レーザー推進機の基礎実験^{*1}

Fundamental Experiment of a Laser Thruster

豊田 和 弘^{*2}・小 紫 公 也^{*3}・荒 川 義 博^{*3}
Kazuhiro TOYODA, Kimiya KOMURASAKI and Yoshihiro ARAKAWA

Key Words: Electric Propulsion, Laser Propulsion, Plasma, Thruster Performance

Abstract: This paper reports results of fundamental experiments using a continuous-wave CO₂ laser thruster. The Laser-Sustained Plasma (LSP) was maintained under a pressure range from 2 to 7 atm with a laser power level of more than 300 W. The location of LSP can be controlled by adjusting power level and focus position of the laser beam. Thruster performance was evaluated by measuring thrust using a load-cell sensor. Energy balance in the thruster was clarified by measuring heat loss and transparent laser loss.

1. は じ め に

宇宙空間および大気中での使用を目的とした宇宙推進機の一つとして、レーザー推進機の研究が行われている。レーザー推進機は、遠隔よりエネルギー源であるレーザービームを推進機内に導入することができるため、一般の化学ロケットや電気推進と異なってエネルギー源や電源を宇宙機に搭載する必要がなく、ペイロード比を画期的に高めることができる¹⁾。特に地上からの打ち上げに用いる場合には、周囲の空気を推進剤として取り入れ利用することができる。

レーザー推進機は連続発振 (CW) レーザーを用いるタイプとパルスレーザーを用いるものに分けられるがここでは前者を取り扱う。これまでにレーザー推進機的设计を目的とし、レーザープラズマの基礎実験データの収集および数値解析コードの開発が Keefer ら²⁾により行われている。また、同様の実験ではあるが高出力レーザーを用いた実験が Mazumder ら³⁾により行われ、比較的高い出力 (～10 kW) の条件下でのみレーザープラズマの安定維持が可能であった⁴⁾。しかしながら、レーザー推進機として実験を行っているのはこれらの研究のみで、それも推力測定を中心とした実験を行っているに過ぎず、推進性能に大きな影響を及ぼすエネルギー伝達のメカニズム等内部機構については十分に調べられていない。

本研究では低出力の条件においてもレーザープラズマの生成と維持を可能にし、かつ推力測定に加えて光、熱計測等によりエネルギーの伝達過程を調べることを目的とした基礎実験を行った。

2. レーザー推進機概念

レーザー推進の概念図を第1図に示す。図のようにレー

ザー光はレーザー発振器から、集光レンズ、レーザー通過用窓を通して推進機内に導入される。レーザー光は推進機の通過経路であるレーザープラズマ生成部に集光されており、一旦レーザーの焦点付近でプラズマが生成されると、そのプラズマは逆制動放射によりレーザーエネルギーを効率よく吸収し、プラズマの生成エネルギーおよび損失量とレーザー吸収量が釣り合うところで維持される。生成プラズマの中心部の温度は1万～2万度程度まで高められ、このプラズマのエンタルピーが推進エネルギーの源となり、ラバルノズルによりエネルギー変換され、推力を発生する。このレーザーにより生成されたプラズマの中心部は推進機内の壁に付着することではなく、その周りを冷たいガス層で包まれるため、対流による壁面への熱損失は一般に少ない。その反面、プラズマがレーザーを吸収すればするほどプラズマの中心部分の温度が上昇し、それによる輻射損失が大きくなるものと予想される。

このようにレーザー推進機の性能は、プラズマのレーザーエネルギーの吸収、プラズマの熱エネルギーから周囲の推進剤ガスへの熱伝達、プラズマの輻射損失等のエネルギー輸送過程でのエネルギーバランスから決定され、そのプラズマの大きさや位置などの制御はエネルギー変換効率を高める上で重要な技術となる。

