連続発振レーザーを利用した宇宙推進システム

小紫 公也

東京大学大学院 新領域創成科学研究科 先端エネルギー工学専攻 (〒277-8561 千葉県柏市柏の葉5-1-5)

CW Laser Powered Space Propulsion System

Kimiya KOMURASAKI

*Department of Advanced Energy, School of Frontier Sciences, The University of Tokyo,
Kashiwanoha 5-1-5, Kashiwa-shi, Chiba 277-8561*

(Received December 19, 2005)

In the proposed space propulsion systems powered by a CW laser, laser energy is converted to thermal energy of a propellant gas by means of a mechanical heat exchanger or a stationary Laser-Sustained Plasma (LSP). This paper describes mainly the physical processes in LSP formation and energy conversion in a gas flow bounded in a pressure chamber. The size and position of LSP, which are the function of static pressure and flow velocity of the propellant gas, strongly affect the laser absorption efficiency. Therefore, the chamber shape should be designed to optimize these flow parameters.

Key Words: CW laser, High power laser application, Laser propulsion, Laser sustained plasma

1. はじめに

連続発振(CW)レーザーや繰り返しパルス(RP)レーザーを用いた様々な宇宙推進システムの提案がなされている。RPレーザーを用いると、大出力のレーザー発振装置を設計する際に、出力部の光学部品の耐パワー要求が非常に高くなってしまうことが懸念されている。その点CWレーザーは大きな平均出力を期待できる。しかし、単に集光するだけでは局所的に高圧なプラズマや爆風波を作り出すことはできず、圧力容器中で推進剤ガスを加熱することで推進に必要な高圧ガスを作り出す必要がある。

2. 軌道上推進システムへの応用

CWレーザー推進システムは、主に人工衛星や宇宙探査機の軌道移行・軌道保持などの用途に適している。近年は、従来の化学ロケットに代わって電気推進がその役目を担いつつあるが、人工衛星の発電能力の制限を受けるため推力レベルが小さく、ミッションの遂行に長時間の作動を要することがその適応範囲を制約している。また、高電圧が必要となることもあり、アーキング防止対策も必要となっている。

レーザービームにより外部からエネルギーを供給する推進システムでは、電源を携帯せずに済むため、電気推進システムに必要とされていた電源や制御ユニット等のペイロード重量が軽減でき、また推力レベルも宇宙機の

発電能力とは独立に設計することができるため、小型の宇宙機においてバッテリーなどの搭載なしに大推力を発生させることも可能となる。

レーザー推進機には、軌道上の発電衛星からレーザーが照射されることになる。将来の話であるが、普段は地上への電力供給を行うGW級太陽発電衛星や、大型宇宙ステーションに電力を供給する原子炉発電衛星などからレーザーが照射されるというシステムが想定される。その場合、伝送距離は静止軌道衛星間のやり取りも考えて最大で4万キロメートル程度、レーザー出力は1-100 kW程度となるであろう。

Fig. 1に軌道上CWレーザー推進の概念図を示す。放物型ミラーあるいは凸レンズを用いてレーザー光を圧力容器内に集光し、定常な推進剤の流れの中で定在プラズマ(Laser Sustained Plasma; LSP)を作る¹⁻¹³⁾。

レーザー吸収長を短くするために、圧力容器内は1~10気圧に加圧されるのが一般的である。そうするとレーザー光は逆制動輻射過程によって効率良く吸収され、推進剤の熱エネルギーに変換される。LSP領域では1~2万度にまで加熱され、周辺の推進剤への熱伝導を経つつ得られた高温ガスは、最終的にラバールノズルにより超音速に加速され、推力を生じる。Fig. 2にその作動原理を示す。

推進剤には分子量の小さな水素が適しており、高い排気速度、すなわち低い燃費を達成できる。比推力にして1000~2000秒が達成可能と考えられている。推進剤によるレーザー光の吸収率を高めるために、水蒸気やアルカリ金属の

Fig. 1 A conceptual view of CW laser powered propulsion system on orbit.

Fig. 2 Operational principles.

蒸気を混合させたりする工夫が検討されている。

3. 打ち上げ推進システムへの応用

地上からの宇宙機の打ち上げにCWレーザー推進システムを使おうという計画もある。地表近傍の大気中で、重力や空気抵抗に打ち勝って数百キログラムの宇宙機を軌道速度にまで加速するには、数百メガワットから1ギガワットのレーザー出力が必要とされている^{14,15)}。

Fig. 3にCWレーザー打ち上げ機概念図を示す。機体外壁にレーザーを照射して、携帯した水素燃料を熱交換器により間接的に加熱し、空力加速により推力を得ようというもので¹⁴⁾、1トン級の機体の低軌道への打ち上げで10

Fig. 3 A conceptual view of CW laser powered propulsion system for launcher.

