

## 粉体を燃料とするハイブリッドマイクロ推進機の試作

## Design of Hybrid Microthruster using Powder Fuel

○渡辺 拓哉<sup>\*1</sup>, 高山 和馬<sup>\*2</sup>, 矢野 康之<sup>\*3</sup>, 各務 聡<sup>\*2</sup>Takuya WATANABE<sup>\*1</sup>, Kazuma TAKAYAMA<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

**Abstract:** This paper describes the design of a hybrid microthruster using powder as a fuel. Conventional hybrid rocket engines have relatively high safety because oxidizer and fuel separately stored, and the use of flow rate adjustment enables variable thrust and interruption of thrust production. The storage and supply systems are simpler than those of the liquid propellant thruster. However, hybrid rocket engines yield relatively low specific impulse because the increase in mass flow rate of fuel due to fuel regression varied oxidizer to fuel ratio from the optimum value to deteriorate specific impulse. Hence, we propose to use powder as a fuel for hybrid microthruster. In the thruster, fuel powder is fed to the combustion chamber at a constant rate with the feeder. The design allows O/F to be maintained at the optimum value during firing. We prototyped and tested a 0.4-N class powder fuel hybrid microthruster. PMMA powders of 30 μm in diameter were used as a fuel, and nitrous oxide (N<sub>2</sub>O) is used as an oxidizer. In firing test, the prototype thruster maintained combustion during propellant feeding, and yielded characteristic velocity efficiency ( $C^*$  efficiency) of 84 %.

## 1. 序論

第二次大戦以降、国家間の競争の舞台であった宇宙空間であるが、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、非常に安価であるため、高専や大学等の研究機関や民間企業なども衛星の開発が可能となった。日本国内でも、東大・東工大による 2 機の CubeSat の打ち上げ(2003 年 6 月)、千葉工大の鯨生体観測計画(2002 年 12 月)、九大の QSAT-EOS など、近年、いくつかの大学が自前で小型・超小型衛星の製作と軌道投入を行い、宇宙開発の利用の裾野を広げている<sup>1,2,3,4)</sup>。また、2014 年 11 月に打ち上げられた質量 60 kg 級の超小型衛星「ほどよし 1 号」には、過酸化水素水を推進剤とした一液式推進系が搭載されており、軌道上での噴射試験も行われた<sup>5)</sup>。

今後、超小型衛星の付加価値を高めるために、衛星コンステレーションやフォーメーションフライトなど、より高度で実用的なミッションが要求されることから、「ほどよし 1 号」のように軌道・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、従来の宇宙機搭載用の液体推進機は、高圧タンクや複雑な供給系を必要とするため、重量や容積などの制約条件が厳しい超小型衛星には負担が大きく適さない。また、超小型衛星は、ユーザーが大学や民間企業などであることから、毒性などの安全面にも十分に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・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>6)</sup>。

そこで、ハイブリッド推進機の高性能化のため、粉体を燃料として使用することを提案する。提案する推進機は、一般的な二液式液体推進機のように、燃料と酸化剤の流量を別々に制御することが可能であり、また、粉体供給装置により粉体燃料を一定流量で燃焼室に供給し、燃焼させることで最適な O/F での作動の維持を可能にする。本稿では、粉体燃料を一定流量で燃焼室に供給するため、粉体供給装置を試作して、その性能を評価した。また、粉体燃料にアクリル (PMMA) 粉末、酸化剤に亜酸化窒素 (N<sub>2</sub>O) 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、提案する推進機の作動実証のための燃焼実験を行った。

## 2. 試作したハイブリッドマイクロ推進機

**2.1. 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、噴射器、粉体供給装置、酸化剤供給系で構成される。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 MPa である。提案する推進機は、燃焼室圧力の変動によらず、一定流量の粉体燃料を燃焼室に供

