

令和 2 年 6 月 12 日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2016～2019

課題番号：16K06063

研究課題名(和文) 宇宙望遠鏡の極低温域で振動減衰向上を目指す渦電流型アイソレータの開発

研究課題名(英文) Eddy Current Type Vibration Isolators Aiming to Improve Damping Performance in Cryogenic Temperature Range for Space Telescopes

研究代表者

内田 英樹 (UCHIDA, Hideki)

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・主任研究開発員

研究者番号：90450709

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,700,000円

研究成果の概要(和文)：本研究は、宇宙望遠鏡への搭載を目指して渦電流型の振動アイソレータの設計手法の確立を試みるものであり、極低温での検証の前段階の研究にあたる。既存の渦電流型の振動アイソレータを用いて、低温域(液体窒素温度程度)での性能評価を行い、温度域は限定的となるが設計手法の妥当性を検証をした。この設計手法を適用して宇宙望遠鏡を模擬した衛星模擬構体に搭載できるアイソレータを設計し、衛星模擬構体に搭載したシステムレベルで性能を実験的に評価した。これにより、設計手法の妥当性が示されるとともに、衛星実機へ適用の際の課題も明らかとなった。

研究成果の学術的意義や社会的意義

渦電流型のダンパを動吸振器と組合せた海外製品は存在しているが、これは振動する構造物の脇などに取り付ける形状をしており、ある狭い温度範囲で単一周波数の振動にのみ減衰を与えるものなので、極低温環境で効果的に振動を遮断することはできない。

本研究は、渦電流を利用した減衰機構をアイソレータとして構造物に挟み込んで極低温環境で微小振動の遮断を目指すものであり、人工衛星搭載時の性能予測の方法と併せて提示することで、実用的な研究成果が得られた。将来、宇宙望遠鏡に適用される際は、観測ノイズが小さく高分解能の観測ができるようになるので、より詳細な宇宙の構造が明らかになると期待する。

研究成果の概要(英文)：This research attempts to establish a design method for an eddy current type vibration isolator aiming at mounting on a space telescope, and this is also a research before the verification at cryogenic temperature.

Using an existing eddy current type vibration isolator, the performance was evaluated in the low temperature range (about liquid nitrogen temperature), and the validity of the design method was verified although the temperature range was limited. Next, this design method was applied to design isolators that can be mounted on a structure that simulates a space telescope, and the performance was experimentally evaluated at the satellite system level with the isolators mounted on the structure. This showed not only the validity of the design method but also the problems when applying it to the actual spacecraft development.

研究分野：機械要素

キーワード：アイソレータ 微小振動 擾乱 極低温 人工衛星 渦電流 減衰機構 宇宙望遠鏡

## 様式 C-19, F-19-1, Z-19 (共通)

### 1. 研究開始当初の背景

(1) 赤外線領域で天文観測する従来の宇宙望遠鏡は、熱雑音を低減するために望遠鏡全体を真空断熱容器にヘリウムタンクと共に搭載して極低温に冷却する。そのために望遠鏡は小型で、観測期間(寿命)もヘリウム搭載量で頭打ちとなる。次世代型は大型化した望遠鏡全体を機械式冷凍機で極低温に冷却することで、長寿命化と観測性能の飛躍的な向上の両立を狙っている。しかし、機械式冷凍機が発する擾乱の振動エネルギーの一部が熱エネルギーに変換されることで、熱雑音が悪化してしまうことが課題であった。そこで、極低温に冷却された大型望遠鏡に機械式冷凍機の擾乱と熱を共に伝達させないよう、熱伝導が支配的な極低温域でも動作する分離機構や減衰機構が必要とされていた。

(2) 金属板(アルミ等)を強磁場内で動かすと、電磁誘導効果で金属内に渦状の電流が発生し、これが金属の動きを抑える力(減衰力)を発生する。この減衰力は低温ほど大きくなり、アイソレータとして利用した場合には熱管理が容易にでき、また構造物に挟む形状にできる利点もあった。そのため、次世代型の宇宙望遠鏡に搭載される機械式冷凍機から極低温に冷却された望遠鏡へ伝達する振動を絶縁する上で大変有望視されていた。従来の人工衛星にはシリコンオイル等の粘性流体やゴム等の粘弾性体を利用した減衰機構が使用されてきたが、使用温度範囲がほぼ常温近傍であるため用途が限定的であった。

