

研究種目：若手研究（スタートアップ）
研究期間：2008～2009
課題番号：20860098
研究課題名（和文）太陽光圧を利用した大型・柔軟宇宙構造物の能動的姿勢制御に関する研究
研究課題名（英文）Active Attitude Control of Large and Flexible Space Structure Using Solar Radiation Pressure
研究代表者
船瀬 龍（FUNASE RYU）
独立行政法人宇宙航空研究開発機構・月惑星探査プログラムグループ・開発員
研究者番号：70509819

研究成果の概要（和文）：

本研究の目的は、大型・柔軟宇宙構造物の姿勢を、太陽光圧を積極的に利用して能動的・安定的に制御する手法を確立することである。提案する姿勢制御手法の具体的な適用対象として、宇宙空間で数 10m 以上の大面積の薄膜を遠心力で展開し、膜面に対する太陽光圧を推進力として利用して宇宙空間を航行するスピニング型ソーラーセイルを選定した。本研究では、電氣的に光学パラメータを制御し太陽光圧によって姿勢制御トルクを発生可能な軽量薄膜デバイスを開発し、太陽光圧を利用した姿勢制御手法を構築した。さらに、本研究で開発した姿勢制御デバイスを、ソーラーセイル実証探査機「イカロス」に搭載し、2010 年度に打ち上げた。2010 年度中に惑星間軌道上でのソーラーセイルの姿勢制御実験を行い、本研究成果を宇宙実証する予定である。

研究成果の概要（英文）：

The objective of this research is to realize the active control system to control the attitude of large and flexible space structure using solar radiation pressure. As a target of this research, attitude control of spinning solar sail spacecraft is selected, which deploys huge and flexible thin membrane in space and uses the radiation pressure by the sun light's reflection as its propulsive force. A film-type device which can control its optical parameter was developed in this research. Unbalance of the solar radiation pressure generated by the device can apply minute and continuous control torque to the sail so that very stable attitude control of large and flexible structure is realized. The developed attitude control device is attached to the sail of "IKAROS" solar sail spacecraft which was launched in 2010. The proposed attitude control system will be demonstrated by applying this device as a means of attitude control of IKAROS spacecraft.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2008 年度	1,330,000	399,000	1,729,000
2009 年度	1,200,000	360,000	1,560,000
総計	2,530,000	759,000	3,289,000

研究分野：宇宙機制御工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：柔軟宇宙構造物、大型宇宙構造物、姿勢制御、太陽光圧、制御工学

1. 研究開始当初の背景

大型宇宙構造物の姿勢制御には、構造の柔軟性を考慮して振動を抑制しながら制御することが要求される点、慣性モーメントが非常に大きいため通常のスラスタを用いた制御では搭載する燃料量の制約から寿命が決まってしまう点など、解決すべき問題が数多くあった。例えば、宇宙空間で数 10m 以上の大面積の薄膜を遠心力で展開し、膜面に対する太陽光圧を推進力として利用して宇宙空間を航行するソーラーセイルにおいては、光圧によって得られる推進力を制御するために膜面の指向方向を変更する操舵制御が必要になるが、スラスタを利用した従来の手法では柔軟構造物である膜面の振動と探査機本体の姿勢運動がカップリングして姿勢を乱しやすい点、搭載燃料量の制約から 10 年を越えるような長期間の深宇宙航行ミッションを行っていく点などの問題があった。NASA 等の海外では機械的な vane で光圧による反射率を局部的に制御して姿勢変更トルクを発生する方法も提案されているが、宇宙空間で長期間使うには機構部分の信頼性に問題がある。ソーラーセイルとは別の例で、大型静止衛星の姿勢制御について見ると、姿勢外乱トルクを補償する制御機構として、vane 等の可動機構やスラスタを用いた制御が使われてきたが、やはり大型太陽電池パドル等の柔軟構造物の振動の励起、寿命制約、機構部の信頼性の面で、同様の問題を抱えている。

