

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 28 年 6 月 10 日現在

機関番号：82645

研究種目：挑戦的萌芽研究

研究期間：2014～2015

課題番号：26630450

研究課題名(和文) 不揮発性イオン液体を推進剤としたレーザーアブレーションスラスタの研究

研究課題名(英文) Investigations of Laser Ablation Thrusters for Accurate Attitude Control of Spacecraft

研究代表者

船木 一幸 (Funaki, Ikkoh)

国立研究開発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

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 2,900,000円

研究成果の概要(和文)：本研究では、推力可変式で推進剤の管理が容易な小型レーザー推進機の実験研究を実施した。推進機は液体や固体粉末にレーザーを照射する単純な構成であり、この推進機を搭載した振り子式推力スタンドを真空チャンバ内へ設置し、レーザーは真空チャンバ外から導入することで、インパルスが得られた。本推進機を宇宙機の精密姿勢制御に応用するためには、レーザー強度ならびに周波数を制御することで、広範囲かつ安定性の高い推力プロフィールを得る必要があり、今後の課題が明らかになった。

研究成果の概要(英文)：Experimental study of laser micro-thruster was conducted. Targeting at laser thruster without any valve to supply propellant, metal as well as liquid propellant were employed and it was tested by a system consisting of propellant target and a thrust stand mounting the propellant target, both of which were installed inside a vacuum chamber. When infrared laser beam was irradiated from outside the vacuum chamber, the propellant was found to be released as a plasma jet. From the result, the concept of laser micro-thruster with variable thrust level was demonstrated, but it should work in a more wide condition to directly apply the system to accurate spacecraft attitude control.

研究分野：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 イオン液体

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・噴射し、ジェットの反力として推力を得る。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、近年は、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。大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、1N 以下と小推力で、線形性に優れかつ応答性の良いスラスタが必要となる。本研究では、宇宙機用の精密姿勢制御用小型レーザースラスタに着目する。

精密姿勢制御用スラスタを必要としている宇宙ミッションとしては、重力波観測を目的に 欧州宇宙機関 (ESA) が計画している LISA (Laser Interferometer Space Antenna) 計画や、我が国で検討中の DECIGO (DeCi-hertz Interferometer Gravitational Wave Observatory、図 1) 計画で代表され、地上観測設備における重力波初検出に続くビッグサイエンスとして関心が高まっている。これらのミッションでは、複数機の衛星群を編隊飛行 (フォーメーション・フライト) させ、かつ、それぞれの宇宙機に作用する重力以外の外力を取り除く「ドラッグ・フリー制御」を行う必要がある。LISA や DECIGO などの宇宙機にかかる大気抵抗や太陽光圧等の外乱力は、最大で $100 \mu\text{N}$ (マイクロ・ニュートン) 程度と言われており、時間的に変動していることが知られているが、こうした用途に対して、従来のスラスタ (3~10N クラス) を間欠的に動作させるだけでは対応が困難である。

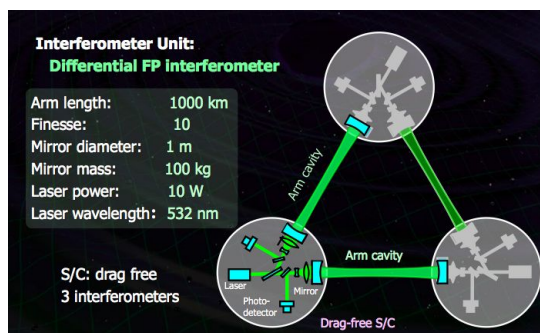


図 1 DECIGO 計画の概念図: 3 基の宇宙機の相対距離と相対加速度を精密に制御した編隊飛行により重力波観測を行なう

2. 研究の目的

そこで本研究では、推進剤に繰返しパルスレーザーを照射して推力を得る「レーザーマイクロスラスタ (図 2)」を研究対象とする。

これは、レーザー照射強度ならびに照射周波数を変えることで $100 \mu\text{N}$ 前後における可変推力制御の実現を目指すものである。先行研究「液体金属を推進剤としたパルプレス・レーザーアブレーションスラスタの研究」では推進剤の管理や推進剤による宇宙機の汚染が課題となったことから、本研究では、貯蔵や管理のしやすい推進剤とレーザーを選択することで、宇宙機の精密姿勢制御用スラスタの実現を目指す。

