

〔論 文〕

多段面旋回流・後端逆旋回流型ハイブリッドロケットの性能向上に関する研究

三船 力矢^{*1}・麻生 茂^{*2}・高木 響^{*2}・井辺 大聖^{*2}・片山 雅之^{*2}

A Study on Performance Enhancement of Hybrid Rocket
with Multi-Section Injection and Aft Counter-Swirl Injection Method

Rikiya Mifune^{*1}, Shigeru Aso^{*2}, Hibiki Takagi^{*2}, Taisei Ibe^{*2} and Masayuki Katayama^{*2}

Abstract

A study of new hybrid rocket, which employs multi-section swirl oxidizer flow in combustion chamber and counter-swirl oxidizer flow after combustion chamber, has been conducted. The method has been newly proposed to improve fuel regression rate and combustion efficiency and to keep oxidizer-fuel ratio, O/F, at optimum ratio during combustion, which are major technical issues for hybrid rocket. It is thought that fuel regression rate and combustion efficiency can be improved, and the optimum oxidizer-fuel ratio, O/F, can be realized during combustion by using swirling flows in different directions upstream and downstream in combustion chamber. Combustion experiments have been conducted under several experimental conditions by changing supply ratios of oxidizer at each injection section. The results show that fuel regression rate and combustion efficiency have been improved and the optimum oxidizer-fuel ratio, O/F, are almost realized by newly proposed method of multi-section swirl oxidizer flow in combustion chamber and counter-swirl oxidizer flow after combustion chamber.

Key Words : Hybrid rocket, Swirl injection, Aft Counter-Swirl Injection, Fuel regression rate, Combustion

1. 序 論

近年、宇宙空間はビジネスの場として民間の参入が進んでおり、低コスト化が望まれている。特に、技術の発展に伴い、小型衛星を複数基打ち上げ、それらを連動させて通信サービスを行う衛星コンステレーションが注目を浴びている。例えば、Onweb 社¹⁾や Space-X 社²⁾は、多数の小型衛星を打ち上げている。特に Space-X 社は、スターリンクと呼ばれる全世界を網羅する通信システムを構築することを目標としている。

これまで、小型・超小型人工衛星の打ち上げ方法は大型衛星に相乗りさせるビギーバック方式であったこのため、大型衛星の打ち上げ頻度、軌道、余剰スペースに大きく左右され、小型・超小型衛星に様々な制約が課せられていた。これを打破するために、近年では小型衛星・超小型衛星を打ち上げるための小型ロケットの需要が高まっている。

このようなトレンドの中で、世界中で小型のロケットの開発が行われている。例えばニュージーランドに拠点を構えている Eletron を開発した Rocket Lab 社³⁾は、ロケットエンジンを 3D プリンターで製造し、ブラシレスモータを用いてターボポンプを駆動させることによって大幅な低コスト化と軽量化を実現した。アメリカの Virgin Orbit 社⁴⁾は飛行機から空中発射する小型ロケットを使用した打ち上げを行っている。日本のインターステラテクノロジズ⁵⁾は北海道大樹町で小型液体ロケットの開発を行っている。キャノン電子、IHI など 4 社合同で設立されたスペースワン⁶⁾は小型固体ロケットを開発している。このほかにも世界各国で小型ロケットの開発は進んでおり、競争は激化している。

上記の小型衛星・超小型衛星の打ち上げの目的のほかにも、微小重力実験やスクラムジェット実験や高層気象観測においても低コスト、また安全性の高いロケットが必要とされている。その中で近年、ハイブリッドロケットが注目されている。⁷⁾⁸⁾ ハイブリッドロケットとは、相の異なる推進剤からなるロケットであり、

^{*1} 工学研究院モビリティシステム工学専攻

^{*2} 交通機械工学科

令和 6 年 1 月 10 日受理

一般的には固体の燃料に気体か液体の酸化剤を供給して燃焼させるロケットである。ハイブリッドロケットの利点としては、低コストであり、安全性が高く、排気ガスが環境にやさしく、再着火が可能であり、推力制御が可能であるといった点が挙げられる。一方で欠点としては、燃料後退速度が低い、燃焼効率が低い、燃焼中に O/F(酸燃比)がシフトするといった点が挙げられる。今後ハイブリッドロケットが固体ロケットや液体ロケットと並んで宇宙輸送システムの基幹を担っていくためには、これらの欠点を克服し最高性能を長時間維持することができるとともに燃料グレイン全体を均一に燃焼させることができる燃焼方式の展開が望まれる。

燃料後退速度を向上させるために様々な研究が行われている。マルチポート型のグレイン形状では、燃焼面積を簡単に増加させ、燃料後退速度を改善することができる。しかし、グレインの設計・加工が難しく、燃焼中に各ポートがつながり、燃料が脱落してスロートで閉塞するなどの難点がある。

