。



(a) ground experiment in vacuum chamber



(b) experiment model



(c) vacuum chamber

Fig.7 Configuration of the ground experiment

地上実験の小型モデルは、重力を考慮した小型モデルであり、3.2 節で示した手順に沿って設計パラメータを決めた。小型モデル(地上試験 2 回分と FEM(重力補償モデル))と IKAROS フルモデル(FEM)との比較を Fig.8 に、小型モデルの地上試験とフライトデータとの比較を Fig.9 に示す。

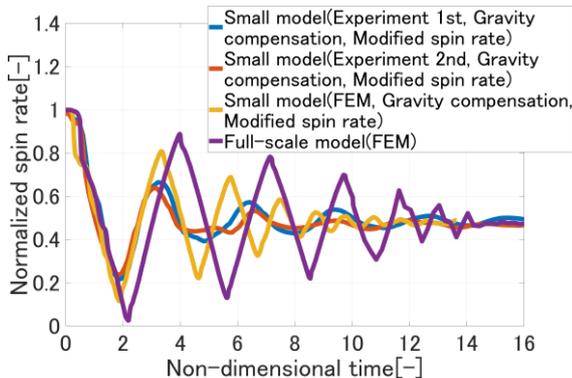


Fig.8 Comparison of the spin rate of small model obtained by ground test/FEM and that of full-scale model obtained by FEM

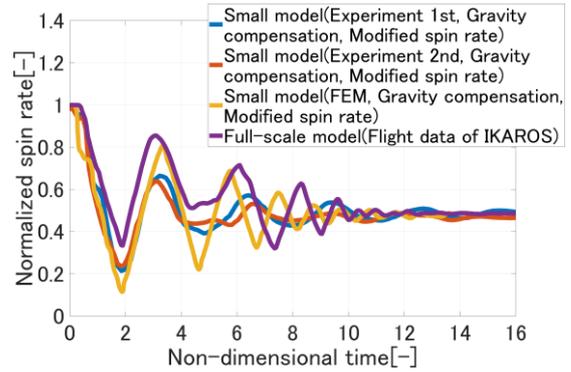


Fig.9 Comparison of the spin rate of small model obtained by ground test/FEM and that of flight data of full-scale model

地上実験の小型モデルとフルモデルのスピンレートの周波数は $0.0 \leq \tilde{t} \leq 4.0$ 付近では特にあっている。また、フルモデルの波形のピークの角がとがっているのに対して、地上実験の小型モデルの波形のピークの角は丸くなっている。これは実験モデルの製造誤差や小型モデルの減衰がフルモデルとあっていないこと、膜面に搭載されている太陽電池セルや LCD 等を模擬したテープによる影響等が原因であると考えている。現在、原因を調査するため、実験モデルの設計パラメータの同定を行っている。

6. 結論

- 提案する力学的相似則をソーラーセイルのスピン展開に適用し、小型モデルとフルモデルの運動を比較することで、その有効性を示した。
- 完全に幾何学的相似でない小型モデルであっても、適切に修正を加えることによって、運動予測が十分に可能になることを示した。
- 今後は実験モデルの設計パラメータの同定を行い、各設計パラメータの影響を把握することで、フルモデルの運動をより精度よく再現できるような実験モデルの製作方法について考察していく。

謝辞

本研究は、文科省・科研費 18H03817 の補助を受けました。

参考文献

- [1] C. H. M. Jenkins, Recent Advances in Gossamer Spacecraft, Progress in Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [2] G. Greschik, Scaling of Nonlinear Phenomena with Emphasis on Thin Film Deployable Structures, ISBN 0-7923-6516-X (IU-TAM-IASS Symposium on Deployable Structures, Solid Mechanics and its Applications), Vol.80, pp.127-136, 2000.
- [3] 鈴木脩斗, 格子投影法を用いた地上実験と数値解析によるスピン展開膜面の運動解析, 平成30年度日本大学大学院理工学研究科航空宇宙工学専攻修士論文, 2019.
- [4] A. Tataru and Y. Miyazaki, A scale law of spin-deployment motion between large membrane structure and small model with geometrical mismatch, Transaction of JSASS. (Under review)
- [5] 多々良飛鳥, 宮崎康行, ソーラーセイルのスピン展開運動における力学的相似則, JSASS-2020-3056(第62回構造強度に関する講演会), pp.163-165, 2020.
- [6] 多々良飛鳥, 柴山万優子, 宮崎康行, 折り目剛性及びそのばらつきによる膜面構造物の展開への影響, JSASS-2019-4105 (第63回宇宙科学技術連合講演会), 2019.
- [7] Y. Miyazaki, Y. Shirasawa, et al., "Conserving Finite Element Dynamics of Gossamer Structure and Its Application to Spinning Solar Sail "IKAROS", AIAA-2011-2181 (Proc. 52nd AIAA Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf.), pp.1-17, April 2011.