

人工衛星搭載用の小型ハイブリッドマイクロスラスタの研究 *Design of a powder-fuel hybrid thruster for spacecraft*

○岩男 佳和^{*1}, 渡辺 拓哉^{*2}, 矢野 康之^{*3}, 各務 聡^{*2}
Yoshikazu IWAO, Takuya WATANABE, Yasuyuki YANO, Akira KAKAMI

^{*1} 宮崎大学大学院工学研究科機械システム工学専攻

^{*2} 宮崎大学工学部機械設計システム工学科

^{*3} 宮崎大学工学部教育研究支援技術センター

Abstract

本研究は、セルロース粉体を燃料とする宇宙機用小型ハイブリッドスラスタの作動の実証と性能評価を目的とする。従来のハイブリッドロケットエンジンは、固体燃料の壁面では燃料過多となり、固体燃料から離れた所では酸化剤過多になるため、比推力が低くなっていた。そこで、性能を向上させるために、微小径の粉体燃料を適用することを提案する。粉体燃料を酸化剤中で分散させることにより、酸化剤と粉体の接触面積が増え、燃焼を促進できる。すると、燃焼時間の短縮も可能となり、燃焼室を小型化できる。今回は、安全のために直径 $38\ \mu\text{m}$ のセルロース粉体を燃料として使用した。試作した粉体供給装置は、振動により目標流量の粉体を供給し、大気圧下においてセルロースの燃焼を確認した。

1. 緒言

1957 年 10 月にソビエト連邦が世界初の人工衛星「スプートニク 1 号」を打ち上げて以降、数多くの宇宙機が打ち上げられてきた。このような宇宙機は、太陽からの重力や放射圧力など様々な力を受けるため、一般的に、姿勢制御や軌道保持のための推進機を搭載している。従来宇宙機には、液体推進機が用いられてきた。これは、性能に優れ、スロットリングが容易であるが、バルブやタンクが必要なため構造が複雑であった。また、固体推進機は、構造が簡素でリークの心配がないが、可変推力や燃焼の停止・再着火が困難であった。

一方で、ハイブリッド推進機は、一般に液体の酸化剤と固体燃料を推進剤とする方式であり、構造が簡素で、酸化剤の調整によりスロットリングが可能である。性能は、液体推進機と固体推進機の間位置する。このような長所を有することから、ハイブリッドロケットは、世界初の民間宇宙船であるスペースシップワンにも使われている。

しかし、固体燃料の表面近傍では燃料過多であるのに対し、燃料の表面から離れた領域では、酸化剤過多になっているため、性能が低くなっていた。

そこで、固体燃料に代わり粉体を燃料とし、宇宙機に搭載する粉体ハイブリッドマイクロスラスタを提案する。粉体を酸化剤気流中に分散させることにより燃焼反応を促進し高性能化を図ることを目的としている。本研究では、0.4 N 級の粉体燃料を用いたハイブリッド推進機や粉体供給装置と混合器を試作し、作動の実証と性能評価を行った。

2. 提案するハイブリッドマイクロスラスタ

2.1 推進機

提案するハイブリッドマイクロスラスタでは、Fig. 1 のように、粉体燃料と酸化剤を別々の容器で貯蔵する。酸化剤である N_2O を液化して貯蔵し、気化させてから粉体燃料と混合器に供給する。混合器において粉体と混合し、予混合ガスを燃焼室へ送り、燃焼させるのである。本推進機では、混合器で粉体燃料を凝集させることなく酸化剤気流中に分散させることにより、燃焼を促進し、小型化と高性能化を図る。

2.2 推進剤

酸化剤として亜酸化窒素(N_2O) を利用する。 N_2O は、毒性がなく、質量比で 36 % の酸素を含み空気よりも酸素含有率が高い。また、常温で蒸気圧が 3.18 MPa の液化ガスであるため、液体として貯蔵することが可能であり、容易に気化できることから、混合器に気体として供給できる。また、蒸気圧による自己加圧によって、加圧ガスを用いる