### 2. 研究の目的

(1) 本研究期間以前の平成24年度には、渦電流による減衰力の原理を検証するために、真空チャンバの中で強磁場内のアルミ板(A1100)の振動を観測しているが、温度環境が20℃から-145℃に変化すると減衰係数が2.5倍も向上することが分かっていた。さらに平成25年度には、渦電流を発生させるための磁石とアルミの可動部を円筒状に変更し、上下に構造物を結合できる方式を考案し、基本的な室温時の減衰性能を確認している。本研究では、まずは既存のアイソレータを利用して極低温での減衰特性を取得した上で設計手法を確立し、人工衛星に搭載可能な形状に最適設計を行う。併せて、衛星搭載状態での減衰性能を検証する手法を確立する。

(2) 前述の宇宙望遠鏡では望遠鏡全体を-265℃に冷却することを研究開始当初は想定していたため、この温度域までのアイソレータの振動減衰特性の把握と、アイソレータを搭載した衛星全体の振動応答を予測する術が最終的に必要になった。本研究ではその前段階として、既存設備を最大限に生かし、限定的な低温域でアイソレータの性能評価を実験的かつ解析的にも試みた。

### 3. 研究の方法

(1) 平成25年度に製作したアイソレータ(図1)の-150℃程度から常温の温度範囲での減衰特性取得を行い、理論式に基づく数値シミュレーションと試験結果の比較から、ダンパ単体の基本性能が予測できることを確認する。

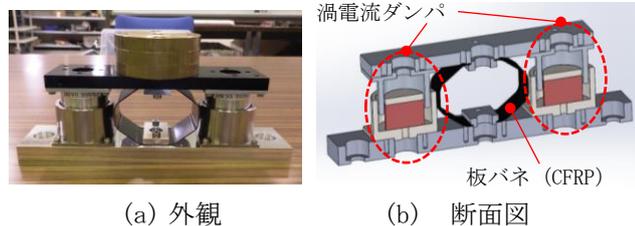


図1 アイソレータ既存品

(2) 宇宙望遠鏡衛星の構造を模した構体を仮想対象物とし、これの搭載形態にアイソレータ構造と減衰特性の最適設計を行う。衛星模擬構体にアイソレータを搭載し、宇宙空間を模擬した境界条件で伝達特性を取得し、アイソレータの有効性を確認する。その際、衛星実機適用時の課題等も明らかにする。

### 4. 研究成果

(1) アイソレータ既存品の低温減衰性能  
既存品のアイソレータの性能評価にあたり、低温域での伝達率を実験的に取得した。まず、加速度伝達率を取得するために、真空中で-150℃までの低温環境で鉛直方向のベース加振が可能なJAXA研究開発部門保有の真空振動試験設備を使用した。アイソレータをサインスイープで加振し、振幅依存性を確認するためにベースの加振入力を変えて加速度伝達率を取得した(図2(a))。その結果、振幅の小さい0.5Gでは減衰が大きめの傾向となり、減衰に対する振幅の依存性が確認された。また、冷却すると共振周波数が高くなる傾向が見られた。このときのCFRPの板バネ(図1(b))の寄与を調べるために、ソレノイドハンマーによる板バネのハンマリング(図2(b))を行い、加速度の減衰自由振動波形から減衰係数を求めた。その結果、板バネ単体の減衰の温度依存性は無視できる程度であることが分かったので、ダンパは減衰力だけでなく復元力(磁気剛性)も発生していることが明らかになった。

