結合誤差がモジュール構造の展開特性に与える影響^{*1}

A Study of the Influence of Module Connection on Deployment Characteristics of Modular Structures

石 川 博 規^{*2,*3}・目 黒 在^{*4}・古 谷 寛^{*3}

Hironori ISHIKAWA, Akira MEGURO and Hiroshi FURUYA

Key Words: Deployable Structure, Modular Structure, Module Connection

Abstract: The influence of module connection appeared in the changes in the internal force during deployment motion. When the internal force arises in a deployable structure during deployment, two major resistance factors affect the deployable characteristics. One is friction in each hinge portion. Another is strain energy due to structural deformation. To evaluate the influence of module connection on deployment characteristics, we performed deployment experiments under micro gravity. The changes in deployment force were measured for given tolerance of connection points. We concluded that the major resistance factor was strain energy due to structural deformation.

1. は じ め に

現在、次世代衛星通信サービスの実現をめざし、軽量で大形の展開アンテナ¹⁻³⁾の研究開発が行われている。これらの展開宇宙構造物は、軌道上における確実な展開を保証するため、打ち上げ前に地上展開試験によって展開特性を十分に評価される必要がある。しかしながら、展開宇宙構造物の形状寸法が増大するにつれて重力による影響が展開宇宙構造物本来の展開力と比較して急激に増加し、地上展開試験の精度を著しく劣化させる。著者らは展開宇宙構造物の地上展開試験による評価の難しさを表す指標とし、自重による展開力と展開宇宙構造物の軌道上展開力とで困難性指標値を定義し、この指標と地上展開試験による展開力評価精度の関係を定量的に明らかにした^{4,5)}。その結果、困難性指標値が900を越えるような展開宇宙構造物（衛星搭載用アンテナでは10m級）の展開力を地上展開試験で評価することは評価精度を著しく低下させる、ということが明らかになった。この問題に対する解決策として、展開宇宙構造物を分割可能な構造で設計する方法⁶⁾がある。分割可能な展開宇宙構造物の例として、NTTで研究開発しているモジュラーメッシュアンテナ⁷⁾、宇宙航空研究開発機構の技術試験衛星VIII型（ETS-VIII）搭載用大形展開アンテナ⁸⁾を挙げることができる。

しかしながら、展開宇宙構造物を評価可能なサイズの部分構造に分割設計し、部分構造ごとに精度良く展開特性を評価しても、結合後に生じる展開同期誤差や結合誤差によ

り展開特性は大きく変化する。また、展開同期誤差や結合誤差が展開特性に与える影響について部分構造の地上展開試験で評価することは困難である。そこで、著者らは部分構造の結合が展開特性に与える影響を明らかにすることにより、部分構造の地上展開試験結果から部分構造を結合した状態の展開特性を予測する展開特性評価法を提案する。これまでの研究で、展開同期誤差は展開力を減少させるが、全ての部分構造の展開動作が制御されている場合、展開同期誤差は展開動作を妨げないこと、構造破壊を引き起こさないことを明らかにしている⁹⁾。

本論文では、結合誤差と展開力の定量的な関係を導くことを目的とし、まず結合誤差が展開力を変化させる要因を明らかにし、次に試作した部分構造に結合誤差を与えた条件で実施した微小重力展開試験及び微小重力展開解析から、各要因が展開力へ与える影響を定量的に評価する。

2. 結合誤差の影響

結合誤差とは、製造公差に起因する部分構造の設計ノミナル形状からのずれを示す。この結合誤差は、部分構造単体では展開力に変化を与えず、部分構造を相互に結合した状態で展開力に影響を与える要因である。部分構造として展開モジュール構造を3基作成し、展開モジュール構造を最大3基結合した状態で展開試験を行った。展開モジュール構造を吊り下げた状態で実施する地上展開試験では、重力補償誤差による展開力の変化が生ずるために、結合誤差の影響を十分な精度で評価することができない。そこで、微小重力環境において、結合誤差がない場合と結合誤差を有する場合の展開試験を実施した。そして、展開試験結果を解析モデルを用いて評価することにより、結合誤差が展開力に影響する要因、結合誤差に対する展開力の変化量を明らかにした。展開解析はNTTで開発した柔軟多体構造物