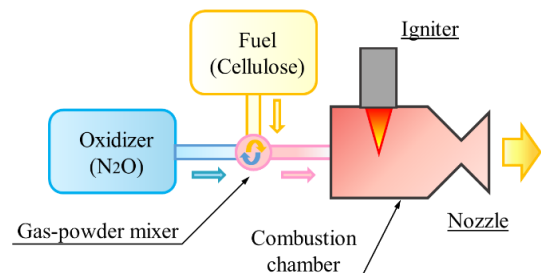


Fig. 1 推進機の概略

ことなく供給が可能である。

粉体燃料には、化学ポテンシャルが高いカーボンや金属粉末は優れていると考えられるが、この他にも、炭化水素系の化合物は水素原子を含むため高い性能を期待できる。また、従来のハイブリッドロケットで用いられてきたワックスやアクリル、末端水酸基ポリブタジエンの粉末を用いることも考えられる。しかし、今回は安全のためにセルロース粉末を使用した。セルロースは、常温で白色の粉体であり、不溶性食物繊維の一つで、ブドウ糖が鎖状に結合してできた地球上で一番多く存在する炭水化物である。人体に無毒であるため、食品添加物や化粧品などに使用されている。性能の観点からすると、カーボンや炭化水素に劣るが、本研究が立ち上げであることを鑑みて、安全を優先しセルロースを用いた。

N_2O /セルロースを推進剤とし、燃焼室圧力を 0.4 MPa、ノズル開口比を 50 とした時の理論比推力は、最大で 271 s であった。従来のハイブリッドロケットでは 280 s~380 s²程度であるため遜色ないと考えられる。

3. 実験装置

3.1 実験装置概要

本研究で用いる実験装置を Fig. 2 に示す。今回は、安全のため酸化剤は N_2O ではなく乾燥空気を使用した。乾燥空気の供給ライン上にマスフローコントローラを配置し、推進剤流量を一定に保つ。また、安全のため電磁弁により、酸化剤の供給開始と中断を瞬時に制御できるようにした。乾燥空気は、ボンベから粉体供給装置に供給され、混合器で粉体燃料と混合され、燃焼室へ供給される。

3.2 試作した 0.4 N 級推進機

試作した推進機の外観と諸元をそれぞれ Fig. 3 と Table 1 に示す。粉体と酸化剤は粉体供給装置の下部の混合器で混合させ、内径 10 mm の粉体供給ポートから燃焼室に供給している。供給ポート内径は、10 mm であり、後述する

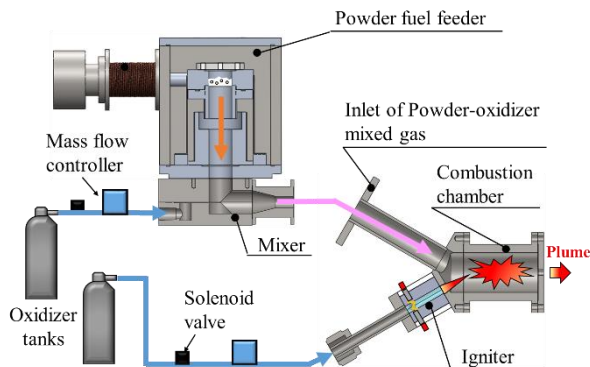


Fig. 2 実験装置の概略

点火器からの火炎のジェットと運動量を等しくしている。これにより混合を促進して、安定燃焼と高性能化を図った。なお、燃焼室圧力を測定するために、計測用のポートを燃焼室の中心に設けている。

3.3 粉体供給装置

粉体燃料を凝集させることなく気体酸化剤と混合させ、粉体の流量を一定に保つため、振動ふるいを用いた Fig. 4 のような粉体燃料供給装置を試作した。メッシュ付きの粉体ホルダが、4本の板ばね(SUS304)で支えられており、ソレノイドアクチュエータにより固有振動数である 48 Hz で加振する。これにより、メッシュ上に置かれた粉体燃料を分散させながら気流と混合させるのである。詳しくは後述するが、粉体燃料の質量流量は、金網のメッシュ数、ソレノイドアクチュエータの駆動電流を変えることにより調整した。