Nagata らは、燃焼ガスを燃料グレイン端面に衝突されることで燃料後退速度を高める縦列多段面衝突噴流方式を提案した⁹⁾ (図 1)。

Yuasa らは円筒形状の燃料の中心に軸方向の穴をあけたシングルポート形状のグレインの上流側から酸化剤を旋回させて導入する方式を提案し、燃料後退速度を上げることに成功した¹⁰⁾ (図 2)。しかしながら、上流側のみから旋回を加える酸化剤旋回流方式では、下流に行くにしたがって旋回流が弱くなり燃料後退速度が低下する。

Knuth らは燃焼室の下流から酸化剤に旋回を加えて流入させる Vortex 方式を提案している¹⁰⁾ (図 3)。

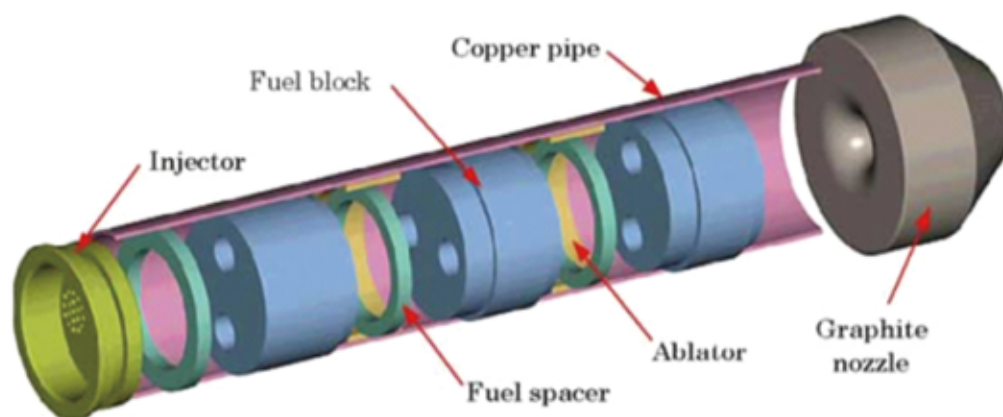


図 1 CAMUI ロケット概略図

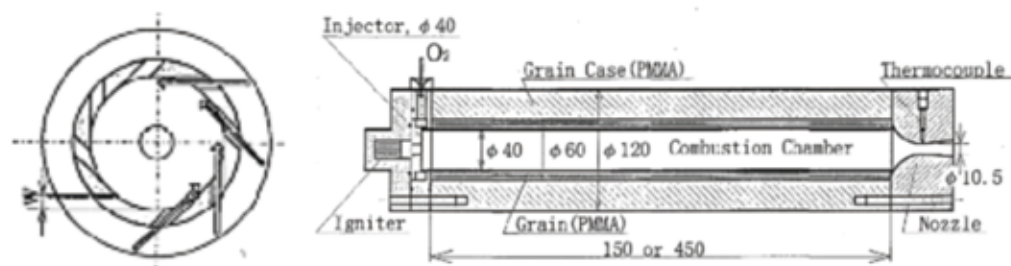


図 2 酸化剤旋回流型方式概略図

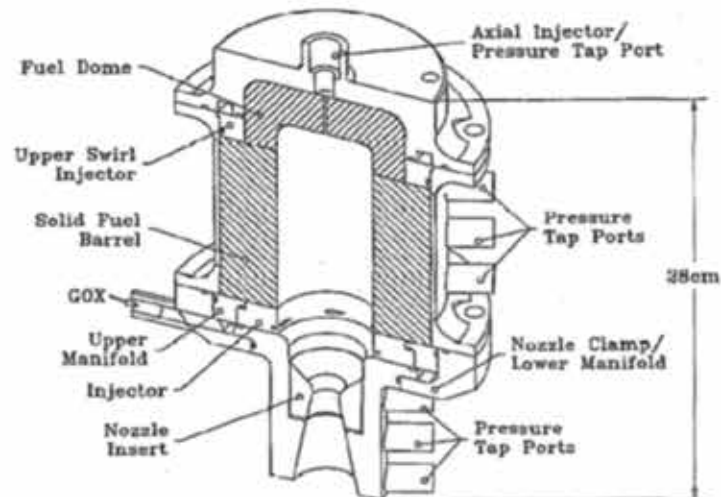


図3 Vortex方式ロケット概略図

以上の3つの方法は燃焼室をある程度増加させるにはよい方法であるが、まだ十分な改善が得られていない。著者らはYuasaらの旋回流方式に着目し、下流に行くにしたがって旋回流が弱くなり燃料後退速度が低下するところで、再び旋回流を導入して旋回流を強めることを繰り返すことで、グレイン全体にわたって強い旋回流を維持する方式を提案した⁽¹²⁾⁽¹³⁾。これを多断面旋回流方式(Multi-Section Swirl Injection Method)と呼ぶ。図4にその概略図を示す。