%のペイロード比を得ることが可能であるという試算もある。

この方法は、ビーム集光によりLSPを生成するのに比べて、レーザービームがコヒーレントである必要がなく、複数の地上レーザー基地から照射することも可能であり、レーザー発信基地の設計・設置条件を緩和し、その建設コストを軽減できるものと期待される。

このほかに、ロケット打ち上げ初期の最も推力を必要とするフェーズに、固体燃料ロケットの燃焼を助ける形でレーザービームを照射するハイブリッド推進の提案もなされている¹⁶⁾。

4. レーザー支持プラズマ (Laser Sustained Plasma ; LSP)

4.1 集光系の f 値とLSP特性

集光系の f 値(ミラーの焦点距離とレーザービーム径の比)とLSPの諸特性には密接な関係がある¹⁷⁻²¹⁾。 f 値を5程度以下にすると、LSPは焦点位置付近に安定に形成され100%近いレーザー吸収率が得られる。しかし、中心温度は20,000 Kを超えるため輻射損失が大きいことが欠点である。小さい f 値を実現するためには、半径方向に太く軸方向に短い压力容器形状が必要となり、設計が難しいため推進機にはあまり利用されない。

一方 f 値が大きいと、レーザー入射窓をLSPから離すことができるので熱的損傷を受け難い。また中心温度は15,000 K程度と比較的低く、その分輻射損失が小さい。レーザー吸収率は100%に至らない。LSPは焦点よりもレーザー入射方向に遡った位置に形成され、その位置、形状(大きさ)は推進剤の流速や圧力、レーザーパワーによって変化する^{6,7)}。Fig. 4にLSPの自発光写真を示す。LSPの保持される位置とその大きさの変化に伴って、レーザー吸収率も変化する。

4.2 LSPにおけるエネルギーの収支

LSPが保持される位置は、レーザー吸収、熱伝導、輻射損失、推進剤の移流・解離電離反応におけるエネルギー

Fig. 4 Photographs of plasma emission from Laser Sustained Plasma.

収支によって決まる．レーザー光は弱電離プラズマによって吸収される．イオン-電子衝突による吸収係数はKempの式によって以下のように表される⁸⁾．

$$K_{\text{EI}} = 1.37 \times 10^{-27} G \lambda^3 T^{-1/2} n_{\text{E}} n_{\text{I}} \left\{ e^{-0.014388/\lambda T} - 1 \right\} \text{m}^{-1} \quad (1)$$

原子の種類によらず，レーザー波長と温度の関数である． G はGaunt因子と呼ばれる．温度上昇に伴い小さくなる．一方，中性粒子と電子の衝突による吸収係数は

$$K_{\text{EN}} = 9.60 \times 10^{-5} A \lambda^3 T^2 n_{\text{E}} n_{\text{N}} \left\{ 1 - e^{0.014388/\lambda T} \right\} \text{m}^{-1} \quad (2)$$

と表される． A は温度に対して滑らかに変化する係数で，様々な気体について求められており，多項式で近似できる²²⁾．水素にセシウムを少量添加すると，Fig. 5に示すように低温域での吸収係数が大きくなる．

輻射損失は制動輻射と準位間遷移輻射に分類できる．制動輻射強度は電子数密度の2乗にほぼ比例する．遷移輻射は，個々の遷移輻射強度を積算する例もあるが¹⁰⁾，大気圧下での輻射強度測定結果^{23,24)}を拡張して推算することもできる¹¹⁾．

熱伝導に関しては，輻射熱伝導が重要な役割を演じる．アルゴンの熱伝導率の温度依存性をFig. 6に示す．低温域では重粒子による熱輸送が支配的(線1)であるが，温度上昇に伴ってプラズマが生成されるようになると，電子熱伝導(線2)と電離したガスの再結合に起因する反応性熱伝導(線3)が大きくなる²⁵⁾．さらに，LSPで生じた短波長域の輻射光が低温領域で再吸収されることによる熱輸送を輻射熱伝導と定義⁸⁾すると，測定される全熱伝導率は線4のようになる^{26,27)}．このような熱伝導係数の急激な変化はLSPの特徴的な温度分布を形成する．すなわち，LSP周辺で電子密度が減少すると，熱伝導係数が急激に下がり，さらにそれに伴って温度勾配が急になる．

これらのモデルを組み込んだ流体計算の結果をFig. 7に示す¹¹⁾．温度分布に見られるように，最高温度は14,500 Kで，8,000 K付近にかなりはっきりとした輪郭を有している．レーザー吸収率は50 %程度となった．レーザー光を吸収して電離される推進剤は全体からすると僅かで，大

Fig. 5 An absorption coefficient for hydrogen with/without cesium addition at the wavelength of 10.6 μm .