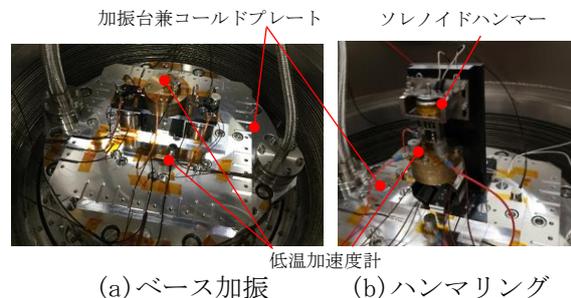


図2 真空振動試験装置チャンバ内の試験コンフィギュレーション



カーブフィットしてバネ定数と減衰係数を求めた(図 11)。また、真空環境下 ( $1 \times 10^{-3}$  Pa 以下)において、可動子および永久磁石付近の温度を室温から $-135^{\circ}\text{C}$ まで変えて応答を計測し、さらにダンパが無い場合の応答も計測した。これらの差分からダンパの磁気剛性と減衰係数を算出した。

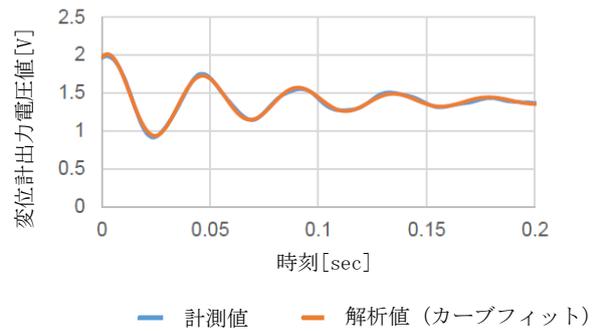


図 11 0°Cのときの変位計の応答波形

#### (4) ダンパの解析と試験結果の比較

ダンパの解析において、アルミの電気抵抗は実測値を、永久磁石とパーメンジェールの磁気特性はカタログ値をそれぞれ用いた。なお、磁気特性の温度特性はカタログに記載がないため、永久磁石とヨークを組み合わせた磁気回路の磁束密度の温度特性を実験的に取得し、解析結果をそれに合わせてスケールリングした。そして、ダンパの減衰係数と磁気剛性の周波数特性を解析から求めた。

この解析と試験結果の比較を図 12 に示す。常温から $-40^{\circ}\text{C}$ までは、解析と試験結果の減衰係数  $C$  及び磁気剛性  $K$  はよく一致している。一方で、 $-80^{\circ}\text{C}$ 以降の低温においては解析と試験の乖離が大きくなり、 $-135^{\circ}\text{C}$ においては磁気剛性が 3.8 倍、減衰係数が 1.7 倍と解析に比較して試験結果の方が大きくなる傾向となった。この低温での不一致の原因としては、解析に使用した低温での磁気特性の数値に誤差が含まれていると考えられる。また、低温で試験を行う際はダンパ全体の温度を均一に保つことが難しく、場所によっては  $40^{\circ}\text{C}$ 以上の温度差がつくこともあるので、この温度ムラも一因と考えられる。

本評価からもダンパが低温において減衰力が大きくなることが解析及び試験により確認できた。またダンパの磁気剛性について、特に低温ではアイソレータの金属の板バネと比較しても無視できないほど大きいので、低温で使用するアイソレータを設計する際にはこの磁気剛性を考慮する必要があることが分かった。

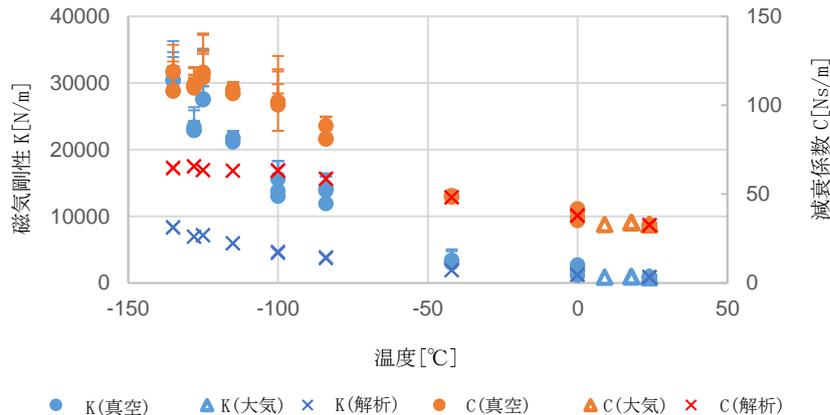


図 12 解析と試験結果の比較

#### (5) 衛星模擬構体搭載時の伝達特性取得

衛星模擬構造体を用いたシステムレベルでの伝達特性の取得にあたり、無重力を模擬するために、バス部は低固有振動数除振台で浮かせ、光学系を模擬したミッション部はバネで宙吊りした(図 13)。