3. 実 験 装 置

実験に用いた推進機を第2図に示す。第2図(a)は2 kW 級レーザー推進機断面図、第2図(b)は模擬推進機断面図である。これらのレーザー推進機は基本的に、レーザー透過用窓支持部、プラズマ生成部、ノズル部の3つの部分から構成されており、模擬推進機の場合にはノズル部の代わりにオリフィス板が取り付けられている。レーザー透過用窓にはジंकセレン (ZnSe) 製の両面無反射コーティングの円板を用いており、波長 10.6 μm のレーザービームを効率よく透過し、かつ 10 気圧程度の圧力にも耐えられるようになっている。この窓はシリコンゴムシートに

^{*1} 平成 11 年 7 月 19 日原稿受理

^{*2} 東京大学工学系研究科航空宇宙工学専攻大学院

^{*3} 東京大学工学系研究科航空宇宙工学専攻

第1図 レーザー推進機概念図

第3図 実験系全体図

(a) 推進機

(b) 模擬推進機

第2図 レーザー推進機断面図

より固定され、推進剤の漏れを防いでいる。また、レーザー透過用窓支持部には推進剤供給口があり、ここから供給された推進剤は2重構造になった円筒の間を通り ZnSe 窓に吹き付けられることにより ZnSe 窓は冷却されている。推進剤にはアルゴンおよび窒素を用い、体積流量計により 50 l/min (アルゴンの場合 1.48 g/sec, 窒素の場合 1.04 g/sec) まで供給可能であり、推進剤の体積流量を制御することにより実験を行った。

レーザー推進機のノズルにはスロートの直前にサブチェンバがある構造になっている。サブチェンバの上流側の入口のスロート直径は 3 mm, 中央部分の直径は 6 mm, 最終のスロート直径は 1 mm である。直径 1 mm のスロート部は直接レーザーの照射を受けるため、融点の高いタン

グステンでできているが、その他は水冷され熱損失の量を測定できるようになっている。

プラズマの初期生成の方法は高出力のパルスレーザーを用いたり、電離しやすい物質を添加したりする方法も考えられるが、本実験ではタングステン棒に照射しタングステン表面からの熱電子放出を利用した方法を用いた。このタングステン棒はエアシリンダの先に取り付けられており、点火の際にレーザー光軸上に挿入されプラズマ生成後引き戻される。また、模擬推進機のレーザー生成部には観測窓が取り付けられており、その様子を CCD カメラによりモニターしている。プラズマ生成部の内径は 30 mm で、プラズマ生成部と窓支持部の間には内径 10 mm の穴の開いた仕切り板が反射するレーザーを少しでも防ぐために取り付けられている。プラズマ生成部にはスパーサーが入っているが、これはラバルノズルの先細り部を模擬したもので、通路断面積の変化の影響を調べることが可能となっている。出口には内径 1 mm のオリフィスが設けられ、推進剤を 1.5 g/sec 流したとき、推進剤の入口圧力は約 6 atm になる。模擬推進機での入口圧力は、推進剤供給口の反対側に設けてある静圧口で測定した。

第3図に実験系全体図を示す。推進機は推力方向に平行に並んだレールの上に乗っており、推力方向に摩擦力がかからないようになっている。ロードセルにより推力を測定する。分銅と滑車より推力校正を行った結果、零点のずれは無視できるほど小さく再現性は極めて良いことが確認された。

推進機本体およびノズル壁面への熱損失は、熱電対を用い冷却水の温度を測定することにより求めた。また、プラズマが吸収できなかったレーザー出力のうちノズルスロートから漏れたものをカロリーメータにより測定した。

レーザーはパナソニック製連続発振 (CW) 炭酸ガスレーザー発振器 (YB-L 200 B 7 T 4) を用いた。発振は TEM 00 モードを主成分とし、最高出力は 2000 W で、レーザー発振中も出力は可変である。レーザービームは第4図のようなビームプロファイルをしており、発散角は 2 mrad 以下である。推進機のレーザー窓に入射するレーザービームの密度を小さくするため、レーザービームは推進機に入る前に、ZnSe の平凹、平凸レンズから成るレーザービームエキスパンダーで 2.2 倍まで拡大される。次にこ