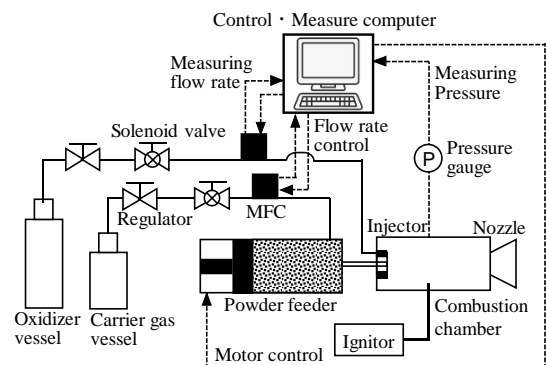


Fig. 1. 推進機の概略図

給する必要がある。そこで、2.5で説明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。

**2.2. ノズルおよび燃焼室** 一般に、宇宙機用の推進機のノズル膨脹比は50以上であるが、今回は大気中で実験するため、コンバージェントノズルを使用し、0.4Nの推力を得るためにスロート径を1.0 mmとした。試作した燃焼室の構造をFig. 2に示す。燃焼室の寸法は図に示す通りであり、材質はSUS303である。

**2.3. 点火器** Figure 3に試作した点火器の外観および作動中の様子を示す。電極 ( $\phi 1$  mm タングステン) 間に誘起した微小放電により、推進剤を点火する。点火器の電極は燃焼室の中心近くまで挿入し、噴射器から噴射された推進剤中で微小放電を誘起するようにした。なお、絶縁管セラミックスにより電極と燃焼室を絶縁している。

**2.4. 噴射器** 燃焼室への推進剤の噴射にはFig. 4に示すような同軸流型噴射器を使用した。粉体供給装置から供給される粉体燃料は、噴射器の内側噴射口 (直径1.6 mm) から噴射し、外側環状噴射口 (内径2 mm, 外径5 mm) からガス状の酸化剤を燃焼室に噴射する。

**2.5. 粉体供給装置** 試作した粉体供給装置のカットモデルをFig. 5に示す。本供給装置は粉体の流動化現象を利用している。粉体の流動化とは、粉体層に多孔質板を介してガスを流すことにより、粉体をあたかも液体のような状態にする技術である<sup>7)</sup>。

装置はピストン型アクチュエータ、粉体充填用シリンダ、多孔質プレート、担体ガス分散器で構成される。内径15 mmのシリンダ内に充填してある粉体燃料は、ピストンにより多孔質板に向かって押圧される。ピストンは直動型ステッピングモータにより、一定速度でシリンダ内を移動する。シリンダの端面には多孔質プレートがあり、このプレートを介して担体ガスを流すことでシリンダ内の粉体燃料を流動化する。また、その流動化された粉体燃料は多孔質プレートの中心にある内径1.6 mmの管を通して燃焼室へと供給される。なお、目標粉体流量である50 mg/sを供給する場合、この供給装置により100秒間粉体燃料を供給できる。

**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。

**2.7. 使用した推進剤** 入手性や燃料としての性能、粉体の流動性といった性質を考慮し、粉体燃料には粒子径30  $\mu\text{m}$ のPMMA粉末を使用した。PMMA粉末は粉体塗料などにも使用されるため、入手がしやすく、また、PMMAは従来型のハイブリッド推進機の燃料にも使用されるように、比較的性能が良い。PMMA粒子は真球状であり流動性が高く、流動化しやすいため、試作した粉体供給装置により供給することが容易である。なお、粉体供給装置の作動実験において、粉体流出の観察がしやすいように、PMMA粉末の色は黒とした。

酸化剤には $\text{N}_2\text{O}$ を使用する。 $\text{N}_2\text{O}$ 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。

$\text{N}_2\text{O}/\text{PMMA}$  推進剤を燃焼室圧力0.4 MPa、ノズル膨脹比50を有する推進機に適用した時の理論比推力 $I_{sp}$ を化学平衡計算プログラムNASA-CEA (Chemical Equilibrium with Application)により算出したところO/F=3.1のとき286 s (凍結流) となった<sup>8,9)</sup>。