Fig. 6 Theoretical (1-3) and measured (4) heat conductivities of argon at the atmospheric pressure.

Fig. 7 Computed temperature contours (top) and streamlines with plasma density contours (bottom). Laser power 700 W, argon flow rate 1.2 g/sec, pressure 0.6 MPa.

部分の推進剤はLSPからの熱伝導によって加熱される．すなわちLSPはヒーターの役割を果たす．流線はLSPを迂回するように形成され，LSPを通過する推進剤は全流量の数%程度である．

5. 東京大学におけるCW推進機の開発

5.1 推進機構造と推進性能

最大出力2 kWのCW炭酸ガスレーザーを用いている．LSP形成のために金属製の円筒形圧力容器を用い，推進剤ガス圧を数気圧以上に保ちながらレーザーを集光する^{3,7)}．加熱された高圧ガスはラバールノズルにより超音速に加速され推力となる．レーザー入射方向は推進剤の流れ方向と一致させる．炭酸ガスレーザー光の吸収が少ないZnSe製のレーザー入射窓をノズルと反対側に設け，窓の外に設けたZnSe製のレンズにより集光している．

推進剤ガスを直接絶縁破壊することは難しいので、着火用に金属ロッドを出し入れし、金属表面での絶縁破壊を利用してLSPの着火を行っている。着火後は、レンズの位置をレーザー軸方向に調整することによってLSPが保持される位置を制御する。一般的に、LSPを流路の狭いノズルスロート付近に近づけるほど推力が増加し、推進効率が向上する。

Fig. 9にアルゴンを推進剤とした場合の代表的な推進性能を示す。図中の推進効率 η および比推力 I_{sp} は、推力を T 、推進剤質量流量を $\dot{m}$ 、レーザーパワーを P として以下のように定義されている。

$$\eta = T^2 / 2\dot{m}P \quad (3)$$

$$I_{sp} = T / \dot{m}g \quad (4)$$

推進剤流量を絞ると比推力は増加する一方、プラズマ温度の上昇に伴う輻射損失の増加や、圧力の低下によるレーザーの透過損失の増加により推進効率は低下する傾向にある。

LSPを介し推進剤を加熱するため、水素などの低分子量ガスを推進剤として利用することができ、化学推進では得られない高い比推力を得ることができる。Fig. 9に推進剤を水素に置き換えた場合に期待される推進性能につい

Fig. 8 The Univ. of Tokyo 1 kW class CW laser thruster.

Fig. 9 Typical thruster performance. Right axis shows the estimated specific impulse equivalent for Hydrogen propellant.

ても併せて示した。1,000秒を超える高比推力を得ることが可能と考えられる。

LSPは、中心温度が15,000 Kを超える熱プラズマであり、LSPから圧力容器表面への大きな輻射熱伝達に対する熱防御が必要である⁵⁾。容器表面に高反射率コーティングを施したり、推進剤で再生冷却したりする必要がある。この冷却能力が連続発振レーザー推進の最大出力を決定するひとつの要因である。

5.2 性能向上に向けて

LSPを介したエネルギー変換における損失は、主にレーザーの透過とLSPからの輻射である^{10,11)}。Fig. 10に各損失量から評価したレーザー推進機内のエネルギー分配を示す⁶⁾。図の下部にはLSP生成部の静圧と流速を示している。レーザー吸収率や輻射損失率は推進剤の静圧と流速に強く依存するため、LSP生成部の流路設計が重要である。

そこでLSP付近の流路を狭めて流速を高め、長いLSPを形成し、吸収効率を高めることを目論んで、Fig. 11に示すようなサブチャンバー方式の研究を行っている。最近では低圧力でも高吸収率が得られ、高性能が得られている¹²⁾。

また、レーザーの光学幾何形状が推進性能に与える影響も小さくない。推進効率を高める為に、複焦点レンズを用いて複数のLSPを形成したり、環状の焦点レンズによって環状のLSPを形成したりして、できるだけ大きな体積にレーザー光を吸収させることが一案であり²⁸⁾ 東京大学では、二つの焦点を持つレンズを用いてLSPの生成を行い、推進性能の改善を確認している¹³⁾。Fig. 12に、その時生成されたプラズマの写真を示す。単焦点のレンズを用いた場合と比較し最大25%の推力増加が得られた。

Fig. 10 Energy conversion for several flow parameters. Laser power 700 W, $f = 6.3$.

Fig. 11 Schematic of the "sub-chamber" geometry.