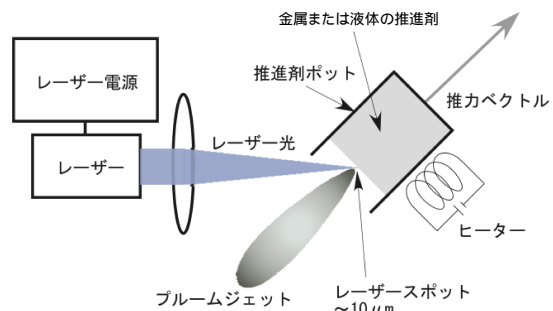


図 2 レーザーマイクロスラスタの概念

3. 研究の方法

小型レーザースラスタとレーザースラスタの推力測定に必要な推力測定は、図 3 のように、レーザー、推進剤ターゲット、推進剤ターゲットを搭載した振り子式推力測定スタンド、ならびに、振り子の変位を測定するレーザー変位計から構成される。振り子式推力測定スタンドは、小型の真空チャンバ内に設置され、推進剤ターゲットにレーザー光が照射されると、振り子のねじれ量が変化することから、その際の振れ量(変位)と推力との関係を校正することで、推力が評価可能となる。

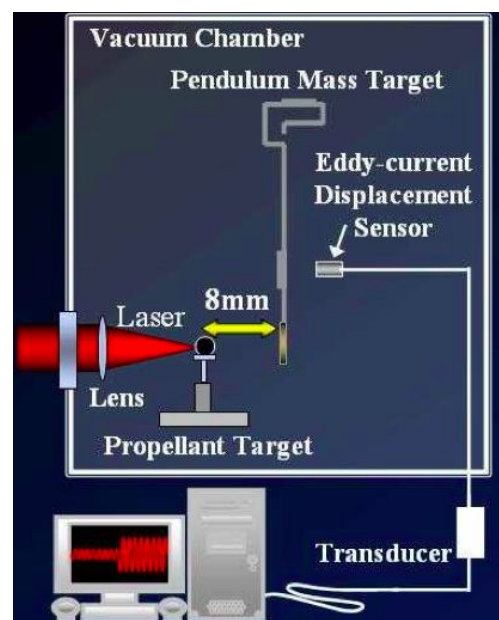


図 3 レーザーマイクロスラスタ実験システム

なお、今回の試験では、汎用品の近赤外レーザー(SPI Lasers, SP-25C-0001 ファイバーレーザー、または、Nd:YAG レーザー)を使用するため、レーザーは真空チャンバ外部に設置することにした。

4. 研究成果

- (1) レーザー推進機の推力特性を調査するため、推進剤として炭素粒子、金属粒子ならびにイオン液体を用い、350mJ までの範囲でNd:YAG レーザーを焦点距離 100 mm の集光レンズで集光の上照射した。レーザーマイクロスラストの動作状況ならびにレーザーの出力に対するインパルスの大きさを図 4 ならびに図 5 に示す。この図よりレーザー出力に対し、発生するインパルスが線形的に増加するケースがあることがわかる。実際の宇宙機用推進機として用いた場合は、もしもレーザー出力に対して線形的に増加する推力が得られれば、推力の電氣的制御が可能である。今回採用した各推進剤についても、推力制御が可能であることが示唆された。

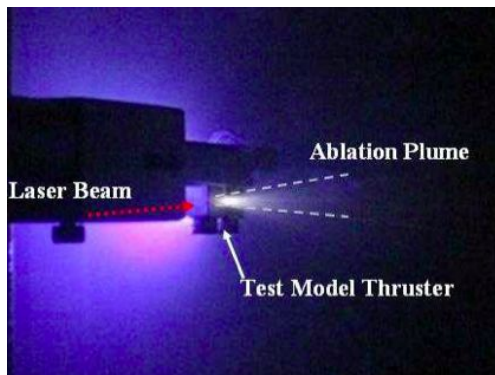


図 4 レーザーマイクロスラスト動作の様子

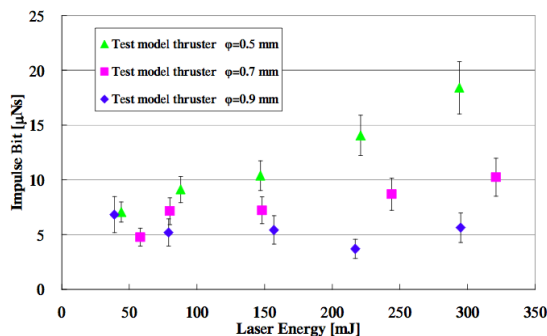


図 5 レーザーマイクロスラストのインパルス特性評価例

- (2) ファイバーレーザーについてはピークパワーが 20W 程度と小さいことから、各種推進剤へレーザーを照射してもアブレーションも推力も生じなかった。このため、より高強度な Nd:YAG レーザーの方が小型レーザー推進機として適していることが明らかになった。

