

氏 名 柴田 拓馬

学位(専攻分野) 博士(工学)

学位記番号 総研大甲第 2063 号

学位授与の日付 平成 31年 3 月 22 日

学位授与の要件 物理科学研究科 宇宙科学専攻  
学位規則第6条第1項該当

学位論文題目 Hybrid Contactless Micro Vibration Isolator Using the Flux  
Pinning and Magnetic Forces for High Precision Space  
Telescopes

論文審査委員 主 査 教授 川勝 康弘  
准教授 坂井 真一郎  
助教 福島 洋介  
教授 杉浦 壽彦 慶應義塾大学 理工学部  
特任准教授 松村 知岳  
東京大学 カブリ数物連携宇宙研究機構

(様式3)

## 博士論文の要旨

氏 名 柴田拓馬

(1) 論文題目 Hybrid Contactless Micro Vibration Isolator Using the Pinning/Magnetic Force for High Precision Space Telescopes

ピンニング力/磁気力を用いたハイブリッド型非接触微小擾乱抑制機構に関する研究

Observing galaxies and planets gives us clues for understanding how the universe was configured. Since Hubble Space Telescope (HST) was launched in 1990, space agencies have been developing several types of space telescopes to observe different wavelength of light. One of problems in space observation missions is how to improve the resolution of images. Observed images with higher resolution produce more detailed information about targets. For this purpose, disturbance management is very important. The disturbances are mainly vibration and heat generated by equipment, which includes reaction wheels and a cryogenic cooling system, on space telescopes. If the disturbances propagate to observation instruments, observed images is blurred and deviated because vibration shakes detectors and heat causes thermal strain of a primary mirror. Especially, suppressing heat propagation is important for infrared ray observation because the observation instruments also detect infrared rays radiated from heated structure of a space telescope.

Methods to suppress the vibration have been researched to improve the resolution. Stewart Gough Platform (SGP) is one of effective vibration suppression systems. This system is consisted of movable rods and putted between a disturbance source and an isolation target. The rods are controlled to suppress vibration as it propagates through SGP [2].

To prevent the thermal radiation and thermal strain, space telescopes have a cryogenic cooling system and sun shield. For example, a mission part of JWST can be cooled below 40K by huge sun shield and a cryocooler. Likely JWST, SPICA, which is mainly planned by JAXA and ESA, also aims to observe infrared rays from distant planets and galaxies [3]. Temperature of the mission part can be achieved around 8K by a cooling system. It has been planned that space telescopes such as JWST and SPICA perform missions on halo orbit around L2 point of the Sun-Earth system because disturbance effects are small. In such environment, however, it is expected that damping of structure and ferrofluid do not work sufficiently because the materials is frozen [4]. Therefore, magnetic damping is one of effective methods to suppress resonance effect at cryogenic temperature.

To solve these problems for observation missions in the future, a contactless micro vibration isolator is proposed in the Ph.D. thesis. This proposed micro vibration isolator does not connect mechanically between a disturbance source and an isolation target, but electromagnetically using the flux pinning effect and electromagnetic interaction. The proposed vibration isolator mainly consists of multiple Permanent Magnets (PMs), type-II SuperConductors (SCs), Eddy Current Dampers (ECDs) and Electro-Magnetic Coils (EMCs). To maintain the relative distance and attitude between a payload module and disturbance source passively, the proposed micro vibration isolator utilizes the flux pinning

effect, which is generated between PMs and SCs, to maintain relative distance and attitude between a payload module and disturbance source passively. Moreover, the pinning force behaves as spring damping force. This characteristics is utilized to suppress micro vibration generated by a disturbance source. Although the SCs should be cooled below the critical temperature, it is considered that cryocooling systems on a space telescope are used for it. To suppress vibration propagation from a disturbance source, magnetic spring–damping system is constructed by the proposed micro vibration isolator. Normally, performance of a passive vibration isolator is decided by natural frequency and damping ratio. Therefore, required vibration response for space observation missions are achieved by designing configuration of PMs, SCs, and ECDs on the proposed micro vibration isolator. In addition, Electro-Magnetic Coils (EMCs) are used to stabilize the pointing direction of a mission part. The control system is also considered as part of the proposed vibration isolator in the Ph.D. thesis. The goal of the thesis is to confirm the feasibility and to formalize design approach for the proposed micro vibration isolator. To achieve those purposes, numerical and experimental evaluation are performed.

