

平成22年 6月 3日現在

研究種目：若手研究(B)
 研究期間：2007～2009
 課題番号：19760568
 研究課題名(和文) 高温熱面を用いた支援燃焼により高機能化を実現する宇宙用超小型推進機の基礎研究
 研究課題名(英文) Fundamental study on a liquid propellant thruster using heated-surface sustained combustion
 研究代表者
 各務 聡 (KAKAMI AKIRA)
 九州工業大学・工学研究院・助教
 研究者番号：80415653

研究成果の概要(和文)：

本研究は、環境適合性を有する高性能の小型宇宙用液体推進機の実現を目指す。電気エネルギーを利用した支援燃焼を適用することにより、比推力(燃費)に優れるが推力が小さい電気推進機モードと、比推力は電気推進機モードに劣るも高い推力を得られる化学推進機モードとを有するデュアルモード推進機を実現するのである。本研究課題では、その作動の実証と性能の評価を実施した。

研究成果の概要(英文)：

The author designed a new liquid propellant thruster using Joule heating assisted combustion in order to develop dual-mode space propulsion device that has enhanced performance. Assisted combustion allows the thruster to have two modes: electric propulsion mode where the thruster yields relatively high specific impulse and low thrust, and chemical thruster mode where it provides high thrust and low specific impulse. In this study, a prototype was tested in order to evaluate performance of the designed thruster.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2007年度	1,100,000	0	1,100,000
2008年度	900,000	270,000	1,170,000
2009年度	1,000,000	300,000	1,300,000
年度			
年度			
総計	3,000,000	570,000	3,570,000

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：宇宙推進機、電気化学複合型デュアルモード推進機

1. 研究開始当初の背景

超小型人工衛星は、汎用品を用いて搭載機器を比較的容易に製作でき、打ち上げなどが非常に低コストであることから、大学や中小

企業等が積極的に開発を進め地球軌道に実機を投入し作動を実証するに至っている。今後、このような人工衛星を用いて比類のない高度なミッションを展開するには、高機動

力化、すなわち大きな速度増分 (ΔV) と精密な位置・姿勢制御の両方が必要であるため、推力制御が可能な高推力の小型ロケット推進機が渴望されている。

しかし、小型ロケット推進機の研究は未だに少なく超小型人工衛星は弾道飛行に甘んじているのが現状である。これまでに固体推進薬を用いた小型ロケット推進機の研究がなされて来たが、固体推進薬は一般に着火性が低い性能よりも着火性が優先され、結果として推力と比推力が低くなっている。さらに、燃焼が自律的に持続するため推力制御が非常に困難である。この他にも液体推進薬を用いた研究も行われているが、多くは液体推進薬の分解反応を利用しているため比推力は低くならざるを得ない。さらに、燃焼反応促進用の粒状触媒は、熱により微粉化するために信頼性が低下するという問題がある。

また、これまでに、宇宙機の姿勢制御用推進機や打ち上げ用ロケットのサイドジェットとして、ヒドラジンを推進薬とした一液式液体推進機が利用されてきた。ヒドラジンは、分子式 N_2H_4 で表される無色透明の液体であり、これまで多くの飛行実績を有する。その一方で、ヒドラジンは反応性が強く毒性を有する。そのため、近年では、グリーンプロペラントと呼ばれる環境適合性に優れた低毒性の液体推進薬の研究が進められている。

2. 研究の目的

研究代表者は、以上の現状に鑑み、超小型人工衛星のミッションの高度化に資する超小型ロケット推進機に関して鋭意検討を行った結果、液体推進薬が高比推力化や推力制御を容易に実現できることに着目し、高性能の液体推進薬の燃焼を電氣的な加熱によって支援する高比推力で制御性に優れた小型ロケット推進機を提案する。支援燃焼を用いることから、これまで用いられてきた触媒が不要となり、推進薬をこれまでよりも自由に選定できるようになる。そこで、宇宙環境の適合性や推進機の性能を両立する液体推進薬を選定する。本研究ではその作動の実証および性能を評価する。

3. 研究の方法

本研究で実現する推進機は、推力制御などが容易である液体推進機とする。また、信頼性向上のために、従来用いられてきた触媒を用いず、図1のように熱面やプラズマなどの高温熱源を用いて燃焼を維持・安定化させるのである。さらに、熱源を電気推進機として利用することにより、「高比推力・低推力」の電気推進機モードと「低比推力・高推力」の化学推進機モードを実現し、ミッションの