第4図 ビームプロファイル

の拡大されたビームは焦点距離 250 mm の ZnSe 製平凸レンズで推進機内に集光される。この平凸レンズは光軸上を移動できるように 1 軸ステージに載っており、レーザープラズマ (Laser-Sustained Plasma; LSP) を維持したまま焦点を移動することができる。ビームエキスパンダーと集光レンズは共に結露を防止するために、水ではなく油を循環させて冷却している。

4. 実験方法および結果

4.1 レーザープラズマ生成および維持 実験は全て大気で行い、推進剤にはアルゴンまたは窒素を用いた。LSP を点火するための初期プラズマ生成には 700 W 程度のレーザー出力で数秒要し、プラズマ生成後タングステンロッドを引き抜く。レーザー出力を増加させればそれだけプラズマは生成しやすくなるが、タングステンロッドへの負担が大きくなるので 700 W で点火した後、所定の出力に調整して実験を行った。第 5 図(a)にアルゴンを推進剤に用いたときのプラズマの安定作動範囲を示す。ここでは推進剤質量流量を固定し、レーザー出力を減少させていき、プラズマが維持できなくなったときのレーザー出力を斜線で示してある。これにより推進剤流量を増加させるとより低いレーザー出力でプラズマを維持することができた。プラズマの逆制動放射によるレーザー吸収量はプラズマ密度の 2 乗に比例することがわかっており、サハの式より中性密度とプラズマ密度の 2 乗が比例するため、結局圧力とレーザー吸収量が比例することになる。流量を増加させると圧力が増加するためプラズマのレーザー吸収量が増加し、より低いレーザー出力でもプラズマを維持することが可能であると思われる。第 5 図(b)には窒素を推進剤に用いたときのプラズマの安定作動領域を示した。アルゴンの場合と同じように、推進剤流量が大きいほどプラズマを安定に維持できるレーザーの最低出力は低くなっているのがわかる。また、アルゴンに比べて窒素の場合はプラズマを維持できる最低出力が大きくなっている。これは、アルゴンのような原子性ガスとは異なり、窒素のような分子性ガスでは解離等にもエネルギーが使われ、その分プラズマを維持するためのエネルギーが必要になるためと思われる。

4.2 LSP の振舞い 推進機内での LSP の様子を観察し、その形状、位置などを調べるために模擬推進機を用い

(a) Ar

(b) N₂

第5図 安定作動範囲

第6図 レーザープラズマ撮影結果

て実験を行った。観測窓から CCD カメラにより撮影した LSP を第 6 図に示す。推進剤にアルゴンを用いた場合には撮影は透過中心波長 480 nm、半値幅 2 nm の干渉フィルターと 1000 分の 1 倍の減光フィルターを用い、アルゴンの 480.6 nm の波長を観測した。最初にプラズマが生成される場所は観測窓で見ることができる範囲よりも上流にあり、レーザーの焦点を下流に移動することによりプラズマを下流に移動させ CCD カメラでの撮影を行った。この焦点移動の技術は推進機の性能を高める上で重要になる。ここで、レーザービームは右方向から入射している。プラズマはレーザーの方向に長軸を持つ楕円形状をしている。

焦点位置とプラズマの中心位置の関係を第 7 図に示す。スペーサーがある場合には観測窓より下流に移動してしまうためスペーサーがない場合は焦点移動と等しくプラズマが移動しているが、スペーサーがある場合には焦点の移動

第7図 レーザー焦点位置とプラズマ位置の関係

第8図 推力の時間履歴

距離に比べてプラズマの移動距離のほうが大きくなっており、プラズマがスペーサー内の流路断面の小さな下流部分へいけばいくほど焦点移動より大きく下流へ移動することになる。これは、プラズマが下流に行くにつれて単位断面あたりの推進剤の流量が増し、その結果プラズマ中心と焦点が近づくものと考えられる。すなわち、単位断面あたりの流量が増加すると単位断面あたりの加熱・電離すべき推進剤の量が増加したことになり、単位面積あたりのレーザーエネルギーの大きな焦点に近い方向へ移動した結果であると考えてよいであろう。これに対して、スペーサーがない場合、すなわち断面の変化がない場合には、焦点の移動距離とプラズマの移動距離はほぼ等しくなる。この結果は上述の推論を裏付けるものとみなしてよいであろう。また、流量を一定にしてプラズマをスロート部に近付けると推進剤の入口圧力が上昇することが確認された。この圧力上昇はプラズマから推進剤がスへの熱伝達がより効率よく行われている証拠であり、推力もこれに伴って増加する。

