

多孔質体を用いた伝熱による CW レーザー推進

Convective-heating laser propulsion with porous material

○江口敬祐(名大)・森浩一・トランドウクトウアン(名大院)・山森浩人((株)ナ・デックス)

○Keisuke Eguchi・Koichi Mori・Duc Thuan Tran (Nagoya University)・Hiroto Yamamori (NADEX CO.,LTD.)

Abstract (概要)

CW laser propulsion using porous heat exchanger is a new propulsion method. Propellant gas can receive heat from porous material absorbing CW laser and becomes high temperature and high pressure in the chamber of the thruster. The thruster gets thrust by discharging hot and high pressure gas from its nozzle. Final goal of this study is to raise the propellant hydrogen, 3000 K ($I_{sp}=990\text{sec}$). In this experiment we used the 4kW fiber laser, He as propellant gas, and porous carbon as porous heat exchangers. We found that pressure in the chamber and thrust increased by laser heating. In this paper, we evaluated the difference of propulsion performance by changing some parameters: laser power, mass flow of the gas, and density of the porous materials.

記号の説明

I	: レーザー光強度
I_0	: レーザー光初期強度
x	: 入射距離
α	: 吸収係数
\dot{m}	: 質量流量
P	: レーザーパワー
A^*	: ノズルスロート面積
p_0	: 激み圧力, 推進機チャンバ内部圧力
p_e	: ノズル出口圧
p_{atm}	: 大気圧, ノズル出口周囲圧
T_0	: 激み温度, 有効温度
γ	: 比熱比
R	: 気体定数
C_p	: 定圧比熱
T_{in}	: ガス流入温度
η	: エネルギー効率
\dot{Q}_{loss}	: 熱損失
σ	: ステファン・ボルツマン定数
S_r	: 輻射損失を起こす表面積
S_p	: 円柱表面積
C^*	: 特性排気速度
C_f	: 推力係数
$C_{f\text{exp}}$: 測定推力係数
$C_{f\text{max}}$: 最適膨張状態推力係数

1. はじめに

1.1 研究背景および目的

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宇宙輸送システムである。レーザー推進の概念は1970年代にKantrowitzによって提唱され[1]、その後様々な具体的な推進方式や基本的な研究が行われてきた。2000年にはMyraboらによって10kW級CO₂パルスレーザーを用いて飛翔体Lightcraftを高度71mまで到達することに成功している[2]。だが、これまで軍事用を除きMW級の大出力レーザーは存在せず、レーザー推進打ち上げシステムの実現は難しいものとされてきた。マイクロ波ではレーザーに先んじてMWを達成しており、東大・原子力研究所のチームが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[3]。しかし、マイクロ波は波長がミリメートルレンジと長く、長距離伝送におけるビームの広がりの影響は深刻な問題をもたらす。したがって高高度を飛行する微小飛翔体に高効率でエネルギーを伝送するには、レーザーが必要である。そのレーザーも近年では高出力化が進んでおり、IPGフォトニクス社により民生用の100kWファイバーレーザーが市販され、レーザー推進打ち上げシステムの実現が現実的なものになりつつある。この大出力化された連続発振(CW)レーザーはロケット推進が適している推進剤水素とすれば比推力にして900秒程度まで見積もることができ、高いペイロード比が期待できる。

本研究では、熱交換器であるポーラスカーボン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新しい推進方式を提案する。熱交換器の伝熱による推進方式は、Kareによって提唱されているが[4]、基本的な推進性能を実測した初めての実験的研究である。この新しい推進方式を用いて推進剤

水素を平均 3000K 上昇させることを目標としている。推進剤を 3000K 上昇させるというのは熱交換器であるポラスカーボンが昇華しない範囲の温度上昇でありこれが実現できれば真空中比推力はおよそ 990 秒となる。実験には(株)ナ・デックスが所有する 4kW ファイバーレーザーを用い、レーザーパワー、推進ガスの質量流量、熱交換器の形状といったパラメータを変え、パラメータの違いによる推進性能を評価する。