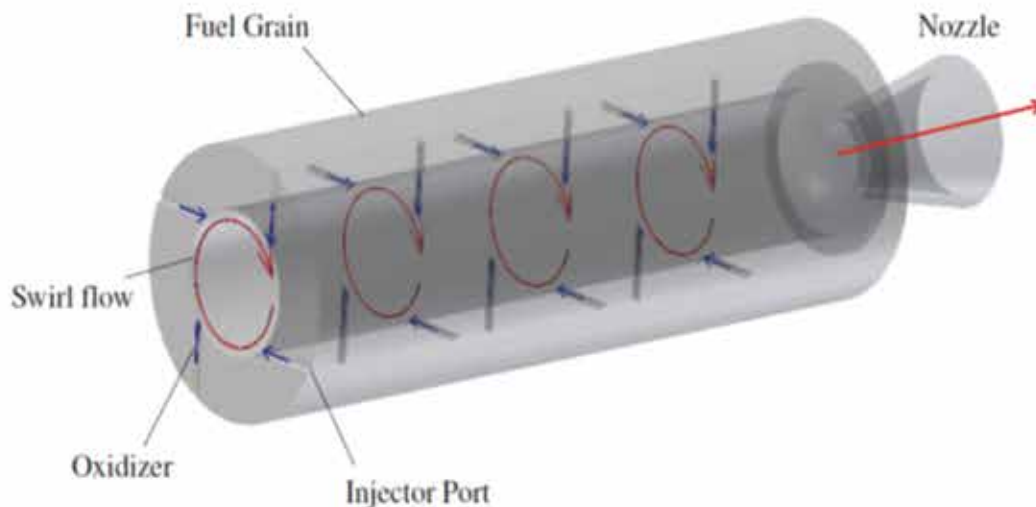


図4 多断面旋回流方式の模式図

ハイブリッドロケットには、O/Fシフトという課題も存在する。O/Fシフトとは、燃焼中にO/Fが設計値から変化し、性能が低下する現象である。これは、燃焼中に燃料グレインのポート径が増大し、燃料の供給量が増加するがそれに伴って酸化剤が増加できないときに生じる。また、スロットリング時に酸化剤の流量を変化させるが、それに伴い燃料供給量も変化する。このとき燃焼室の全ての部分で酸化剤の流量と燃料の供給量を最適な値に保つことができればよいが一般にはそれは困難であり、このためO/Fシフトが生じる。

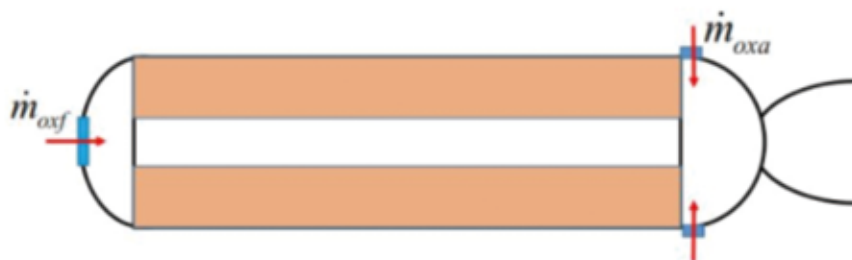
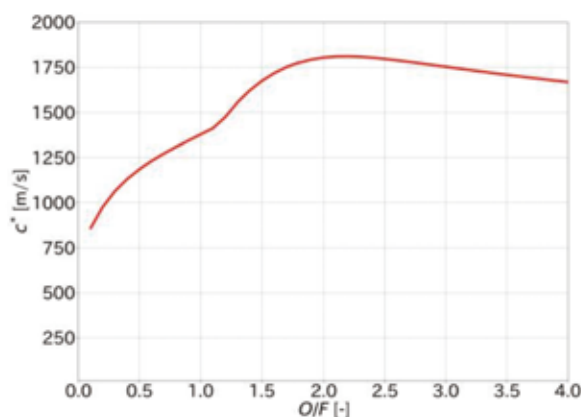


図5 Karabeyoglu による Aft oxidizer injection

この課題を解決するために Karabeyoglu らによって Aft oxidizer injection が提案された¹⁴⁾ (図5)。この方式は、燃料後方に追加的に酸化剤を噴射する方法である。前方の酸化剤で燃料が燃え多くの燃料が気化するが、燃料過多の場合に燃焼室後方に設けた空間で酸化剤を注入して燃料を完全に燃焼させるという方式である。しかしながら、この方法は提案はされたものの、実際に燃焼実験を行った例は著者らの知る限り存在しない。また、後述するような後方燃焼室において逆旋回を掛けた酸化剤注入法はこれまで存在しない。