4.3 推力測定 推力測定では推進剤にアルゴンを用いた。第8図にレーザー焦点を下流に移動させた際の推力の時間履歴を示す。プラズマが最初の絞りよりも上流にある

第9図 推力と圧力の関係

第10図 圧力と推進剤流量の関係

と思われる時には徐々に圧力が上昇しているが、直径3 mmの絞りをプラズマが通過しサブチャンバに入ったと思われる瞬間に著しく推力が上昇していることが分かる。以下ではこの推力上昇後の推力を用いて考察を行っている。

第9図に推力と、プラズマ生成部に設けた静圧口での圧力の関係を示した。なお、最終スロートの極近傍を除き気流の速度は10 m/sec以下であるため動圧の部分は無視できる。これはレーザー出力と推進剤流量を変化させた時の結果であるが、レーザー出力、推進剤流量に関わらず推力が圧力に比例して増加することがわかった。第10図に推進剤流量と圧力の関係を示した。どのレーザー出力でも圧力と流量は比例していることがわかる。これによりプラズマの位置により圧力の変化は生じるが、推力は圧力によって決定されるので一般の化学ロケットと同様な考えを適用することができる。この場合、推進剤のエンタルピーを運動エネルギーとして回収するノズルの役割が重要になってくる。このノズルの性能の評価を推力係数 C_F を用いることにより行った⁵⁾。

$$F = C_F A_t p_c \quad (1)$$

$$C_F = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{(k+1)/(k-1)} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{(k-1)/k} \right]} \quad (2)$$

ここで F , A_t , p_c , p_e , k はそれぞれ推力、スロート断面積、上流圧力、ノズル出口圧力、比熱比を示している。実験より得られた推力、圧力を用いて推力係数を求めた結果を第11図に示す。ここで実線は(2)式より求めた理論値である。実験での圧力は4 atm前後で推力係数はほぼ1であり、理論値と近い値になっている。図を見るとわかる

第 11 図 圧力と推力係数の関係

第 13 図 熱損失割合と圧力の関係

第 12 図 stagnation 温度とレーザー出力の関係

第 14 図 エネルギー収支

ように背圧が大気圧なので推力係数は低いが、 p_c/p_e を大きくすることによって推力係数を大きくとることが可能である。このことより、レーザー出力を増加させ圧力を上昇させることで推力係数が大きくなり、推進性能の向上が期待できる。また、スロート径を小さくすることにより圧力を大きくすることも考えられる。

また、ノズルスロートでのチョーク条件より

$$\dot{m} = p_c A_t \frac{k \sqrt{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{(k+1)/(k-1)}}}{\sqrt{kRT}} \quad (3)$$

となり、(2)、(3)式からノズルでのエンタルピー変換効率

$$\eta_n = \frac{F^2}{2\dot{m}C_p T} = 1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(k-1)/k} \quad (4)$$

となって圧力比のみで表すことができる。仮に圧力比を 100 にとればノズルでの変換効率は 80% 以上になり、更なる効率の向上がはかれる。

ここで stagnation 温度 T_c を(4)式を変形した(5)式より求めた。

$$T_c = \frac{p_c^2 A_t^2 k \left(\frac{2}{k+1}\right)^{(k+1)/(k-1)}}{\dot{m}^2 R} \quad (5)$$