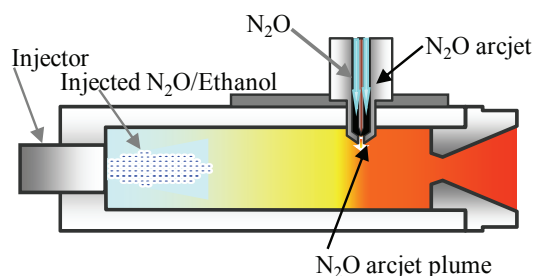


図1 亜酸化窒素を酸化剤、エタノールを燃料としたときの提案する推進機の模式図。

自由度の向上に貢献する。

環境適合性や貯蔵性に鑑みて、亜酸化窒素 (N_2O) /エタノール、ヒドロキシルアンモニウムナイトレート(HAN)/ジメチルエーテル(DME)の二種類の推進薬を選定し、提案する燃焼支援を用いたデュアルモード推進機に適用する。

酸化剤である N_2O は、笑気ガスとも呼ばれ食品添加物に使用されていることから分かるように無毒で、腐食性がなく長期保存も可能である。また、凝固点は $-90.9^\circ C$ であり、常温で蒸気圧が 5 MPa で有るため液体としてタンクに貯蔵することが可能である。また、エタノールと N_2O にハイパゴリック性(自燃性、接触するだけで燃焼が開始する性質)が無いことから、 N_2O の蒸気圧により N_2O 自体やエタノールを推進機に供給できるため、押しガス(pressurant)が不要となり推進システムの簡素化を実現できる。すなわち、提案する推進機は、エタノールを燃料、 N_2O を酸化剤とする2液式ロケット推進機ではあるが、pressurantが不要であるため、配管系等は1液式とほぼ同等である。また、燃料成分であるエタノールは、 N_2O と同様に入手性に優れ、腐食性・毒性がなく、凝固点も $-114^\circ C$ と低く宇宙空間で凍結しないことから貯蔵が容易である。

一方、HAN/DME 推進薬も N_2O /Ethanol 推進薬と同様な長所を有する。DME は、分子構造式が CH_3-O-CH_3 のエーテルであり、凝固点が $-143^\circ C$ 、沸点が $-54^\circ C$ 、常温下における蒸気圧は 6 atm である。そのため、宇宙空間においても液体として保存が可能であり毒性が無く反応性も低いことから貯蔵性に優れ、温度調整によって液体・気体のいずれの状態でも供給可能である。また、2つの炭素原子は酸素原子を介して結合しており炭素原子間の直接の結合が無いことから化学反応に際して煤の発生が少ない。現在、DMEはその合成方法や応用に関する研究開発が積極的に行われ、冷媒や燃料として工業的に利用されるに至り入手性も向上している。