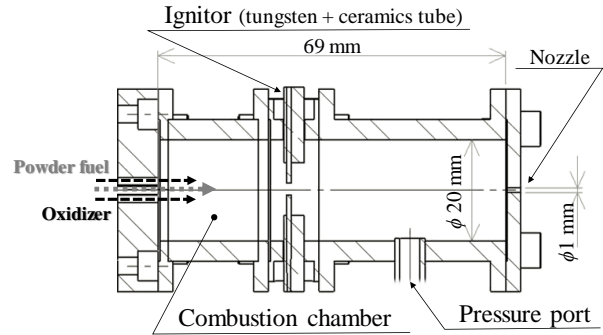


Fig. 2. 燃焼室の構造

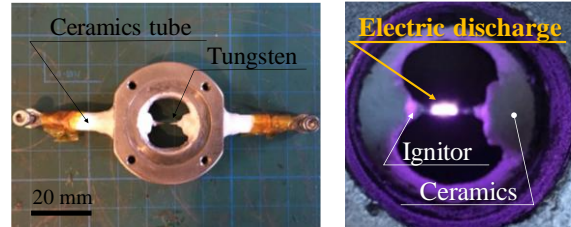


Fig. 3. 点火器の構造 (左) および作動の様子 (右)

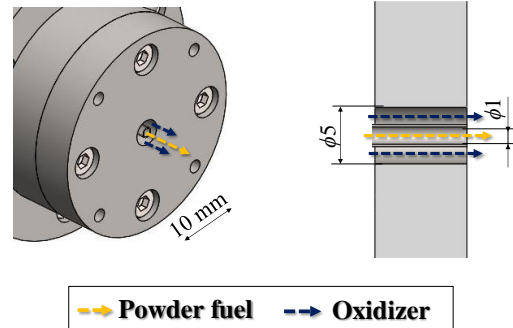


Fig. 4. 噴射器の構造

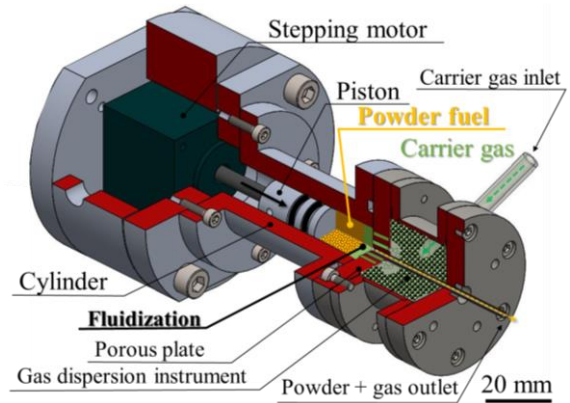


Fig. 5. 試作した粉体供給装置

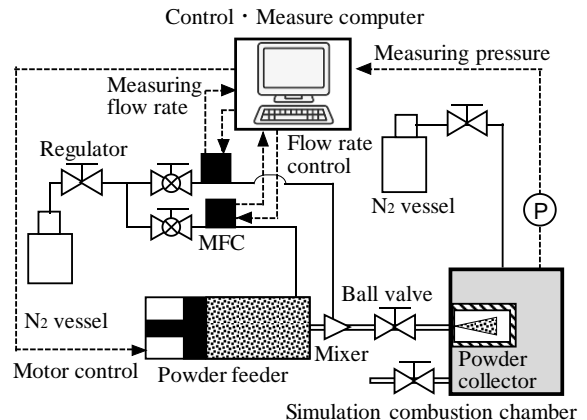


Fig. 6. 実験系の概略 (粉体流量の測定)

Table 1. 実験条件 (推進機の燃焼実験)

Design thrust, N	0.4
Design combustion chamber pressure, MPa	0.4
Powder fuel flow rate, mg/s	50
Oxidizer flow rate, mg/s	155
O/F	3.1
Carrier gas flow rate, mg/s	30
Discharge voltage of the ignitor, kV	10

### 3. 実験方法

**3.1. 粉体供給装置の性能評価** Figure 6 に示す実験系を用いて、試作した粉体供給装置による粉体流量の計測を行った。模擬燃焼室には粉体捕集容器が設置してあり、その内圧は圧力調整ガス (N<sub>2</sub>) により調整する。噴射した粉体は、端面に 500 mesh のメッシュが貼り付けられた粉体捕集容器により集められる。粉体流量は、実験前後の捕集容器の重量差で評価し、重量の計測には分解能 1 mg の化学天秤 (AS ONE 製 ASP413) を使用した。なお、噴射用の担体ガスには窒素を使用し、その流量は 30 mg/s とした。

