

## 炭素繊維群を用いた熱交換型 CW レーザー推進の性能評価

### Evaluation of Heat Exchanger type CW Laser Propulsion with a Carbon Fiber Cluster

○江口敬祐・トランドゥクトゥアン（名古屋大学大学院）・伊藤弘貴（名古屋大学）・小野貴裕（静岡大学大学院）・亀井知己（静岡大学）・松井信（静岡大学）・森浩一（名古屋大学大学院）

○Keisuke Eguchi・Duc Thuan Tran・Hiroki Ito (Nagoya University)・Takahiro Ono・Tomoki Kamei・Makoto Matsui (Shizuoka University)・Koichi Mori (Nagoya University)

#### Abstract (概要)

A new Continuous Wave (CW) laser propulsion system where porous carbon used as the heat exchanger is experimentally studied. Helium and Nitrogen gas used as a propellant is heated by the heat transfer process with the porous carbon. From the viewpoint of heat resistance and oxidation resistance of the porous carbon, this system has potential to heat the propellant up to 3000 K. In order to achieve our final goal that launch a payload of 100g into a low orbit with a 100kW CW fiber laser, propulsion performance of our system is evaluated by using a 4kW class fiber laser at the present stage.

#### 記号の説明

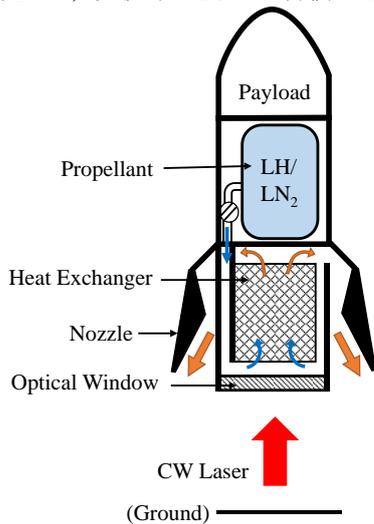
|               |  |
|---------------|--|
| $\dot{m}$     | : 質量流量[kg/s]                                       |
| $P$           | : レーザーパワー[W]                                       |
| $C_d$         | : 流量係数   |
| $A$           | : ノズルスロート面積[m <sup>2</sup> ]                       |
| $p_0$         | : 推進機チャンバ内部の澱み点圧力[Pa]                              |
| $T_0$         | : 有効温度[K]  |
| $T_{0,max}$   | : レーザー照射直後の有効温度[K]                                 |
| $T_{sat}$     | : 定常状態有効温度[K]                                      |
| $\gamma$      | : 比熱比  |
| $R$           | : 気体定数[J/(kg・K)]                                   |
| $C_p$         | : 定圧比熱[J/kg・K]                                     |
| $T_{in}$      | : ガス流入温度[K]  |
| $\eta$        | : エネルギー効率  |
| $E$           | : 相対放射照度   |
| $I$           | : 放射輝度[W/sr・m <sup>2</sup> ]                       |
| $h$           | : プランク定数[J・sec]                                    |
| $k$           | : ボルツマン定数[J/K]                                     |
| $c$           | : 光速[m/s]  |
| $\lambda$     | : 波長[m]  |
| $\varepsilon$ | : 放射率  |
| $\sigma$      | : ステファン・ボルツマン定数[W/m <sup>2</sup> ・K <sup>4</sup> ] |
| $A_{rad}$     | : 有効放射表面積[m <sup>2</sup> ]                         |
| $A_{win}$     | : 熱交換器部分表面積[m <sup>2</sup> ]                       |

#### 1. はじめに

レーザー推進とは、エネルギー源として遠隔から伝送されたレーザービームによって推進する輸送システムである。その概念は 1970 年代に Kantrowitz によって提唱され<sup>(1)</sup>、その後様々な具体的な推進方式が提案され、基本的な研究が行われてきた<sup>(2)</sup>。2000 年頃には Myrabo らが 10kW 級 CO<sub>2</sub> パルスレーザーを用いて高度 71m の打ち上げを記録した<sup>(3)</sup>。一方でマイクロ波ではレーザーに先んじて MW を達成しており、MW 級マイクロ波を用いた打ち上げ実験を成功させている<sup>(4)</sup>。しかし、マイクロ波はレーザーと比較して波長が長く、長距離伝送におけるビームの広がり観点からエネルギー伝送にはレーザーが適している。そのレーザーも近年は高出力化が進んでおり、例えば IPG フォトニクス社の民生用 100kW 連続発振ファイバーレーザーがある<sup>(5)</sup>。我々は、連続発振 (CW) レーザーを用いて 100g 級ペイロードを地上から低軌道に打ち上げる実現可能性を検討している。推進剤水素としておよそ 3000K まで加熱できれば、比推力にして 900 秒以上となり、10%程度のペイロード比が期待できる。

