

機関番号：82645

研究種目：挑戦的萌芽研究

研究期間：2010～2011

課題番号：22656196

研究課題名（和文） 衛星の高精度姿勢制御を可能にするレーザーマイクロスラスタの実験研究

研究課題名（英文） Experimental Study of a Laser Micro-Thruster for Precise Attitude Control of Spacecraft

研究代表者

船木 一幸 (Funaki Ikkoh)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・准教授

研究者番号：50311171

研究成果の概要（和文）：

1～20 W の低パワ連続（CW）レーザー光を固体ターゲットに定常的に照射しながら推力を得る、小型レーザー推進機の実験研究を実施した。小型レーザースラスタは、レーザーパワにほぼ線形に比例した推力特性（0.3-0.8 $\mu\text{N/W}$ ）を示し、真空チャンバ内の真空度に依存した。固体ターゲットを熱的に絶縁して配置した際に最も大きな値を示したことから、レーザー光入射時に固体ターゲットの温度が上昇し、ターゲット周囲の低圧力ガスをまきこむことで希薄域のジェットが生成されて推力が発生すると結論づけた。

研究成果の概要（英文）：

A laser micro-thruster was experimental investigated in a vacuum chamber. In the experiment, 1-20 W continuous wave laser was irradiated on the thruster, consisting of an aluminum target, and thrust force proportional to the laser input power (0.3~0.8 $\mu\text{N/W}$) was obtained. Because the thrust force depends on the pressure in the vacuum chamber, it is expected that a rarefied jet is formed around the aluminum target as a result of laser irradiation.

交付決定額

（金額単位：円）

| | 直接経費 | 間接経費 | 合計 |
|----------|-----------|---------|-----------|
| 平成 22 年度 | 2,300,000 | 0 | 2,300,000 |
| 平成 23 年度 | 900,000 | 270,000 | 1,170,000 |
| 総計 | 3,200,000 | 270,000 | 3,470,000 |

研究分野：宇宙機推進

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙工学、推進・エンジン、レーザー、マイクロスラスタ

1. 研究開始当初の背景

レーザー推進では、ロケットや宇宙機を推進させるために、レーザーのエネルギーを推進剤に与えて高速ジェットを生成・噴射する。過去のレーザー推進研究では、レーザーで推進剤を加熱しながら飛翔するレーザーロケットなど、大規模な推進システムを目指した研究が多かった。その一方、近年の小型高出力レーザーの出現により、オンボードレーザーを利用した小型の衛星用推進機を実現しようという気運が高まっている。

人工衛星用の推進システムには、主推進としての利用の他、衛星の精密姿勢制御の用途がある。大推力・高比推力が求められる主推

進とは異なり、宇宙機の精密姿勢制御のためには、用途にもよるが、1 N 以下の小推力で、線形性に優れかつ応答性の良いスラスタが必要である。本提案では、宇宙機の精密姿勢制御に用いるためのレーザースラスタに着目する。

標準的な衛星の太陽光圧による姿勢外乱を補償するためには、10-100 μN クラスの推力が欲しい。Phipps は、2 W 出力の半導体レーザーをテープ素材に照射し、回折限界の 10 μm サイズまで集光して単位面積あたりのパワを高める事でテープ素材をアブレーション（分解して噴射）させることに成功した (Fig. 1)。このスラスタでは、パルスレー

ザーの繰り返し照射により、テープ素材がアブレーションされ、その反力としてインパルスを得る。我々のグループでも、この Phipss らのスラスタ概念の確認とインパルス特性の評価を行っていた所、アルミ箔にレーザーを定常的に照射し続けるだけで、時間連続的な推力を発生可能である事を発見した。過去に数多く研究されてきたレーザーアブレーションスラスタ（金属などの固体ターゲットに短時間大強度パルスレーザーを照射してジェットを生成するタイプ）とは異なり、低パワ定常レーザーを箔状の固体ターゲットに照射してジェットを得る、新しいタイプの推進機を実現できる可能性がある。

