

令和元年8月29日現在

機関番号：82401

研究種目：基盤研究(A) (一般)

研究期間：2016～2018

課題番号：16H02426

研究課題名(和文) 宇宙デブリ脱軌道ミッションの概念設計研究

研究課題名(英文) Conceptual Study of a Space Debris Deorbit Mission

研究代表者

戎崎 俊一 (Ebisuzaki, Toshikazu)

国立研究開発法人理化学研究所・開拓研究本部・主任研究員

研究者番号：10183021

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 32,300,000円

研究成果の概要(和文)：宇宙デブリ特に10cmサイズ以下の小さなデブリが宇宙開発の重大な障害になりつつある。宇宙高輝度レーザーを用いてその脱軌道を行うミッションの概念設計を行った。レーザーによる宇宙デブリ脱軌道プロセスのうち、ステップ1：検出、ステップ2：追尾について、実験室でEUSO望遠鏡の1/10望遠鏡による模擬デブリ検出・追尾実験を行った。また、脱軌道ミッションは高度600-900mの太陽同期軌道に投入し、常に薄明帯において太陽反対方向を観測するのがもっとも効率的であることが分かった。さらに、デブリ物質に対するアブレーションの応答を調べ、抑制トルクのかけ方の研究を行った。

研究成果の学術的意義や社会的意義

これまで全く有効な対策が存在しなかったcmサイズのデブリに対して、始めて実現可能な対策を提案するもので、社会的な意義が非常に高く社会的な関心も高い。追尾手法について、デブリの軌道位置を予測し、もっとも最適な位置で標的を待ち受ける新しい制御手法を開発した。さらに、衛星のミッション終了後のデブリ化阻止技術へ本件のレーザーアブレーションを用いた回転・軌道抑制技術の転用が可能であることが分かり、実用化に向けて私企業と具体的な議論を始めている。

研究成果の概要(英文)：Space debris, in particular, cm-sized debris are important issue of space development. We performed a conceptual study for the deorbit mission by laser ablation with a high-intensity space-laser system. Among the steps of the deorbit operation of space debris, we performed the experiment of step 1; detection and step 2; tracking in the laboratory with 1/10 scale model of EUSO telescope. In addition, the optimization study revealed that the deorbit mission can work optimal condition in the sun-synchronous orbit, which can always stay in the twilight with the altitude of 600-900 km. Furthermore, we examined the ablation response for various debris materials and the way of the suppression of the rotation of them.

研究分野：物理学

キーワード：宇宙デブリ 航空宇宙環境

様式 C-19、F-19-1、Z-19、CK-19（共通）

#### 1. 研究開始当初の背景

宇宙デブリは、宇宙開発の重大な障害になりつつある。そこで広視野・高速・高感度望遠鏡(EUSO望遠鏡)と高輝度宇宙レーザーを組合せた宇宙デブリ脱軌道法を提案した。本研究では、この脱軌道ミッションの概念設計研究を行う。

#### 2. 研究の目的

本研究では、1/10望遠鏡を用いた検出・追尾実験と、デブリの脱軌道戦略の最適化、そして、レーザーアブレーションによる大型デブリの回転抑制手法の研究を行う。これらにより、1cm以上の小型デブリから1mを超える大型デブリを効率的に減少させるミッションの概念設計を行う。

#### 3. 研究の方法

本研究は、3つの班に分かれて実施する。検出追尾実験班は、1/10望遠鏡による模擬デブリ検出・追尾実験による性能推定を行う。軌道シミュレーション班は、宇宙デブリの軌道シミュレーションによる脱軌道戦略の最適化を行う。回転抑制班は、レーザーアブレーションによる大型デブリの回転抑制手法を検討する。

#### 4. 研究成果

宇宙デブリは、宇宙開発の重大な障害になりつつある。代表者らは、広視野・高速・高感度望遠鏡(EUSO望遠鏡)と高輝度宇宙レーザーを組合せた宇宙デブリ脱軌道法を提案した[Ebisuzaki, T. et al. 2015, Acta Astronautica, doi:10.1016/j.actaastro.2015.03.004]。本研究では、この脱軌道ミッションの概念設計研究を行った。代表者のグループで研究しているEUSO望遠鏡は宇宙デブリを検出し、その相対位置・移動方向を瞬時に決定することができ、その方向に高輝度レーザーを照射し、デブリ表面にレーザーアブレーションを起こし、その反力で減速させ地球大気への脱軌道に導く。本研究では、1/10望遠鏡を用いた検出・追尾実験と、デブリの脱軌道戦略の最適化、そして、レーザーアブレーションによる大型デブリの回転抑制手法の研究を行った。これらの結果を用いて、1cm以上の小型デブリから1mを超える大型デブリを効率的に減少させるミッションの概念設計案としてまとめる予定である。