As a simplified numerical calculation of the pinning force, frozen image model is introduced [5]. Finite Element Method (FEM) is one of methods to simulate the pinning force precisely, however it requires high calculation cost. Therefore, the frozen image model is desirable rather than FEM to perform parametric study for the proposed vibration isolator. However, it is expected that errors exist between simulated and measured pinning force because frozen image model has some assumptions to simplify calculation of the pinning force. Therefore, the errors are evaluated by pinning force data measured by an experiment device. For the parametric study to evaluate performance of the proposed vibration isolator, the Ph.D. thesis presents a design approach how to configure a contactless micro vibration isolator system using SCs, PMs and ECDs in consideration of the frequency characteristics, and total weight. The approach bases on the frozen image model to design spring element, which works between PM and SC, and electro-magnetic induction for damping element, which works between PM and ECD.

To confirm frequency characteristics of the pinning force, a vibration experiment is performed. The vibration experiment device imitates free motion in small displacement between a SC and PM. Frequency response by the numerical design approach is also evaluated using data measured by the experiment device.

Assuming the proposed vibration isolator is approximated by linear spring-damping system, relative motion between a payload module and disturbance source is simulated. If initial relative distance between a PM and SC is disturbed, the pinning force is deviated. As a results, the spring coefficient is deviated from original value, and therefore frequency response of the proposed micro vibration isolator is changed. Main purpose of this relative motion simulation is to understand the effect caused by deviated spring coefficient.

To solve the problem caused by deviated spring coefficient, a control system using EMCs is proposed to assists in stabilizing pointing direction of a space telescope by controlling electromagnetic force. In order to model repulsive force by Meissner effect for the purpose, numerical model based on frozen image model is proposed. To evaluate the validity of the proposed model, the repulsive force is measured using an electromagnetic coil and type-II superconductor. The numerical results by the

proposed model is compared with the measured data. Based on the repulsive force model, the stabilization control system is designed.

- [1] C. Beichman, and et al., "Observations of Transiting Exoplanets with the James Webb Space Telescope (JWST)", Publ. Astron. Soc. Pac., 2014.
- [2] A. Preumont, and et al., "A Six-Axis Single-Stage Active Vibration Isolator Based on Stewart Platform", J. Sound Vibration, 2007.
- [3] B. Swinyard, and et al., "The Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics : SPICA A Joint Mission Between JAXA and ESA", Exp. Astron., 2009.
- [4] A. J. Bronowicki, and et al., "Vibration Isolator for Large Space Telescopes", J. Spacecr. Rockets, 2006.
- [5] A. Kordyuk, "Magnetic Levitation for Hard Superconductors", J. Appl. Phys., 1998.

## 博士論文審査結果

Name in Full  
氏名 柴田 拓馬

Title  
論文題目 Hybrid Contactless Micro Vibration Isolator Using the Flux Pinning and Magnetic Forces for High Precision Space Telescopes

本論文は、磁束ピンニング力及び磁気力を用いたハイブリッド型の非接触浮上機構を考案し、これを人工衛星に応用して衛星内での微小振動擾乱および熱の伝達を同時に遮断することを提案するものである。英語で記述された全9章により構成されている。

第1章では、近年の宇宙観測ミッションやフォーメーションフライト技術の動向を踏まえた研究背景が述べられている。ハッブル宇宙望遠鏡やジェイムズ・ウェッブ宇宙望遠鏡、次世代赤外線天文衛星 SPICA などを例に挙げながら、特に宇宙望遠鏡などにおいて更なる高空間分解能観測が求められていること、そのために、衛星内で生じる微小振動擾乱の抑制と、熱伝達の遮断とが求められていることが述べられている。その上で、これらの要請に応えるために、本論文では磁束ピンニング力を応用した新しい機構を提案するという、本論文の位置づけが示されている。