本研究では、第 1 図に示す熱交換器により間接的に推進剤を加熱して推進力を得るといった熱交換型レーザー推進を採用する。この推進方式は、Kare によって提唱されており<sup>(6)</sup>、レーザー支持プラズマ (LSP) 推進方式<sup>(7)</sup>と比較して、ビーム波長に依らずに熱交換器を加熱できることや、複雑な集光システムが不要なことからさらなる推進機の簡素化

が可能となり、製造・打ち上げコストの激減が期待される。本研究では、熱交換器として第2図に示す多孔質材である炭素繊維集合体（繊維直径：13 $\mu\text{m}$ ，大阪ガスケミカル社製，ドナカーボ・フェルト）を用いる。この多孔質熱交換器は昇華点およそ3900K（非酸化雰囲気）と耐熱性が優れているだけではなく、固体と比較して熱伝達率および光吸収係数が高いことから、よりコンパクトな熱交換器となりうる。ただし、この熱交換器のレーザー吸収、推進剤への熱伝達、輻射などの熱損失を定量的に予測するのは難しい。そこで本研究では、実験的にこれらを評価した。



第1図 熱交換型推進



第2図 炭素繊維群熱交換器

## 2. 実験方法

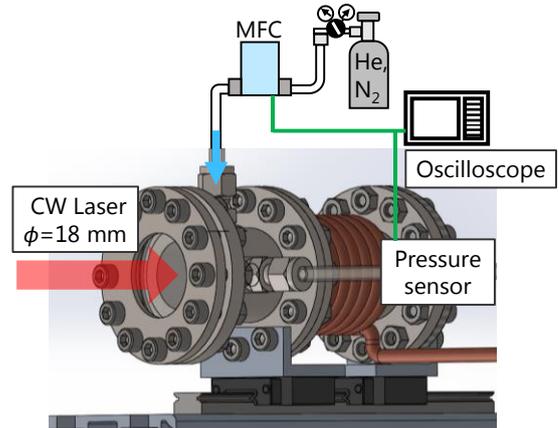
本実験で用いた実験装置の概要を第3図、推進機模型の断面図を第4図に示す。推進機は、チャンバ（SUS304）、レーザーを導入する光学窓（ARコート付きBK7）、多孔質熱交換器を収める熱交換器カバー（グラファイト）、多孔質を通過して高温になったガスを排気するノズル（スロット径：0.6mm, 1.0mm）で構成される。

レーザーは、(株)ナ・デックスが所有するファイバーレーザー（最大出力4kW、波長1080nm、フジクラ社製）を使用し、コリメートレンズで直径18mmの平行光として推進機の光学窓に入射させた。レーザーのエネルギー密度は、2.0 MW/m<sup>2</sup>から16.7 MW/m<sup>2</sup>の範囲で30secの間照射をし、実験を行った。

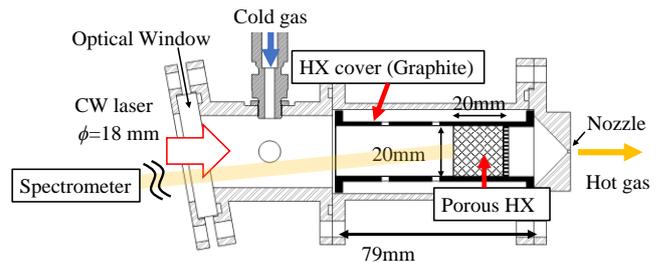
炭素繊維集合体熱交換器（Porosity: 99.4%）を推進機後方に円筒型（直径20mm、高さ20mm）にして配置した。

推進剤にはHeガスおよびN<sub>2</sub>ガスを使用し、マスフロー

コントローラー（アズビル社製）を用いることで、推進機模型に流入する推進ガスの質量流量を一定に保ち、さらにその質量流量値を測定した。また圧力センサ（共和電業社製，PGA-50KA）を用いて压力容器内の静圧を測定した。ここで測定される静圧は動圧に対して十分大きいので、全圧として扱う。さらに、分光器（オーシャンオプティクス社製，HR4000CG-UV-NIR）を用いて熱交換器から光学窓を通じて透過したスペクトルを測定することで、熱交換器表面温度を算出した。



