

形状可変機能を有する再構成宇宙システムの形状調整方法の検討

A study on reconfigurable space systems

宮崎・山崎研究室

Miyazaki-Yamazaki Laboratory

山口光史郎

Koshiro Yamaguchi

On-orbit assembly and shape adjustment are promising technologies for many space applications, such as Space-based Solar Power System (SSPS). However, current methods of human-assisted assembly are high in cost and risky to the crew, motivating a desire to automate the on-orbit assembly process using robotic technology. Construction of large space structures will likely involve the manipulation of flexible elements such as trusses or solar panels, and automation for assembly of flexible structures has significant challenges. This paper presents results of numerical simulations of a docking of two truss structures composed of bi-convex booms. These results demonstrate the feasibility of the assembly of truss structures using the proposed methodology. Finally, experiments are proposed for a test that demonstrates control of two truss structures using electromagnets.

1. 序論

1.1. 背景

今後、宇宙システムは、高機能化・自律化・ロボット化しつつ、高性能化・複数化・分散化・大規模化していくと考えられている。このような宇宙システムの開発のために、本研究では形状可変機能を拡張した「再構成宇宙システム」に着目する。これは、ミッション遂行時に作業要求に合わせて最適な形や大きさに変更できるシステムであり、古くから、適応宇宙構造物、スマート構造、可変形状システムなどとも呼ばれているものの一つである。この概念を要請される具体的なミッション例として、形状可変姿勢制御を利用する重力波源観測、地球のオーロラ帯での数 m~百 m スケールの非定常な放射線空間分布観測などが挙げられ、計測感度を上げるためにセンサ長を観測サイズスケールに合わせて変化できるシステムが適している。他にも、干渉 SAR、干渉望遠鏡、ランデブードッキング技術を併用した大型宇宙構造物の組立や再構成宇宙ロボットへの応用など様々な適用例が考えられる。大型宇宙構造物の例としては宇宙太陽光発電システム^[1]や軌道上で組み立てられる大型宇宙望遠鏡^[2]などが挙げられる。Fig. 1 は NASA の NIAC プログラムにおいて提案された宇宙太陽光発電システムのコンセプト画像である^[1]。

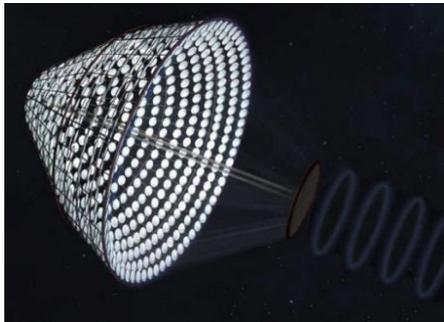


Fig. 1 SPS-ALPHA Concept^[1]

宇宙構造物の大型化のためには、2通りの方法が考えられる。1つ目は、構造物単体のサイズの大型化である。2つ目は、複数の構造物を軌道上で連結させることによるシステム全体の大型化である。前者に関しては、ロケット搭載時のフェアリングによるサイズの制約上、1回の打ち上げにより構築できる

最大の構造物は収納時 4.5m、展開時 100m 程度であることが知られている^[3]。よって、数百 m、数 km 級の構造物を軌道上で構築するためには、軌道上における展開構造物の連結法を検討することが必要である。

構造物の軌道上における方法には大別してロボットによる組み立てと電磁石による各構造モジュール同士の結合の 2通りが考えられるが、前者の手法は軌道上自動ロボットの開発が必要であり、現時点では後者の手法がより実現可能性が高いと考えられる。

1.2. 過去の宇宙機によるドッキング事例

1997 年に打ち上げられ、自動ランデブードッキング技術などの実証を行った ETS-VII^[4]以来、様々なサイズの宇宙機により軌道上での構造物の組み上げについて研究・開発が行われてきた。小型宇宙機の電磁石によるフォーメーションフライトやドッキングは、マサチューセッツ工科大学の SWARM プロジェクト^[5]、カリフォルニア工科大学の AAREST プロジェクト^[6]や Surrey Space Centre の ISM プロジェクト^[7]が検討している。しかしながら、これらのプロジェクトはドッキングインターフェース部のみ開発や、小型衛星のドッキング機構の開発に集中している。