3.4 点火器

粉体と酸化剤の混合ガスの点火のために、Fig. 5 に示す酸化剤に乾燥空気、燃料に HTPB (末端水酸基ポリブタジエン)を使用した従来のハイブリッドロケットと同じ構造をした点火器を試作した。アクリル製の燃料ホルダにφ6.3 mm の内孔を有する HTPB を充填している。この内孔に酸化剤を流して燃焼させて高温のガス(点火用のパイロット火炎)を燃焼室に供する。

また、HTPB 内に埋め込んだ電極に、高電圧の微小放電を起こすことにより、点火器を作動させている。 N_2O を用いれば、点火器の作動は微小放電がなくとも維持するが、

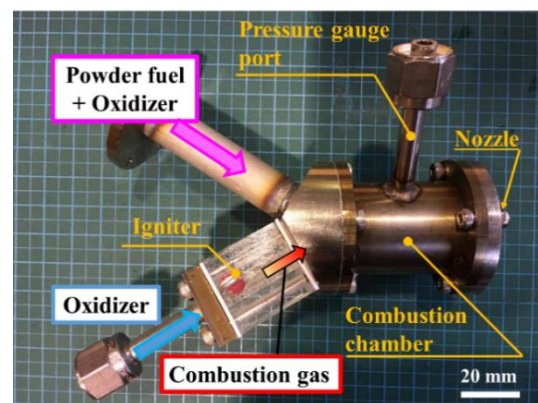


Fig. 3 試作した推進機の外観

Table 1 推進機の諸元

Target thrust, N	0.4
Target combustion chamber pressure, MPa	0.4
Nozzle throat diameter, mm	1.0

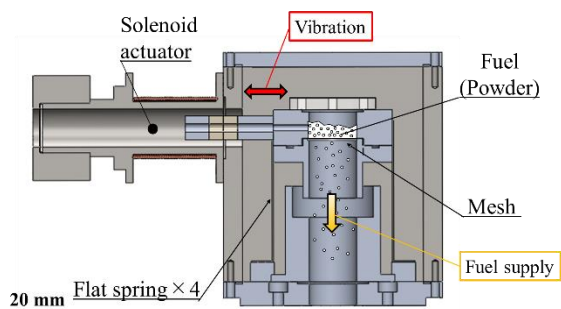


Fig. 4 粉体供給装置の仕組み

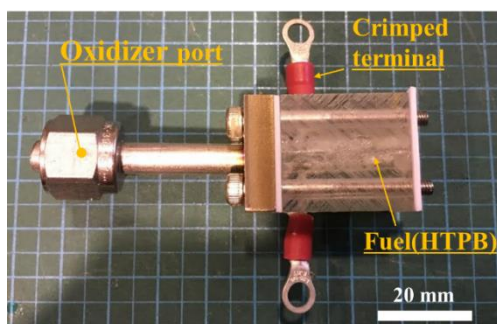


Fig. 5 点火器の外観

Table 2 粉体供給装置の実験条件

Power supply current, A	0.2 ~ 1.0	
Mesh size (Aperture size), μm	60, 100, 150 (250, 150, 100)	
Required flow rate, mg/s	N ₂ O	64.0
	Dry air	43.2

Table 3 燃焼実験における実験条件

Dry air (Oxidizer), mg/s	Thruster	216
	Igniter	209

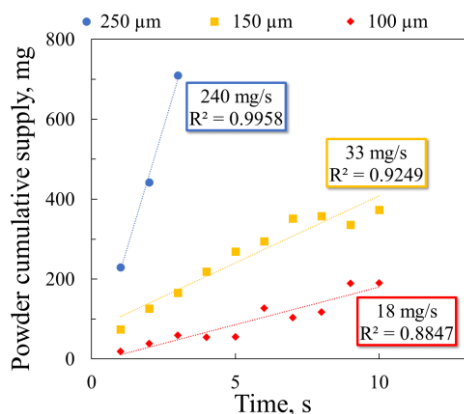


Fig. 6 メッシュ数に対する粉体流量の変化

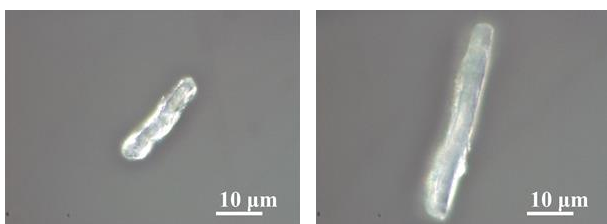


Fig. 7 電子顕微鏡の写真 (セルロース粒子)