また、酸化剤である Hydroxyl Ammonium Nitrate (HAN)水溶液は、LP-1846などの液体

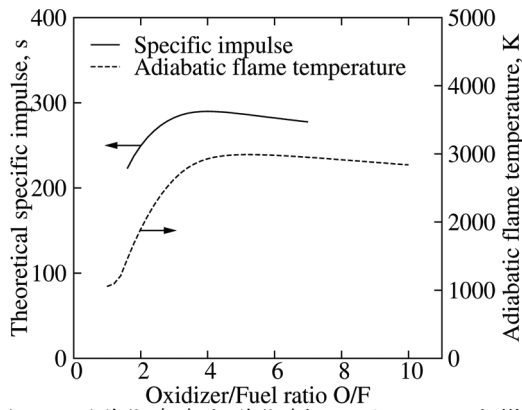


図2 亜酸化窒素を酸化剤、エタノールを燃料としたときの化学平衡計算により算出した断熱火炎温度と理論比推力。

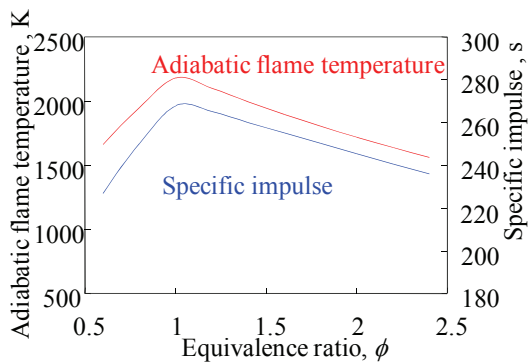


図3 HAN を酸化剤、DME を燃料としたときの化学平衡計算により算出した断熱火炎温度と理論比推力。

発射薬に用いられた実績があり重量濃度は最大 85%に達する。毒性が無く材料への反応性もヒドラジンに比して低く、凝固点は約 -50°C であり宇宙空間における温度管理が容易になるなど貯蔵性にも優れている。以上の長所を有することから触媒を用いた従来型の一液式推進機に HAN 系推進薬を適用する研究も行われてきた。さらに、HAN 水溶液と DME とにハイパゴリック性がないことを利用して、HAN 水溶液供給に DME を **pressurant** として用いることも可能であり推進システムの簡素化を実現できる。

以上の2種の推進薬を利用して、提案するデュアルモード推進機の作動実証試験と性能評価試験を行った。化学推進機モードでは、燃焼の完了度を示す C^* 効率で性能を評価し、電気推進機モードに関しては、真空容器と推力測定装置を試作し、この中で作動試験と性能評価試験を実施した。

4. 研究成果

(1) 各推進薬の理論性能評価

N_2O 酸化剤と Ethanol 燃料の比率を変化さ

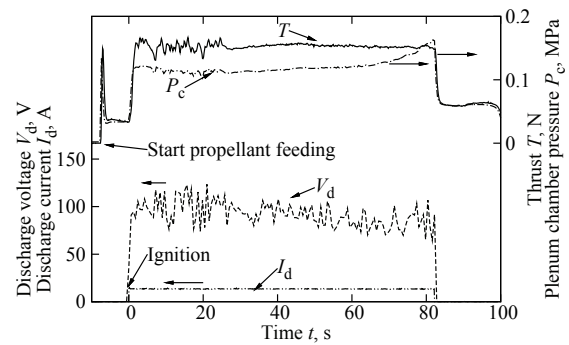


図4 DME アークプラズマ源を推進機として作動させたときの推力、推力室圧力、放電電圧、放電電流の時間変化。(DME 流量: 60 mg/s, 放電電流 13 A)

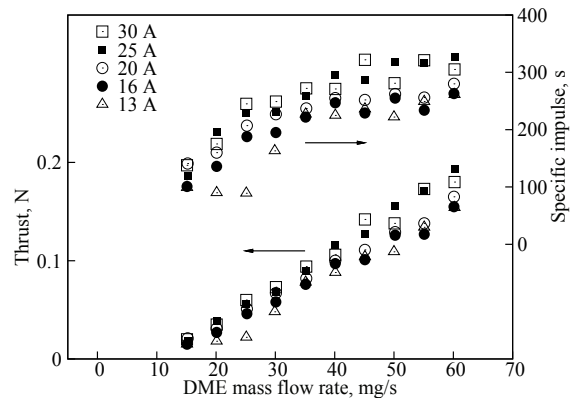


図5 DME アークプラズマ源を推進機として作動させたときの、各放電電流における推力、比推力の特性。

せたときの理論比推力と断熱火炎温度を化学平衡計算により算出した。この結果を図2に示す。図のように最大の比推力は、当量比 ($\text{O/F}=5.7$) よりも燃料過多の $\text{O/F}=4$ 程度で得られ約 280 s となった。これは、エタノールには多くの水素原子を含むことから、エタノールの増加に伴って燃焼ガスの平均分子量が減少し比推力が増加するものと考えられる。

一方で、HAN/DME を推進薬とした場合、図3のように、当量比 $\phi=1$ 近傍で理論比推力、断熱火炎温度が最大となっていることが分かる。この時の比推力も 280 s である。

以上のように、提案する推進機の理論比推力は 280 s 程度であり、従来型の宇宙用液体推進機に遜色ないと言える。

(2) 電気推進機モードの作動実験

① プラズマ熱源を推進機としたときの様子

HAN/DME を推進薬としたとき、電熱支援燃焼用の高温熱源はそのまま電気推進機として作動可能である。そこで、アークプラズマ源を単体として作動させて、その性能を評価し、電気推進機モードでの作動を確認した。

