

## 科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成 25 年 6 月 6 日現在

機関番号：17104

研究種目：基盤研究(B)

研究期間：2010～2012

課題番号：22360356

研究課題名（和文）

ジメチルエーテルをプロペラントとするアークジェット推進機とそのデュアルモード化

研究課題名（英文）

Application of dimethyl ether to arcjet thruster and realizing dual mode operation

研究代表者

橘 武史 (TAKESHI TACHIBANA)

九州工業大学・大学院工学研究院・教授

研究者番号：50179719

研究成果の概要（和文）：

本研究は、アークジェットの推進剤としてジメチルエーテルを適用することにより推進系の簡素化を図ると共に、プラズマジェットを利用してスロットリング可能な固体推力増強モジュールを実現する。アークジェット推進機を試作し、推力増強モジュールの設計に必要な燃焼速度を評価した。アークジェット推進機は、比推力は 330 秒、推進効率は 0.14 となった。また、加熱下における固体推進薬の燃焼速度を計測したところ、推力増強モジュールが安定した推力を生成する条件を満たしていることを示し、燃焼制御に必要な熱流束の範囲を審らかにした。

研究成果の概要（英文）：

In this study, we proposed a dimethyl ether (DME) arcjet thruster and throttleable solid-propellant thrust-augmentation module for simplifying the propulsion system and realizing wide range variable thrust. The thrust-augmentation module has a combustion-controllable solid propellant which sustains combustion only while an external heat was supplied to its burning surface. Thrust measurement for prototyped arcjet thruster yielded a specific impulse of 330 s and a thruster efficiency of 0.14 at a discharge power of 2600 W. Burning rate of combustion controllable solid propellant under external heating was evaluated using a semiconductor laser. With some solid propellants, combustion was successfully started and interrupted by laser irradiation. Burning measurement yielded pressure exponents regime from 0.4 and 0.6. Theoretically, if pressure exponents are lower than 1.0, a solid propellant thruster sustains a stable thrust. From the results, the thrust-augmentation module with combustion controllable propellants yields stable thrusts.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2010 年度	5,400,000	1,620,000	7,020,000
2011 年度	4,200,000	1,260,000	5,460,000
2012 年度	4,400,000	1,320,000	5,720,000
総計	14,000,000	4,200,000	18,200,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙工学，ロケット，ジメチルエーテル，電熱推進機

## 1. 研究開始当初の背景

アークジェット推進機は、電気推進機の一つで適度な比推力と推力を有し南北制御に

用いられてきた。一方で、推進剤であるヒドラジン(N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>)は反応性や毒性が極めて強くタンク等の材料との適合性に注意を要し、凝固

点は 1°C と高く軌道上で温度管理が必要である。また、液体のヒドラジンを経化せねばならないため、脆い粒状触媒を使用せざるを得なかった。そのため、毒性がなく凝固点が低く、容易に気化できる推進剤が必要であった。

そこで、本研究は、ジメチルエーテル (DME) をアークジェット推進機の推進剤とすることや、その高温のブルームにより触媒の代わりに燃焼を促進する化学推進機を提案し、電気・化学デュアルモード化、推進システム全体の簡素化、高信頼性化を実現することを着想しその研究を行った。

## 2. 研究の目的

本研究の目的は、DME を用いたアークジェットを試作しその評価を行うこと、また、推力増強モジュール設計に必要なデータを取得することの二点にある。

### (1) DME アークジェットの試作評価

アークジェットに関しては、プロトタイプを試作して、DME 流量や消費電力等について作動可能な領域を明らかにした。その上で、振り子型の推力測定装置を試作し、推力を測定し比推力などの性能を明らかにした。

さらなる性能向上のために、電極形状を変化させ、電極形状への依存性を調べた。また、煤が電極に付着し作動が不安定になることがあった。そこで、煤の生成を抑制するために、推進剤に窒素などのガスを副流として流し、性能評価を行った。