1.3. 本研究の目的

上記の背景を踏まえ、本研究では、超小型宇宙機によるランデブー&ドッキング技術を有用なものと考え、特にドッキングについて、大型宇宙構造物構築のキーとなる、モジュール展開構造の電磁石を用いた軌道上結合方法について検討する。この研究の最終的な目的は、軌道上で展開トラスを複数結合させる技術を得ることで、SSPS などの大規模な宇宙システムの実現に貢献することである。

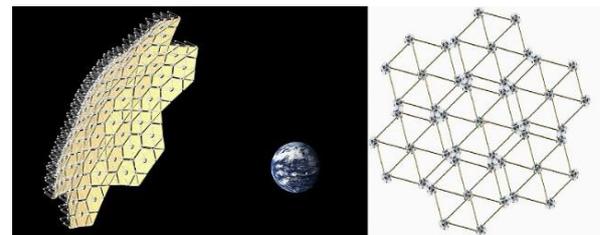


Fig. 2 Conceptual design of large space structures

2. 軌道上外乱の見積もり

ドッキング機構の設計のためには、軌道上に存在する物体に働く外乱の見積もりが必要である。軌道上において、外乱を含めた物体の運動方程式は

$$\ddot{\mathbf{r}} = \text{grad}U + \mathbf{a}_d \quad (1)$$

ここで $\ddot{\mathbf{r}}$ は位置ベクトルの2回微分、 U は重力ポテンシャル、 \mathbf{a}_d は外乱であり、外乱の内容は主に以下の要素で表せる。

1. 重力の摂動(地球の扁平性等によるもの)
2. 固体地球潮汐, 海洋潮汐, 極潮汐による重力の摂動
3. 空気抵抗
4. 太陽輻射圧
5. 太陽及び月の引力

本章では、当研究室で開発された軌道伝播ソフト Orbit Propagator⁸⁾に太陽輻射圧, 太陽及び月の引力の外乱項を加えた計算コードを用いて、この外乱の見積もりを数値計算によって行う。

2.1. 軌道伝播ソフトウェア

軌道伝播にはECEF(地球中心地球固定座標系: x 軸が経度0度, z 軸が真北方向)座標系における位置(x, y, z), 速度(u, v, w)を初期値として2段階数値積分を行う。積分する位置, 速度はあらかじめECI(地球中心慣性座標系: x 軸が春分点方向, z 軸が真北方向)座標系に変換しておき, ECI座標系にて微分方程式を解く。ただし, 重力加速度成分は重力モデルにより緯度経度を用いるため位置座標をECEF座標系に変換して加速度成分求めた後, ECI座標系に再変換している。数値積分にMathWorks File Exchangeにより提供される8次のドルマン・プリンス法を実装したode87クラスを用いた。重力モデルはGRACEから提供されているGGM03Cを96次まで用いた。大気抵抗モデルはNaval Research Laboratoryから提供されているNRLMSISE-00を用いた。また, 月・太陽モデルについては, JPLの天体暦DE407を用いた。Fig. 3にECI座標系とECEF座標系の図を示す。