^{*1} © 2005 日本航空宇宙学会
平成17年3月9日原稿受理

^{*2} NTTドコモ

^{*3} 東京工業大学

^{*4} 日本電信電話（株）NTT未来ねっと研究所

第1図 展開モジュール構造

第2図 展開モジュール構造の展開収納状態

解析プログラム SPADE (Simple coordinate Partitioning Algorithm based Dynamics and finite Elements)¹⁰⁾ を用いて行った。

2.1 展開モジュール構造 展開モジュール構造は, NTTにおいて研究開発した大形展開反射鏡の支持構造¹¹⁾をもとに作成した。展開モジュール構造は第1図のように中心部材から放射状に配置した6本のリブ構造から構成され, それぞれのリブ構造は上部材 (Upper beam), 斜部材 (Diagonal beam), 下部材 (Lower beam), 縦部材 (Side beam), 2本の同期部材 (Synchronous beam) で構成した。各部材は回転ヒンジ (リブ構造に垂直な軸周りに自由度を有する) により結合している。斜部材間及び下部材間にはそれぞれスライドヒンジ (A), (B) を介して結合しており, スライドヒンジ (A) が中心部材 (Center beam) に沿って上下に移動することで展開/収納する構造である。スライドヒンジ (A) が下端から 0.1 m 上方へ移動すると完全に収納する。回転ヒンジ, スライドヒンジ (A), (B) と中心部材との接触面は, PTFE (4 フッ化エチレン樹脂) ブッシュによる潤滑を施した。スライドヒンジ (A) にはスライドヒンジ (A) を下方向に引き下げる2つのコンストンばね (Constant force spring) と制御ケーブル (Drive cable) を介して展開制御のためのモータ1個を取り付けており, モータが制御ケーブルを巻き取るとスライドヒンジ (A) が上昇して展開モジュール構造が収納し, 送り出すとスライドヒンジ (A) が下降して展開する。展開モジュール構造の展開から収納までの形態を第2図に示す。制御ケーブルにおける展開時と収納時の張力の平均プロファイルを展開力として算出する。展開モジュール構造の寸法は展開試験のために使用する航空機キャビンの大きさを考慮して, 展開モジュール構造の展開状態の長さは 0.8 m, 収納時の長さは 0.11 m, 質量は 4.6 kg とした。展開モジュール構造間は縦

第3図 微小重力展開試験の試験形態

部材の上下2カ所に設置した結合部 (Connection point) で回転ヒンジ (縦部材と平行な軸周りに自由度を有する) により結合する。

2.2 微小重力展開試験 航空機の放物線飛行により得られる微小重力環境において展開試験を実施した。第3図は航空機内の展開モジュール構造の設置状態及び結合部を示しており, 展開モジュール構造は中心部材のモータ側端点を航空機キャビンの床面に固定した。展開モジュール構造を複数結合した状態では, 展開収納に伴いそれぞれの展開モジュール構造が床と平行に移動するため, 1つの展開モジュール構造 M1 のみ飛行機の床面に固定し, 他の展開モジュール構造 M2, M3 は床に固定していない。1回の微小重力環境の継続時間 (27 秒) を考慮して試験時間は 20 秒とした。展開/収納動作中の制御ケーブル張力, 及びスライドヒンジ (A) の下端からの変位量を測定することにより, 展開位置と展開力の関係を得た。

実施した展開試験の条件を以下に示す。展開及び収納動作の測定は再現性を確認するために同条件の展開試験を3回ずつ実施した。

(1) 展開モジュール構造単体の展開試験

解析モデルを作成するために, 展開モジュール構造 (M1 ~ M3) 単体に対して, 展開試験を実施した。

(2) 展開モジュール構造を2基結合した状態の展開試験

展開モジュール構造 M1, M2 を結合した状態で, 結合誤差がない場合と結合誤差を有する場合で展開試験を実施した。展開モジュール構造1基あたり複数のリブ構造に結合誤差を有する場合の評価は, 展開モジュール構造を3基結

第 1 表 結合誤差 (0.003 m) による展開力の変化量

	2-Module assembly	3-Module assembly
Difference of deployment force (N)	0.98	1.98

第 4 図 微小重力展開試験の結合誤差

合した状態で実施するため、展開モジュール構造を 2 基結合した状態では、結合部 CP2 のみ結合誤差を設定した。結合誤差は展開モジュール構造の結合部 CP2 の上下 2 カ所に、結合誤差を想定した厚さ 0.003 m の板 (第 4 図) を取り付けることにより付与した。