### (2) 推力増強モジュール設計に資する基本データの取得

固体推進薬を利用した推力増強モジュールの設計に資する基礎データを取得する。すなわち、燃焼を維持するのに必要な熱流束 (単位面積・単位時間あたりの熱エネルギー量) と燃焼速度の関係を調べる。そこで、加熱にはレーザーを用いたストランドバーナを試作して実験を実施した。本来はアークプラズマを利用すべきではあるが、アークプラズマの温度が空間的に一様ではなく流動が複雑であり計測は困難である。そこで、一次元的な燃焼を再現するために、パワーの空間分布を一様にできる半導体レーザーを熱源として実験を行った。

## 3. 研究の方法

### ○アークジェット試作機の性能評価

真空容器と推力測定装置 (スラストスタンド) を製作し性能評価を行った。真空容器は、各辺 320 mm の長方形型をしており、真空ポンプにより減圧した。この真空容器には振り子型のスラストスタンドが設けられている。

スラストスタンドは、いわゆる弾性振り子 (推力) であり、摩擦のない弾性ヒンジにより懸垂された振り子にアークジェット推進機が搭載されている。振り子の変位により推力を評価するため、LED 変位センサにより測定している。なお、スラストスタンドの校正には、重量がわかっている錘を利用した。

電源装置として、定格 120V30A の定電流電源を利用し、アーク放電を誘起するために 10 kV ピークのパルス放電を用いた。なお、放電電圧は抵抗分圧器を用いて、放電電流はホール型電流センサを用いて計測している。

推進剤は、ボンベに蓄えられており、レギュレータにより減圧した後、マスフローコントローラにより流量を調整してから推進機に供給している。

### ○固体推進薬の燃焼速度評価

固体推進薬の燃焼速度を評価するために、レーザー加熱用の窓がついた燃焼容器を製作した。これは、長さ 300 mm 直径 120 mm の円筒形をしている。また、加熱用レーザーとして、45 W のファイバークップリングレーザーとコリメートレンズを利用した。

実験に際しては、換気用の窒素の流量とバルブ開度を調整することにより燃焼容器内部の圧力 (背圧) を調整している。背圧が所要の値になった時点でレーザー加熱を開始し、そのときの燃焼面の後退の様子をビデオカメラで観察する。動画から燃焼面の移動速度を求めることにより、燃焼速度を算出している。

## 4. 研究成果

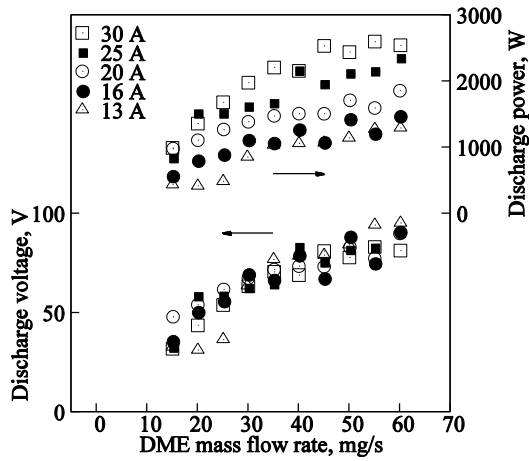
### (1) DME アークジェット推進機の性能

#### ○放電特性

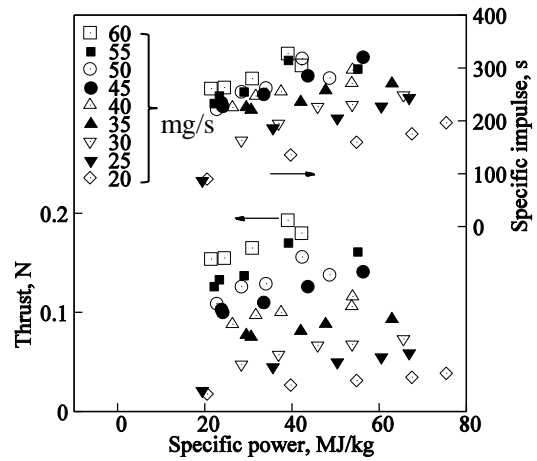
第 1, 2 図は、試作したアークジェット推進機の推進剤流量と放電電圧放電電流の関係を示している。図のように、DME アークジェット推進機においても、低電圧モードが低流量域に現れ、大流量域で高電圧モードが見られた。また、第 2 図と比較すると、放電電圧や放電電力は、窒素を推進剤としたときよりも高くなっていることがわかる。