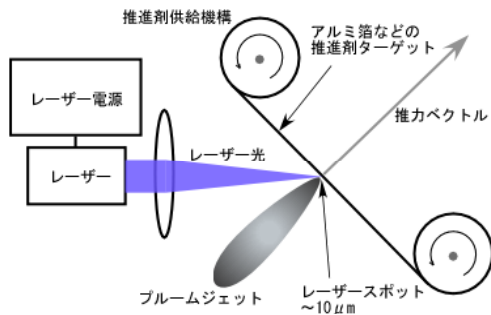


Fig.1 レーザーマイクロ推進のコンセプト

2. 研究の目的

本研究では、アルミ箔などの固体推進剤ターゲットに連続的にレーザーを照射して推力を得る「定常レーザー・スラスタ」の製作と推力評価実験を行い、衛星精密姿勢制御用スラスタとしての可能性を明らかにすることを目的とする。

3. 研究の方法

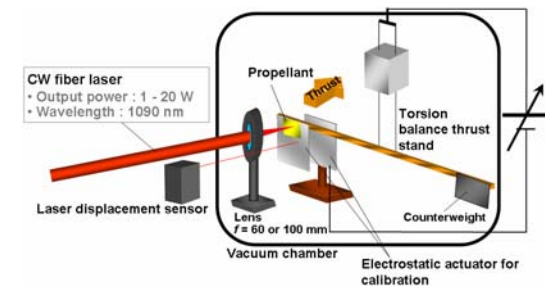
真空チャンバ中に、レーザー・スラスタ、推力測定スタンド、ならびに計測系からなる実験システム構築した上で、小型定常 (CW) レーザー推進機の実験研究を行う。本研究では、1~100 μN の微小推力測定が可能なねじり振り子式推力スタンド、ならびに、推進剤ターゲットから放出される粒子等を計測するためのシステムを構築する (Fig.2)。その上で、推進剤ターゲットから構成されるレーザー・スラスタに、1~20 W の赤外レーザー光を集光の上照射し、推力特性ならびに推進剤ターゲットから放出されるジェット (ブルーム) の組成を評価する。以上の結果を基に、CW レーザー・マイクロ・スラスタの実現性について検討する。

4. 研究成果

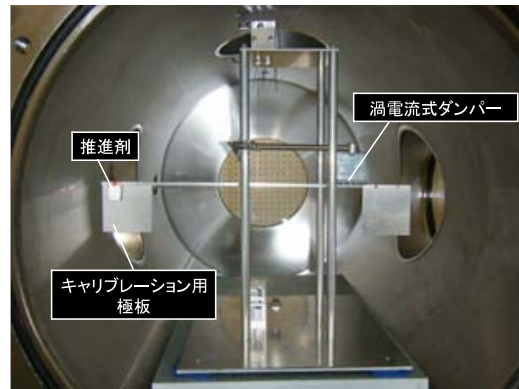
(1) 試験システムの構築

本研究では、まず、Fig.2 の実験装置を構築した。今回は汎用品の近赤外 (SPI Lasers,

SP-25C-0001 ファイバーレーザー (波長 1090 nm)、またはファイバ結合型半導体レーザー (JENOPTIK, JOLD-30-CPXF-1L, 波長 808 nm) を使用するため、レーザーは



a)



b)

Fig.2 レーザーマイクロ推進機試験システムの a)概念図と b)真空チャンバに設置されたスラストスタンドの様子

真空チャンバ外部の大気中に設置することにした。レーザー光は真空チャンバ外部から焦点距離 100 mm の集光レンズを介して推進剤ターゲットに照射される。推進剤ターゲットとしては、厚さ 12.5 μm のアルミニウム箔を用いた。推進剤ターゲットにレーザー光が照射されて推力が発生すると、Fig.2 の振り子のねじれ量が変化するが、ねじれ量 (変位) と推力との関係を校正することで、推力計測が可能となる。生じた変位は、レーザー変位計 (キーエンス LK-G400) で計測して推力を算出した。ねじり振り子式推力測定スタンドは、直径 1 mm 以下のワイヤーならびに長さおよそ 30 cm のアームから構成されるが、アームの回転振動の減衰率が極めて小さく、また、推進剤ターゲットとレーザーミラーの距離を精密に保たなければいけないことから、スラストスタンドの回転振動を静止させるためのダンパーと、回転を制御するためのアクチュエータが不可欠となる。そこで本研究では、ダンパーとしては磁化ダンパーを、そして、ミラー・推進剤ターゲット間の距離を保つためのアクチュエータとしてはコイ

