

多段面旋回流型ハイブリッドロケットエンジンの O/F シフト対策と 実用化に向けての研究について

麻生 茂^{*1}, 谷 泰寛^{*1}, 雑賀翔平^{*2}, 白濱厚志^{*3}, 荒川 稜平^{*2}, 嶋田 徹^{*4}

A Study on O/F shift of Hybrid Rocket Engine with Multi-Section Swirl Injection Method and Its Practical Application

Shigeru ASO^{*1}, Yasuhiro Tani^{*1}, Shohei Saiga^{*2}, Atsushi Shirahama^{*3}, Ryohei Arakawa^{*2} and Toru Shimada^{*4}

ABSTRACT

A new method with multi-section swirl injection method is proposed in order to improve fuel regression rate of hybrid rocket engine. The new method is to introduce swirling flow through injector ports, which are placed at several cross-sections along the fuel grain. In the present study, throttling experiments of the proposed hybrid rocket engine with multi-section swirl injection method have been conducted. Also O/F shift problems has been investigated in order to keep optimum O/F during whole combustion. To realize multi-section swirl injection method for real flight, two-module type flight engine with multi-section swirl injection method has been proposed and applied to flight experiment. Hybrid rocket engine with multi-section swirl injection method has been successfully proved to operate normally under 2G acceleration environment.

Keywords: Hybrid rocket, space propulsion, O/F shift, combustion

概要

ハイブリッドロケットエンジンは非常に有効な宇宙推進の一つであるが燃料後退速度が遅いという問題があった。著者らはこの問題を解決するために多段面において酸化剤の旋回流を導入して燃焼室全域において旋回流を維持する多段面旋回流方式を提案した。本研究では、この方法を用いてもスロットリングが可能であることを示した。また、燃焼中に O/F が変化する問題について、種々の酸化剤の供給方法によって O/F 値が変化することを見出すとともに、新しい酸化剤供給方法を提案した。また、多段面旋回流方式のハイブリッドロケットエンジンの加速度環境下での有用性を確かめるために飛行実験を行い、その有用性を確認した。

*1 九州大学大学院工学研究院航空宇宙工学部門(Department of Aeronautics and Astronautics, Kyushu University, Fukuoka 819-0395, Japan)

*2 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻(Graduate School, Department of Aeronautics and Astronautics, Kyushu University, Fukuoka 819-0395, Japan)

*3 九州大学工学部機械航空工学科航空宇宙工学コース(Undergraduate Course, Department of Aeronautics and Astronautics, Kyushu University, Fukuoka 819-0395, Japan)

*4 宇宙科学研究所(ISAS, JAXA, Sagamihara 229-8510, Japan)

1. 序論

ハイブリッドロケットは固体ロケットの利点と液体ロケットの利点を併せ持つロケットであり昔から知られてはいたがこれまでに盛んに研究されていたとはいいがたい状況であった。しかしながら 2004 年の Scaled Composites 社の Spaceship 1 の成功により、その実用性が改めて認識された。

また最近では超小型衛星の打ち上げ需要の拡大、高高度での大気観測のための観測ロケットの要請²⁾、及びこれらの打ち上げコストの大幅な圧縮への要請が急務である。

一方、ハイブリッドロケットは低コスト、安全性、再着火性、推力可変能力、低環境負荷などの利点を持ち、一方、低い燃料後退速度、低燃焼効率、燃焼中の O/F シフト、燃焼不安定性などの欠点を有している。

このハイブリッドロケットエンジンの欠点の一つである低い燃料後退速度を増加するためにこれまでにいくつかの方法が提案され、効果を上げてきた³⁻⁵⁾。著者らは燃料ポートの上流側に旋回流を導入して燃料後退速度を上昇させる方法⁴⁾は最も有望と考え、さらに燃料ポート内を下流に進むにつれてその旋回の強さが減衰して燃料後退速度が減少することへの対策として燃料ポート内に新たに旋回流を導入する方法を提案した⁶⁾。著者らはこれを多段面旋回流方式と呼んでいる。図 1 に多断面旋回流方式の概略図を示す。著者らは、従来の燃料と比べ高い燃料後退速度を有するパラフィン系燃料と多断面旋回流方式を組み合わせることで、従来の 3~10 倍高い燃料後退速度を得ている⁶⁾。