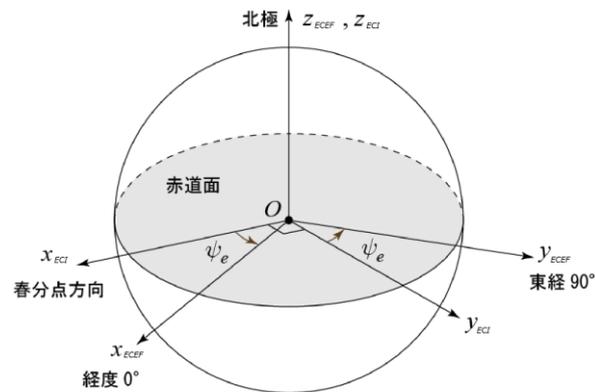


Fig. 3 Coordinate transformation between ECEF and ECI

2.2. 計算結果

Fig. 4, Fig. 5はそれぞれ, 7つのノードと12本のパイコンボックスブームを用いた1辺0.25mの自己展開トラス(7N12Bモデル)と, 1辺100mの展開トラスの軌道一周分(5400秒)の初期軌道高度700kmにおける高度・外乱の変化を示す。縦軸は軌道高度と外乱の大きさであり, 横軸は経過時間である。計算

結果から, 前者のドッキングに必要な力の大きさは 4.88×10^6 N, 後者の場合は0.47 Nであるとわかる。計算結果から, 外乱の見積もりにおいて支配的な項は太陽輻射圧であることもわかった。Fig. 5において, 100m級展開トラスの外乱の大きさが, 経過時間3400秒から5200秒において外乱の値がほぼ0となるのは, 構造物が日陰となり, 太陽輻射圧が0となるためである。

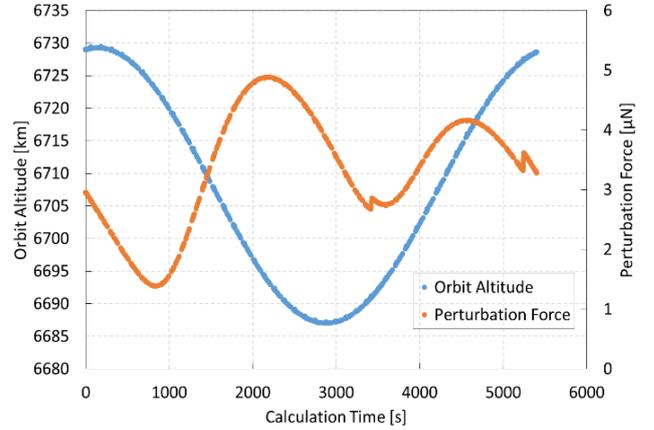


Fig. 4 Calculation result of perturbation force on deployable truss (0.25m each side)

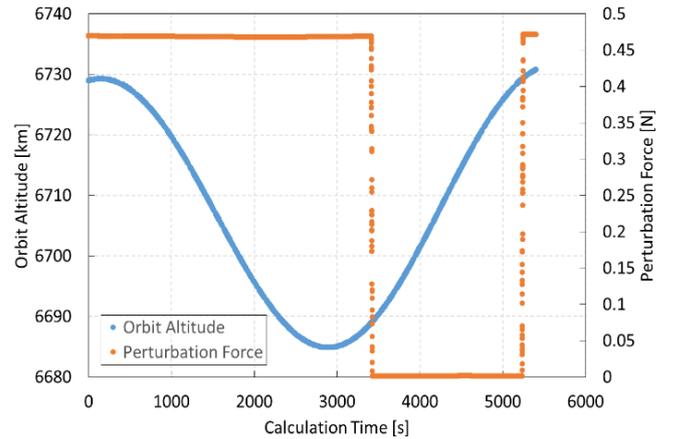


Fig. 5 Calculation result of perturbation force on a 100m truss

3. ドッキング機構の設計

3.1. 地上実験における摩擦力の見積もり

地上実験では軌道上での環境と異なり, 摩擦力が外乱として大きく影響する。よって今回の実験においては, 想定する外乱を摩擦力のみとする。実験に使用する7N12Bトラスの質量 m は0.868kgであり, ノードと定盤の接触部に用いるボールローラーの摩擦係数 μ は0.03である。これより摩擦力の大きさは

$$\mu mg = 0.255 [\text{N}] \quad (2)$$

である。これより, 7N12Bトラスに2対の電磁石を搭載する場合, 1組の電磁石が発生させる力の大きさは0.128[N]以上必要であることがわかる。

3.2. 電磁力の推定

2つの電磁石の間に働く力は以下のように表せることが知られている⁹⁾。まず, 記号を表1のように定義する。

Table 1 Nomenclature

μ_o	真空の透磁率
μ_r	鉄芯の比透磁率
N	コイルの巻数
i	電流の大きさ
A	鉄心の断面積
d	2つの磁石間の距離
μ_A	一方の電磁石の磁界の強さ
μ_B	もう一方の電磁石の磁界の強さ