#### ○推進特性

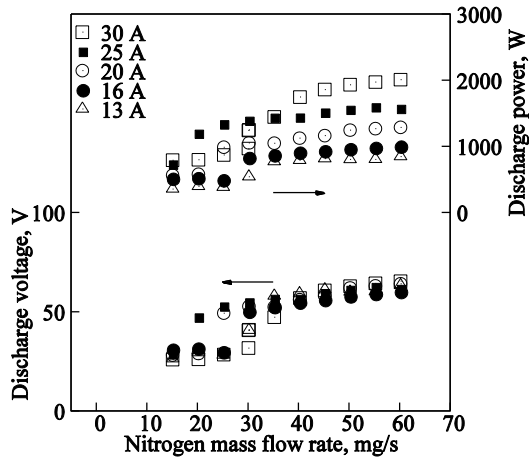
同一推進剤流量・放電電流の場合、DME の方が放電電圧や電力も高くなった。そこで、推進剤による推力や比推力への影響を評価するために、同一比パワーの時の性能を比較する。第 3, 4 図は、DME、窒素各々についての推力や比推力の比パワーへの依存性を表している。同図より、同一推進剤流量の場合、比パワーの増加に伴って推力、比推力ともに増加した。また、DME を用いた場合の方が、窒素を用いた場合に比して、推力、比推力ともに高くなっていることが分かる。



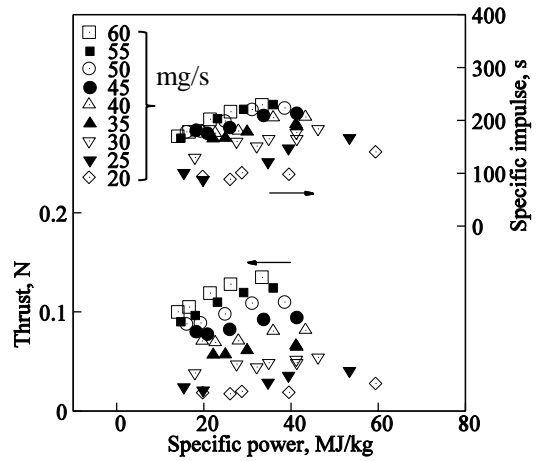
第 1 図 DME を推進剤としたときの放電電圧と電力の推進剤流量への依存性.



第 3 図 DME を推進剤としたときの推力と比推力の比パワーに対する依存性



第 2 図 窒素を推進剤としたときの放電電圧と電力の推進剤流量への依存性.



第 4 図 窒素を推進剤としたときの推力と比推力の比パワーに対する依存性

このようになった理由として、プルーム中の原子量や分子量の平均値の差があると言える。DME の原子数は 9 個で、分子量は 46 であることから、完全に原子に乖離した場合、そのプルーム中の原子の原子量は平均で 5.1 である。それに対し、窒素の分子量は 28 で、完全に乖離した場合、プルーム中の原子の原子量は平均で 14 である。また、DME は高温環境下で一酸化炭素、水素等の分子に分解し、分解生成物の平均分子量は必然的に窒素分子よりも小さくなる。よって、平均原子量や分子量は、DME の方が窒素に比して小さくなり、DME の比推力が高くなったと考えられる。なお、最大の比推力は、DME 流量が 60 mg/s、比パワー 39 MJ/kg の時に得られ 330 s であり、この時の推進効率は 0.14 であった。

