

## 粉体燃料を用いたハイブリッドマイクロ推進機の試作および粉体燃焼の高速撮影

Design of Hybrid Microthruster Using Powder Fuel and Powder Combustion Observation Using High Speed Camera

○渡辺 拓哉<sup>\*1</sup>, 藤原 祐一<sup>\*2</sup>, 矢野 康之<sup>\*3</sup>, 各務 聡<sup>\*2</sup>  
Takuya WATANABE<sup>\*1</sup>, Yuichi FUJIHARA<sup>\*2</sup>, Yasuyuki YANO<sup>\*3</sup> and Akira KAKAMI<sup>\*2</sup><sup>\*1</sup> 宮崎大学大学院工学研究科工学専攻機械・情報系コース,<sup>\*2</sup> 宮崎大学工学部機械設計システム工学科, <sup>\*3</sup> 宮崎大学工学部教育研究支援技術センター<sup>\*1</sup> Department of Mechanical Design Systems Engineering, University of Miyazaki<sup>\*2</sup> Department of Mechanical Design Systems Engineering, University of Miyazaki, <sup>\*3</sup> Technical Center, University of Miyazaki

## 1. 序論

2003年6月, 東京大学や東京工業大学らがビジーバック衛星として, 当時では世界最小の超小型衛星「CubeSat」の打ち上げに成功した<sup>1,2)</sup>. 当初, 国家間の開発競争の舞台であった宇宙空間であるが, CubeSatなどの超小型衛星は, 一般的な人工衛星に比べて開発期間が短く, 非常に安価であることから, 高専や大学等の研究機関や民間企業なども開発が可能であり, 宇宙開発の利用の裾野を広げている. ここ数年では, 超小型衛星をビジネスに利用しようとする民間企業なども現れ, 世界では「衛星コンステレーション」のような宇宙ビジネスの構想が次々に打ち出されている<sup>3)</sup>.

このように, 超小型衛星の付加価値を高めるためには, より高度で実用的なミッションが要求されることから, 軌道・姿勢制御のためのマイクロ推進機の搭載が必要不可欠である. しかし, 従来宇宙機用に用いられてきた液体推進機を搭載することは, 重量や容積の制限が厳しい超小型衛星にとって負担が大きい. また, 衛星のユーザーが大学や民間企業であることから, 毒性などの安全面にも配慮せねばならない. そこで, 超小型衛星用の推進機として, 高い安全性や簡素な構造, スロットリング可能といった特徴を持つ, ハイブリッド推進機に着目した.

ハイブリッド推進機は, 燃料と酸化剤を別々に貯蔵することから安全性が高い. 固体推進機よりも構造が複雑であるが, 二液式液体推進機に比べて貯蔵や供給システムが簡素であり, 推進機の小型化が期待できる. また, 酸化剤流量の調整により可変推力を実現できることから, 高度なミッションにも対応できる. 一方で, ハイブリッド推進機は, 作動によって固体燃料の燃焼面が後退することにより, 燃焼面積が増加して燃料流量が増加し, 最適な O/F の維持が困難であることから, 比推力が低くなるという問題があった<sup>4)</sup>.

そこで, ハイブリッド推進機の燃料として粉体を使用することを提案する. 一定流量の粉体燃料を酸化剤気流中に混合し, 予混合ガスとして燃焼室に供給することで, 最適な O/F の作動の維持を可能にするのである. 本稿では, 提案する推進機の作動実証のため, 粉体燃料にセルロース粉末を使用した 0.4 N 級ハイブリッドマイクロ推進機を試作し, 燃焼実験を行った. また, 可視化燃焼容器を試作して高速カメラにより粉体燃焼を観察し, 予混合ガスの燃焼速度を評価した.