ルマグネットを採用し、アクチュエータ制御量から推力を求める計測制御系を構築した。
(2) レーザー推進の推力特性

CW ファイバーレーザー出力に対する推力の大きさ Fig.3 に示す。この図より、レーザー出力に対して発生する推力は線形的に増加していることが明らかになった。2つのレーザーについて実験を実施したが、推力特性はレーザー機種には依存せず、0.3-0.8 $\mu\text{N}/\text{W}$ 程度となり、照射レーザー電力に比例した推力制御が可能であることが明らかになった。

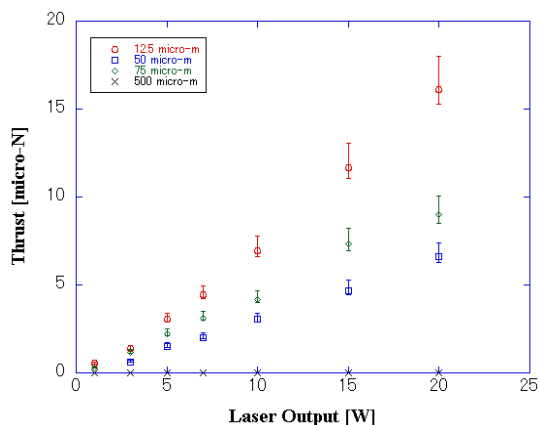


Fig. 3 レーザー入力パワーに対する推力特性 (数字はアルミ推進剤ターゲットの厚み)

(3) レーザー推進の推力生成メカニズム

本レーザー推進機の推力発生メカニズムとしては、レーザー光を反射してその反力を推力とする“光圧”によるものや、レーザーアブレーションによるものが考えられる。それぞれについて考察すると、まず初めの光圧については、アルミ表面での反射率が 100% であるとして、光圧による推力は $0.0007 \mu\text{N}/\text{W}$ 程度である。本研究において実験中に照射しているレーザー出力 (最大で 20 W) から光圧は最大で $0.01 \mu\text{N}$ であり、実験で得られている推力 (5-15 μN 程度) を説明することができない。次の可能性としては、アルミニウムのレーザーアブレーションが考えられる。金属などの固体ターゲットに短時間大強度パルスレーザーを照射すると、固体ターゲットから粒子が放出されてジェットが形成され、その反作用が推進剤プレートに作用する。このようなレーザーアブレーションが生じた場合は、推進剤ターゲットの損傷と、ターゲットからの粒子放出が観測されるはずである。本研究では、レーザー照射後のレーザースポット付近を電子顕微鏡により観測しても損傷が認められず、更には、レーザーを推進剤ターゲットに照射中に発生する原子放射を質量分析器ならびにプラズマプローブにより測定したが、ターゲット材質であるアルミの粒子放出も、プラズマ放出も、どちらも確認できなかった。レーザーアブレーション

が生じるには、通常、ある閾値を超えた高強度短パルスレーザーが不可欠であるが、本実験では閾値以下のレーザー強度となっている。

光圧ならびにアブレーションによる推力生成が否定されたことから、残る最後の可能性としては、真空チャンバ中の空気を巻き込んだ推力生成が考えられる。その一方、レーザー固体推進剤ターゲットを熱的に絶縁して配置した際に最も大きな値を示したことから、レーザー光入射時に固体ターゲットの温度が上昇し、ターゲット周囲の低圧力ガスを巻きこむことで希薄流が発生すると結論づけた。その候補としては、物体表面の温度が一律でない時に物体表面に沿って低温部から高温部に向かって誘起される熱はく流が考えられる。