ここで特性排気速度と O/F 値の関係について述べる。本実験で使用する燃料のマイクロクリスタリンワックスの特性値を用いて NASA の CEA プログラムを用いて算出した O/F と特性排気速度 c^* の関係図を図6に示す。本実験では、高い特性排気速度である評価基準として最大特性排気速度を 100% とし 95% 以上である O/F 値として 1.6~3.5 を最適な O/F の範囲とすることとした。

図6 O/F と特性排気速度 c^* の関係図

さて、著者らは多段面旋回流方式を世界で初めて提案したが、この方法では、燃料が多量に燃焼室に供給することには成功したがこれを燃焼させるために酸素を供給しようとするときに多くの燃料が供給されることになり最適な O/F から O/F 値が減少するという不具合が生じた。この方法を解決するために、著者らは燃焼室とノズルの間に混合室を設け、そこに酸素を逆旋回で供給する多段面旋回流・後方逆旋回流型ハイブリッドロケットを世界で初めて提案し(図7)、実験的にその有効性を世界で初めて実証した¹⁵⁾¹⁶⁾。本方法では、混合室内への酸素注入の際に上流側の燃焼室内の多段面での酸素の旋回流の方向とは逆方向に酸素を吹き出すことを実験的に実現し、これまでの一方向の旋回流を壊すことで乱れた燃焼流れ場を作り出した。しかしながらこの方法はやっと緒についたばかりでまだ最適な組み合わせを見出すには至っていない。

本研究では、この点に着目して、多段面旋回流・後方逆旋回流型ハイブリッドロケットにおいて、燃料部への酸化剤供給量と後方燃焼室への酸化剤供給量の比率を変えることによって性能がどのように変化するかについて考察することを研究目的とした。なお、燃料部は多段面旋回流であることを考慮して今回は2段面としたが1段目と2段目の酸化剤の流量比は同じとした。

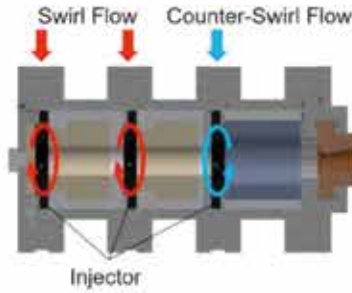
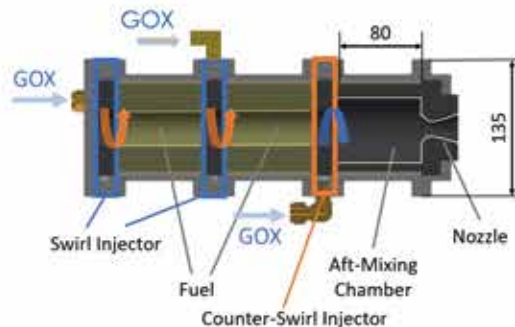


図7 多段面旋回流方式と後端逆旋回流方式を組み合わせた実験装置の模式図

2. 実験装置と方法

2.1 ハイブリッドロケットエンジン供試体

図 8(a)に実験装置であるハイブリッドロケットエンジン供試体の全体図を示す。また、図 8(b)にその写真を示す。左から燃焼室が二つありその右側（下流側）に後方混合室があり、さらに先細末広ノズルがつながっている。末広ノズルは円錐形のコニカルノズルである。なお、燃料室の後方の混合室の内径は 73mm、長さは 80mm であり、その内側には厚さ 5mm の高密度ポリエチレンの筒が収められており、後方混合室内の高温ガスが外側の金属壁と直接接触することを遮断している。ノズルスロート径は 14.5mm である。尚、図 8(b)の写真にはノズルのすじ上流側に圧力測定フランジが装着されている。



(a)



(b)

図8 実験に用いたハイブリッドロケットエンジンの模式図(a)とその写真(b)

2.2 燃焼グレイン

実験に用いた酸化剤は気体酸素、燃料はマイクロクリスタリンワックスにステアリン酸を 7.5 %wt 添加したものをを用いた。燃料グレインの初期ポート径は 30mm、1 モジュール当たりの長さは 80mm である。燃料は、外径 70mm、厚さ 5mm、長さ 80 mm の高密度ポリエチレンの円筒形筒状のものに、溶かしたのち流し込んで成形した。実験に用いた燃料グレインを図 9 に示す。

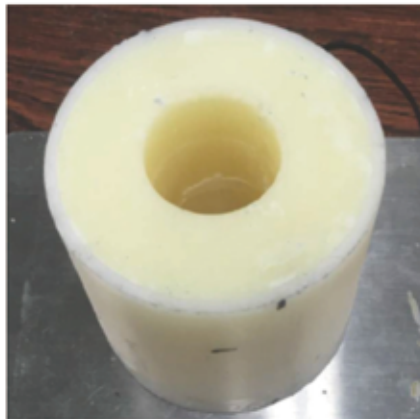


図 9 燃料グレイン（マイクロクリスタリンワックス+7.5%wt ステアリン酸）

2.3 酸化剤の旋回流発生装置

二つの燃料グレインを収めた容器のそれぞれの上流側（図では左側）には外部から導入した酸素ガスを一旦フランジに設けた空洞内に導き、その空洞内から内側に向かって 120 度ごとに斜めに設けた酸化剤噴射口を通して旋回をかけて酸素を供給した。その模式図を図 10 に示す。