Fig. 12 Photograph of LSP produced by a lens with two focuses.

6. まとめ

CWレーザーを利用した宇宙推進システムの実現には、レーザーエネルギーから推進剤エンタルピーへの効率的なエネルギー変換が重要である。レーザー支持プラズマを利用したエネルギー変換方法は、高い推進剤温度、高い比エンタルピーを実現できる一つの方法であるが、その変換効率を高めるためには、光学のおよび流体的な推進機設計の最適化が必要であろう。

謝 辞

本論文の執筆にあたっては、東京大学大学院 工学系研究科大学院生、井上 孝祐君と小岩 良君の協力を得たので、ここに謝意を表す。

参考文献

- 1) S. Schwartz, A. Mertogul., J. Eguiguren, D. Zerkle, X. Chen, H. Krier, and J. Mazumder: AIAA Paper 89-2631, Monterey, CA, July, 1989.
- 2) J. Black, H. Krier, and R. J. Glumb: J. Propulsion and Power **11** (1995) 1307.
- 3) K. Toyoda, K. Komurasaki, and Y. Arakawa: Vacuum **59** (2000) 63.
- 4) 豊田 和弘, 小紫 公也, 荒川 義博: 日本航空宇宙学会論文集 **48** (2000) 123.
- 5) S. Hosoda, T. Inoue, K. Komurasaki, and Y. Arakawa: *Proc. 28th Int. Electric Propulsion Conf., Toulouse, March, 2003*, IEPC 03-198.
- 6) 井上 孝祐, 上原 進, 小紫 公也, 荒川 義博: 日本航空宇宙学会論文集 **54** (2006) (掲載予定).
- 7) T. Inoue, T. Ijiri, S. Hosoda, S. Uehara, K. Komurasaki, and Y. Arakawa: Vacuum **73** (2004) 433.
- 8) N. H. Kemp and P. F. Lewis: NASA CR 161665 (1980).
- 9) S.-M. Jeng, R. Litchford, and D. R. Keefer: NASA CR 183587 (1988).
- 10) 中野 正勝: 日本航空宇宙学会論文集 **53** (1995) 316.
- 11) K. Komurasaki, P. Molina-Morales, K. Toyoda, and Y. Arakawa: Trans. of Jpn. Soc. for Aeronautical and Space Sci. **44** (2001) 65.
- 12) 井上 孝祐, 平沢 武明, 上原 進, 小紫 公也, 荒川 義博: 平成16年度宇宙輸送シンポジウム講演集 (2005) p. 169.
- 13) S. Hosoda, K. Komurasaki, and Y. Arakawa: *Proc. 27th Int. Electric Propulsion Conf., Pasadena, CA, October, 2001*, IEPC 01-204.
- 14) J. T. Kare: in Beamed Energy Propulsion: *Second Int. Symp. on Beamed Energy Propulsion* (ed. K. Komurasaki, AIP, CP702, 2004) p. 251.
- 15) H. Katsurayama, K. Komurasaki, and Y. Arakawa: J. Space Tech. and Sci. **20** (2005) 32.
- 16) F. B. Mead Jr., C. W. Larson, and S. D. Knecht: *4th Int. Symp. on Beamed Energy Propulsion* (ed. K. Komurasaki, et al., AIP, CP830, 2006) p. 534.
- 17) D. M. VanZandt, T. D. McCay, and R. H. Eskridge: AIAA Paper 84-1572, Snowmass, CO, June, 1984.
- 18) D. Keefer, R. Welle, and C. E. Peters: AIAA J. **24** (1986) 1663.
- 19) R. J. Glumb and H. Krier: AIAA J. **24** (1986) 1331.
- 20) M. Girard, A. Lebehot, and R. Campargue: Phys. D Appl. Phys. **27** (1994) 253.
- 21) G. A. Molvik, D. Choi, and C. L. Merkle: AIAA J. **23** (1985) 1053.
- 22) T. L. John: Mon. Not. R. Astr. Soc. **170** (1975) 5.
- 23) H. W. Emmons: Phys. Fluids **10** (1967) 1125.
- 24) T. G. Owano, M. H. Gordon, and C. H. Kruger: Phys. Fluids B **2** (1990) 3184.
- 25) R. S. Devoto: Fluids **26** (1973) 616.
- 26) G. I. Kozlov, V. A. Kuznetsov, and V. A. Masyukov: Sov. Phys.-JETP **39** (1974) 463.
- 27) P. E. Oettinger and D. Bershader: AIAA J. **5** (1967) 1625.
- 28) A. E. Mertogul and H. Krier: J. Thermophysics and Heat Transfer, **8** (1994) 781.