(3) 展開モジュール構造を 3 基結合した状態の展開試験

展開モジュール構造 M1, M2, M3 を結合した状態で、結合誤差がない場合と結合誤差を有する場合で展開試験を実施した。結合誤差は展開モジュール構造の結合部 CP1~3 の上下 2 カ所に、結合誤差を想定した厚さ 0.003 m の板を取り付けることにより付与した。3 個のリブ構造が結合する結合部 CP4 に結合誤差を与えた場合、結合することが困難であるため、本展開試験では結合部 CP4 に結合誤差を設定していない。

展開モジュール構造を 2 基及び 3 基結合した状態で、結合誤差 0.003 m を与えた場合の展開モジュール構造の展開力の変化量を第 1 表に示す。第 1 表における展開力の変化量は、結合誤差がない場合の展開モジュール構造 M1 の展開力から結合誤差 0.003 m を与えた場合の展開モジュール構造 M1 の展開力を減じた値の最大値であり、第 1 表から結合誤差により展開力が減少していることが明らかになった。

また、結合誤差に起因する展開モジュール構造の変形形状は面外 (リブ構造を形成する平面に垂直な方向) 曲げ変形であると考えられるため、展開試験においてリブ構造の下部材中央の歪みを測定した。第 5 図に軸方向および面外曲げ方向の展開位置に対する歪み変化を示す。展開モジュール構造が展開するに従い面外曲げ方向の歪みが増加しており、展開モジュール構造が結合誤差を有する場合は面外曲げ変形が支配的になる。

2.3 結合誤差が展開力に影響する要因 結合誤差が展開力に影響する要因について、検討を行った。結合誤差を有する場合に展開モジュール構造に部材変形が生じ、以下の 2 つの影響があると仮定した。

第 5 図 部材歪みの変化 (下部材)

(1) 歪みエネルギーの影響

展開モジュール構造の部材変形により展開エネルギーが歪みエネルギーとして散逸し、展開力が減少する。

(2) 摩擦力の影響

展開モジュール構造の部材変形によりヒンジ部が押しつけられて摩擦力が増加し、展開力が減少する。

上記 2 つの要因が展開力に与える影響について展開モジュール構造の解析モデルを使用して評価を行った。

2.3.1 解析モデル 展開モジュール構造の解析モデルは幾何形状、質量特性、材料特性及びコンストンばねによる展開力を考慮してモデル化し、材料特性は設計値、質量特性は 1% 以下の誤差で測定した。また、微小重力展開試験より求めた展開モジュール構造単体の展開力を真の展開力と仮定して解析モデルに用いた。本稿で着目している結合誤差は形状誤差に起因するため、展開モジュール構造の幾何形状を正確に解析モデルに反映する必要がある。そこで、展開モジュール構造の各回転ヒンジ及び結合部を測定点として設定し、この点における展開から収納までの位置を 0.1% 以下の誤差で測定した。

2.3.2 歪みエネルギーの影響 まず、2 基の展開モジュール構造を結合した状態を考える。展開モジュール構造を 2 基結合した状態において、結合部 CP2 のみ結合誤差を与えた条件で評価した。展開解析において、収納から展開までの全歪みエネルギーの変化量を算出し、その全変化量が展開エネルギーから散逸したと仮定して展開力を導くと過大評価になる¹²⁾。これは、歪みエネルギーの変化が結合誤差による構造の歪みだけでなく、制御ケーブル等により影響を受けるためである。そこで、結合誤差による部材歪みを明らかにするために、感度解析を行った。2.2 節で結合誤差による変形形状は、面外曲げ変形が支配的であることから、展開モジュール構造のリブ構造単体の解析モデル (第 6 図) を作成し、各回転ヒンジに面外荷重 (0.98 N) を加えたときの展開力方向の抵抗力 F を導いた。感度解析の結果を第 2

第6図 リブ構造の感度解析モデル

第2表 面外荷重と抵抗力の関係

Hinge	Resistance force (N)
No. 1	3.9E-05
No. 2	5.1E-04
No. 3	3.9E-05
No. 4	3.9E-05
No. 5	2.7E-01

第3表 回転ヒンジの摩擦力和抵抗力の関係

Hinge	Resistance force (N)
No. 1	4.2E-04
No. 2	3.3E-03
No. 3	1.4E-04
No. 4	3.3E-03
No. 5	3.3E-03