本研究では、この方法を用いてもスロットリングが可能であることを示した。また、燃焼中に O/F が変化する問題について、今回は酸化剤の供給方法によって O/F 値が変化することを見出した。また、多断面旋回流方式のハイブリッドロケットエンジンの加速度環境下での有用性を確かめるために飛行実験を行い、その有用性を確認した。

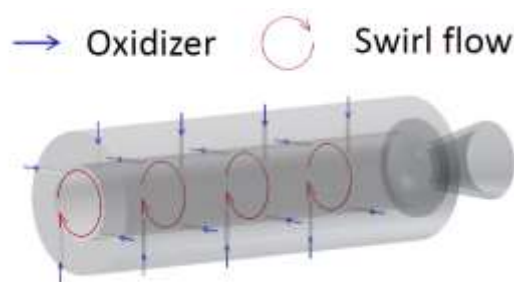


図 1 多断面旋回流方式の模式図

2. 多断面旋回流方式ハイブリッドロケットエンジンのスロットリングに関する基礎研究

多断面旋回流方式ハイブリッドロケットエンジンのスロットリングを行うために図 2 に示すような配管系を準備した。酸化剤は気体酸素であり高压の酸素ボンベから減圧して供給した。

酸素の供給法は酸素の供給圧力を調整するか図 3 に示すようにボールバルブの回転弁をサーボモータにより回転させることによってボールバルブの弁の開度を調整することで行った。また、長時間の燃焼に備えて図 4 に示すようなノズル冷却を行った。