宇宙デブリは、そのサイズによって、直径1 cm以下、1 cm - 10 cm、10 cm以上の3種類に分類される。このうち1 cm以下の宇宙デブリは、遮蔽により損傷を防ぐことが不可能ではないとされている。また、10 cm以上は地上からのレーダー観測でカタログ登録され、軌道要素が決まっているので、宇宙機は軌道を変えて回避することができる。しかし、これらは小さなデブリの源になるので、適切に管理しできるだけ早期に脱軌道することが望ましいとされている。一方、1-10 cmの宇宙デブリは、遮蔽による防御が困難で、地上からのレーダー観測によるカタログ化が進んでいない。さらに、100万個に近い数が存在しており、もっとも危険と認識されているが、その数を直接減らす有効な方策は、見出せていなかった。これに対して、我々は、実現可能な案を初めて提案した[1]。それは、1 cm以上のデブリを、レーザーアブレーションを利用して脱軌道する手法である。宇宙デブリにレーザービームを照射すると、その照射点でプラズマ化した物質が高速で噴出し反力が生じる。この反力により減速し、1-10 cmのデブリを地球大気へ脱軌道させる。また、大型宇宙デブリの多くは、1分間に1回転程度で自転している場合が多いことがわかっている。テザーやネットによる宇宙デブリ制御を確実にするためには、その回転を抑制することが重要である。レーザーアブレーションによる反力を使えば、宇宙デブリに直接接触することなく回転の抑制が可能である。

レーザーによる宇宙デブリ脱軌道プロセスは、ステップ1:検出、ステップ2:追尾、ステップ3:レーザー照射の三段階に分けて実施した。本研究においては、ステップ1とステップ2について実験室でEUSO望遠鏡の1/10望遠鏡による模擬デブリ検出・追尾実験を行った(図1、図2 検出追尾実験班)。ステップ3に必要な技術開発は、宇宙機関を含めた国際的な枠組みの中で別途、企画する予定である。そして、宇宙デブリの軌道シミュレーションによる脱軌道戦略の

最適化研究を行った。宇宙デブリの脱軌道ミッションには、軌道やレーザー出力、得られるパワーの限界などの多岐にわたる制約条件が存在し、これらを考慮して最適なミッションパラメーターを求めた（表1、軌道シミュレーション班）。並行して、デブリ物質に対するアブレーションの応答を調べ、抑制トルクのかけ方の研究を行い、レーザー照射方向への反力が物質の表面状態に寄らずに最大となる新たな知見を得た（図3、図4、回転抑制班）。これは、デブリへの照射後の軌道や姿勢の予測が行いやすいことを意味する。

### 検出追尾実験班

口径25 cmの1/10望遠鏡（視野±19度）を製作し、宇宙デブリの検出及び追尾に関する動作実証を行った（図1）。2.5 m EUSO望遠鏡の検出環境（距離100 km、直径1 cm、相対速度10 km/秒の宇宙デブリ）は、口径25 cmの1/10望遠鏡と、1.6 mの距離にあるスクリーンを用いて模擬した。Ebisuzaki, T. et al. 2015から、望遠鏡の焦点面における宇宙デブリからの信号は、光量（ $2.0 \times 10^9$  光子/sec）、横断時間（14 msec/60度）と見積った。検出追尾実験は、デブリ模擬装置、デブリ検出部、および、デブリ追尾装置で構成している。デブリ模擬装置では、紫色レーザー（405nm）と2次元ガルバノミラーで構成し、任意の角度、任意の速度で直線上に移動するデブリを模擬した。デブリ検出部は、光学系と焦点面検出器から構成している。光学系は、口径25cmのフレネルレンズを2枚製作して用いた。焦点面検出器は、8×8画素からなる光電子増倍管によるアレイ検出器、保有するMPPCアレイ検出器、及び、高速CMOSセンサー（視野±1.2度、1440×1080画素を640×480画素にBinning@370fps）を用いた。デブリ追尾装置は、赤色レーザーと2次元ガルバノミラーで構成し、任意の角度にレーザー輝点を照射する。検出された位置と移動方向をもとに、任意の時刻におけるデブリ予想位置を算出し、デブリ追尾装置は、その予想位置に輝点を移動する。追尾実験は、予測位置精度を確保するため高速CMOSセンサーを用いて行った。それは、2.5 m EUSO望遠鏡の視野（視野±30度）と比較し、電子増倍管アレイ検出器（視野±19度）、MPPCアレイ検出器（視野±1.6度）は、視野が狭いため移動デブリの予測位置の算出精度が高くないためである。デブリ輝点と追尾輝点との照射判定は、200 fpsのCMOSカメラを用いて行った。このフレームレートでの判定のため、模擬デブリの移動スピードは、850 msec/度に設定し実験を行った。その結果を図2に示す。検出から10フレーム後には、デブリ輝点と追尾輝点を一致させる様に予測位置を推定し、その1フレーム後には、デブリ輝点に追尾輝点を一致させる様に制御を行えることを確認した。200 fpsのCMOSカメラでの判定では、この検出追尾システムは、85 msec/度まで応答しているようであった。今後、さらに高速なカメラを用意し、その確認を行う予定である。