本装置による目標粉体流量は、N<sub>2</sub>O/PMMA 推進剤を使用した時に、最大  $I_{sp}$  が得られる O/F=3.1 の時の 50 mg/s である。模擬燃焼室の圧力を設計燃焼室圧力の 0.4 MPa に調整し、ピストンの送り速度の調整により、粉体流量の調整が可能なこと、また、目標粉体流量で供給できることを実証する。また、試作した粉体供給装置は燃焼室圧力が変動しても、目標粉体流量を燃焼室に供給する必要がある。そこで、供給装置から模擬燃焼室に粉体を供給することで、燃焼室圧力の変動により、粉体流量が変化しないことを実証した。

また、粉体供給装置の粉体流量の安定性を評価するため、Web カメラおよび高速度カメラを使用して、粉体の噴射を観察した。なお、この実験では大気中へ粉体を噴射している。

**3.2. 推進機の燃焼実験** Table 1 に実験条件を示す。粉体燃料には粒子径 30  $\mu\text{m}$  の PMMA 粉末、酸化剤には N<sub>2</sub>O を使用した。推進剤の流量は  $I_{sp}$  が最大となる O/F=3.1 となる時に推力を 0.4 N 得るため、燃料流量を 50 mg/s、酸化剤流量を 155 mg/s とした。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。

### 4. 実験結果および考察

**4.1. 粉体供給装置の性能評価** Figure 8 に粉体流量とピストンの送り速度の関係を示す。また、同図に N<sub>2</sub>O/PMMA 推進剤を使用したときの目標粉体流量 (50 mg/s) を併記している。Fig. 8 から、ピストンの送り速度におおよそ比例して粉体流量も増加していることから、ピストンの送り速度の調整により粉体流量の調整が可能であることがわかる。また、模擬燃焼室圧力 0.4 MPa においても目標粉体流量を達成していることから、本供給装置は推進機に適用可能であるといえる。

Figure 9 に模擬燃焼室圧力と粉体流量の関係を示す。圧力 0.1 ~ 0.4 MPa において、粉体流量の変化はみられないことから、本供給装置は燃焼室圧力の変動によらず、一定流量の粉体を燃焼室に供給することが可能であり、燃焼中であっても常に目標粉体流量を燃焼室に供給できた。

Web カメラにより撮影した粉体噴射の様子を Fig. 10 に示す。ピストンの作動中、粉体群は線を描くように供給され、粉体の噴射は比較的定常的な供給であった。ピストンの移動を止めると粉体の供給も停止した。また、高速度カメラに