1.2 推進原理

本研究で扱う CW レーザー推進の概念図を第 1 図に示す。本実験では熱交換器として高い光吸収率や高い熱伝達率をもつことから多孔質体であるポラスカーボンを用いた。図のように CW レーザーはレーザー発振器から光学窓を通して推進機内に入射させ、推進機内部にある熱交換器が入射してきたレーザーを吸収することによって熱交換器が加熱される。熱交換器に入射後の入射距離 x におけるレーザー光の強度はランベルト・ベールの法則により、(1)式で表される。

$$I(x) = I_0 e^{-\alpha x} \quad (1)$$

ただし、 α は吸収係数であり、熱交換器であるポラスカーボンのフィラメントの直径や密度によって決まる。つづいて、高温となった熱交換器から推進機内部に流入してきた推進剤に伝熱し、高温高圧となった推進ガスがノズルから噴射されることによって推進力を得る。

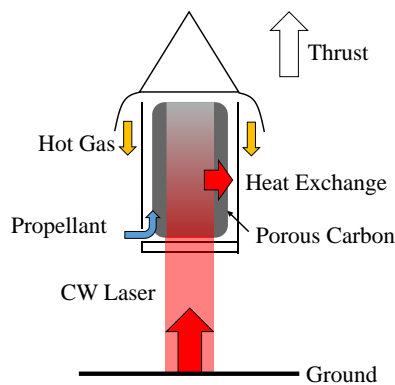


図 1 CW レーザー推進概念図

2. 実験方法

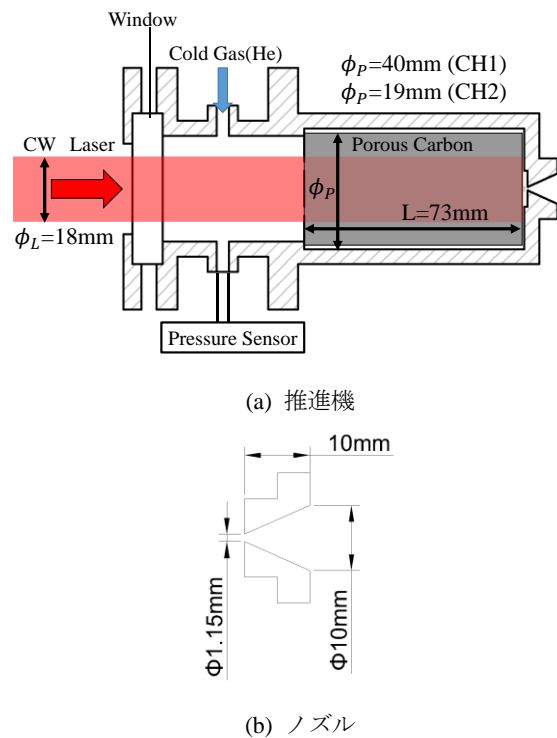
2.1 実験装置

本実験で使用した推進機模型は、SUS 製のチャンバ、ダイバージェントノズル、BK7 光学窓から構成される。推進機およびノズルの概要図を第 2 図に示す。ノズルスロート径は 1.15mm、光学窓はシグマ光機社製の $\phi 50\text{mm} \times 8\text{mm}$ の BK7 光学的を用いた。CW レーザーは(株)ナ・デックスが所有するフジクラ製の最大出力 4kW ファイバーレーザーを使用した。直径 18mm のコリメート光にして 500W、1000W、2000W、3000W、4000W のパワーで 1s~30s 照射した。本実験では安全面へ配慮して推進ガスとして H_2 ガスではなく分子量の近い He ガスを使用し、ヤマト産業製の流量計 (FR-N₂) を用いて流量計測を行った。