表に示す．第2表を参照すると，No. 5の回転ヒンジに面外荷重を作用させた場合の展開力方向に発生する抵抗力が他の場合と比較して約 10^4 倍と極端に大きい．これは，各回転ヒンジに面外荷重を加えた際に生じる斜め材の軸力の増加量に比例しており，この軸力により抵抗力 F が発生しているためである．そこで，展開解析において，収納から展開までのスライドヒンジ (A) の変位量あたりの下部材の歪みエネルギーの変化量を算出し，下部材の歪みエネルギーの変化量をスライドヒンジ (A) の変位量で除することにより，展開力の変化量を算出すると 1.05 N となる．

2.3.3 摩擦力の影響 ヒンジ部の摩擦力の影響に関しても前項と同様に第5図の解析モデルを用いて，回転ヒンジに摩擦力を与えたときの展開力方向への抵抗力を評価した．部材先端のモーメント力と部材の軸力が回転ヒンジの摩擦力を発生していると仮定し，回転ヒンジに摩擦力 (0.98 N) を与えた場合の展開力方向への抵抗力 F の感度解析結果を第3表に示す．第3表を参照すると，第2表と異なり回転ヒンジに対する感度の差がほとんどない．よって，全ての回転ヒンジに対して，ヒンジ荷重を設定した．先端にモーメント力を受ける梁を仮定して，展開解析で各部材の曲げ歪みエネルギーの収納から展開までの変化量を算出し，カステリアノの定理¹³⁾を用いてモーメント力によるヒンジ荷重を導いた．さらに，部材が軸方向に押しつけられている荷重は，展開解析で各部材の伸び歪みエネルギーの収納から展開までの変化量を算出し，カステリアノの定理により導いた．モーメントによるヒンジ荷重と軸力によるヒンジ荷重の合計に摩擦係数 0.05 (PTFE と金属の動摩擦係数)¹⁴⁾を

第7図 結合誤差に対する展開力の変化量

乗じた値を第6図の各回転ヒンジに摩擦力として設定し，展開力の変化量を算出すると 0.02 N となる．

2.3.4 展開試験結果と展開解析結果の比較 展開モジュール構造を2基及び3基結合した状態で，2.3.2項及び2.3.3項の手法を用いて導いた結合誤差 0.003 m に対する展開力の変化量を第4表に示す．第4表において，展開力の変化量とは，歪みエネルギーの影響と摩擦力の影響の和を示す．第4表には展開試験結果も示す．第4表の展開試験結果と展開解析結果の比較から，歪みエネルギーの影響と摩擦力の影響を考慮することにより，90%以上の精度で結合誤差に対する展開力の変化量を評価することが可能であることが明らかになった．

次に，展開モジュール構造を2基及び3基結合した状態で，展開力に対する歪みエネルギーの影響と摩擦力の影響をそれぞれ第5表に示す．第5表を参照すると，摩擦力の影響は歪みエネルギーの影響の2%以下となり，結合誤差の展開力に影響する主要因は歪みエネルギーの影響である．

2.4 結合誤差に対する展開力の変化量 展開モジュール構造を2基及び3基結合した状態で，誤差量を 0.001 ~ 0.004 m まで変化させ，2.3.1項及び2.3.2項の手法を用いて導いた展開力の変化量を第7図に示す．ここで，展開力の変化量とは，歪みエネルギーの影響と摩擦力の影響の和を示す．第7図のように結合誤差に対する展開力の変化量を明らかにすることにより，例えば展開モジュール構造の製造公差が 0.001 m と仮定すると，第7図から展開モジュール構造を3基結合した場合の展開力の変化量は 0.1 N であるということが導かれ，展開モジュール構造のばね力を決定する際の重要な指針となる．

次に，展開モジュール構造を複数結合した状態 (第8図) を想定すると，展開モジュール構造1基あたりリブ構造が2個結合する部分は2カ所が最大となる．よって，第8図の展開モジュール構造を3基結合した状態の結合誤差に対する展開力の変化量が，複数の展開モジュール構造を結合した場合の結合誤差に対する展開力の変化量にも使用可能であると考えられる．

さらに，今回使用した展開モジュール構造以外にも結合して面を形成する構造として，3本，4本のリブ構造をもつ

第 4 表 展開解析結果と展開試験結果の比較

	2-Module assembly		3-Module assembly	
	Experiment	Analysis	Experiment	Analysis
Difference of deployment force (N)	0.98	1.07	1.98	2.10