## (2) 固体推進薬の燃焼速度

### ○燃焼制御の可否

推力増強モジュールの設計のために、固体

推進薬の加熱下の燃焼速度を計測した。今回は、先述の通り、熱流束の調整が困難であるアークプラズマの代わりに調整と計測が容易な半導体レーザを加熱源として利用した。

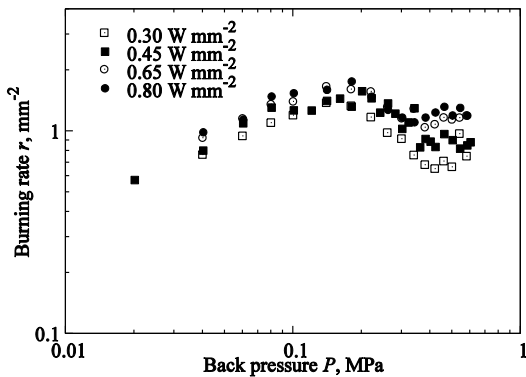
第 1 表は、レーザパワー密度と背圧に対する燃焼制御の可否を表している。○は、レーザ加熱中はフリッカリングすることなく安定した燃焼が維持し、レーザ加熱中断後は燃焼が停止した場合を示している。●は、レーザ加熱を中断することにより燃焼も中断できたものの、燃焼中は燃焼が不安定であったことを示している。×は、レーザ加熱中断後も燃焼が維持したことを示している。以上のように、0.58 MPa に至るまで燃焼の維持が可能であった。その一方で、背圧が高くなることによりフリッカリングが観察された。レーザパワー密度を上げることにより、フリッカリングが起きる圧力が上昇していた。この結果より、安定した燃焼のためには、設計推力質圧力を 0.2 MPa 程度に抑える方がよいと考

えられる。

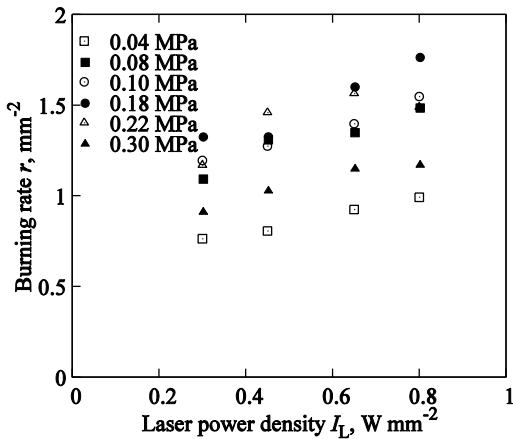
第1表 各レーザーパワー密度  $I_L$  における燃焼制御の可否

$I_L$	背圧, MPa													
	0.04	0.06	0.08	0.1	0.14	0.18	0.22	0.26	0.30	0.34	0.38	0.42	0.5	0.58
0.3	○	○	○	○	○	●	●	●	●	●	●	●	●	●
0.45	○	○	○	○	○	○	○	○	●	●	●	●	●	●
0.65	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	●	●	●	●
0.80	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	●	●	●

○: 燃焼制御可能, ●: 燃焼制御が可能であったもののフリッカリングが起きた  
 ×: 燃焼制御不可能 (レーザー加熱中断後も燃焼が継続)



第5図 レーザパワー密度を変化させたときの、背圧に対する燃焼速度の依存性。



第6図 各背圧におけるレーザーパワー密度に対する燃焼速度の依存性。

○燃焼速度の背圧への依存性

第5図は、燃焼速度の背圧への依存性を表している。背圧が0.2 MPa程度までは、燃焼速度  $r$  は背圧  $P$  に伴って単調に増加している。このとき Vieille の法則 ( $r = aP^n$ ) の圧力指

数  $n$  は0.4~0.6程度であった。このことから、加熱下においても圧力指数が1未満であることから、この推進薬を推力増強モジュールに適用しても燃焼室圧力が発散または振動することが無いと考えられる。