本実験では熱交換器として大阪ガスケミカル製のポラスカーボンを用いた。実験に用いたポラスカーボンを第 3 図に示し、各ポラスカーボンのパラメータを表 1 に示す。ポラスカーボンは第 2 図の灰色部分に円柱状にして配置した。ポラスカーボンの形状は、直径の異なる Channel 1 (40mm)と Channel 2 (19mm)を用いた。Channel 2 については、内径 $\phi 19\text{mm}$ の鉄製肉厚円筒をチャンパ内に挿入してある。以下 Channel 1 および Channel 2 は Ch1 および Ch2 と表記する。

表 1 ポラスカーボン密度

Porous 種類	密度
Porous1	14.6 kg/m ³
Porous2	6.7 kg/m ³
Porous3	2.4 kg/m ³



第 2 図 推進機およびノズル



第 3 図 ポラスカーボン

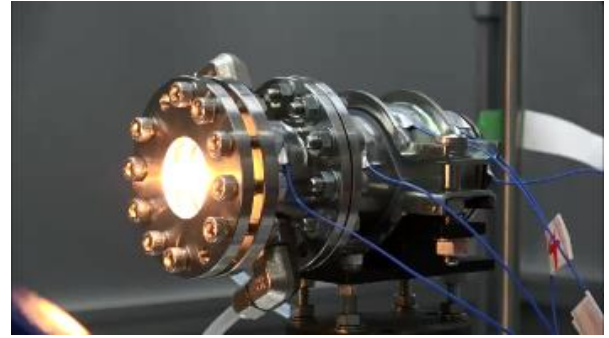
2.2 実験方法

本実験では以下の計測を行った

- 1) 圧力センサによる推進機チャンバ内部圧力測定
- 2) ロードセルによる推力測定

1)の圧力測定は、圧力センサ（共和電業製、PGS-50KA）でチャンバ内部圧力を測定する。

2)の推力測定は、ロードセル（Leprino 製、SFS080F200）を用いて行う。推進機をクランプではさんで測定した。

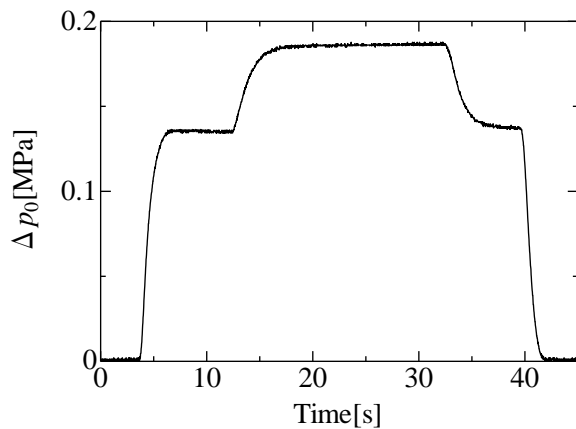


第5図 実験の様子

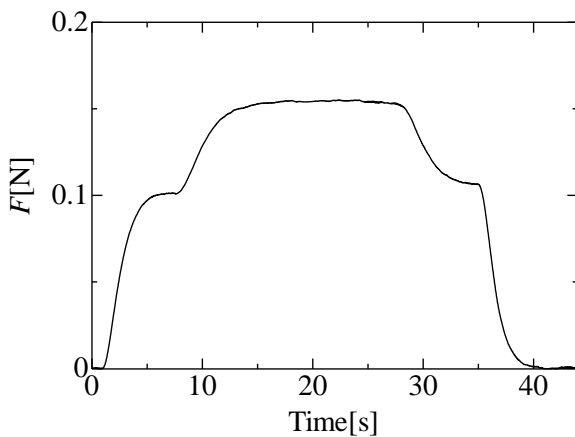
3. 結果および考察

3.1 測定結果

測定した推進機チャンバ内部圧力、推力の時間履歴を第4図に示す。また、レーザー照射時の実験の様子を第5図に示す。



(a) 推進機チャンバ内部圧力時間履歴
 $\dot{m}=0.167\text{g/s}$, $P=500\text{W}$, Porous3 (Ch2)