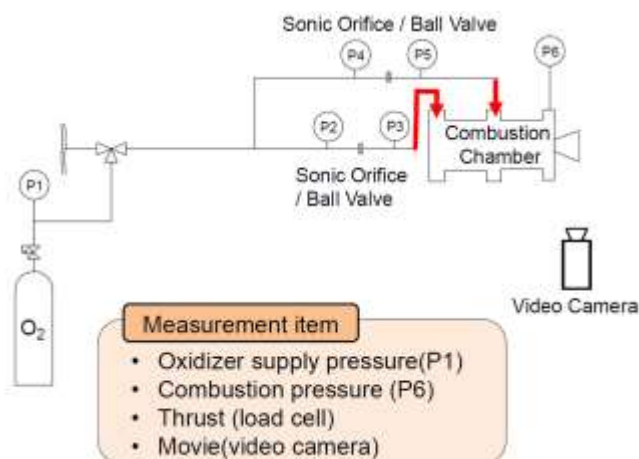


図 2 配管系の模式図

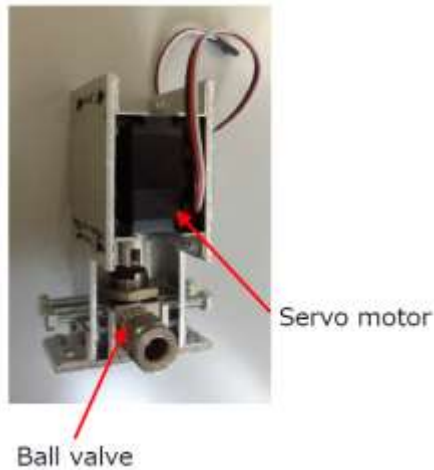


図3 製作した流量調整用バルブ

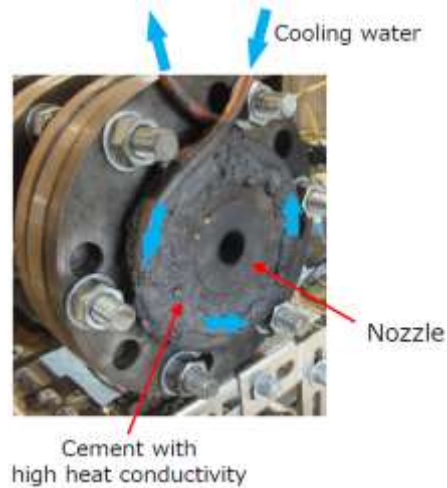


図4 長時間燃焼実験に用意したノズル冷却方法

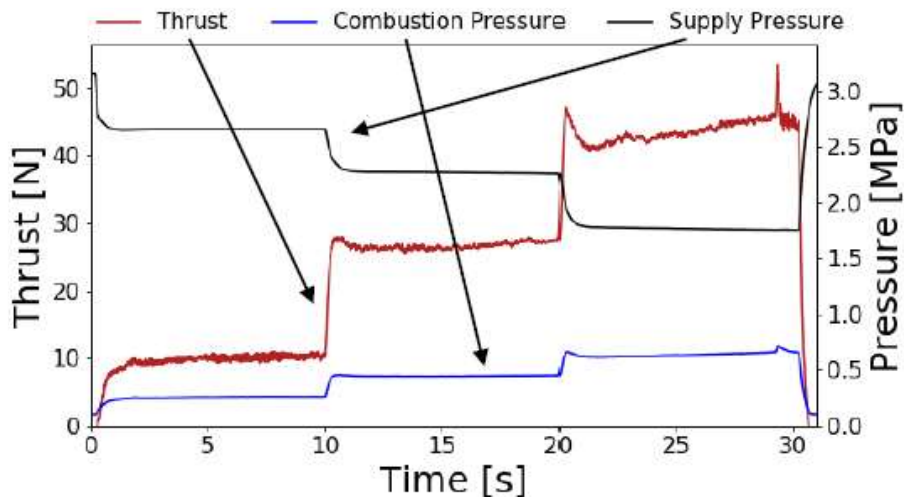


図5 スロットリングの結果

図5にスロットリングを行った結果を示す。燃料は高密度ポリエチレン (HDPE) であり、長さ70mm、ポート径35mm、外径112mmの燃料を流れ方向に二つ直列につなぎそれぞれの上流側から酸素ガスの旋回流を導入した。約10秒ごとに流量調整バルブを操作して酸化剤流量を増加させるとともに燃焼圧力及び推力が増加していることがわかる。燃焼開始から約22秒後あたりから燃焼圧力と推力が徐々に増加しているのは長時間の燃焼により燃料の高密度ポリエチレンの温度が上昇して燃料後退速度が増えているためではないかと考えられる。この結果より多段面旋回流方式によるハイブリッドロケットエンジンでも推力のスロットリングが可能であることが明らかとなった。

3. O/F シフトに関する酸化剤供給法に関する基礎研究

燃焼中にO/Fの変化は重要な問題であるがそのための基礎研究としてまず酸化剤の供給方法を種々試みることによってどのような方法が有効かについて実験を行った。図6はその実験の用いた酸化剤供給方法の模式図である。最近、O/Fシフトの対策として嶋田らはA-SOFTと呼ぶ新しい酸化剤供給法を提案している⁷⁾。この方法は燃料の最上流部からの軸方向の酸化剤供給(図中のAの部分)と同じく燃料の最上流部からの旋回流(図中のS1の部分)の両者の酸化剤質量流量の比を変えることによって燃焼室内の酸化剤と燃料の質量比を変

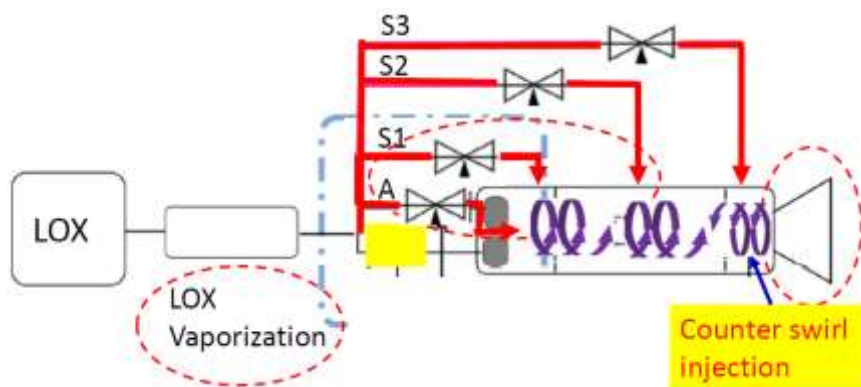


図6 O/F シフトの研究に用いた酸化剤供給系

表1 代表的な酸化剤供給方式によるO/F、C*効率の変化

	$\dot{m}(O_2)$	\dot{r}	O/F	η_{C^*}	Isp
Case 1 A : S1 : S2 (1:1:1)	44.3 g/s	1.48 mm/s	1.87	0.898	161 s
Case 2 A : S1 : S2 (2:1:1)	45.7 g/s	1.32 mm/s	2.21	0.914	164 s
Case 3 S1 : S2 : S3 (1:1:1)	53.5 g/s	1.59 mm/s	2.09	0.942	184 s