T_c とレーザー出力の関係を示す。レーザー出力の増加に伴い温度は上昇し、最高で 1200 K ほどになっている。

4.4 熱損失測定 冷却水に奪われるエネルギーを熱損失とし、冷却水温度、流量を測定することにより熱損失を求めた。第 13 図にノズル壁面への熱損失のレーザー出力

に対する割合と圧力の関係の結果を示す。レーザー出力に対する熱損失の割合はレーザー出力、推進剤流量によらず 40% 程度であった。

4.5 レーザー通過損失 プラズマに吸収されなかったレーザーエネルギーのなかで、スロートを通ってきたものをカロリメータを用いて測定を行った。このレーザー通過量をプラズマのない状態でのレーザー通過量で除したものをレーザー通過損失とした。レーザー出力に対するレーザー通過損失の割合は 1% 程度であった。

4.6 エネルギー収支 レーザー出力が推力方向の運動エネルギーに変換される効率をエネルギー変換効率とし、熱損失、レーザー通過量からエネルギー収支を評価した。エネルギー変換効率の計算には以下の式を用いた。

$$\eta_E = \frac{F^2 - F_{\text{cold}}^2}{2\dot{m}P} \quad (6)$$

ここで、 P はレーザー出力、 F_{cold} は生ガス推力を示している。レーザー出力 700 W において推進剤質量流量を変化させた時のエネルギー収支を第 14 図に示す。エネルギー変換効率は約 17%、熱損失は約 40%、その他は約 40% 程度になった。熱損失は推進機を無冷却にし、再生冷却を行うことによりある程度推進剤のエンタルピーに還元できる。また、第 11 図で仮に圧力比を 100 とすれば C_F は約 1.5 まで大きくとることができ、推力では 1.5 倍、エネルギー変換効率では C_F の 2 乗で 2.25 倍の約 38% までの増加が見込め、その他の部分のうちでレーザー出力の 20% 程が推進効率に還元されることになる。第 14 図に示され

たその他の損失の部分には、プラズマから推進剤へ伝達された熱エネルギーのうちノズルにより推力に変換されなかったもの、プラズマからの輻射損失、レーザー光線がプラズマで反射してレーザー窓から漏れることによる損失等が含まれていると思われる。

5. ま と め

レーザー推進機の実験を行い得られた結果を以下にまとめる。

(1) 比較的低いレーザーの出力範囲においても安定なプラズマの生成および維持に成功した。また、レーザービームの焦点位置を変化させることによりプラズマを移動することができ、プラズマの制御を可能とした。この位置制御により、プラズマから推進剤への熱エネルギーの輸送を促進することが確かめられた。

(2) レーザー推進機の推力測定を行い推進性能の評価を行った。推力は圧力に比例して上昇した。そのため、ノズルでの回収効率が推進性能に大きく寄与し、圧力比を大きくすることが重要であることがわかった。

(3) 熱損失、レーザー通過量を測定することにより、

エネルギー収支が明らかになった。その結果、レーザー出力のうち推力として変換されたエネルギーは17%程度で、今後、推進機形状の改良や作動パラメタの最適化等の余地が大きいことがわかった。

最後に、本研究を行うにあたり実験装置を製作して頂いた航空宇宙工学科の百々 悟助手に、研究助成をして頂いた高橋産業経済研究財団に謝意を表します。

参 考 文 献

- 1) Birkan, M. A.: Laser Propulsion. Research Status and Needs, J. Propulsion Power, 8 (1992), pp. 354-360.
- 2) Jeng, S., Litchford, R. and Keefer, D.: Computational Design of an Experimental Laser-Powered Thruster, NASA CR 183587, 1988.
- 3) Zerkle, D. K., Schwartz, S., Mertogul, A., Chen, X., Krier, H. and Mazumder, J.: Laser-Sustained Argon Plasmas for Thermal Rocket Propulsion, J. Propulsion Power, 6 (1990), pp. 38-45.
- 4) Black, J., Krier, H. and Glumb, R. J.: Laser Propulsion 10-kW Thruster Test Program Results, J. Propulsion Power, 11 (1995), pp. 1307-1316.
- 5) Sutton, G. P.: Rocket Propulsion Elements, John Wiley & Sons, 1986, p. 50.