(b) 推力時間履歴
 $\dot{m}=0.163\text{g/s}$, $P=1000\text{W}$, Porous3 (Ch2)

第4図 測定結果

3.2 有効温度およびエネルギー効率

推進器チャンバ内部ではレーザーの入射距離によってポラスカーボンの温度が異なり、推進ガス温度が一定ではないので有効温度を算出する。等エントロピー流れを仮定すると推進ガスの質量流量 \dot{m} はノズルスロート面積 A^* 、澱み圧力 p_0 、澱み温度 T_0 、ノズル出口圧力 p_e を用いて以下の式で表される。ただし、 γ は推進ガス He の比熱比、 $R[\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})]$ は気体定数である。

$$\dot{m} = \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \frac{A^* p_0}{\sqrt{RT_0}}} \quad (2)$$

$$\dot{m} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left(\frac{p_e}{p_0} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{p_e}{p_0} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \frac{A^* p_0}{\sqrt{RT_0}}} \quad (3)$$

推進器チャンバ内部では流れが十分澱んでいるとして測定した推進ガス質量流量および推進器チャンバ内部圧力から澱み温度を算出し、これを有効温度と扱って評価する。(2)式はノズルスロートで流れがチョークしている場合で、(3)式はノズルスロートで流れが音速に達してなく亜音速の場合である。推進器チャンバ内部圧力と出口圧力で臨界圧力比を得られているかどうかで亜音速流れ、チョーク流れを判断する。

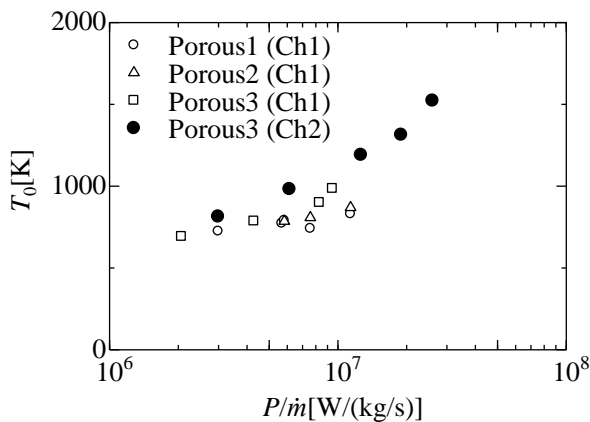
また、どの程度熱損失があるかを見積もるため、ガス流入温度を $T_{in}=298\text{K}$ として得られた有効温度の温度上昇からエネルギー効率を以下の(4)式のように定義する。ただし、 $P[\text{W}]$ はレーザーパワー、 $C_p[\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})]$ は、流入ガスの比熱である。

$$\eta = \frac{\dot{m} C_p (T_0 - T_{in})}{P} \quad (4)$$

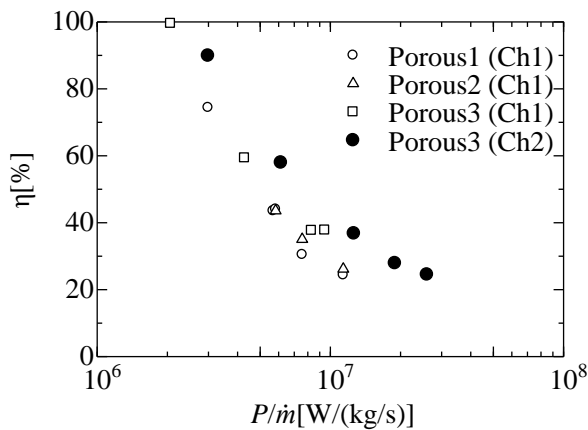
以上によって求められた有効温度およびエネルギー効率と単位質量流量あたりのレーザーパワー $P/\dot{m}[\text{kW}/(\text{g/s})]$ （以下、 P/\dot{m} ）との関係を第6図および第7図に示す。