2. 研究の目的

本研究では、太陽光の反射率などの光学パラメータを電気的に制御可能なデバイスを開発し、それを宇宙機に複数配置して各デバイスの受ける光圧をアンバランスさせることによって姿勢制御のためのトルクを発生させる姿勢制御手法を実現する。本手法は、光圧により連続的に小さいトルクを印加し続けるため柔軟構造物の振動を励起しないこと、電気を用いて制御するため燃料などのリソースを消費せず寿命の制約がないこと、機構部がないため信頼性が高いことが特徴であり、先に挙げた振動、寿命、信頼性の問題を同時に解決する手法である。

3. 研究の方法

本研究ではまず、光学パラメータ制御機構として、地上用途の調光ガラスを参考に、液晶の配向を電気的に制御することによって光の透過/反射率を制御できる薄膜状のデバイスを実際に開発・製作・改良し、デバイス

単体としての性能を評価する (図 1)。

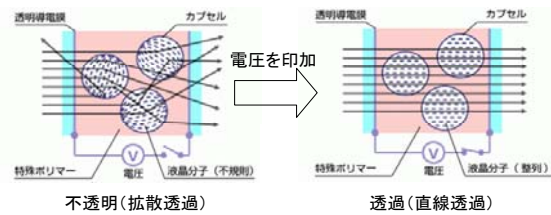


図 1 液晶を用いた光学特性制御

次に、様々な大型・柔軟宇宙構造物のアプリケーションに対して、デバイスを搭載した際の姿勢制御の挙動を数値シミュレーションにより解析し、システム全体としての姿勢制御性能を評価する。また、本研究は、理論だけで机上の空論となつては意味がないものなので、耐宇宙環境性のあるデバイスとして実際に製作まで行い、宇宙で使用可能なシステムとして完成させることも本研究の重要な目的である。

4. 研究成果

本研究ではまず、電気的に光学パラメータを制御し太陽光圧によって姿勢制御トルクを発生可能な軽量薄膜デバイスとして、液晶を利用したデバイスを開発した (図 2)。



図 2 開発した姿勢制御デバイス (左: OFF (拡散反射), 右: ON (鏡面反射))

電源印加時と非印加時の光学パラメータ (鏡面/拡散反射率・吸収率・直線/拡散透過率) を計測し、電源 ON 時と OFF 時に太陽光から受ける単位面積あたりの光圧の差としてデバイスの性能値を計測した。次に、デバイスの宇宙環境耐性の検証として、熱・真空・放射線環境に対する耐性を評価した。具体的には、デバイスの電源 ON 時/OFF 時双方の太陽光吸収率 (α) /赤外放射率 (ε) を計測することで軌道上での温度環境を解析し、デバイスの軌道上での性能について恒温槽を用いて評価した。宇宙空間での真空環境対策として、デバイスを改良して液晶が宇宙空間に露出しない構造とし、高真空チャンバ

を利用して真空中でのデバイスの動作やアウトガス特性を評価した。放射線耐性については、電子線・陽子線照射試験・紫外線照射試験を行い、試験前後の評価結果から、軌道上環境耐性を確認した。

次に、スピン型ソーラーセイルの姿勢制御を例として、姿勢制御システムとしての性能評価を実施した。具体的には、柔軟構造物である薄膜の力学的挙動を巨視的に模擬でき、かつ計算負荷の比較的小さい多粒子モデルをベースに膜面のダイナクスモデル(図3)を構築し、開発したデバイスを搭載した際の姿勢制御則を設計した。モデル構築の際には、姿勢制御デバイスの電源 ON 時/OFF 時双方の太陽光吸収率(α)/赤外放射率(ε)によって発生する熱輻射に起因する面圧や、セイル膜面のたわみによる実効的な反射率の変化、材料の反射率の入射角依存性などの観点からモデルを詳細化し、セイルの展張状態での形状をより詳細に解析した。その上で、本研究で開発した姿勢制御デバイスを用いた姿勢制御手法のより現実的な性能評価として、上記モデルを用いた姿勢制御シミュレーションを行い、ソーラーセイルとして十分な姿勢制御性能を有することを確認した。