第2章では、本論文の提案内容に関わる技術的な背景について述べられている。初めに、微小振動擾乱抑制のために従来用いられてきた手法が体系的に整理され、今後の衛星に適用するにあたっての問題点が示されている。次に、提案内容と関連性の深い技術であるフォーメーションフライト技術、特に磁束ピンニング効果の応用を含む電磁気フォーメーションフライト技術について、先行研究の紹介とその整理がなされている。

第3章では、提案するハイブリッド型の非接触浮上機構の特性解析モデルを構築する準備として、磁束ピンニング力に関する簡易モデルとして知られている Flux Frozen Image Model についての詳述がなされている。また、提案機構に適切なダンピング項を付与するために用いられる、渦電流ダンパのモデル化についても述べられている。

第4章では、初めに磁束ピンニング力の計測実験について述べられている。この実験結果に基づき、Flux Frozen Image Model により予測される磁束ピンニング力と、実際の磁束ピンニング力との比較が行われ、提案機構の解析モデル構築の観点から、その精度が評価されている。また同様に、マイスナー効果による反発力についても Flux Frozen Image Model に基づくモデルが構築された上で、その精度について実験結果との比較・評価が行われている。

第5章では、磁束ピンニング系（第二種超伝導バルク材＋永久磁石）および渦電流ダンパからなる提案機構のダイナミクスについて解析が行われ、いわゆるバネーダンパ系と同

様の、低域通過型の周波数特性を有することが示されている。その上で、実際に磁束ピンニング系を構築し、振動入力に対するその振動伝達特性を計測する実験を行ったことが述べられている。実験により得られた振動伝達の周波数特性は、第4章で計測された磁束ピンニング力の特性と本章で示された解析モデルから定量的に予測される結果と、よく一致している。これは、提案機構による微小振動擾乱の伝達抑制が実際に可能であること、また、提案機構の周波数特性が Flux Frozen Image Model に基づく解析モデルにより予測できることを、示している。

第6章では、複数の提案機構により結合された2物体（例えば衛星バス部と観測ペイロード部）のダイナミクスが解析されている。さらに、構築された解析モデルに基づき、複数設置されている提案機構間の特性差が、2物体間の相対姿勢に与える影響が評価されている。この評価は、本論文で対象としている高精度望遠鏡衛星等の場合、特に観測ペイロード部の指向精度は重要な性能指標であることが背景となっている。

第7章では、前章の結果も念頭におき、提案機構に磁気コイルを付加し、その通電により第二種超伝導バルク材との間にマイスナー効果による反発力を生じることで、2物体間の相対姿勢を精密制御する手法が提案されている。提案手法は、第6章で構築されたモデルを含む6自由度シミュレーションにより評価されており、その有効性が示唆されている。

第8章では、第4、5章で構築されたモデルを用いて、提案機構を実際の衛星に搭載する場合の概念設計が試行されている。そのプロセスは、例えば所望の微小振動抑圧特性や衛星システムに関する諸量を与えられた時、どのように提案機構のパラメータ設計を行えば良いかというケーススタディとなっており、今後、提案機構を採用した衛星を開発する際に有用なものである。ケーススタディにおいては、各パラメータ間の関係性についても議論されている。ケーススタディの結果は、リソースすなわち質量等に鑑みて、提案機構が実際の衛星に適用しうるものであることを示している。

最後に、第9章では本論文を振り返り、提案内容とその新規性、有用性が改めて整理され、今後の課題と展望が述べられている。

以上これを要するに、本論文は、衛星内での微小振動擾乱および熱の伝達を同時に遮断することを目的として、磁束ピンニング力及び磁気力を用いたハイブリッド型の非接触浮上機構を考案し、その特性と有効性を実験により実証したものである。本論文では提案機構の特性を表現する解析モデルも併せて示しており、これにより、提案機構を採用した衛星の概念設計を行うことを可能としている。すなわち本論文は、学術的新規性と実用的有用性とをいずれも高いレベルで有しており、宇宙工学、制御工学、振動工学の進展に貢献し、また将来の宇宙科学ミッションの発展に大きく寄与しうるものである。本論文で行われた研究について、審査制度の確立した国内外の学術雑誌に発表されていることも、確認されている（掲載済み1本、査読中2本）。

よって本論文は博士（工学）の学位請求論文として合格と認められる。