えようとする試みである。A-SOFT が本来、軸方向酸化剤供給(A)と最上流側の酸化剤供給(S1)だけから構成されるのに対して、本実験においては、軸方向酸化剤供給(A)と多段面旋回流 (S1 と S2) からなる A-SOFT の応用形態を試みた。なお、燃料としてマイクロクリスタリンワックスにステアリン酸を少量加えたものを用い酸化剤には気体酸素を用いた。

一方、著者らは本来の多段面旋回流方式である酸化剤供給 (図中の S1 と S2) に加えて O/F のコントロールのために燃焼室の後方にあるミキシング室において酸化剤を S1 や S2 の旋回とは逆の旋回をかけて注入することを試みた。

得られた結果を表 1 に示す。Case1 と Case2 についてはほぼ同じ全酸化剤流量に対して酸化剤供給方法を A,S1,S2 に振り分ける比を変えることによって O/F や C*効率がどのように変化するかを調べた。これによると軸方向の酸化剤供給と旋回流による酸化剤供給の比を変えることによって最適な O/F を得ることの見通しを得ることができた。今後はさらに条件を変えた実験を行って最適な酸化剤供給の質量比を見出していく必要があると考えられる。

また、Case3 は、軸流方向の酸化剤供給のかわりに多段面旋回流面方式 (S1 と S2) に加えてミキシング室における逆旋回の酸化剤供給 (S3) を行う方式である。酸化剤供給の比率を S1:S2:S3 について 1:1:1 にすることにより今回用いた燃料と酸化剤の最適な O/F である 2.1 に最も近い値を得ることができ、また C*効率はこの 3 つのケースでは最大の 94.2%を得た。この酸化剤供給方式についても今後はさらに条件を変えた実験を行って最適な酸化剤供給の質量比を見出していく必要があると考えられる。

4. O/F シフトに関する酸化剤供給法に関する基礎研究

多段面旋回流方式のハイブリッドロケットエンジンの加速度環境下での有用性を確かめるために飛行実験を行い、その有用性を確認した。図 7 はその試験に用いたロケットの模式図である。本実験では燃料としてマイクロクリスタリンワックスにステアリン酸を少量加えたものを用い酸化剤には気体酸素を用いた。飛行中の推力、地上燃焼実験で得られた推力及び加速度を図 8 に示す。打ち

上げ場所の制約で到達高度は 47m 程度であるが、最大加速度 2G を達成した。また、このエンジンは当初最大推力 350N を出力した。得られた飛行中の推力履歴と事前に飛行条件と全く同じ酸化剤供給条件で行った地上燃焼試験での推力履歴とがほぼ同じ値をしていることから判断して、多段面旋回流方式ハイブリッドロケットエンジンが 2G までの加速度環境下でも正常に作動することを確認した。