図4より P/\dot{m} を増加させると有効温度は上昇する携行にあり、レーザーパワー $P=4000\text{W}$ 、質量流量 $\dot{m}=0.154\text{g/s}$ の時（Porous3(Ch2)）最高で有効温度を1523Kまで上昇させることができた。しかし、第7図のエネルギー効率では P/\dot{m} が大きいくほど、つまり有効温度が高いほど効率が低くなる傾向にある。この損失は主に輻射によるものと考えられ、これについては3-3で考察する。

また Porous 種類に着目すると、同程度の P/\dot{m} では Ch2 が Ch1 と比較して、有効温度、エネルギー効率ともに高い値をとっている。



第6図 有効温度と P/\dot{m} の関係



第7図 エネルギー効率と P/\dot{m} の関係

3.3 熱損失の考察

有効温度は P/\dot{m} を上げていくと大きくなるが、エネルギー効率が下がってしまうのは高温になれば輻射などによる熱損失の影響が大きくなり効率低下につながると考えられる。輻射損失の要因としては高温となったポーラスカーボンから光学窓を通して外部へ透過していく輻射光とチャンバ壁面へ吸収される輻射光があげられる。そこで熱損失を以下のように定義して、輻射損失を(5)式のようにモデル化する。ただし、 σ [$W/K^4 \cdot m^2$] はステファン・ボルツマン定数である。

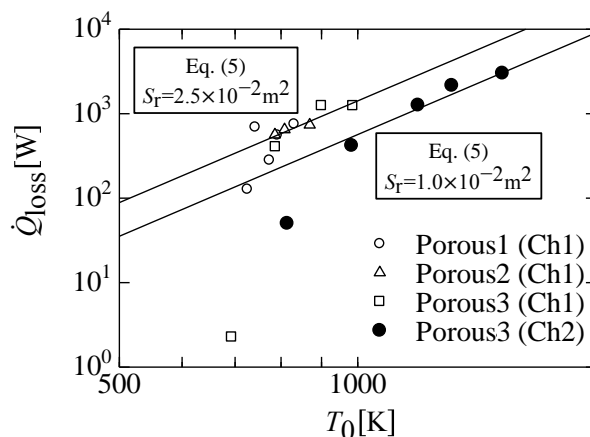
$$\dot{Q}_{\text{loss}} \equiv P - \dot{m} C_p (T_0 - T_{\text{in}}) = \sigma T_0^4 S_r \quad (5)$$

ポーラスカーボンを黒体とみなし、またポーラスカーボンから推進ガスに十分伝熱しているとしてポーラスカーボンの温度を有効温度として簡略化した。 S_r [m^2] は輻射損失を起こす有効的な熱交換器の表面積とした。表2に熱損失のフィッティング結果を示す。ただし、 S_p はポーラスカーボンを円柱状としたときの円柱表面積である。また第8図は S_r として代表して2つの値を選び熱損失の結果のプロットとともにグラフに示している。Ch1のPorous1~3についてはそれぞれ

れ同じような S_r が得られ、Ch2についてはCh1の半分程度の S_r が得られた。第8図より低温(700K~800K)では比較的(5)式から熱損失が小さい方に外れる傾向が見られる。また、表2より得られた S_r をポーラスカーボンの円柱表面積で割って評価すると、Ch1およびCh2ともに同様の値が得られた。ポーラスカーボンを円柱と見たときの表面積のおよそ2.1倍の表面積で輻射損失を起こしているというのは、ポーラスカーボンの表面が厳密には滑らかではなく、繊維の集合体であるのでポーラスカーボンの実際の表面積が円柱表面積よりも大きく、輻射を起こす表面積も増えているのではないかと考えられる。