ミッション部の自重がアイソレータに作用しないように吊長さを管理しながら 3 式をミッション部とバス部の間に設置し、各アイソレータの上下に加速度計をそれぞれ設置した(図 14)。また、擾乱源の模擬としてバス部の構体内部に加振器(図 15)を設置し、加振器の入力となる力を計測するフォースセンサを設置した。

ミッション部の光軸の伸縮と傾きの伝達関数の一例を図 16 に示す。光軸伸縮は 12Hz、光軸傾きは 39Hz に共振周波数があり、これらの共振ピークはダンパの減衰力によって抑えられていることが分かるので、減衰の効果が確認できた。

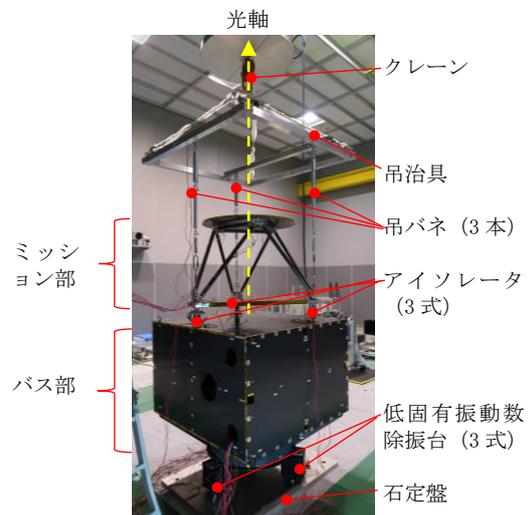


図 13 試験コンフィギュレーション

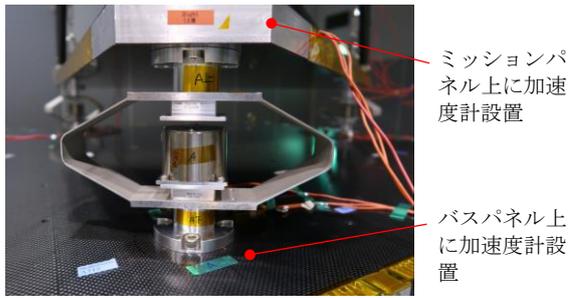


図 14 アイソレータ搭載形態

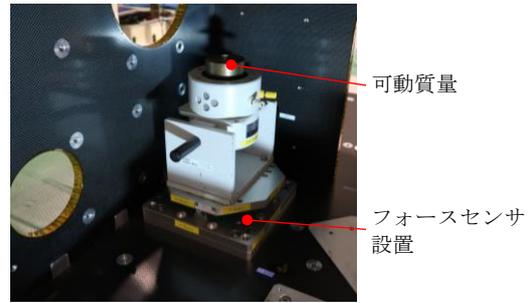
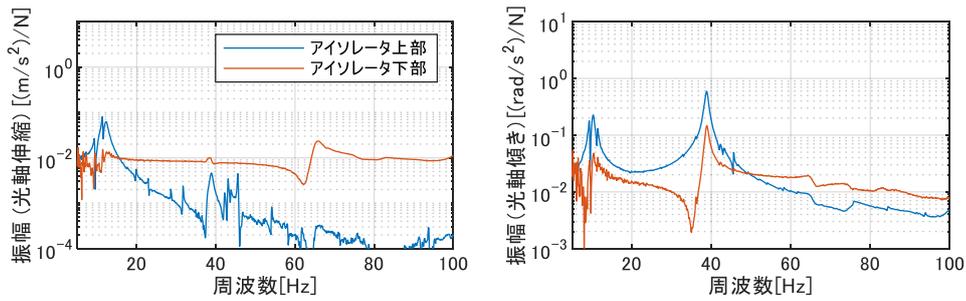
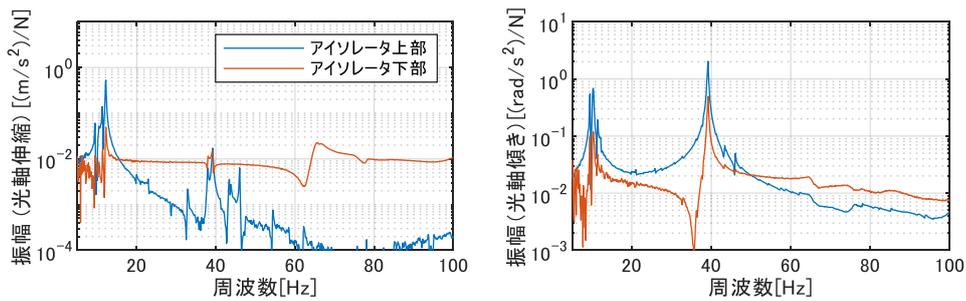