このとき、2つの磁石間に働く力は次式のように表せる.

$$\begin{aligned} \mu_A &= \mu_B = NiA \\ F &= \frac{3\mu_o}{2\pi} \frac{\mu_A \mu_B}{d^4} \end{aligned} \quad (3)$$

実験に用いた電磁石のパラメータを Table 2 に示す

Table 2 Design parameters of electromagnets

μ_r	3000	A	$5.03 \times 10^{-5} \text{ m}^2$
N	300	i	1.18 A

以上の値より、この電磁石同士が発生させる力の理論値を以下の Fig. 6 に示す. 縦軸は電磁石が発生させる力、横軸は2つの電磁石間の距離である.

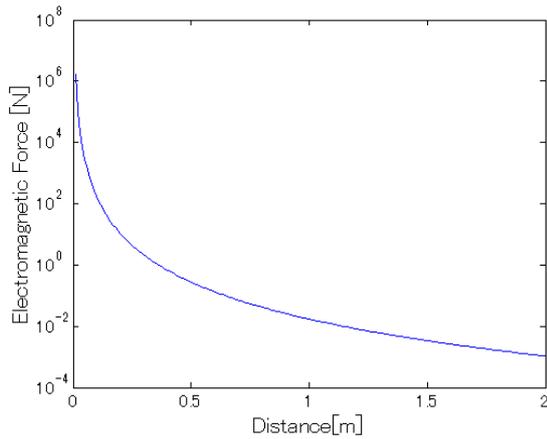


Fig. 6 Plots of EM force for varying distance

この計算結果から、設計した電磁石は、30cm 離れた位置において、磁力の要求値を満たすことができ、2つのトラスを結合することができると考えられる. Fig. 7 は電流の大きさを一定、初期条件を距離 $d = 0.3[\text{m}]$ 、初速 0 とした時のトラス間の距離の変化のシミュレーションである.

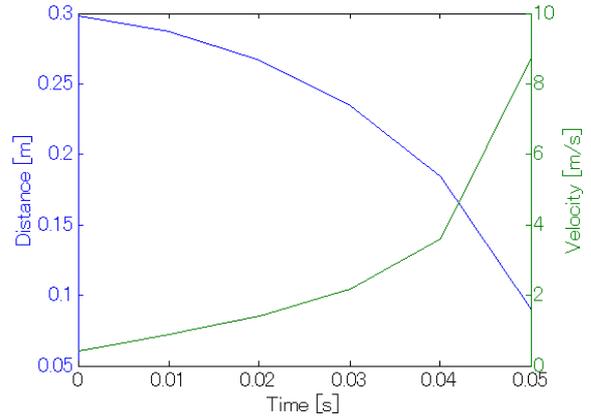


Fig. 7 Simulation of motion of truss

Fig. 7 に示したシミュレーションから、電流の大きさを一定にすると、速度が急激に増加し、極めて短い時間で接近してしまうことがわかる. 結合する物体が大型の場合、結合時にこの慣性力が無視できず、大きな衝撃が発生すると考えられる. よって、ドッキングの際に何らかの制御を行って衝撃を緩和する必要がある. この対策として、速度を一定にしてドッキングを行うことと、磁力を一定にしてドッキングを行うことの2通りの手法が考えられる. 前者の場合、外乱の極めて小さい軌道上においては、任意のタイミングで電磁力を発生させ、その後電磁力を 0 にすることになる. 電磁力はお互いの相対姿勢角を 0 に近づけるように働き、トラスの回転の運動方程式は以下の様に表せる.