## 2. 試作したハイブリッドマイクロ推進機

## 2.1 理論比推力 粉体燃料として, 高エネルギーを持つ金属

粉末, または, 一般的なハイブリッド推進機の燃料に用いられるアクリルやワックス, 末端水酸基ポリブタジエン (HTPB) などが考えられる. 酸化剤には, 酸素や亜酸化窒素 ( $N_2O$ ) が有力な候補である. 特に,  $N_2O$  は毒性がなく, 常温で 3.18 MPa の蒸気圧を有することから, 液体として貯蔵でき, 自己の蒸気圧によって供給することが可能であるため, 供給系の簡素化が可能となる. また, 液化ガスであることから気体として供給できるため, 粉体燃料との混合が容易となる. 以上から,  $MgAl/N_2O$  推進剤は有力な候補になる. この推進剤を燃焼室圧力 0.4 MPa, 開口比 50 を有する推進機に適用したときの理論比推力  $I_{sp}$  を化学平衡計算プログラム NASA-CEA (Chemical Equilibrium with Applications) により算出したところ 266 s となった<sup>5)</sup>. これは, 従来のハイブリッド推進機と比べて遜色ない. よって, 将来的には, この推進剤で試験する予定である.

しかし, 今回は, 提案する推進機の作動実証を目的としているため, 安全を優先し, 粉体燃料には粒径  $\phi 38 \mu m$  (400 mesh 通過) のセルロース粉末を, 酸化剤には乾燥空気 (dry air) を使用した. Cellulose / dry air 推進剤の  $I_{sp}$  を CEA で算出した結果, O/F=5.0 のとき 226 s であった<sup>5,6)</sup>.

**2.2 試作機概要** 試作したハイブリッドマイクロ推進機の概略図を Fig. 1 に示す. 推進機はノズル, 燃焼室, 点火器, 粉体供給装置, 酸化剤供給系で構成されている. 設計燃焼室圧力は, 一般的な宇宙機用推進機と同レベルの 0.4 MPa とした. 設計推力は 0.4 N である. 提案する推進機では, 一定流量の粉体燃料を気体酸化剤と混合し, 燃焼室に供給する必要がある. そこで, 詳しくは 2.5 で詳述するピストン型アクチュエータを用いた粉体供給装置を試作した.

**2.3 ノズルおよび燃焼室** Figure 2 に試作したノズルと燃焼室の構造を示す. 一般に, 宇宙機用の推進機のノズル開口比は 50

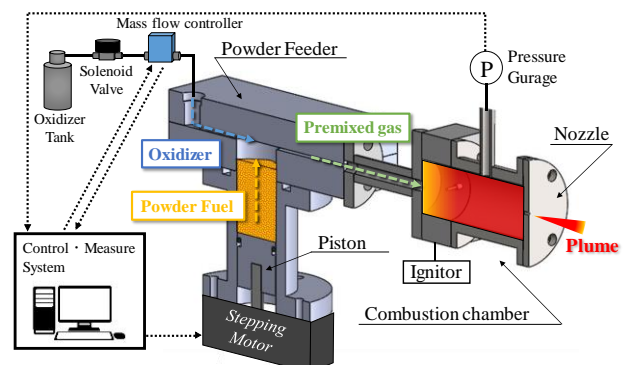


Fig. 1. 試作機の概略図 (カットモデル)