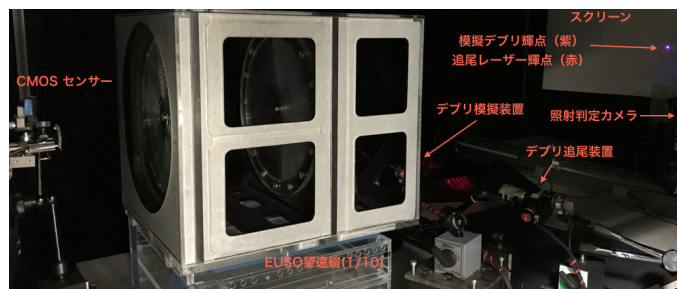


図1 検出追尾実験の構成写真。模擬デブリ輝点と追尾輝点が一致した時の様子。

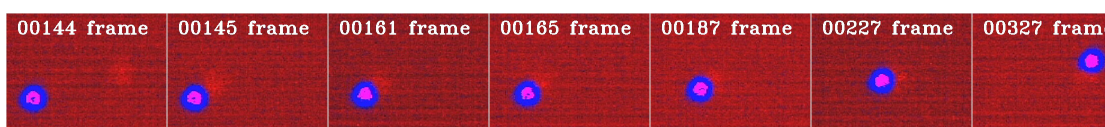


図2 検出追尾実験でのデブリ模擬輝点（青）と追尾輝点（赤）の様子。1フレーム後には、デブリ模擬輝点に近づき、以後は、デブリ模擬輝点を追尾しているのがわかる。赤の輝点は、識別のため、少しオフセットしている。

## 軌道シミュレーション班

軌道上の宇宙機から約100 kmの距離にある宇宙デブリにレーザーを照射して脱軌道させる際の最適な脱軌道条件を宇宙デブリの軌道シミュレーションにより決定する。両者の相対速度が小さい方が一回の脱軌道プロセスが容易（小さなレーザーパワーでも可能）だが、該当する宇宙デブリの数は相対的に少なくなるので、除去効率が上がらない。宇宙機搭載可能なレーザーのパワーとの兼ね合いで、最適な除去プロセスが決定される。このシミュレーションで考慮すべきパラメーターは、宇宙機軌道、望遠鏡視線方向、デブリとの相対距離、レーザー出力と照射範囲、太陽角、そして、稼働衛星を含む周囲の既存物体環境などである。デブリの分布は、ESAのMASTER 2009 (Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference)ソフトウェアを用いて生成した。宇宙デブリの軌道シミュレーションは、すでに開発済みのレーザーによる宇宙機の軌道制御のシミュレーションソフトウェアを改造し実施した。脱軌道ミッションとの遭遇頻度を計算し、最も効率的な脱軌道オペレーションのパラメーターを決定を表1として決定した。

表1 効率的な脱軌道プロセスのパラメーター値

	パラメータ	値	備考
軌道	高度	600-900 km	宇宙デブリが多い高度
	傾斜角	98.3度	太陽同期軌道で常に薄明帯に存在
広角望遠鏡	口径	2.5 m	
	視野	±30度	
	方向	太陽反対方向±30度	
レーザー	波長	1 μm	
	パルスエネルギー	10 J	
	平均出力	100-500 kW	