第3図 実験装置概略図



第4図 推進機模型断面図

## 3. 結果および考察

レーザー照射中の様子を第5図に示す。光学窓から強い輻射光が発生する。また、測定した推進機チャンバ内部圧力の時間履歴を第6図に示す。まず、Heガスの流入により内部圧力が上昇する。この後、流量一定に保ったままレーザー照射を開始することにより、内部圧力が上昇する。推進機内部のガスの有効温度 $T_0$ は、計測された $\dot{m}$ と $p_0$ を用いて以下のチョーク流量の式から算出する。第6図に有効温度の時間履歴を示すが、定常状態に達していないことが分かる。そこで、30sec照射後の有効温度を $T_{0,max}$ とし、指数の時定数で与えられた予測される定常状態の温度を $T_{sat}$ とする。

$$\dot{m} = C_d \sqrt{\gamma \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \frac{A^* P_0}{\sqrt{RT_0}}} \quad (1)$$

さらに、エネルギー効率 $\eta$ を次式のように定義する。

$$\eta \equiv \frac{\dot{m} C_p (T_0 - T_m)}{P} \quad (2)$$

$T_0$ と $P/\dot{m}$ の関係を第7図に、 $\eta$ と $P/\dot{m}$ の関係を第8図に示す。ここで、ガス流入温度を $T_{in}=300\text{K}$ としている。

第7図より、 $T_0$ は $P/\dot{m}$ の増加に伴い上昇し、Heガスでは、 $T_{0,max} = 1089\text{K}$  ( $P=4000\text{W}$ ,  $\dot{m}=1.4 \times 10^{-4}\text{ kg/sec}$ )に達した。N<sub>2</sub>ガスでは、 $T_{0,max} = 1218\text{K}$  ( $P=4000\text{W}$ ,  $\dot{m}=4.1 \times 10^{-4}\text{ kg/sec}$ )に達した。一方、第8図より、 $\eta$ は $P/\dot{m}$ の増加に伴って低下する。入力レーザーパワーに対し、推進剤の温度上昇に使われなかったエネルギーは、光学窓や熱交換器表面でのレーザー光の反射および透過、熱交換器チャンバ内壁への熱伝導、高温推進ガスからチャンバ壁面への熱伝達、熱交換器からの輻射によるものがある。

分光器による測定データは放射照度スペクトルの相対強度であるので均等拡散反射面および黒体輻射を仮定すると、測定された相対放射照度はプランクの法則より以下の式で表される。ここで、未知の2定数 $a$ 、 $T_{hx}$ を含む以下の式でフィッティングを行い、熱交換器の表面温度 $T_{hx}$ を推定する。

$$E(a, T_{hx}) = a \cdot I(T_{hx}) = a \frac{2hc^2}{\lambda^5} \frac{1}{e^{hc/\lambda k T_{hx}} - 1} \quad (3)$$

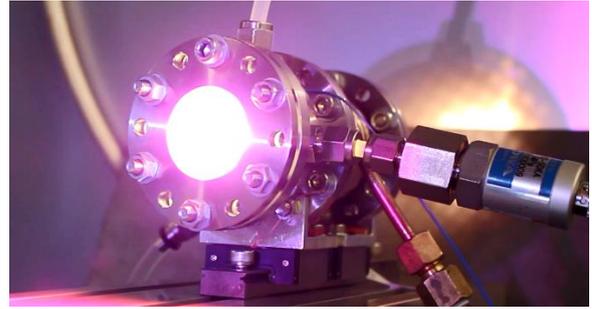
分光器による測定データとフィッティング結果を第9図に示す。ただし波長700nm以下および850nm以上の範囲では、光学窓および分光器に取り付けたフィルターの透過率が小さいため700nmから840nmの範囲でフィッティングを行った。

エネルギー収支について考察する。熱交換器部分に入力されたレーザーパワーは熱伝達により上昇した推進ガスのエネルギーおよび、熱交換器からの輻射による散逸エネルギーにのみ使われたとされたモデルを導入する。するとエネルギー収支は以下で表される。