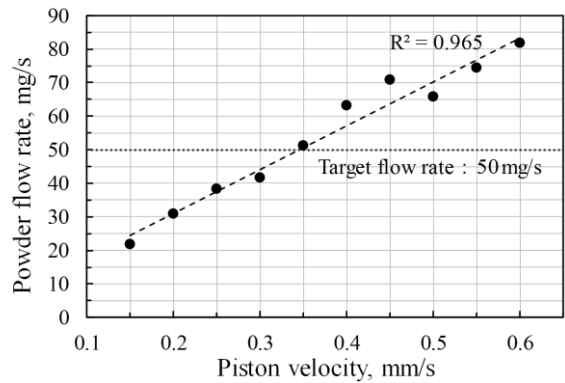


Fig. 8. 粉体流量とピストンの送り速度の関係

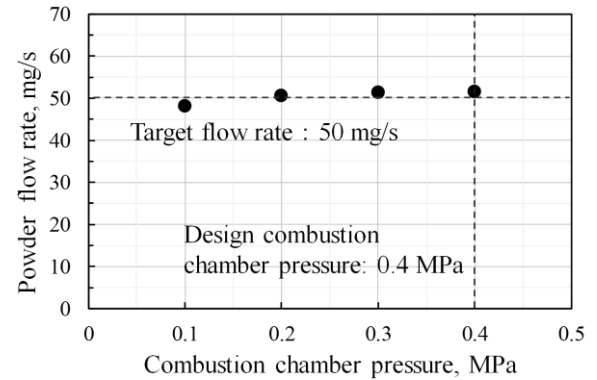


Fig. 9. 粉体流量と模擬燃焼室圧力の関係

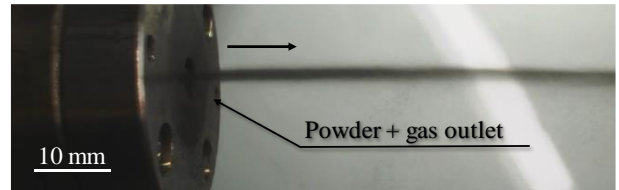


Fig. 10. 粉体噴射の様子 (Web カメラにより撮影)

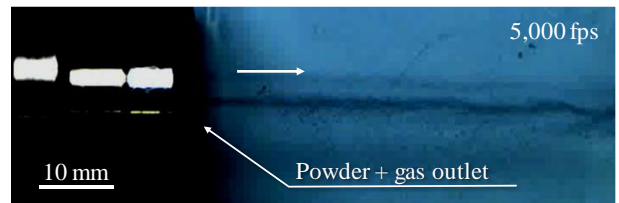


Fig. 11. 粉体噴射の様子 (高速度カメラにより撮影)

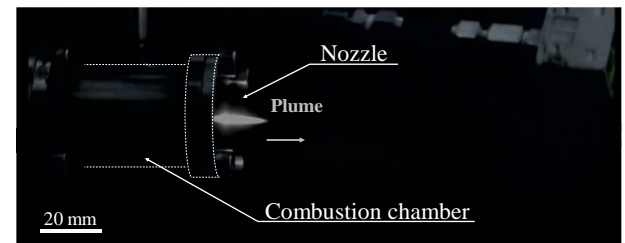


Fig. 12. 作動中の推進機の様子

より撮影した粉体噴射の様子を Fig. 11 に示す。約 2 秒間の装置からの粉体噴射の高速度映像を見る限り、噴射された粉体群は一線に繋がっており、安定した粉体供給が可能であることを確認した。

**4.2. 推進機の燃焼実験** 作動中の推進機の様子を Fig. 12 に示す。点火から約 10 秒間はノズルからプルームが常に発生



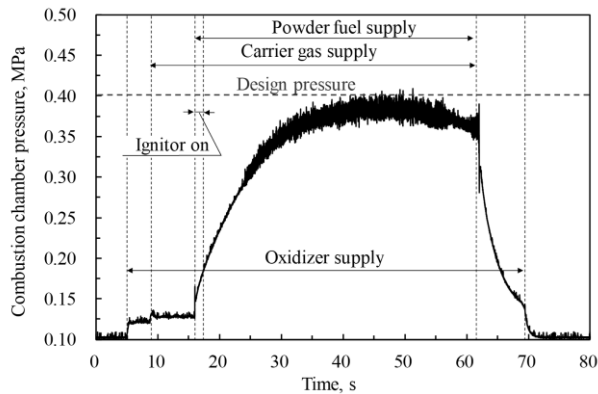


Fig. 13. 燃焼室圧力の時間履歴

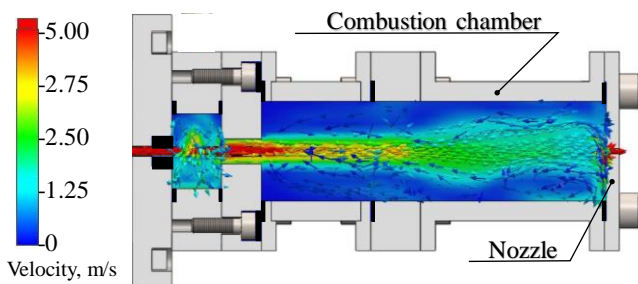


Fig. 14. 流体解析の結果 (流速プロファイル)