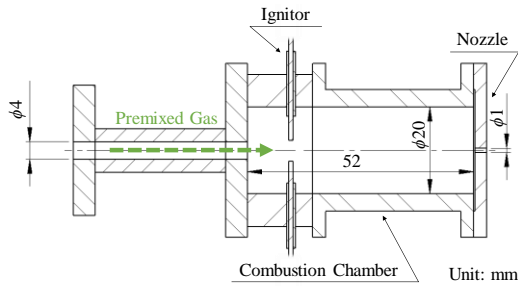


Fig. 2. 燃焼室の構造

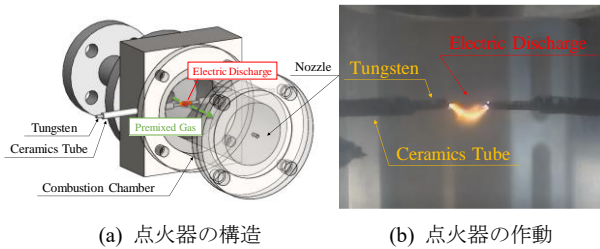


Fig. 3. 試作した点火器

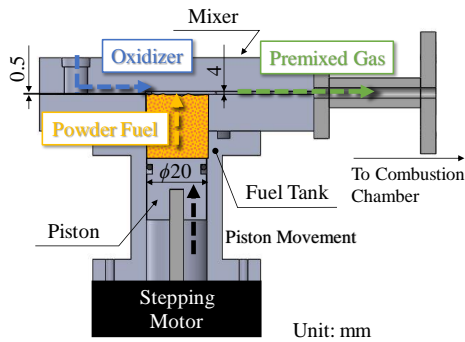


Fig. 4. 粉体供給装置の構造

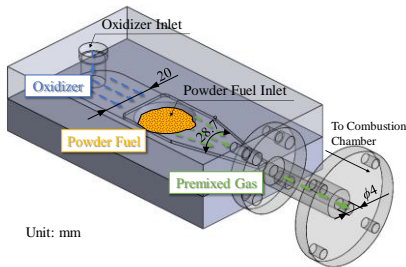


Fig. 5. 粉体供給装置の構造

以上であるが、今回は大気中で試験するためコンバージェントノズルを使用し、0.4 Nの推力を得るためにスロート径を1.0 mmとした。粉体供給装置から供給された予混合ガスは、供給管を通して燃焼室に供給し、点火器の微小放電に接触させることにより燃焼させる。

**2.4 点火器** Figure 3 に試作した点火器を示す。電極（直径  $\phi 1$  mm タングステン）間に誘起した微小放電により予混合ガスを点火する方式である。点火器の電極は燃焼室の中心近くまで挿入し、供給口から噴射された予混合ガス中で微小放電を誘起する。なお、絶縁セラミックス ( $3Al_2O_3 \cdot 2SiO_2$ ) により電極と燃焼室を絶縁した。

**2.5 粉体供給装置** 試作した粉体供給装置を Fig. 4 に示す。粉体供給装置は、燃料タンク、粉体燃料を供給するピストン型アクチュエータ、粉体燃料と気体酸化剤を混合する混合器で構成される。ピストンを一定の速度で移動させることで、燃料タ

ンク内の粉体燃料を定量的に混合器に押し上げる。混合器に供給する粉体燃料流量は、ピストンの移動速度によって調整できる。

Fig. 5 に設計した混合器を示す。燃焼中でも所要の粉体流量を維持する酸化剤流速を得るため、粉体燃料と酸化剤の混合部分では、矩形管の幅 20 mm、高さ 0.5 mm と流路断面積を小さくした。酸化剤と混合した粉体燃料は、矩形のテーバ管を通り  $\phi 4$  mm の円管に運搬する。

このような狭い流路にしたのは、所要流量の粉体を安定して供給するためである。というのも、酸化剤流量が粉体に与える流体力（抗力）は、酸化剤の流量の影響を大きく受けるからである。そこで、設計に際しては、SolidWorks の Flow simulation を用いて、有限体積法による内部流れの解析を行った。Fig 6 に混合器のモデルおよび計算領域内の格子状のメッシュ、Table 1 にベースメッシュ数を示す。混合器の下流側圧力（すなわち燃焼室圧力）が大気圧 (0.1 MPa) と設計燃焼室圧力 (0.4 MPa) のときの解析結果を Fig. 7 に示す。この結果に基づき、粉体を受ける抗力  $F_D$  を次のように計算した。粉体に作用する流体力すなわち抗力は式(1)より求まる。

$$F_D = C_D A \frac{\rho_f v_r^2}{2} \quad (1)$$

ここで、 $\rho_f$ 、 $v_r$ 、 $A$  はそれぞれ、流体密度、粒子と気体との相対速度、粒子の運動方向への投影面積である。抗力係数  $C_D$  は粒子まわりの流れのレイノルズ数  $Re_p$  の関数であり、その関係性は、標準抵抗曲線  $\eta$  により求められる。算出した  $Re_p$  は Allen 域であったため、 $C_D$  は次式により近似した <sup>8)</sup>。

$$C_D = \frac{10}{\sqrt{Re_p}} : 2 < Re_p < 500 \quad (\text{Allen 域}) \quad (2)$$