なお、乾燥空気では、微小放電を中断すると点火器の燃焼も停止した。そこで、微小放電を繰り返し誘起し続けることによって、パイロット火炎を維持した。

4. 実験条件

粉体供給装置の作動試験の実験条件を Table 2 に、燃焼実験における実験条件を Table 3 に示す。今回使用するセルロースは、目の開き $38 \mu\text{m}$ のメッシュを通過したものを使用した。また、試作機の設計燃焼室圧力は、一般的な宇宙機用の推進機と同じレベルとし 0.4 MPa とした。今回は、目標推力を 0.4 N として、セルロースと酸化剤流量を、CEA (Chemical Equilibrium with Applications)³⁾⁴⁾ を用いて決定した。

5. 実験結果および考察

5.1 粉体燃供給装置を用いた粉体供給

Fig. 6 は、粉体供給装置の作動時間と粉体の累積供給量の相関であり、傾きが粉体の流量に相当する。メッシュの目開きが $250 \mu\text{m}$ の場合、粉体流量は目標値を上回る 240 mg/s になった。一方で、 $150, 100 \mu\text{m}$ では、N₂O を酸化剤とするときの必要流量の 64 mg/s に達しておらず、特に $100 \mu\text{m}$ では 18 mg/s と大幅に下回った。

この原因として、セルロース粉体が凝集しているだけでなく Fig. 7 に示すように糸状になっており、大きさにばらつきがあることがあげられる。そのため、Fig. 8 に示すように小粒径のものしか通過できないため、目標量を下回ったと考えられる。

5.2 燃焼実験(スロート径 1 mm)

ノズルスロート径 1 mm のノズルを使用し作動実験を行った。メッシュは目開き $250 \mu\text{m}$ を使用し粉体、乾燥空気ともに Table 3 の流量で供給した。この時の酸化剤流量と燃焼室圧力の時間変化を Fig. 9 に示す。

点火器の作動中には燃焼室圧力に若干増加したが、設計燃焼室圧力の 0.4 MPa には達しておらず、火炎も確認されなかった。実験後に推進機を分解したところ、セルロースの粉体が白色のまま燃焼室内の壁面に付着していることから、燃焼が起きていないと考えられる。

燃焼しなかった原因として Fig. 10 のように点火器の火炎が上流側へ押し戻され燃焼室に到っていなかったことがあげられる。このため、点火器からの燃焼ガスが燃焼室に届かずに、セルロースと空気の前混合ガスの燃焼が起きなかったと考えられる。

5.3 燃焼実験(スロート径 3 mm)

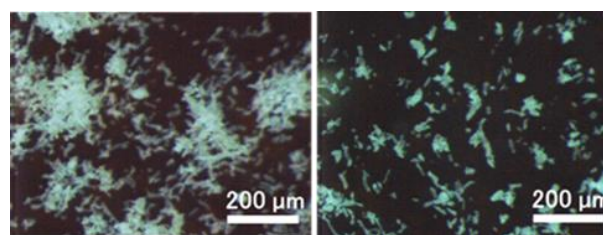
点火器のパイロット火炎が押し戻されてしまったため、スロート径を 3 mm とし、燃焼室圧力を下げて、点火器のパイロット火炎とセルロースと乾燥空気の混合ガスが衝突するようにした。この時の酸化剤流量と燃焼室圧力の時間変化を Fig. 11 に示す。スロート径が大きく燃焼室圧は大気圧のままであったが、点火器の作動が安定していた。また、燃焼後に推進機を分解するとセルロースが炭化しており、不完全ではあるが燃焼していたと考えられる。よって、点火器の調整により、粉体の予混合ガスを点火させることは可能であるといえる。