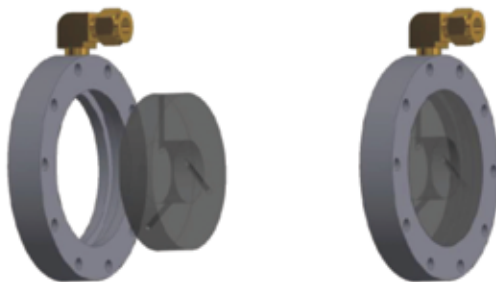


図 10 旋回を掛けて酸化剤（酸素ガス）を導入する装置の模式図

なお、1 段目と 2 段目の旋回流の向きは同じにして燃料後退速度を増やすことを狙った。また、後方混合室の入り口には同様の酸素噴射口を設けたがここでは旋回流の向きは 1 段目と 2 段目の向きとは反対方向にすることによって燃料と酸素がよく混じり合うよう工夫した。

2.4 配管系と計測系

実験に用いた配管系と計測系を図 11 に示す。

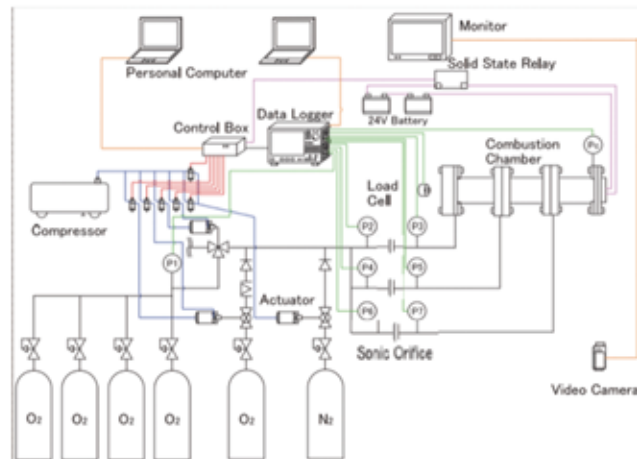


図 11 実験装置の配管系と計測装置系

実験では、まず酸素ガスを少量流して供試体の内側を酸素で充満させ、そののちにイグナイターにより着火させるとともに速やかに大流量の酸素を燃焼室と後方混合室内に供給して燃焼実験を行った。指定された燃焼時間を過ぎると大流量の酸素の供給を止め、直ちに窒素ガスを供試体内に流して燃焼を停止させた。今回の実験では燃焼時間は約3秒とした。

実験中、酸化剤供給圧力、ノズルスロート直前の混合室における圧力（燃焼室圧力）、推力をデータロガーに計測するとともにノズル排気される燃焼ガスの様子をビデオで撮影した。

2.5 推力測定方法

推力測定においては、エンジン土台の上に2枚のアルミニウム合金の支持板を固定し、その上にハイブリッドロケットを載せて固定し、ロケット台を支えている支持板の根元に装着した4枚の歪ゲージの出力から発生する推力を測定した。なお、歪ゲージの出力と得られた推力との関係は、あらかじめ行った較正試験より求めた。実験に用いた推力測定装置を図12に示す。

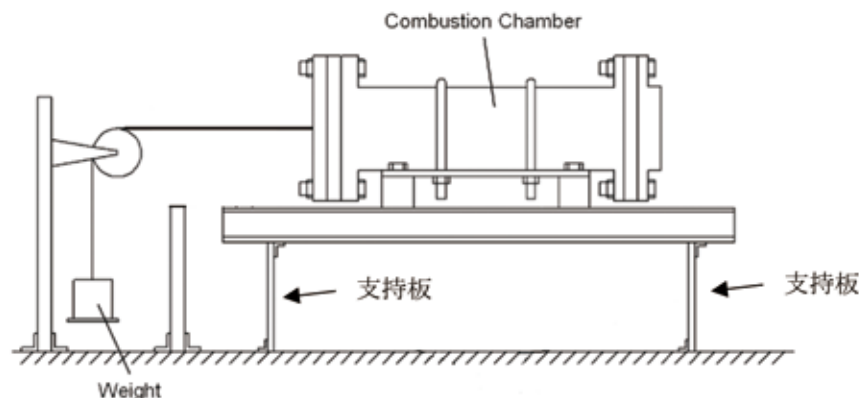


図 12 推力測定装置

2.6 ソニックオリフィス

実験中、酸化剤の質量率を一定に保つ必要があるためソニックオリフィスを用いた。ソニックオリフィスの写真とその中に収納したオリフィスプレートの写真を図13に示す。オリフィスプレートは直径30mm、厚さ3mmのアルミニウムの円盤であり、中心に穴をあけた。実験にあたっては予め種々の穴をあけたオリフィスプレートを用意してそれぞれの流量係数を求めておき、実験条件で1段目から3段目までに設定された酸化剤質量率に対応するオリフィスプレートをそれぞれのソニックオリフィス内に装着した。