## 回転抑制班

凝縮媒体にレーザーを照射し、アブレーションで発生する気体の運動量の反力として推力を発生させることができる。これを推進に利用すると、エネルギー源を遠隔に配置できることを活かして、特に航空宇宙分野における高ペイロード比の達成、あるいは遠隔操作性の飛躍的向上を実現できる可能性がある。これにより、スペースデブリなどの非協力物体の脱軌道あるいは運動制御への技術展開も有望になる。これまでレーザーアブレーションによる力積特性の研究は、発生する力積が照射面の法線方向に生じることを前提に行われてきた。この前提に基づくと、実験的に得られた力積はフルーエンス（エネルギー密度）、照射レーザーのパルス幅および波長、アブレータ種によって特徴付けられる。これは、照射面がレーザー波長以上のスケールで評価したときに平面とみなせる場合には、物理的に妥当な仮定である。しかし、実際に宇宙空間で対象となるスペースデブリ等はマクロに見た照射角も任意であり、またそのスケールでの平面性が保証されるものではない。これは、スペースデブリの回転制御を行う上でも極めて重要であり、斜め照射によっても大きな力積を発生させることができれば、その運動制御の自由度が飛躍的に向上する。この今までにない知見を実証するため、単一パルスレーザー照射によってビーム入射方向に生じる力積特性に対象として、同一面に複数回照射したときの変化に着目した実験研究を

行った。実験は、内径0.7 m、長さ2.0 mの真空チャンバ内で、ターボ分子ポンプ(2000 L/s, TMP-2003LM, Shimadzu co.) とロータリーポンプ (533 L/s, T2033SD, Alcatel) によって、2 mPaに減圧された条件で実施した。力積測定は真空チャンバ内に設置した、新しく開発した振り子振り子によって行った。振り子振り子は真空チャンバ内に設置し、支点から507 mm離れた振り子の腕の端付近の変位をレーザー変位判別センサ(IL-030, KEYENCE, 分解能:1 $\mu$ m)によって測定した。ただし、振り子振り子の慣性モーメントを0.61 kg $\cdot$ m<sup>2</sup>から0.042 kg $\cdot$ m<sup>2</sup>に下げ、さらに二個の振り子バネ (ばね定数、 $k$ :0.096 N $\cdot$ m/rad)の代わりに、 $k$ =0.024N $\cdot$ m/radのもの一個腕の下部に取付けることによって、感度を約10倍に高めた。照射用レーザーとしてはNd:YAGパルスレーザー(波長、 $\lambda$ 1064nm; パルス半値全幅:9 $\pm$ 2 ns (FWHM); M<sup>2</sup>=3-4)を使用した。力積は各パルス照射ごとに測定を行った。レーザーアブレーションによる起因される力積の特性を調べるため、厚さ2 mm、30 mm $\times$ 30 mmのアルミ平板ターゲット (A1050、純度 $\geq$ 99.5%)を用いた。ターゲット表面は納品時の状態をそのまま使用した。照射面でのレーザービーム径は1.65mmであり、照射面にほぼ一様な強度で照射されたとみなすことができる。本実験では、単一パルス照射によるビーム入射方向のアブレーション力積を測定した。同一面に対する積算照射回数を $N$ とし、単一パルス照射後、60秒以上の間隔で繰り返しパルス照射を行って力積を測定した。今回の実験では、最大の照射回数 $N$ =5に対してターゲット面が後退する深さは1 $\mu$ m程度であり、照射面オーダーの寸法のクレータが形成される程度には至らず、表面状態はそれよりも小さな寸法の変化に限定される。本実験においては、レーザーアブレーションにより発生する力積のビーム入射方向成分、 $I_{BI}$ 、を測定した。 $I_{BI}$ は巨視的な照射面積をもちいたフルエンス $\phi$ 、ビーム入射角度 $\theta$ 、および同一面に対する照射回数 $N$ の関数となると仮定した。図3に $\phi$ =4.5 J/cm<sup>2</sup>、 $N$ における $I_{BI}$ と $\theta$ の関係を示す黒丸。 $\phi$ を等しい値に保つと、レーザー波長以上の凹凸が存在せず巨視的に平面とみなすことができる場合は、 $I_{BI}$ は $\theta$ に関わらず一定になるはずである。しかし、ほとんどの条件で $I_{BI}$ は $\theta$ の増加に伴い大きくなっている。力積は、 $N$ の結果に対して $N$ 度では約 $N$ 倍増加している。図4にレーザー顕微鏡によって取得した、垂直照射した場合のアブレーション前後の表面プロファイルを示す。 $N$ =0の場合は、表面の傷を除いておおよそ平坦になっている。 $N$ =5では周期的な起伏が確認されるようになり、それ以降 $N$ の増加とともに起伏のピッチ、高さが大きくなっていくことがわかる。プロファイル測定結果からわかるように、確認された起伏はレーザー波長と同程度もしくはそれ以上のスケールのピッチ、高さであり、これらが $I_{BI}$ の増大に寄与していると考えられる。本実験で得られた表面起伏による力積特性の増大は、本課題で得られた重要な知見であり、今後のレーザーアブレーション推進、デブリ制御の可能性を大幅に高めるものである。