ここで、粉体が球体であると仮定し、粒子径は燃料に使用するセルロース粉末の粒子径  $\phi 38 \mu\text{m}$  として計算している。Table 2 に流速および抗力の計算結果を示す。セルロース粉末の粒子一粒の重量は  $0.077 \times 10^{-9} \text{N}$  であることから、流体抗力の方が十分に大きいため、粉体を気流にのせて供給できると考えられる。

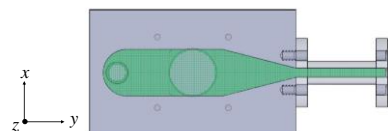


Fig. 6. 混合器のモデルとメッシュ

| Axis                    | Mesh |
|-------------------------|------|
| Horizontal direction, x | 18   |
| Vertical direction, y   | 84   |
| Axial direction, z      | 10   |

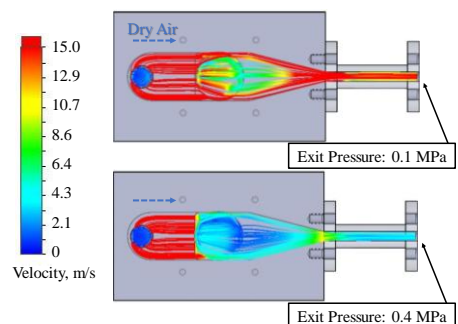


Fig. 7. 流体解析の結果

Table 2 抗力の計算結果

| Downstream pressure, MPa | Flow velocity, m/s | Drag, N               |
|--------------------------|--------------------|-----------------------|
| 0.1                      | 14.16              | $2.25 \times 10^{-7}$ |
| 0.4                      | 3.54               | $0.28 \times 10^{-7}$ |

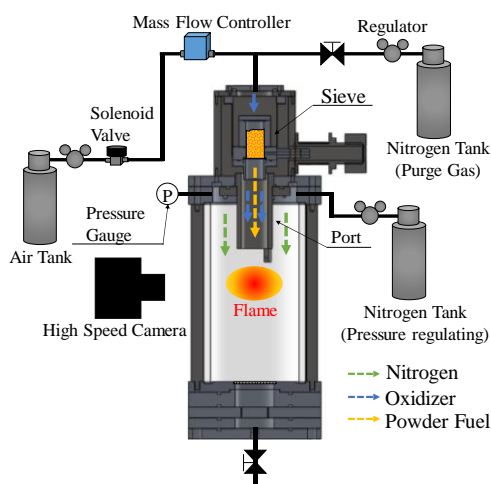


Fig. 8. 可視化燃焼実験の実験系

**2.6 酸化剤供給系** 酸化剤は高圧ボンベに貯蔵されており、酸化剤の流量はマスフローコントローラにより一定に保つ。また、酸化剤供給の開始と中断を瞬時にできるように供給ライン上に電磁弁を設置した。

### 3. 実験方法

**3.1 粉体供給装置の作動実験** 試作した粉体供給装置は、粉体供給用のガス流量や燃焼室圧力により粉体流量が変化するため、その依存性を評価した。本来は、粉体供給ガスに酸化剤を用いるが、今回は安全のために窒素 ( $N_2$ ) を使用し、ガス流量は  $58 \sim 194 \text{ mg/s}$  の範囲を  $17 \text{ mg/s}$  毎に変化させた。使用した粉体は  $\phi 38 \mu\text{m}$  セルロース粉末である。また、粉体供給装置の下流に圧力調整容器を設けて燃焼室を模擬しており、下流側圧力を  $0.1 \text{ MPa}$  (大気圧)、 $0.4 \text{ MPa}$  (設計燃焼室圧力) に調整した。目標の粉体流量は、最大  $I_{sp}$  が得られる  $O/F=5.0$  のときに  $0.4 \text{ N}$  の推力を得るのに必要な  $43 \text{ mg/s}$  である。そのため、粉体の密度とピストンの断面積から、ピストンの移動速度を  $0.57 \text{ mm/s}$  とした。なお、粉体流量は実験前後のリザーバの重量差で評価し、測定には分解能  $1 \text{ mg}$  化学天秤 (AS ONE 製 ASP413) を使用した。