図 13 ソニックオリフィスとオリフィスプレートの写真（上側の二つの金具がソニックオリフィスでこの間に中央下のオリフィスプレートを内側に装着して使用する）

2.7 実験条件

なお、今回の実験では 1 段目、2 段目の酸化剤流量比は等しくし、3 段目の酸化剤流量比を種々変化させた。実験条件は 6 種類とし、EXP1 から EXP6 で表した。全体の酸化剤流量に対する 1 段目、2 段目、3 段目の酸化剤流量の比を表 1 に示す。

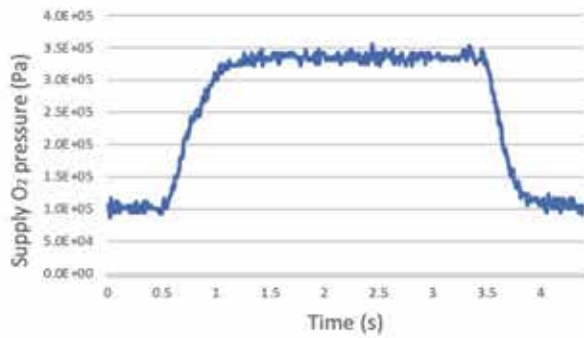
表 1 各実験条件の酸化剤供給量の割合

EXP No.	EXP1	EXP2	EXP3	EXP4	EXP5	EXP6
Oxygen mass flow rate(1st section)	50%	38%	33%	31%	23%	16%
Oxygen mass flow rate(2nd section)	50%	38%	33%	31%	23%	16%
Oxygen mass flow rate(3rd section)	0%	24%	34%	38%	54%	68%

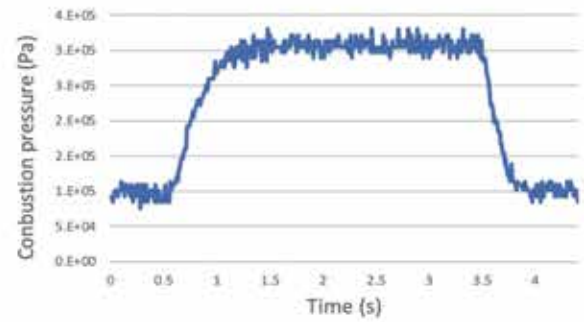
3. 実験結果と考察

燃焼実験は、表 1 に示した実験条件の下で行った。すべての実験条件で 2 回以上行い再現性を確認した。データのばらつきがやや見られたものは 6 回行いその平均値を取った。すべての燃焼実験において定常な燃焼状態を得ることができた。例として EXP5 の燃焼条件での実験結果を図 14 示す。

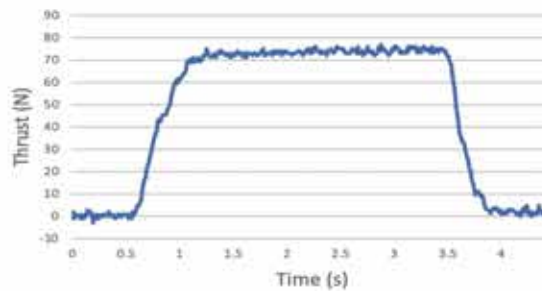
図 15 は、各実験条件における比推力（以下、Isp と称す。Isp は specific impulse (比推力)の略語である。）を示したものである。図 15 から明らかなように、多段面旋回流の EXP1 の Isp に比べて多段面旋回流・後方逆旋回流の EXP2 から EXP6 の Isp が全て高い値を示しており、多段面旋回流に後方逆旋回を組み合わせたほうが高い Isp を得るには効果的であることが明らかになった。また、図 15 からわかるように EXP2 から EXP6 に徐々に Isp が上昇しており、1 段目、2 段目の酸化剤配分率に対して 3 段目の酸化剤配分率を増やすと Isp が徐々に改善されることがわかる。これは 1 段目、2 段目の酸化剤配分率が高い場合、燃焼室内での燃焼が進みより多くの燃料が供給されるが酸化剤と十分に接触することがなくノズルを通して放出されてしまうのではないかと考えられる。一方、1 段目、2 段目の酸化剤配分率が低い場合、燃焼室内に供給される燃料が減少し、3 段目から供給される酸化剤が増え、かつそれが逆旋回流となって供給されるため燃料と酸化剤が十分に接触できることにより完全な燃焼状態に近づくと考えられる。なお、今回の研究では、1 段目と 2 段目の酸化剤配分率を同じにしたが、さらに高い Isp を得るために、1 段目から 3 段目までの酸化剤配分率をそれぞれ変化させて最適な酸化剤配分率を見出す必要があると考えている。