かになった。

- (3) LISA/DECIGO 等の重力波観測衛星にて太陽光圧による姿勢外乱を補償するためには、100 μ N 前後で推力値可変のスラストが必要となる。これらの衛星では、試験質量と宇宙機との相対変動を長距離計(レーザー干渉計)および短距離計(静電型のローカルセンサー)を用いて計測し、スラストへ連続的にフィードバック制御することによってドラッグフリー飛行を実現する。本レーザー推進の場合は、レーザー照射エネルギーまたは照射周波数を可変とすることで、こうした推力特性要求を満たす事ができると期待される。
- (4) しかし、スラスト推力の安定性が悪い場合は、制御精度が悪化する。このため、スラストの安定性(推力ノイズ)を評価するためのシステムを構築した。これは、共振周波数 0.1Hz 以下であり、アーム長 40cm でコイルマグネット式のアクチュエータ制御を 2 つの反射型フォトセンサを差動検出出力を元にフィードバック制御させることを目指した。
- (5) 推力安定性を評価するために必要な、ねじり振り子式スラストスタンドの感度特性を取得した。周波数毎の感度特性は、1Hz にて約 0.1 μ N/ Hz であり、本実験においては地面の微小振動による計測ノイズを低減することで、スラスト由来の推力ノイズを評価可能なシステムが実現できた。

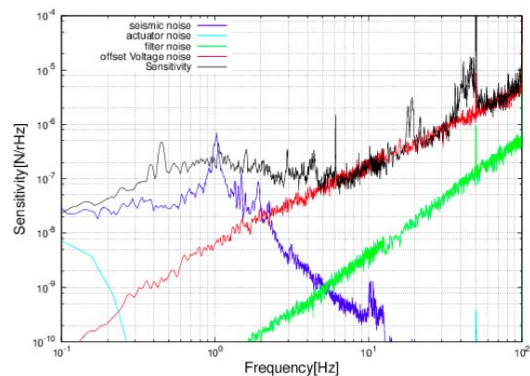


図 6 推力安定性を評価するためのねじり振り子式スラストスタンドの感度特性

ただし、本スタンドを用いた推力安定性の評価は今後の課題である。

- (6) 重力波観測のための DECIGO ミッションの前哨技術実証を行なうための Pre-DECIGO ミッションが計画されており、Pre-DECIGO ミッションへ適合するレーザーマイクロスラストの検討を行なった。本スラストは、推進剤の管理等が容易な反面、高い強度のレーザーが必要な点が課題であり、より小出力のレーザーによるスラストの駆動や、駆動推力領域の拡大等が課題となる。

5. 主な発表論文等

〔学会発表〕(計6件)

1. 久保海,野々村拓也,東浦孝典,大塩裕哉,船木一幸,佐藤修一,スペース重力波アンテナ DECIGO 計画(72): μN スラストスタンドの開発, 日本物理学会第71回年次大会, 21aCE-5, 仙台, 2016年3月.
2. 納村聡太,枝村亮,堀澤秀之,相互静電場によるレーザ誘起プラズマ加速, 平成27年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2015-071, 相模原, 2016年1月.
3. 久保海,野々村拓也,東浦孝典,大塩裕哉,船木一幸,佐藤修一,微小推力雑音計測のためのスラストスタンドの開発, 第16回宇宙科学シンポジウム, P-171, 相模原, 2016年1月.
4. Haruki Takegahara, Shunjiro Shinohara, Takao Tanikawa, Akira Ando, Hirokazu Tahara, Akihiro Sasoh, Kimiya Komurasaki, Hitoshi Kuninaka, Ikkoh Funaki, Takeshi Miyasaka, Naoji Yamamoto, Overview of Electric Propulsion Research Activities in Japan, Joint Conference: 30th ISTS, 34th IEPC & 6th NSAT, IEPC-2015-01/ISTS-2015-b-01, Kobe, July 2015.
5. Satoshi Tonooka, Ikkoh Funaki, Syota Iwabuchi, Takahiro Nakamura, Shunjiro Shinohara, Hiroyuki Nishida, Thrust Characteristics of Plasma Thrusters, Joint Conference: 30th ISTS, 34th IEPC & 6th NSAT, IEPC-2015-413/ISTS-2015-b-413, Kobe, July 2015.
6. Ryosuke Koyama, Nao Akashi, Shigeru Yamaguchi, Ikkoh Funaki, Hideyuki Horisawa, Nanosecond Laser-Target Interaction for High Speed Plasma Emission, Joint Conference: 30th ISTS, 34th IEPC & 6th NSAT, IEPC-2015-477p/ISTS-2015-b-477p, Kobe, July 2015.

6. 研究組織

(1)研究代表者

船木 一幸 (FUNAKI, Ikkoh)
国立研究開発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

大塩 裕哉 (OSHIO, Yuya)
国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・プロジェクト研究員
東浦 孝典 (HIGASHIURA, Kohsuke)
法政大学大学院・理工学研究科・大学院生
久保 海 (KUBO, Kai)
法政大学大学院・理工学研究科・大学院生