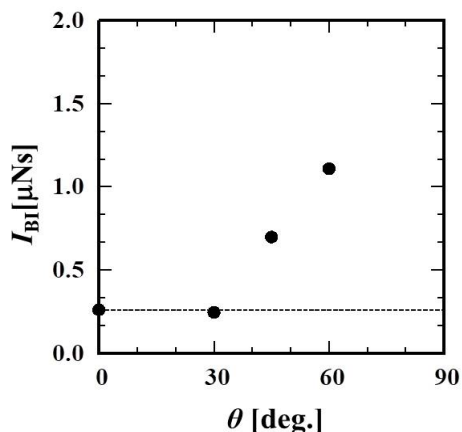


図3  $I_{BI}$  vs.  $\theta$ ,  $N=5$ ,  $\phi=4.5$ J/cm<sup>2</sup>

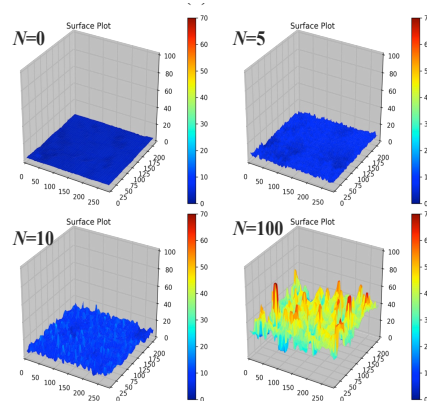


図4 アブレーション部(200 $\times$ 250 $\mu$ m)、3次元プロファイル( $\theta=0$ deg.)

## 5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 (計 1 件)

1. Hisashi Tsuruta, Oskar Dondelowski, Yusuke Katagiri, Bin Wang and Akihiro Sasoh, "Ablation Spot Area and Impulse Characteristics of Polymers Induced by Burst Irradiation of  $1\ \mu\text{m}$  Laser Pulses", Acta Astronautica, 136 (2017) 46-54. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.03.006 (査読有)

〔学会発表〕 (計 5 件)

1. Toshikazu Ebisuzaki, Laser Precision Collision Avoidance: A new concept in space debris mitigation, 21st International Workshop on Laser Ranging (IWLR) 2018, 2018
2. 榊直人, 滝澤慶之, Marco Casolino, 戎崎俊一, 他 JEM-EUSO collaboration 理研、mini-EUSO 光学系の評価、日本物理学会 2018 年秋季大会, 2018 年
3. Marco Casolino, Space debris detection and remediation, Laser Solutions for Space and the Earth, 2016
4. Toshikazu Ebisuzaki, Satoshi Wada, Akihiro Sasoh, レーザーアブレーションによるスペースデブリ脱軌道, 第 7 回スペースデブリワークショップ, 2016 年
5. Toshikazu Ebisuzaki, et al., The remediation of space debris by laser nudging technology, 4th International workshop on Space Debris Modelling and remediation, 2016

## 6. 研究組織

### (1) 研究分担者

研究分担者氏名: Casolino Marco

ローマ字氏名: (CSOLINO, Marco)

所属研究機関名: 国立研究開発法人理化学研究所

部局名: 開拓研究本部

職名: 研究員

研究者番号: 10598163

研究分担者氏名: 佐宗 章弘

ローマ字氏名: (SASOH, AKINIRO)

所属研究機関名: 名古屋大学

部局名: 工学研究科

職名: 教授

研究者番号: 40215752

研究分担者氏名: 山川 宏

ローマ字氏名: (YAMAKAWA Hiroshi)

所属研究機関名: 京都大学

部局名: 生存圏研究所

職名: 教授

研究者番号: 50260013

### (2) 研究協力者

研究協力者氏名: 滝澤慶之

ローマ字氏名: TAKIZAWA, Yoshiyuki

研究協力者氏名: 榊 直人

ローマ字氏名: SAKAKI, Naoto

※科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属されます。