(a) 酸化剤供給圧の時間的な変化



(b) 燃焼室圧力の時間的な変化



(c) 推力の時間的な変化



(d) 燃焼状態の写真

図 14 燃焼実験の一例

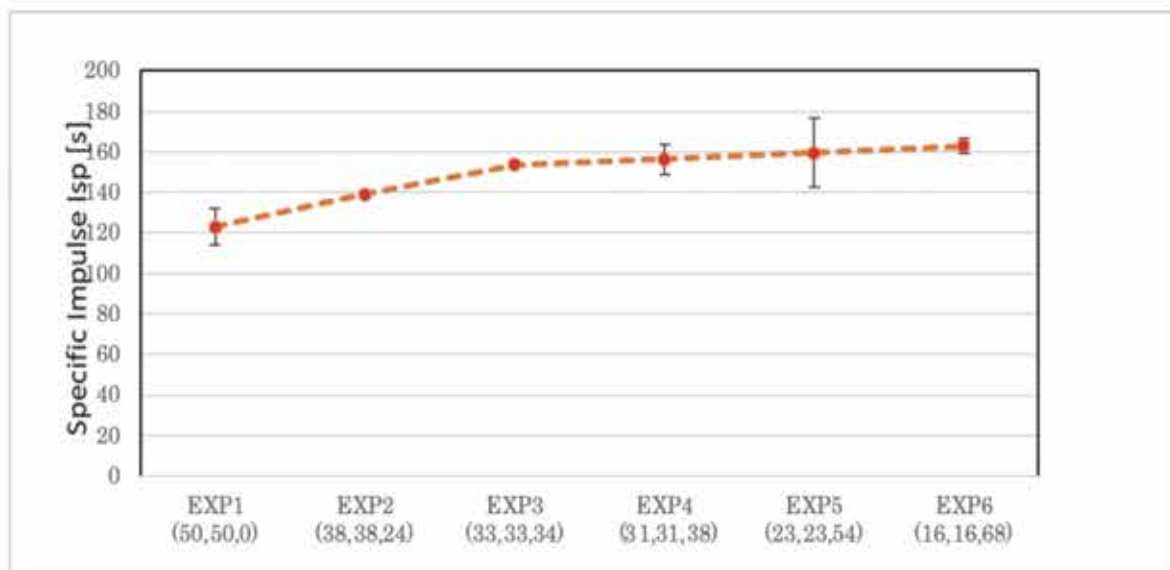
図 15 各実験条件で得られた I_{sp} の値

図 16 に各実験条件における O/F を示す. 今回は燃焼中の O/F シフトまでは把握できていないが, 少なくとも多段面旋回流だけの EXP1 の O/F=1.1 に対してよりも多段面旋回流+後方逆旋回流の EXP2~6 のほうが O/F がこの燃料と酸化剤の組み合わせで最大特性排気速度を得られるとされる O/F 値の 95%以上である 1.6~3.5 の値 (その範囲を図中の赤い点線で示す) にほぼ入っていることがわかる.

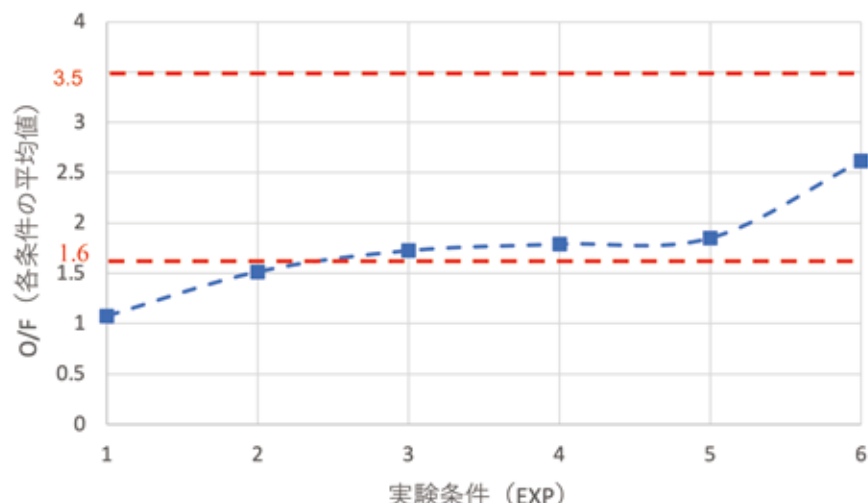


図 16 各実験条件の O/F

今回の研究では、1 段目と 2 段目の酸化剤配分率を同じにしたが、さらにより高い I_{sp} を得るために、1 段目から 3 段目までの酸化剤配分率をそれぞれ変化させて最適な酸化剤配分率を見出す必要がある。その際には O/F 値についても例えば最大特性排気速度の 95% から 100% の範囲内にとどまっているという条件を同時に満たす必要があると考える。