表 1 PDPA の測定結果。

	HAN /DME	N ₂ O /Ethanol
Sauter 平均直径 D_{32} , μm	40.0	12.5
液滴の移動速度, m/s	15.0	68.5

※流量等は推進薬により異なる。

表 2 PDPA の測定結果から算出した液滴の燃焼完了に要する時間と燃焼完了までに移動した距離。

	HAN /DME	N ₂ O /Ethanol
燃焼時間, ms	7.6	0.16
燃焼完了までに液滴が移動する距離, mm	120	11

図 4 は、DME をプラズマ熱源用ガスとして用いたときの、プラズマ熱源による推力、その放電電流、電圧、推力室圧力の時間変化である。図のように、定電流電源を利用したため放電電流は 13 A でほぼ一定であるが、放電電圧は 80 V まで上昇したが振動していることがわかる。また、プラズマ熱源のノズル下流に現れるプルーム（光芒）も、その長さが周期的に伸縮していた。このことから、他の多原子性ガスと同様に放電が不安定になることがわかる。

また、推力やプレナム室圧力に着目すると、放電電圧の変化に伴って若干の変動が見られるが、比較的安定していることが分かる。

②DME プラズマ熱源の推力と比推力特性

DME 流量を変化させたときの、プラズマ熱源による推力や比推力の変化を図 5 に示す。図のように、各放電電流の場合において、推力や比推力は DME 流量の増加に伴って増加していることが分かる。

(4) 化学推進機モードの作動実験

①噴射器の性能評価

同軸型噴射器を試作した。従来、液体どうしを衝突させて霧化させる衝突噴流型が従来型の宇宙用小型推進機に適用されてきた。一方、気体と液体の流速差による剪断力を利用して霧化する同軸型噴射器は、噴射器の出口で霧化が完了し燃焼室距離が短くて済むと言う長所を有する。しかし、従来の小型推進機では気体推進薬を持たないため用いられてこなかった。

一方で、提案する推進機では、DME や亜酸化窒素は液化や気化が容易であるため、気

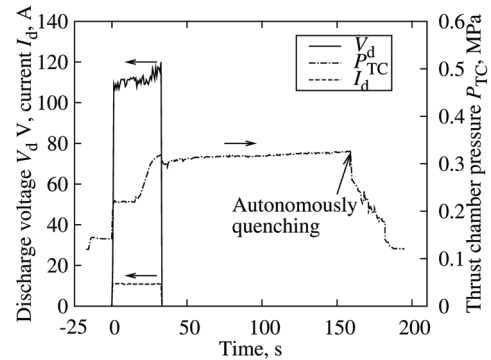


図 6 ジュール熱により N₂O 高温ガスを生成し燃焼支援を行ったときの放電電圧、放電電流、燃焼室圧力の時間変化。

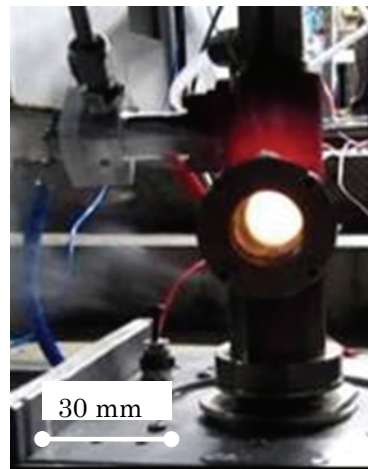


図 7 作動中の推進機の様子。(N₂O 酸化剤、Ethanol 燃料を使用、O/F=5.7)

体を得て同軸型噴射器を利用することが可能となる。そこで、HAN/DME 推進薬、N₂O/Ethanol 推進薬の二種類を試作した同軸型噴射器に用いることとした。噴射特性は推進機の性能に大きく影響し、燃焼室の設計に必要となることから、PDPA(Phase Doppler Particulate Analysis、位相ドップラー粒子分析)により、噴霧された液滴の Sauter 平均直径 D_{32} と並進速度を計測した。

表 1 は、噴射口下流 3 mm の領域において PDPA により求めた Sauter 平均直径 D_{32} と並進速度である。さらに下流において同様な測定を行ったが、Sauter 平均直径 D_{32} と並進速度はほぼ同じであった。以上より、HAN/DME、N₂O/Ethanol の両推進薬は、噴射された直後に分裂を完了していたといえる。