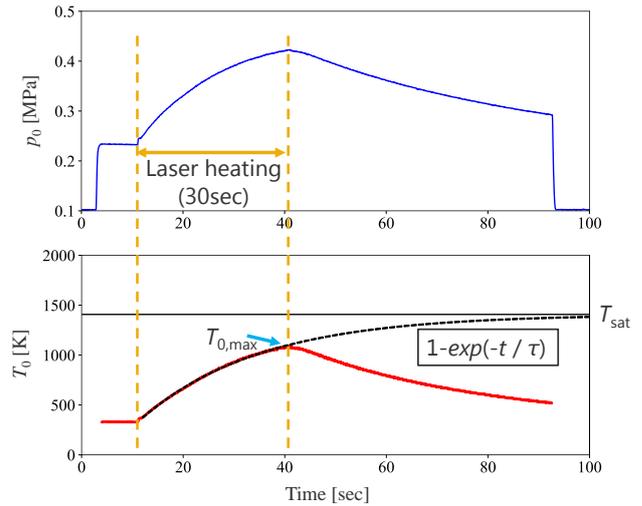
$$P = \dot{m} C_p (T_0 - T_m) + \varepsilon \sigma (T_{hx}^4 - T_m^4) A_{rad} \quad (4)$$

熱交換器カバーと推進機チャンバ壁面の接触面は小さく、チャンバ壁への熱伝導損失は無視し、またレーザー光の反射・透過も小さいとして無視する。グラファイトの放射率や熱伝導率がチャンバ壁 (SUS304) と比較して十分高いといった点から、多孔質熱交換器および熱交換器カバーの間では十分に熱伝導、輻射による伝熱が行われており、それぞれの温度は等しいとする。また、放射率は実際には温度によって変動しうるが代表的な値として0.9とし、さらにチャンバ内壁温度の4乗は熱交換器部分の温度の4乗と比較して無視できるものとする。

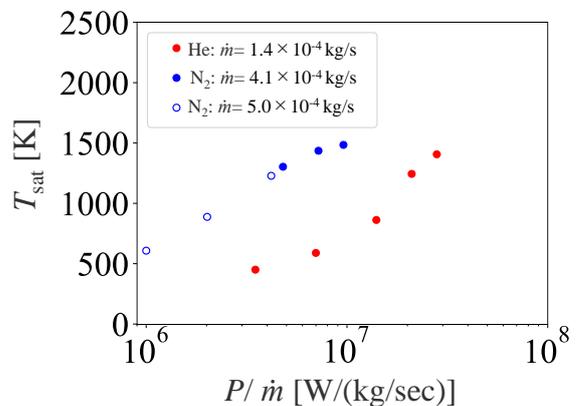
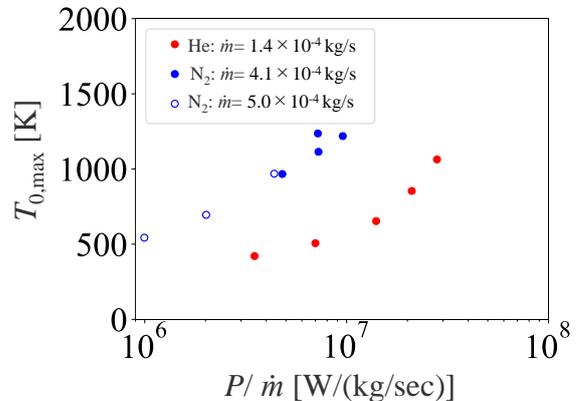
$A_{rad}$ とは、輻射有効面積であり<sup>(8)</sup>、物質形状から幾何的に求まるが、多孔質部分を含む $A_{rad}$ の予測は難しい。そこで、 $A_{rad}$ に光学窓からみた熱交換器部分の固体表面積 $A_{win}$ を代入した結果を第10図に示す。第10図より、レーザーパワーと上昇した推進剤エネルギーの差はおおよそ熱交換器表面温度の4乗則に従う。ただし、厳密には4乗則からずれるケースも確認され、これは、平面がなめらかでない多孔質の表面積評価の影響や、無視された壁面への熱伝導および輻射伝熱の影響、またガス種による違いもみられるので熱伝達過程におけるレイノルズ数、熱伝導率の影響が考えられる。