6. 結言

- 人体に無毒で安全を考慮した N₂O/セルロース粉体を推進剤とした、宇宙機に適用するハイブリッド推進機を提案した。
- 振動ふるいを用いた粉体供給装置を試作して作動実験を行った結果、メッシュの開き 250 μm の場合は目標流量を上回ったが、セルロース粉体の凝集が確認された。また、100 μm の場合は目標流量を下回ったが 250 μm に比べ少ない凝集で供給できた。
- 推進機を試作しセルロース粉体燃焼実験を行った結果、ノズルスロート径 1 mm を使用した場合、点火器の作動が不安定となり、燃焼ガスが燃焼室まで届かず粉体の燃焼を確認することが出来なかった。
- 条件外ではあるがノズルスロート径 3 mm を使用した場合、燃焼室壁面に黒く炭化したセルロース粉体を確認することが出来た。

参考文献

- 1) Liz Nickels, “Memories of SpaceShipOne”, *Reinforced Plastics*, 2015
- 2) 桑原 卓雄, ロケットエンジン概論, 産業図書, 2009
- 3) Ralph S. Jessup and Edward J. Prosen “Heats of Combustion and Formation of Cellulose and Nitrocellulose (Cellulose Nitrate)”, 1950
- 4) S. Gordon, B. J. McBride, “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications”, *NASA Reference Publication 1311*, 1996.



(a) 60 mesh (b) 150 mesh

Fig. 8 供給後の粉体燃料

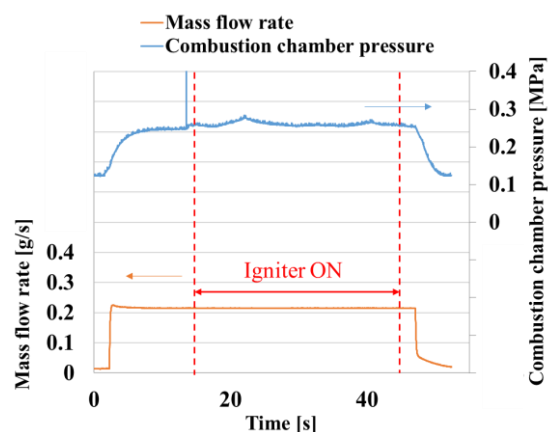


Fig. 9 酸化剤流量と燃焼室圧力の時間変化(1 mm)

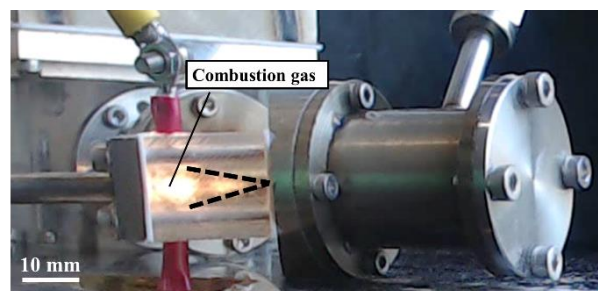


Fig. 10 作動中の様子

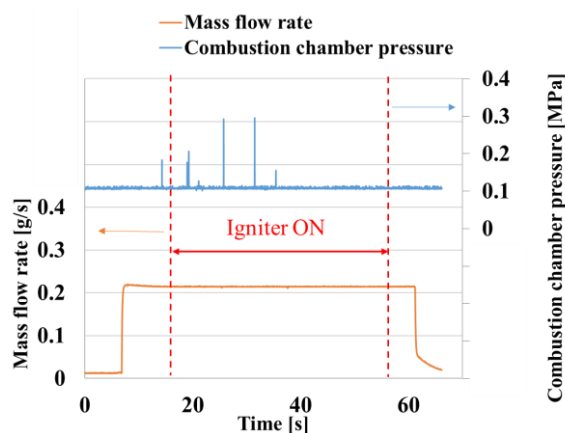


Fig. 11 酸化剤流量と燃焼室圧力の時間変化(3 mm)