**3.2 可視化燃焼実験** 粉体燃焼の観察および予混合ガスの燃焼速度を評価するため、可視化燃焼容器を製作し、高速度カメラを使用して粉体燃料の燃焼を観察した。これにより、推進機の燃焼室に供給する予混合ガスの噴射流速を定めることを目的としている。このときの実験系を Fig. 8 に示す。燃焼容器内への粉体燃料の供給には、試作した振動ふるい機型の粉体供給装置を使用した<sup>9)</sup>。粉体燃料は、板バネで支持されている粉体容器に貯蔵され、 $60 \text{ mesh}$  (目の開き  $250 \mu\text{m}$ ) のメッシュ上に置かれている。この粉体容器をアクチュエータにより固有振動数である  $50 \text{ Hz}$  程度で加振し、粉体燃料を分離しながら供給する。

粉体流量の制御はアクチュエータの駆動電流を調整することにより可能である。その後、粉体燃料は、供給ポート内で酸化剤と混合し、予混合ガスとして窒素で充満させた燃焼容器内に供給される。実験条件を Table 3 に示す。製作した装置では、 $O/F$  と予混合ガスの流速をそれぞれ独立に制御できなかったため、 $O/F$  一定ではないが酸化剤流量を調整することで予混合ガスの流速を調整した。なお、点火器には 2.4 節で説明したものと同等なものを使用し、燃焼の観察には Photron 製の高速度カメラ FASTCAM Mini AX100 を使用した。

**3.3 推進機の作動実験** 前述したように、今回は試作機による作動の実証が目的であるため、安全を優先し、酸化剤に乾燥空気、燃料に粒径  $\phi 38 \mu\text{m}$  のセルロース粉末を使用した。推進剤の流量は  $I_{sp}$  が最大となる  $O/F=5.0$  となるときに推力を  $0.4 \text{ N}$  得るため、酸化剤流量を  $216 \text{ mg/s}$ 、粉体燃料の流量を  $43 \text{ mg/s}$  とした。また、今回の作動実験では、点火器の微小放電を中断すると燃焼が維持しなかったため、作動中は常に点火器を作動させた。燃焼室圧力の測定には、Panasonic 製の圧力センサ DP-102ZA を使用した。試作した燃焼室の壁面に圧力測定用のポートを設けており、このポートを介して燃焼室圧力を測定した。

## 4. 実験結果および考察

**4.1 粉体供給装置の作動実験** Figure 9 に粉体流量と供給ガス流量の関係を示す。ピストンにより押し上げられた粉体  $43 \text{ mg/s}$  がそのまま気流によって供給される、すなわち、供給ガス流量によらず粉体流量が一定になるのが理想である。しかし、実際には、混合器の下流側圧力(すなわち燃焼室圧力)が  $0.1 \text{ MPa}$  のとき、すべての条件で目標流量を超えた。一方で、下流側圧力が  $0.4 \text{ MPa}$  のとき、多くの条件で目標流量を下回り、目標流量を供給できたのはガス流量  $154 \text{ mg/s}$  のときだけであった。こ

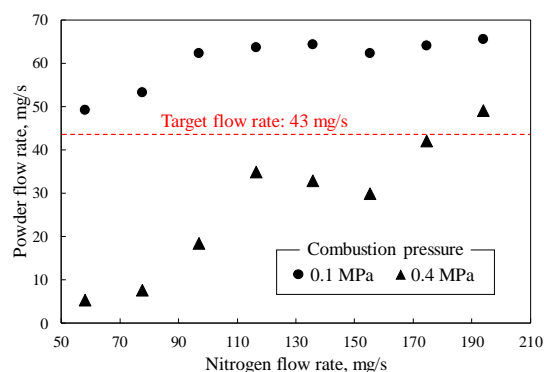


Fig. 9. 粉体流量と供給ガス流量の関係

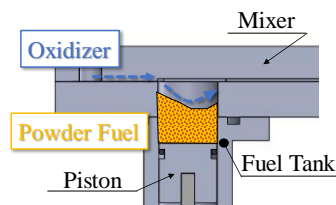


Fig. 10. 燃料タンク内の空隙

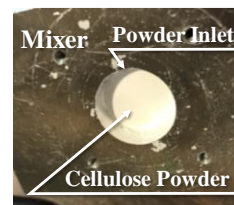


Fig. 11. 粉体の詰まり

Table 3 実験条件 (可視化燃焼実験)