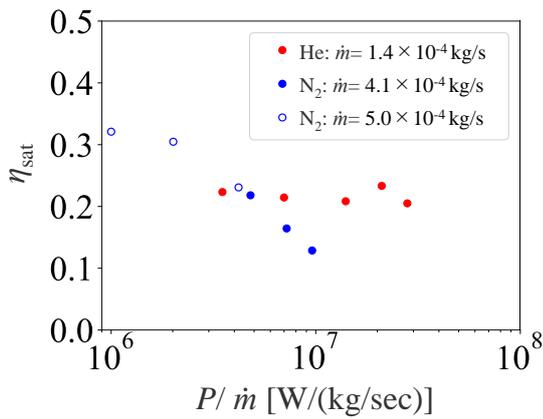
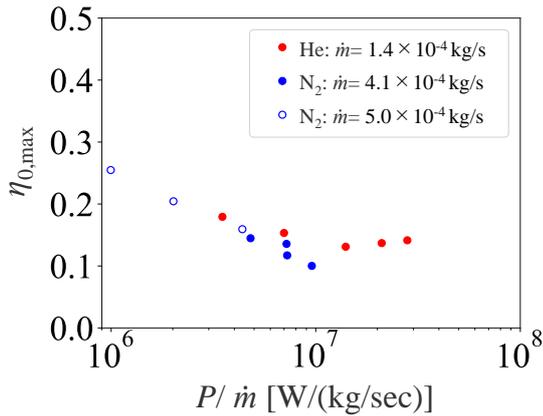
第5図 レーザー照射中の様子  
( $P=4000\text{W}$ , He:  $\dot{m}=1.43 \times 10^{-4}\text{ kg/sec}$ )



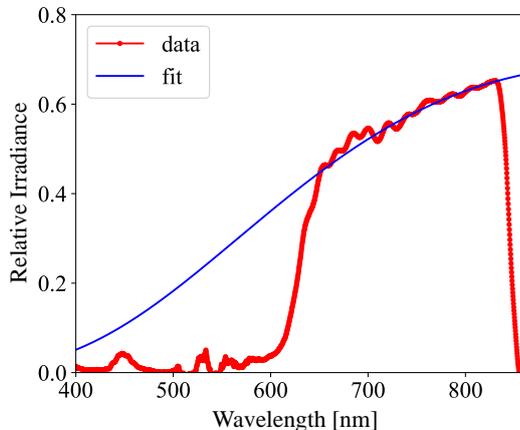
第6図 圧力および有効温度時間履歴  
( $P=4000\text{W}$ , He:  $\dot{m}=1.43 \times 10^{-4}\text{ kg/sec}$ )



第7図 有効温度 $T_0$ と $P/\dot{m}$ の関係



第8図 エネルギー効率 $\eta$ と $P/\dot{m}$ の関係



第9図 放射照度の相対強度と波長の関係

#### 4. 結 論

本研究では、多孔質熱交換器である炭素繊維集合体にCWファイバーレーザーを吸収させることにより、推進ガスを間接的に加熱するといった新しい推進方式の実験を行った。単位質量流量あたりのレーザーパワーを大きくすることで推進ガスの有効温度の上昇が評価できたが、同時にエネルギー効率の低下がみられた。熱交換器への入力レーザーパワーが熱伝達により上昇した推進剤エンタルピーおよび輻射による散逸エネルギーの和に等しいとするモデルは、本実験条件においてその妥当性が確認できた。ただし、ガス種によるエネルギー損失の差も見られたので、レイノルズ数や熱伝導率を考慮した推進剤と熱交換器間の熱伝達解析が必要である。

#### 5. 参 考 文 献

- 1) Kantrowitz, A. : Propulsion to orbit by ground based lasers, *Astronautics & Aeronautics*, 10 (1972), pp. 74-76.
- 2) Komurasaki, K. and Wang, B. : Laser Propulsion, *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, 2010.
- 3) Myrabo, L. : World record flights of beam-riding rocket lightcraft - Demonstration of "disruptive" propulsion technology, *AIAA Paper*, 01-3781, 2001.
- 4) Nakagawa, T., Mihara, Y., Komurasaki, K., Takahashi, K., Sakamoto, K., and Imai, T. : Propulsive impulse measurement of a microwave-boosted vehicle in the atmosphere, *Journal of spacecraft and rockets*, 41.1 (2004), pp. 151-153.
- 5) Shcherbakov, E., Fomin, V., Abramov, A., Ferin, A., Mochalov, D., & Gapontsev, V. P. : Industrial grade 100 kW power CW fiber laser, *Advanced Solid State Lasers* (2013), pp. AT4A-2.
- 6) Kare, J. T. : Laser-powered heat exchanger rocket for ground-to-orbit launch, *Journal of Propulsion and Power*, 11.3 (1995), pp. 535-543.
- 7) 豊田和弘, 小紫公也, 荒川義博: レーザー推進機の基礎実験, *日本航空宇宙学会論文集*, 48 (2000), pp. 123-128
- 8) 円山重直, “光エネルギー工学” 養賢堂, 2004.
- 9) 富田信之, 鬼頭克巳, 幸節雄二, 長谷川恵一, 前田則一 “ロケット工学基礎講義” コロナ社, 2001.
- 10) 日本機械学会 “JSMEシリーズ 伝熱工学” 日本機械学会, 2014.