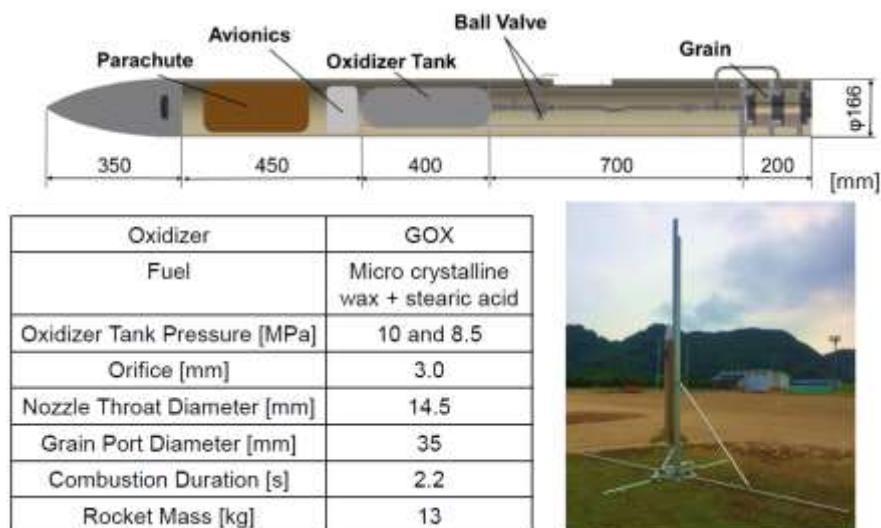


図 7 加速度環境下での多段面旋回流方式ハイブリッドロケットエンジンの試験に用いたロケット

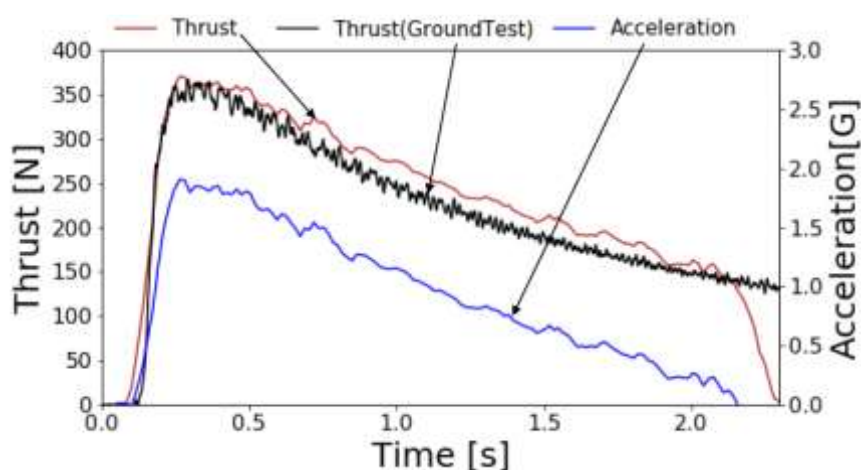


図 8 飛行中の推力、地上燃焼実験で得られた推力及び加速度

5. 結論

本研究においては著者らが提案した多段面旋回流方式ハイブリッドロケットエンジンについて、スロットリングが可能であることを示した。

また、燃焼中に O/F が変化する問題について、今回は酸化剤の供給方法を軸方向酸化剤供給(A)と多段面旋回流 (S1 と S2) からなる A-SOFT の応用形態と本来の多段面旋回流方式である酸化剤供給 (図中の S1 と S2) に加えて O/F のコントロールのために燃焼室の後方にあるミキシング室において酸化剤を S1 や S2 の旋回とは逆の旋回をかけて注入することを試みた。その結果、いずれの方法も O/F を変化させることができるので今後はさらに条件を変えた実験を行って最適な酸化剤供給の質量比

を見出していく必要があることが明らかとなった。また、今回行った条件のもとでは、本来の多段面旋回流方式である酸化剤供給（図中の S1 と S2）に加えて O/F のコントロールのために燃焼室の後方にあるミキシング室において酸化剤を S1 や S2 の旋回とは逆の旋回をかけて注入する方式は最適な O/F を達成するとともに高い C*効率を達成した。

さらに多段面旋回流方式のハイブリッドロケットエンジンの加速度環境下での有用性を確かめるために飛行実験を行い、多段面旋回流方式ハイブリッドロケットエンジンが 2G までの加速度環境下でも正常に作動することを確認した。

謝辞

本研究は、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) <https://www.scaled.com/>
- 2) H. Saito., and Y. Masumoto., “Piggy-Back Satellite for Aurora Observation and technology demonstration”, Acta Astronautica Vol.48, No.5-12, pp.723-735, 2001.
- 3) 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.
- 4) 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.
- 5) Nagata H., Ito M., Maeda T., Watanabe M., Uematsu T., Totani T., Kudo I., “Development of CAMUI Hybrid Rocket to Create a Market for Small Rocket Experiments”, Acta Astronautica, Vol.59, Issues.1-5, 2006.
- 6) Y. Hirata, S. Aso, T. Hayashida, R. Nakawatase, Y. Tani, K. Morishita, T. Shimada, “Improvement of Regression Rate and Combustion Efficiency of High Density Polyethylene Fuel and Paraffin Fuel of Hybrid Rockets with Multi-Section Swirl Injection Method”, AIAA paper, AIAA-2011-5907.
- 7) Ozawa, K., Kitagawa and K., Shimada, T., “Performance Calculations and Burning Tests on Altering-intensity Swirling Oxidizer Flow Type Hybrid Rocket Engines,” 66th International Astronautical Congress, IAF, Jerusalem, Israel, IAC-15,C4,2,5, 2015.