| Premixed gas velocity, m/s | O/F        | Oxidizer flow rate, mg/s | Fuel flow rate, mg/s | Combustion pressure, MPa | Frame speed, fps |
|----------------------------|------------|--------------------------|----------------------|--------------------------|------------------|
| 0.34 ~ 1.94                | 3.0 ~ 17.0 | 300 ~ 1,700              | 100                  | 0.1                      | 5,000            |



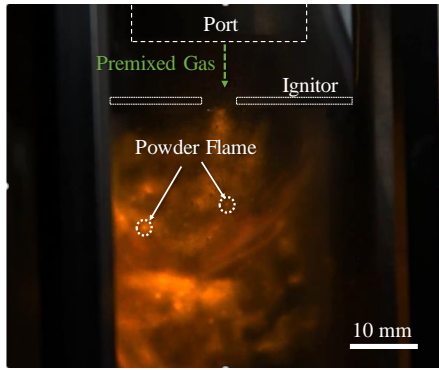


Fig. 12. 高速度カメラにより撮影した火炎（撮影速度 5,000 fps）

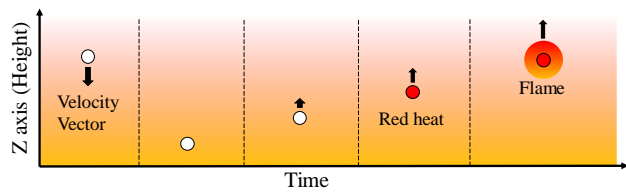
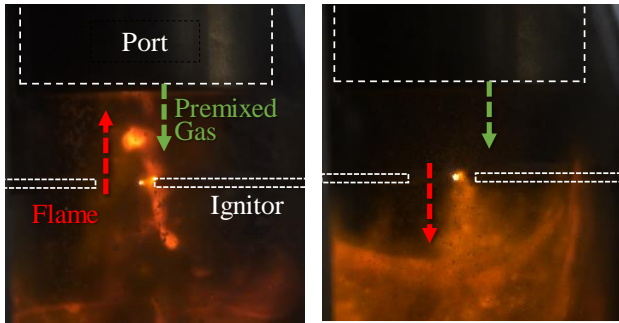


Fig. 13. 粉体の燃焼過程



(a) 流速 0.5 m/s (O/F = 4.0) (b) 流速 1.7 m/s (O/F = 15.0)

Fig. 14. 高速度カメラにより撮影した火炎（撮影速度 5,000fps）

のように、粉体流量は、供給ガス流量の増加に伴って増えるが、圧力調整容器の圧力の増加により減少する傾向があった。

作動後に粉体供給装置の内部を確認すると、目標の粉体流量を超えた条件では、Fig. 10 のように燃料タンク内の粉体が供給ガスの気流により、上面の粉体が削り取られ空隙ができていた。一方、目標の粉体流量を下回った場合では、Fig. 11 のように粉体が強く押し固められていた。混合器の下流側圧力が 0.4 MPa のときに目標流量を下回った原因として、下流側圧力の上昇により、流体密度が増加することで混合器内の流速が減少し、その結果、粉体の運搬に必要な抗力が減少したためであると考えられる。