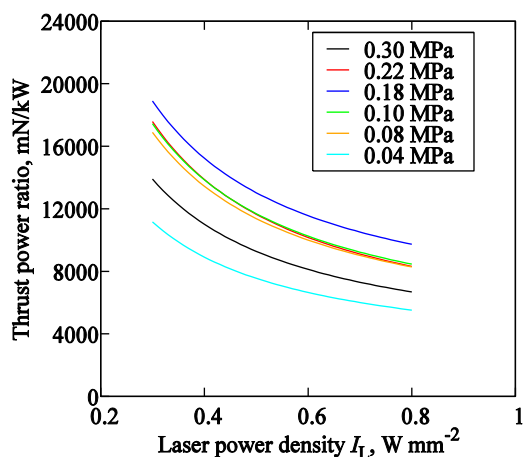
一方で、背圧が0.2 MPa 辺りから燃焼速度が減少し始め、0.4 MPa で再度増加している。第1表のように、背圧が0.2 MPa 以上でフリッカリングが誘起されていたことから、燃焼速度の低下はフリッカリングによるものと考えられる。

○燃焼速度のレーザーパワーへの依存性

第6図は、燃焼速度のレーザーパワーへの依存性を表している。図のように、燃焼速度は、レーザーパワー密度の増加により増加している。また、その方向は背圧が低いほど大きくなった。従って、アーク放電の電力より、燃焼速度を変化させることが可能であると考えられる。すなわち、アーク放電の電力により可変推力が実現し得るが、熱流束(本実験ではレーザーパワー密度)による燃焼速度変化はわずかであるため、可変推力の範囲は限られたものになると考えられる。

ここで、固体推進薬に供給される熱流束(ここではレーザーパワー密度  $I_L$ ) と推力増強モジュールの推力の比を第7図に示す。これは、化学平衡計算により求めた理論比推力と、実験により求めたレーザーパワー密度と燃焼速度の相関を利用して得た理論値である。なお、この推力電力比の電力は、プラズマジェットが単位時間に固体推進薬に与える熱エネルギーであり、アークジェット推進機の放電電力より小さな値となる。

第7図のようにレーザーパワー密度が小さいほど推力電力比が大きくなっている。このことから、アークジェットを推力増強モジュール内で拡散させ、アークジェットからの熱流束を可能な限り小さくすることにより大推力化が可能であると考えられる。



第 7 図 理論比推力と実験により求めた  
燃焼速度より求めた推力電力比とレーザ  
パワー密度の関係

## 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者に  
は下線)

[雑誌論文] (計 6 件)

1. Akira Kakami, Shinji Beppu, Muneyuki Maiguma and Takeshi Tachibana, Performance of Dimethyl Ether Arcjet Thrusters and its Dependence on Electrode Configurations, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 28, No. 3, pp. 603-608, May June 2012, 査読有.
2. 各務聡, 別府真司, 毎熊宗幸, 橘武史, “ジメチルエーテルを用いたアークジェット推進機の推力評価”, 日本航空宇宙学会論文集, No. 59, Vol. 684, pp. 1-5, 2011 年 1 月, 査読有.

[学会発表] (計 3 件)

1. 久岡成三, 佐々山浩二, 各務聡, 橘武史, “ジメチルエーテルと窒素の混合気体を用いたアークジェット推進機の性能評価”, 平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2012-031, 神奈川県相模原市, 2013 年 1 月 17 日
2. 村上徹, 久岡成三, 各務聡, 橘武史, “ジメチルエーテルを推進剤として適用したアークジェット推進機の性能評価”, 平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2011-004, 2012 年 1 月 19-20 日, 神奈川県相模原市.
3. Akira Kakami, Shinji Beppu, Muneyuki Maiguma and Takeshi Tachibana,

“Performance characteristics of a DME propellant arcjet thruster,” 28th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), Naha, Okinawa, ISTS 2011-b-50, 9 June 2011.

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

橘 武史 (TAKESHI TACHIBANA)  
九州工業大学・大学院工学研究院・教授  
研究者番号：50179719

### (2) 研究分担者

清水 浩貴 (SHIMIZU HIROKI)  
九州工業大学・大学院工学研究院・准教授  
研究者番号：50323043

各務 聡 (KAKAMI AKIRA)  
宮崎大学・工学教育研究部・准教授  
研究者番号：80415653