この PDPA の結果と液滴燃焼の理論から必要な燃焼室距離を算出する。このとき、燃焼時間は蒸発過程が律速であると仮定し、蒸発時間を以て燃焼時間とした。直径が D_{32} である液滴が燃焼に要する時間を算出すると、表 2 のようになる。この燃焼時間に並進速度を

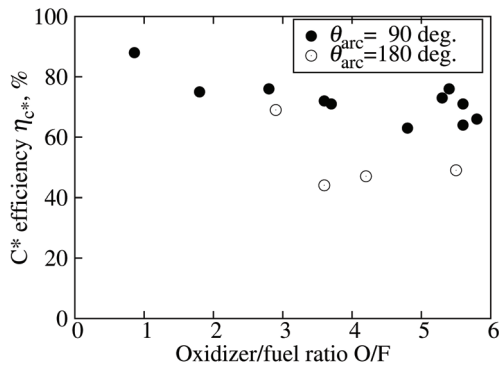


図 8 N₂O/エタノール推進薬を適用したときの燃料酸化剤比率と C*効率との関係。θ_{arc} はプラズマ投入角度。

乗じることにより、燃焼中に液滴が移動する距離が求まり、HAN/DME の場合は約 120 mm、N₂O/Ethanol の場合は 11 mm を得る。試作した推進機の燃焼室長よりも長く、理論的には燃焼室長は充分であるといえる。

②作動実証実験

図 6 は、N₂O/Ethanol を推進薬としたときの放電電圧、放電電流、燃焼室圧力の時間変化であり、図 7 は作動中の推進機の様子である。この時は、アークプラズマ熱源を利用して燃焼支援を行った。

図 6 のように、 $t=20$ s において N₂O の供給を開始すると、推力室圧力が若干であるが増加している。 $t=0$ s にアークプラズマ熱源を作動させると、推力室の圧力がさらに増加していることが分かる。放電開始から 20 s 後 ($t=20$ s) に圧力が急激に増加し燃焼が開始していることが分かる。

燃焼が開始してから約 10 s 経過した時点で ($t=30$ s)、N₂O やエタノールの供給を継続したままプラズマ熱源の作動を中断した。この後も燃焼は持続し続け、推力室圧力はほぼ一定を保っていた。しかし、時刻 $t=160$ s に突然消炎し、推力室圧力が急激に低下した。

以上のように、電気エネルギーによる燃焼支援を用いた推進機の作動を確認するに至った。

③C*効率

図 8 は、N₂O/エタノール推進薬を使用したときの O/F と特性排気速度効率 (C*効率) の関係である。C*効率は、推進機の燃焼室内における燃焼反応の完了度を表す指標である。図 8 のように、電気エネルギーにより得た高温の N₂O ジェットとエタノールジェットのなす角度 θ_{arc}=180° の時 C*効率が 40 % まで低下することがあったが、それ以外では、70~80 % に達している。しかし、従来型の液体推進機の C*効率は 90 % を越えていることから、

改善が必要である。

このように C*効率が低く留まった理由は未だ不明であるが、噴射器の噴射特性に合わせて燃焼室を設計しており、燃焼室長には問題が無い (4(4)①噴射器の性能評価を参照)。よって、電気エネルギーにより生成された高温ガスと噴霧されたエタノールの混合を促進するように推進機を改良し、性能向上を図る予定である。

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 (計 1 件)

- ① 各務聡、横手淳、江原功、周善寺清隆、橘武史、ジメチルエーテルを用いた宇宙用小型推進機の試作と実証実験、日本航空宇宙学会論文集、査読有、Vol.57、2009、190-195。

〔学会発表〕 (計 3 件)

- ① 江川拓、山本夏輝、各務聡、橘武史、プラズマ支援燃焼を用いた亜酸化窒素 (N₂O)/エタノール小型推進機、平成 21 年度宇宙輸送シンポジウム、2010 年 1 月 16 日、神奈川県相模原市。
- ② 江川拓、各務聡、橘武史、同軸型噴射器を用いた HAN/DME 小型推進機、平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム、2009 年 1 月 19 日、神奈川県相模原市。

〔その他〕

ホームページ等

<http://www.mech.kyutech.ac.jp/combust/index.html>

6. 研究組織

(1)研究代表者

各務 聡 (KAKAMI AKIRA)

九州工業大学・工学研究院・助教

研究者番号：80415653

(2)研究分担者

なし。

(3)連携研究者

なし。