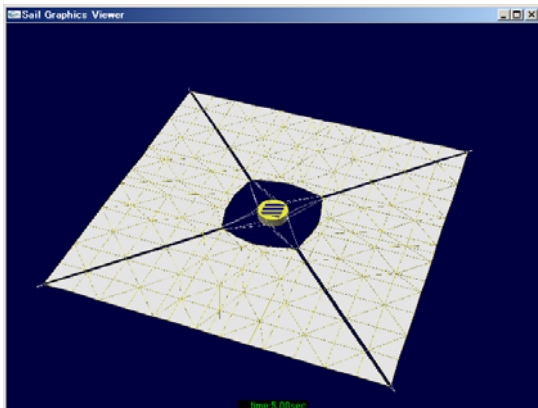


図3 スピン型ソーラーセイルのダイナクスモデル

さらに、本研究で開発した姿勢制御デバイスを、ソーラーセイル実証探査機「イカロス」(図4, 図5, 図6)に搭載し、2010年度に打ち上げた。2010年度中に惑星間軌道上でのソーラーセイルの姿勢制御実験を行い、本研究成果を実証する予定である。



図4 ソーラー電力セイル実証機イカロス(直径1.6m, 高さ約80cmの円筒形の探査機)

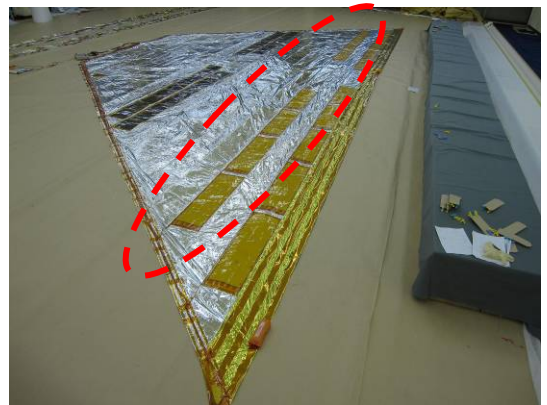


図5 イカロスの帆(セイル:一辺14m)に搭載した姿勢制御デバイス

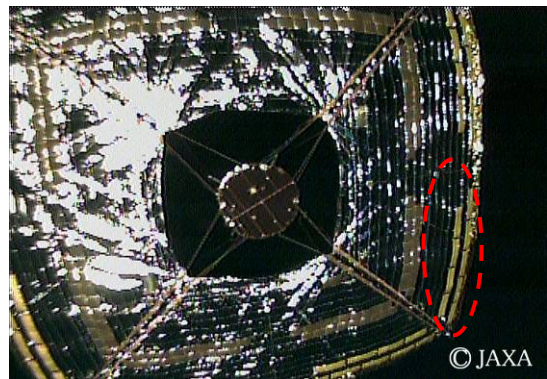


図6 軌道上で撮影した姿勢制御デバイス

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計1件)

1. Ryu Funase, Fuminori Hanaoka, Osamu Mori, Yuichi Tsuda and Junichiro Kawaguchi, "Development of Oscillation-Free Attitude Maneuvering System for Spinning Solar Sail", Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space

Sciences, Space Technology Japan,
Vol.7, Pd_49~Pd_55, 2009, 査読有り

[学会発表] (計9件)
(主要なもののみ記載)

1. Yuya Mimasu, "Estimation of Solar Radiation Pressure Parameters for Solar Sail Demonstrator IKAROS Considering Attitude Dynamics, 20th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, 2010年2月17日, San Diego, USA
2. Ryu Funase, "Modeling of Spinning Solar Sail by Multi Particle Model and Its Application to Attitude Control System", ASME 2009 International Design Engineering Technical Conferences & Computers and Information in Engineering Conference (IDETC/CIE 2009), 2009年9月1日, San Diego, USA
3. Ryu Funase, "Oscillation-Free Attitude Control of Spinning Solar Sail with Huge Flexible Membrane", 27th International Symposium on Space Technology and Science, 2009年7月9日, Tsukuba, Japan

6. 研究組織

(1) 研究代表者

船瀬 龍 (FUNASE RYU)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・月惑星探査プログラムグループ・開発員

研究者番号：70509819

(2) 研究分担者

なし

(3) 連携研究者

なし