図 15 バス部構体内部に設置した加振器



(a) ダンパの可動子有り (減衰有り)



(b) ダンパの可動子無し (減衰無し)

図 16 伝達特性 (左: 光軸伸縮 右: 光軸傾き)

今回、ミッション部、アイソレータ及びバス部を分割し、伝達関数合成からアイソレータの衛星システム搭載時の性能を予測する方法を検討したが、次の理由で困難であることが分かった。伝達関数合成に使用する加振器は通常は慣性型で 25Hz からの加振能力があるものを使用しており、加振器は供試体の加振点に直接取り付け、供試体は加振器ごと宙吊りされる。今回 1 次の共振周波数が 12Hz にあることが分かったため、12Hz 以下の周波数帯から加振を行う必要があったが、低周波帯での加振能力が足りないため、伝達関数合成に必要な精度の加振ができなかった。

さらに、搭載状態で局所的にアイソレータを冷却することを試みたが、以下の理由で困難であった。

- ・冷却スプレーのような吹付では温度が不均一となる。
- ・ペルチェ素子を可動子付近に張り付けると、可動子の質量が増加し性能が変化することと、排熱が課題となる。
- ・熱がアイソレータの上下の構造に逃げってしまうため、アイソレータの可動子 (アルミ) が冷えきらない。

これらは今後の課題とするとともに、衛星実機試験に対して得られた教訓として、今回はミッション部の吊長さ (図 17) を管理することでアイソレータにミッション部の自重が作用しないように工夫をすることができた。これは実機試験でも適用可能で、バス側の除振についても適用可能と考えられる。その一方で、今回の実験でも現象が確認されたが、吊バネのサージング等の治具に起因する共振が問題になると考えられるので、アイソレータ上部に搭載されるミッション部の吊り方の選定や治具の設計では注意が必要となる。

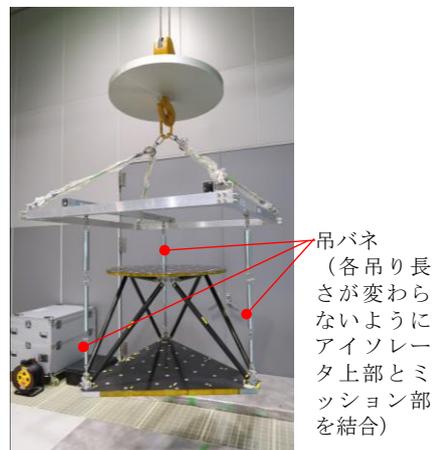


図 17 ミッション部単体吊りコンフィグレーション

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計0件

〔学会発表〕 計2件（うち招待講演 0件 / うち国際学会 1件）

1. 発表者名 内田英樹
2. 発表標題 渦電流型振動アイソレータの低温減衰性能
3. 学会等名 第62回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 内田英樹
2. 発表標題 A Low Temperature Microvibration Isolator using Eddy-current Dampers
3. 学会等名 第32回宇宙技術および科学の国際シンポジウム (The 32nd International Symposium on Space Technology and Science) (国際学会)
4. 発表年 2019年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究分担者	安田 進  (YASUDA Susumu)  (30450711)	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・主任研究開発員   (82645)	
研究分担者	壹岐 賢太郎  (IKI Kentaro)  (00770257)	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・研究開発部門・研究開発員   (82645)	