**4.2 可視化燃焼実験** Figure 12 に高速度カメラにより撮影した粉体燃料の燃焼の様子 (O/F = 15.0) を示す。供給ポートから下方向へと供給された粉体燃料は、はじめ着火器により着火し火炎を発生する。O/F = 15.0 の条件においては、火炎中に予混合ガスを供給し続けることで、着火器の作動を停止しても、火炎は着火器下側で留まっていた。この様子を撮影した高速度映像から、Fig. 13 のような燃焼過程を経ていると考えられる。すなわち、粉体燃料は火炎に侵入すると上昇し始め、赤熱し、その後、Fig. 12 に示すような粉体火炎が発生する。この粉体火炎がまわりの未燃の粉体を着火させることにより火炎が維持することができる。

**4.3 予混合ガスの燃焼速度の評価** 4.3 節で述べたように、

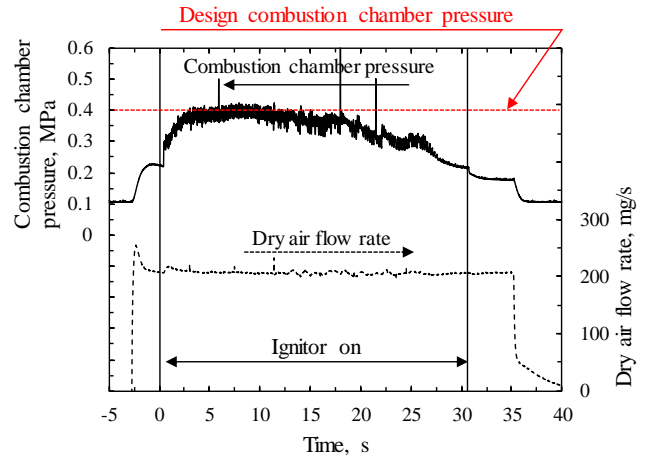


Fig. 15. 燃焼室圧力と dry air 流量の時間履歴

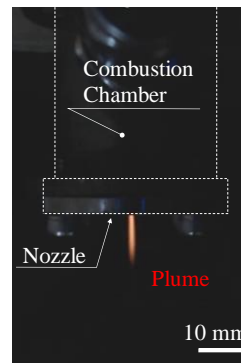


Fig. 16. 発生したブルーム

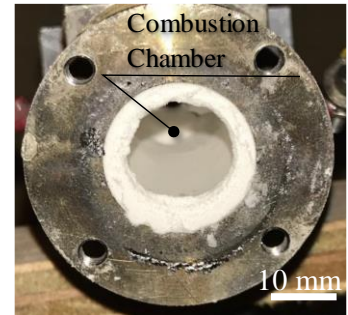


Fig. 17. 作動後の燃焼室内

今回は O/F 一定ではないが、酸化剤流量を調整することで予混合ガスの流速を変化させ、その粉体の燃焼を観察した。Fig. 14 (a) に予混合ガス流速 0.5 m/s (O/F = 4.0) のときの燃焼の様子を示しているが、流速 0.34 ~ 1.47 m/s の条件では、Fig. 14 (a) のように粉体火炎は遡上し、供給ポート内にまで火炎が侵入した。一方で、Fig. 14 (b) に流速 1.7 m/s (O/F = 15.0) の燃焼の様子を示すように、流速 1.7 m/s 以上では火炎の遡上はみられず、火炎は着火位置から下側に留まった。このことから、火炎の遡上を防ぐためには酸化剤過多で 1.7 m/s の流速が必要であり、 $I_{sp}$  最大での O/F = 5.0 では量論混合比 (O/F = 6.0) に近づくことから、それ以上の流速が必要であると考えられる。よって、予混合ガスの燃焼速度は m/s オーダであることが考えられるため、試作した推進機の噴射口径を  $\phi 4$  mm と設計し、設計燃焼室圧力 (0.4 MPa) における予混合ガス流速 3.54 m/s とした。