表2 フィッティング結果

Porous 種類	S_r	S_r/S_p
Porous1(Ch1)	$2.4 \times 10^{-2} m^2$	2.1
Porous2(Ch1)	$2.5 \times 10^{-2} m^2$	2.1
Porous3(Ch1)	$2.5 \times 10^{-2} m^2$	2.1
Porous3(Ch2)	$1.1 \times 10^{-2} m^2$	2.1



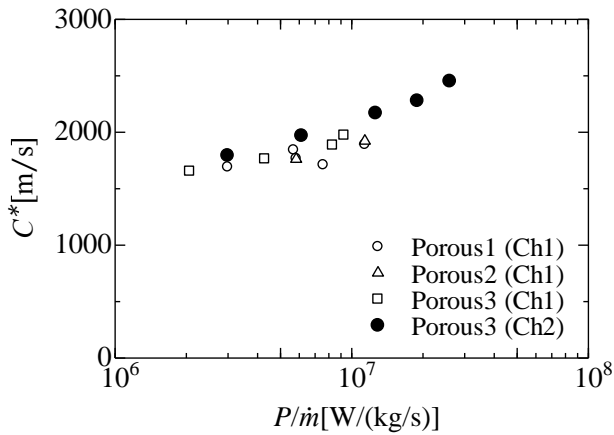
第8図 熱損失と有効温度

3.4 特性排気速度

以下の(6)式で定義された実測による特性排気速度を第9図に示す。

$$C^* = \frac{p_0 A^*}{\dot{m}} = \frac{\sqrt{RT_0}}{\sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (6)$$

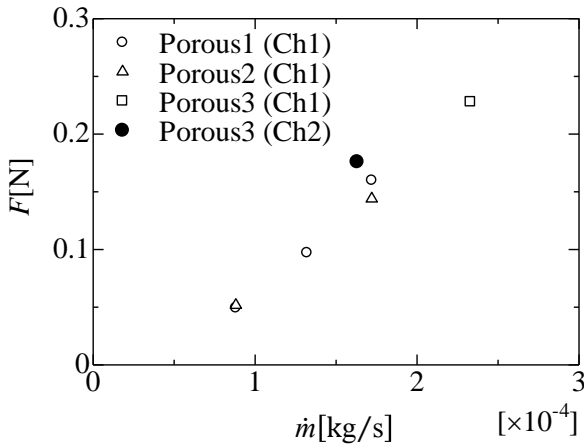
(4)式を見れば明らかではあるが、有効温度と気体定数の平方根に比例するので、有効温度と同様に P/\dot{m} が増加すれば特性排気速度 C^* も増加する傾向にある。



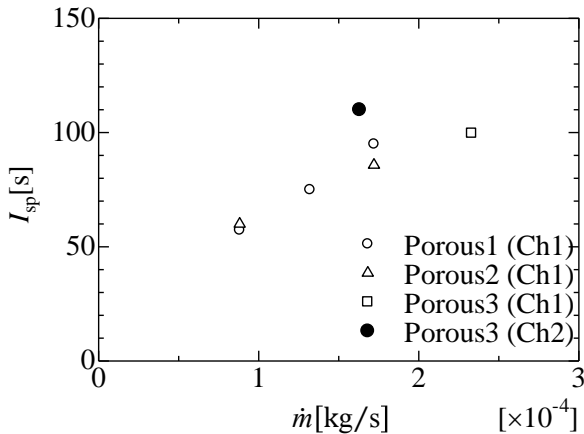
第9図 特性排気速度 P/m の関係

3.5 推力および比推力

測定した推力 F [N]および比推力 I_{sp} [s]を第10図, 第11図に示す. レーザーパワー一定 ($P=1000W$) の条件で横軸に推進剤の質量流量をとっている. 同パワーにおける推力および比推力は, 質量流量を増加させると推力, 比推力ともに増加するが, 比推力に関しては質量流量が大きいくほど増加率は下がっていると判断できる. Porous 種類による違いも有効温度と同様 Ch2 が Ch1 と比較して大きな値をとっている.