## 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. 試作した粉体供給装置の性能評価により、粉体流量は調整が可能であり、燃焼室圧力の変動によらず、常に一定流量の粉体燃料を燃焼室に供給することが可能であることを実証した。
- ii. 推進機の燃焼実験を行い、作動中、ノズルからプルームがみられたことや、燃焼室圧力が設計燃焼室圧力付近 (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。
- iii.  $C^*$ 効率は 84 %であったことから、比較的高い効率で燃焼させることができた。一方で、推進機の  $C^*$ 効率は 90 %以上が一般的であるため向上が必要である。また、作動実験後の燃焼室には全供給量の 13 %の粉体燃料が残留しており、そのため、シャワー型などの噴射器を使用し、燃焼室内の流速分布を変え、また、 $L^*$ を増加させて滞留時間をかせぐ必要がある。

## 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, 山口伸奇, 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) 林友直, 岡本良夫, 横山幸嗣, 細川繁, 岡田秀穂, 升本善就: 鯨生態観測衛星システム, 電子情報通信学会, 信学技報, 2003, pp.19-25.
- 4) 麻生茂, 平山寛, 森下和彦: 九州発地球観測超小型人工衛星 QSAT-EOS(つくし)について, 宇宙科学技術連合講演会演集 59, 3p, 2015-10-07.
- 5) 佐久間岳志, 大平健弘, 佐原宏典, 宮下直己, 倉本祐輔, 松井正安, 吉本誠司, 鶴田佳宏, 中須賀真一: 60wt%過酸化水素水を用いた超小型衛星搭載用推進系の開発と軌道上実証, 平成 26 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2014-044.
- 6) Sutton, G. P., and Biblarz, O.: Rocket Propulsion Elements 7th edition, JOHN WILEY & SONG, INC., 2001.
- 7) 柳田博明: 粉体微粒子工学大系 第 I 巻 基本技術, 株式会社フジ・テクノシステム, p993-995, 2002 年 1 月 8 日.
- 8) Gordon, S. and McBride, B. J.: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publication 1311, 1996.
- 9) Richard N. Walters, Stacey M. Hackett, Richard E. Lyon: Heats of combustion of high temperature polymers, Fire and Materials 24(5), 245-252, September 2000.

していたが、その後は、断続的にプルームが発生した。

Figure 13 に燃焼室圧力の時間履歴を示す。 $t=5$  s から酸化剤の供給を開始し、 $t=8$  s で担体ガスの供給を開始した。 $t=16$  s から粉体燃料の供給を開始し、同時にここから 3 秒間点火器を作動させた。この点火により、燃焼が開始し、約 20 秒かけて燃焼室圧力は上昇した。その後、燃焼室圧力は設計燃焼室圧力の 0.4 MPa を超えることはなかったが、圧力 0.35 ~ 0.39 MPa の範囲を約 30 秒間維持した。この実験での  $C^*$ 効率は 84 %であった。

燃焼実験後の燃焼室内には粉体燃料が残留していた。この燃焼室に残留していた粉体量を計測し、また、実験前後のシリンダ内の粉体重量差から、燃焼室に供給された全粉体供給量を求めた。ここから、燃焼実験後には全粉体供給量に対して約 13 %の粉体燃料が燃焼室に残留していたことがわかった。

**4.3. 流体解析** 燃焼室内の流れを知るため、SolidWorks に付属する Flow simulation を用いて、有限体積法による燃焼室の内部流れの解析を行った。ただし、燃焼の無いコールドガスの解析であり、燃焼時とは流れが異なる。

Figure 15 に解析結果を示す。燃焼室中心部では流速が約 6 m/s ある一方、その周辺では速度 0 の領域が存在する。このように、流速が燃焼室中心部だけ速く、急速な速度勾配があるため、主流から外れたところで粉体燃料が落下していると考えられる。また、同図に燃焼室内での気流の流れを矢印で表記しているが、これを追うと、ノズルに衝突した気流は跳ね返り、ノズル付近で渦巻いている。この渦により、未燃の粉体燃料が逆流し、燃焼室に残留した可能性がある。これらが原因となり、供給した全粉体燃料のうち 13 %が燃焼せずに残留したと考える。

よって、更なる作動の安定と燃焼の向上のために、噴射器をシャワー型に変更するなどして燃焼室内の推進剤の流速分布を全体的に遅くするか、燃焼室特性長 ( $L^*$ ) を長くして滞留時間を増加させることが考えられる。