**4.4 推進機の作動実験** Figure 15 に酸化剤流量と燃焼室圧力の時間履歴を示す。t = -4 s に酸化剤を、t = -1 s に粉体燃料の供給を開始し、t = 0 s に点火器を作動させた。t = 5 ~ 15 s では、燃焼室圧力が設計燃焼室圧力の 0.4 MPa まで上昇し、作動中にはノズルから Fig. 16 のように断続的ではあるがブルームが発生していた。しかし、t = 15 s からは燃焼室圧力が降下した。これは作動の中断が原因であると考えられる。というのも、作動後の燃焼室内には、Fig. 17 のように白色のセルロース粉末が残留していた。以上のように、燃焼には至ったが作動は不安定であった。また、この作動実験での  $C^*$  効率は 75.5% であった。よって、今後は、作動の安定性と性能の向上を図る必要があり、その方策として、粉体燃料を分散させるために、予混合ガスにスワールを与えるなど、予混合ガスの噴射方法の変更などが考えられる。

## 5. 結言

本研究では、超小型衛星の搭載に適した推進機として、粉体燃料を用いたハイブリッドマイクロ推進機を提案し、その実現を目的としている。今回は、試作機の作動実験および粉体燃焼の高速度撮影を行い、以下の結論を得た。

- i. ハイブリッド推進機の燃料として粉体を使用することを提案した。
- ii. 定量的な粉体燃料の供給をするため、ピストン型アクチュエータを用いた粉体供給装置を試作した。
- iii. 試作した粉体供給装置は、燃焼室圧力が設計燃焼室圧力 (0.4 MPa) に上昇した状態でも、目標としている粉体流量 (43 mg/s) を供給できた。
- iv. 可視化燃焼容器を用いて粉体燃焼の高速度撮影を行い、粉体の燃焼モデルを作成した。
- v. 可視化燃焼実験より、セルロース粉末と乾燥空気の予混合ガスの燃焼速度は m/s オーダであることが考えられる。
- vi. 試作機の作動実験では、作動中、ノズルから微小なブルームが確認できたことや、燃焼室圧力が設計燃焼室圧力 (0.4 MPa) まで上昇したことから、提案する推進機の作動を実証した。
- vii. 作動実験後の燃焼室には未燃のセルロース粉末が残留しており、 $C^*$ 効率は 75.5 %であったことから、作動の安定性と性能の向上を図る必要がある、その方策として、予混合ガスの噴射方法の変更などを挙げた。

## 参考文献

- 1) Takei Ernesto Toshiyuki, Eishima Takashi, Funase Ryu, Nakamura Yuya, Nagai Masaki, Nakada Kenji, Cheng Yuliang, Enokuchi Akito, Nakasuka Shinichi: Achievement of CubeSat Project at University of Tokyo, Space Engineering Conference 2004 (12), 21-26, 2004-01-22.
- 2) 居相政史, 澤田弘崇, 中谷幸司, 宇井恭一, 立川智章, 宮下直己, 柏宗孝, 山口伸斉, 松永三郎: 東京工業大学超小型衛星 CUBE-Iの打ち上げと軌道上データ解析結果, 第 47 回宇宙科学技術連合講演会 CD-ROM, 新潟, 2003 年 11 月, 03-2E15, pp.935-939.
- 3) 押田祥宏, 矢野圭一: OneWeb 衛星コンステレーション計画, 信学技報, vol. 117, no. 174, SAT2017-26, pp.37-37, 2017 年 8 月.
- 4) Sutton, G. P., and Biblarz, O. : Rocket Propulsion Elements 7th edition, JOHN WILEY & SONG, INC., 2001.
- 5) Gordon, S. and McBride, B. J. : Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publication 1311, 1996.
- 6) Ralph S. Jessup and Edward J. Prosen. : Heats of Combustion and Formation of Cellulose and Nitrocellulose (Cellulose Nitrate), U. S. Department of Commerce National Bureau of Standards, Research Paper RP2086, Volume 44, April 1950.
- 7) Schlichting, H. : Boundary Layer Theory, 7th ed., McGraw-Hill, New York, p.17, 1979.
- 8) Powder engineering society. : Powder engineering handbook, 2th ed, Nikkan Kogyo Shimbun, p.50, 1998.
- 9) Takuya Watanabe, Yoshikazu Iwao, Yasuyuki Yano, Akira Kakami: Design and Performance of 0.4 N Class Hybrid Microthruster using Powder Fuel, Proceedings of 31st International Symposium on Space Technology and Science, Ehime, Japan, ISTS2017-1-44.