(4) 宇宙機システムへの適合性と課題

現在の宇宙機の多くは、リアクションホイール(RW)と 1-20N クラスの化学スラスタ(RCS)にて姿勢制御を行っている。RW と RCS で姿勢制御される宇宙機では、RW の動作が飽和する度に RCS による姿勢の立て直し (RCS アンローディング) を行わなければならない。長期精密な姿勢制御を実施するのは困難であった。今回提案するレーザー推進は、レーザー出力オンと共に直ちに推力が得られ、更にレーザー出力変化に応じて線形に変化する推力生成が可能であることから、その特性は、宇宙機の精密姿勢制御用に理想的である。

従って、今回提案するレーザー小型スラスタは、太陽光圧等宇宙機に作用する外乱を高精度に補償するドラッグフリー宇宙機や、高精度フォーメーションフライトへの応用が可能であるが、以下の課題がある：1) 気体推進剤の供給が必要であることから、微量のガス推進剤を供給する方式の検討と比推力の最適化が必要である。2) 推力は焦点距離にも依存する事から、ミラー・ターゲット間の距離を調整する機構が必要である。3) 宇宙機システム上は、低パワーで稼働することが望ましく、現在得られているよりも更に推力電力比を向上させる必要がある。

5. 主な発表論文等

[雑誌論文] (計 4 件)

1. H. Horisawa, S. Sumida, H. Yonamine, and I. Funaki, Thrust Generation through Low-power Laser-metal Interaction for Space Propulsion Applications, Vacuum, 2012, available online. (査読有)
2. H. Horisawa, S. Sumida, and I. Funaki, Low-Power Laser-Metal Interaction for Space Propulsion Applications, AIP Conference Proceedings, Vol.1278, 2010, pp.184-190, DOI:

10.1063/1.3507103. (査読無)

3. H. Horisawa, S. Sumida, and I. Funaki, Thrust Generation with Low-Power Continuous-Wave Laser and Aluminum Foil Interaction, AIP Conference Proceedings, Vol.1230, 2010, pp.168-175, DOI: 10.1063/1.3435433. (査読無)

4. S. Sumida, H. Horisawa, and I. Funaki, Experimental Investigation of μ N-class Laser Ablation Thruster, Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, Vol.7, No.ists26, pp. Pb_159-Pb_162,2010,doi:10.2322/tstj.7.Pb_159. (査読有)

[学会発表] (計 3 件)

1. H. Yonamine, K. Hagiwara, H. Horisawa, Y. Oshio, H. Satou, and I. Funaki, Experimental Investigation on CW Laser Microthruster, 32nd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2011-320, Wiesbaden, Germany, Sept.11-15, 2011.

2. K. Hagiwara, H. Yonamine, H. Horisawa, Y. Oshio, H. Sato and I. Funaki, Control of Thrust Measurement System for CW Laser Thrusters, 32nd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2011-322, Wiesbaden, Germany, Sept.11-15, 2011.

3. 萩原啓司, 與那嶺仁, 大塩祐哉, 佐藤博紀, 堀澤秀之, 船木一幸, 微小推力測定システムの開発, 日本航空宇宙学会第 42 期年会講演会, B13, 東京, 2011 年 4 月 14 日

6. 研究組織

(1) 研究代表者

船木 一幸 (FUNAKI Ikkoh)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構宇宙
科学研究所・准教授

研究者番号：50311171

(2) 研究分担者

堀澤 秀之 (HORISAWA Hideyuki)

東海大学工学部・教授

研究者番号：30256169

(3) 研究協力者

住田 聡太 (SUMIDA Sota)

東海大学大学院工学研究科・大学院生

萩原 啓司 (HAGIWARA Keiji)

東海大学大学院工学研究科・大学院生

與那 嶺仁 (YONAMINE Hitoshi)

東海大学大学院工学研究科・大学院生

大塩 祐哉 (OSHIO Yuya)

総合研究大学院大学・大学院生

佐藤 博紀 (SATO Hiroki)

総合研究大学院大学・大学院生