$$\frac{d}{dt}(\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) = \mathbf{T}_n \quad (4)$$

ここで、トラスの慣性テンソルを \mathbf{I} 、角速度を $\boldsymbol{\omega}$ 、電磁力により働くトルクを \mathbf{T}_n としている. しかしながら、速度一定の制御を行う時、電磁力の発生後からドッキングに至るまで、電流を 0 にするため、電磁力による相対姿勢の制御を行うことができない. 以上の理由から、ドッキング時に電磁力を 0 にすることは好ましくない. よって、電磁石によるドッキングを行う時は、電磁石を一定にする制御を行うべきであると考えられる. 電磁力の式において、制御が可能であるのは電流のみであるため、電磁石間の距離によって、電流を調整する必要がある.

固定する磁力の値を F_o 、ある距離 d_o の時、電流を

$$I = \frac{d_o^2}{\mu_r NA} \sqrt{\frac{2F_o}{3\pi\mu_o}} \quad (5)$$

とすると磁力は固定された値になるはずである. Fig. 8 は、磁力を $F_o = 0.258[\text{N}]$ に固定した際の時間に対する距離と速度の変化を表したものである.

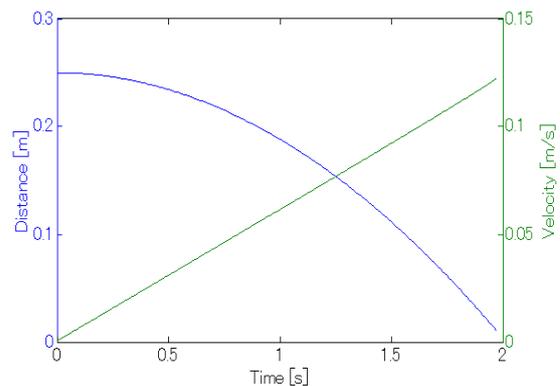


Fig. 8 Simulation of movement of truss with controlled current

Fig. 7, Fig. 8 に示したシミュレーションから、無制御時は結合の瞬間に8m/s を超える大きな速度を持っていたのに対し、制御則適用時は電流の制御により速度が0.125[m/s] 程度に抑えられていることが分かる。ここから、電流の制御によりトラスの移動速度の上昇を大幅に抑えうることがわかる。

3.3. 実験の提案

以上の結果を基に、展開トラス搭載のためのドッキング機構を設計する。提案する実験では、展開トラスを複数結合させるための手法を確立することを最終目標とし、2つの展開トラスの結合実験を行う。Fig. 9 は実験の概要図であり、Fig. 10 は製作したドッキングシステムの1つである。2つの展開トラスの向かい合ったノードにドッキング機構を搭載し、2m × 2m の定盤上で結合させる。3.2 でシミュレーションを行った結果から、ドッキング時に電流を制御することがノードの速度の急激な上昇をおさえることが分かった。本実験では、ノード間の距離を計測しながら、その距離に応じて電磁石に流れる電流の量を制御することで、速度の増加を抑えながらドッキングを行い、その結果から電流の制御則の妥当性を検証することを目的とし、今後詳細な設計・製作・実験を行う。