第10図 推力: $P=1000W$



第11図 比推力: $P=1000W$

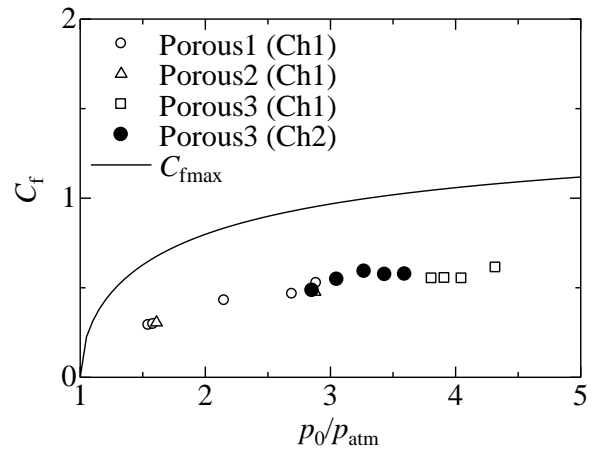
3.6 推力係数

本実験で得られた推力・比推力から使用したノズルでは最適膨張に達していないと考えられる. そこでノズルの推力係数 C_f を算出して評価する. 推力係数 C_f とは, ノズル内での膨張により推力がノズルスロート面積に推進器チャンバ内部圧力を乗じたものに対して何倍になるかを表す無次元量のパラメータであり, ノズルの流れに関する性能の評価ができる. 測定した推力と推進器チャンバ内部圧力から得られる推力係数とノズルで最適膨張状態を仮定したときの推力係数 C_{fmax} を以下の(7)式, (8)式に示す.

$$C_{fexp} = \frac{F}{p_0 A^*} \quad (7)$$

$$C_{fmax} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left\{ 1 - \left(\frac{p_{atm}}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\}} \quad (8)$$

C_f と p_0/p_{atm} の関係を第12図に示す. 第12図より, 測定した推力は最適膨張状態の0.4~0.6倍程度しか得られていないことが分かる. また Porous 種類による大きな相違はない. $P=4000W$, $P/m=26.0kW/(g/s)$ においてノズルで最適膨張状態であると仮定すれば真空中比推力は407sという結果が得られる.



第12図 C_f と p_0/p_{atm} の関係

4. 結論

本研究では, 多孔質熱交換器であるポラスカーボンに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 P/m [kW/(g/s)]を大きくすることで推進器チャンバ内部の有効温度の温度上昇が大きくなることが評価できたが, 有効温度が大きいと熱損失も大きくなる. またレーザーのスポット径と同程度の断面積のポラスカーボンが効率よく推進ガスを加熱するという結果が得られた.

輻射損失の軽減策としては, 輻射は全波長にわたって起こるものなので光学窓にファイバーレーザーの波長のみを透

過させるフィルターを設置することや、推進器チャンバ内部表面に反射率の高い材質を選択することがあげられる。

謝辞

本研究は科学研究費 16K14503 の助成を受けた。また実験を行うにあたり、株式会社ナ・デックスにご協力いただいた。ここに深く感謝の意を表する。

参考文献

- 1) A. Kantrowitz, *Astronautics & Aeronautics* 10, 34, 1971
- 2) L. Myrabo, "World record flights of beam-riding rocket lightcraft - Demonstration of "disruptive" propulsion technology" *AIAA*, 01-3781, 2001
- 3) T. Nakagawa, et al. "Propulsive Impulse Measurement of a Microwave-Boosted Vehicle in the Atmosphere" *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.41, No.1, 2004
- 4) 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
- 5) 日本機械学会 "JSMEシリーズ 伝熱工学" 日本機械学会, 2014