4. 結論

本研究の結論は、以下に要約することができる。

1) ハイブリッドロケットエンジンにおいて多段面旋回流型と後方逆旋回流型を組み合わせた酸化剤供給方式を提案し、多段面旋回流型のみと比べより高い比推力を得ることができることを明らかにした。

2) 多段面旋回流型と後方逆旋回流型を組み合わせた酸化剤供給方式において、多段面旋回流型とした 1 段目と 2 段目の酸化剤の流量比は同じとし、3 段目の酸化剤の流量比を変化させた場合、3 段目の酸化剤の流量比を増やすと今回実験を行った条件の 3 段目の酸化剤の流量比 68% までは、比推力が徐々に増加し、3 段目の酸化剤の流量比 54% から 68% においてはその上昇が緩やかになっているが明らかとなった。

3) 多段面旋回流型と後方逆旋回流型の組み合わせにより、O/F をこの燃料と酸化剤の組み合わせで望ましいとされる 1.6~3.5 の範囲に近づくことが明らかとなった。特に EXP3~EXP6 においては望ましい O/F 値が達成できた。

謝辞

本研究の一部は、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所のハイブリッドロケット研究ワーキンググループの支援を受けたものである。ここに深甚なる謝意を表します。

参考文献

- 1) <http://oneweb.world/#home> [2023 年 10 月アクセス]
- 2) <https://ja.wikipedia.org/wiki/%E3%82%B9%E3%82%BF%E3%83%BC%E3%83%AA%E3%83%B3%E3%82%AF> [2023 年 10 月アクセス]
- 3) <https://www.rocketlabusa.com/> [2023 年 10 月アクセス]
- 4) <https://virginorbit.com/> [2023 年 10 月アクセス]
- 5) <http://www.istellartech.com/> [2023 年 10 月アクセス]
- 6) <https://www.space-one.co.jp/> [2023 年 10 月アクセス]
- 7) Martin J. Chiaverini, and Kenneth K. Kuo: Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, America Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia, 2007, pp.2-4.
- 8) Sutton, G.P.: Rocket Propulsion Elements, 8th Ed., John Wiley & Sons, Inc., 2010.
- 9) Nagata H., Ito M., Maeda T., Watanabe M., Uematsu T., Totani T., and Kudo I.: Development of CAMUI Hybrid Rocket to Create a Market for Small Rocket Experiments, Acta Astronautica, Vol.59, Issues.1-5, 2006.
- 10) S. Yuasa., O. Shimada., T. Imamura., T. Tamura., and K. Yamamoto: A Technique for Improving the Performance of Hybrid Rocket. Engines, AIAA Paper 99-2322, 1999.
- 11) William H. Knuth, Martin J. Chiaverini, Daniel J. Gramer, J. Arthur Sauer: Experimental Investigation of a Vortex-Driven High-Regression.

-
- Rate Hybrid Rocket Engine, AIAA Paper 98-3348, 1998.
- 12) Y. Hirata., S. Oyama., S. Aso., Y. Tani., and T. Shimada.: Performance Advancement of Hybrid Rocket Engine through. Higher Regression Rate and Combustion Efficiency with Multi-section Swirl Injection Method, AIAA paper, AIAA-2011-5907
 - 13) Shigeru Aso, Yasuhiro Tani, Masato Mizuchi, Masato Yamashita, Koki Katakami, Yudai Maji and Toru Shimada: Development of Module-Type Hybrid Rocket Engine with Multi-Section Swirl Injection Method for Flight Experiments, Proceedings of 67th International Astronautical Congress, IAC-16-C4.2.11 (2016)
 - 14) A. Karabeyoğlu., E. Toson., and B. Evans: O/F Shift in Hybrid Rockets, AIAA Propulsion and Energy Forum 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE. Joint Propulsion Conference, 10.2514/6.2014-3851.
 - 15) Shohei Saiga , Atsushi Shirahama , Shigeru Aso , Yasuhiro Tani and Ryohei Arakawa, and Toru Shimada: A Study of Multi-Section Swirl Injection Method Hybrid Rocket for Practical Application, Proceedings of 2019 AIAA SciTech Forum, AIAA Paper 2019-1233.
 - 16) Shigeru Aso, Shohei Saiga, Atsushi Shirahama, Yasuhiro Tani and Toru Shimada: A Study on New Hybrid Rocket Engine with Multi-Section Swirl Injection and Aft Counter-Swirl Injection Method, Proceedings of 70th International Astronautical Congress, IAC-19-C4.2.8 (2019).