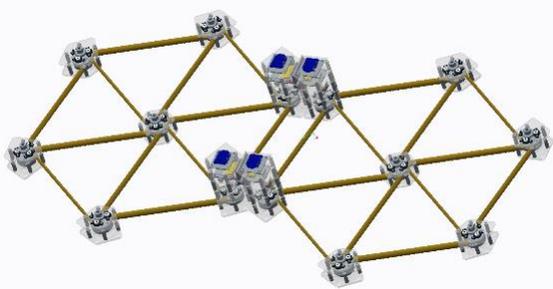


Fig. 9 Conceptual overview of docking experiment

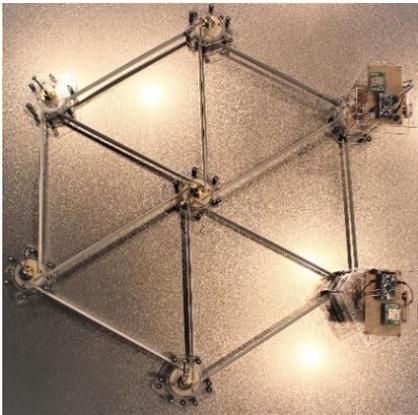


Fig. 10 One part of docking system

4. 結論

本稿では、再構成宇宙システムの検討のため、自己展開トラスのための、電磁石を使用したドッキングシステムを提案し、その実現可能性について下記の事項を示した。

- 1) 提案されたドッキング機構は、自己展開トラスのノード部に収められる範囲で設計し得ること。
- 2) 発生させる電磁気力は軌道上の外乱と比べて大きくすることが可能であり、電磁気力による近接誘導制御が可能であること。
- 3) 電流の制御により、結合時の衝撃の増大を抑えることが可能であること。

本稿においては、互いの電磁石が同一軸上にあるよう、トラスの初期位置を仮定している。LIDAR・画像認識・磁気センサなどによりお互いの相対位置・相対角データを取得できるシステムを構築すると、本ドッキングシステムの軌道上での利用により近づくことができると考える。

謝辞

本研究は文科省・科研費 17H01349 の補助を受けて行われました。

参考文献

- [1] John C. Mankins, SPS-ALPHA: The First Practical Solar Power Satellite via Arbitrarily Large Phased Array, NASA Innovative Advanced Concepts Program Phase 1 Final Report, 2012
- [2] Nicolas Lee, Sergio Pellegrino, and Yen-Hung Wu, Architecture for in-space robotic assembly of a modular space telescope, Journal of Astronomical Telescopes, Instruments, and Systems, Vol. 2, No. 4, Paper No. 15078SS, 2015
- [3] 上土井大助, 藤田辰人, 大橋一夫, 伊藤裕明, 渡邊秋人, 倉富剛, 渡辺和樹, 宇宙太陽光発電システム用大型構造物へのSTEM 構造の適用性検討, 第57回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2013-4479, 2013年
- [4] 河野功, 李野正明, 小山浩, 中村太一, ランデブ・ドッキング誘導制御技術 -ETS-VII ランデブ・ドッキング実験系の設計-, 日本ロボット学会誌, Vol. 14, No. 7, pp. 935~939, 1996年
- [5] Lennon Rodgers, Nicholas Hoff, Elizabeth Jordan, Michael Heiman and David W. Miller, A Universal Interface for Modular Spacecraft, the 19th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, SSC05-I-3, 2005
- [6] Craig Underwood, Sergio Pellegrino, Vaicos J. Lappas, Christopher P. Bridges and John Baker, Using Cubesat/Micro-Satellite Technology to Demonstrate the Autonomous Assembly of A Reconfigurable Space Telescope (AAREST), Proceedings of the 65th International Astronautical Congress, IAC-14.B4.2.4, 2014
- [7] David Wokes, Sarmia Smail, Phil Palmer, Craig Underwood, Pose Estimation for In-Orbit Self-Assembly of Intelligent Self-Powered Modules, Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA 2009-6291, 2009
- [8] 盛本真史, 人工衛星の高精度軌道計算, 平成25年度日本大学理工学部航空宇宙工学科卒業論文, 2014年
- [9] David W. Miller, Raymond J. Sedwick, Edmund M.C. Kong and Samuel Schweighart, Electromagnetic Formation Flight For Sparse Aperture Telescopes, Proceedings of the 2002 IEEE Aerospace Conference, IEEEAC paper #418, 2002
- [10] 友岡雅志, 稲守考哉, 寺尾悠, 大槻真嗣, 船瀬龍, 近接誘導機能を有した深宇宙探査機の磁気ドッキングシステム, 第60回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2016-4726, 2016年