第 5 表 歪みエネルギーの影響と摩擦力の影響の比較

	2-Module assembly		3-Module assembly	
	Strain energy	Friction	Strain energy	Friction
Difference of deployment force (N)	1.05	0.02	2.06	0.04

第 8 図 展開モジュール構造の結合状態

部分構造が考えられる。これらの構造に関してもリブ構造 6 本のときと同様に、リブ構造に対して面外曲げ変形が生じる。また、部分構造あたりの面外変形を生じるリブ構造の数も 2 本と同一であることから、リブ構造 6 本の展開モジュール構造と同一の評価が可能である。

3. 結 論

本論文は、部分構造を結合した場合に展開力を変化させる要因として結合誤差に着目し、結合誤差を与えることが可能な部分構造である展開モジュール構造を用いて単体及び複数を結合した状態で微小重力展開試験及び微小重力展開解析を行うことにより、以下の結論を得た。

1) 結合誤差が展開力に与える影響を、部材変形により展開エネルギーが歪みエネルギーとして散逸し展開力を減少させること、ヒンジ部の摩擦力が増大し展開力を減少させることの 2 つの仮定で説明し、検証した。

2) 結合誤差が展開力に影響する主要因は、部材変形により展開エネルギーが歪みエネルギーとして散逸し展開力を減少させることである。

3) 結合誤差に対する展開力の変化量を定量的に明らかにした。

参 考 文 献

- 1) Thomson, M. W.: Astromesh Deployable Reflectors for Ku-Band Commercial Satellites, ICSSC, AIAA 2002-2032, 2002.
- 2) Meguro, A., Harada, S. and Watanabe, M.: An Ultra-Light Large Antenna Reflector for Communication Satellites, 54th International Astronautical Congress, IAF-03-I.1.06, 2003.
- 3) Honma, M., Yoshimoto, S., Natori, N. and Tsutsumi, Y.: Engineering Test Satellite-8 for Mobile Communications and Navigation Experiment, 51st International Astronautical Congress IAF-00-M.3.01, 2000.
- 4) Ishikawa, H. and Meguro, A.: Relationship between the Difficulty Index Value and Evaluation Accuracy of Ground Deployment Testing, Proceedings of 36th Aerospace Mechanisms Symposium, 2002, pp. 353-363.
- 5) 石川博規, 目黒 在: 大形展開宇宙構造物の展開力評価精度に関する研究, 日本航空宇宙学会論文集, 51 (2003), pp. 164-168.
- 6) 目黒 在, 三次 仁, 安藤和秀: モジュール化ケーブルメッシュ展開構造による大形衛星通信アンテナの実現, 電気情報通信学会論文誌 B-II, J76-B-II (1993), pp. 476-484.
- 7) Mitsugi, J. and Yasaka, T.: Deployable Modular Mesh Antenna Concept and Feasibility, Proceedings of 17th International Symposium on Space Technology and Science, Vol. 1, 1990, pp. 599-604.
- 8) Miyasaka, A., Honma, M., Tsujihata, A., Nakamura, K., Yamada, K. and Meguro, A.: Design and Ground Verification of Large Deployable Antenna, Proceedings of 42nd Structures Structural Dynamics and Material Conference, AIAA 01-1480, 2001.
- 9) Ishikawa, H., Meguro, A. and Watanabe, M.: Effect of Synchronization Errors on Deployment Characteristics of Modularized Structures, Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci., 47 (2004), pp. 175-180.
- 10) Mitsugi, J.: Direct Coordinate Partitioning for Multibody Dynamics Based on Finite Element Method, Proceedings of 36th Structures Structural Dynamics and Material Conference, AIAA 95-1442-CP, 1995, pp. 2481-2487.
- 11) Meguro, A., Harada, S. and Watanabe, M.: Key Technologies for High Accuracy Large Mesh Antenna Reflectors, 51st International Astronautical Congress, IAF-00-I.1.05, 2000.
- 12) 石川博規, 目黒 在, 渡辺光庸: モジュール構造の結合が展開特性に与える影響, 第 45 回構造強度に関する講演会講演集, 2003, pp. 197-199.
- 13) 平 修二: 現代 材料力学, オーム社, 東京, 1992, p. 126.
- 14) 日本機械学会: 機械工学便覧, A3 編, 丸善, 東京, 1987, pp. 32-35.