

SUWA 小型ロケットプロジェクトにおける

ハイブリッドロケットエンジンの開発

宮澤 諒太^{*1}, 中山 昇^{*2}

Development of hybrid rocket engine in SUWA Rocket Project

,Miyazawa RYOTA^{*1}, Noboru NAKAYAMA^{*2}

ABSTRACT

I will introduce the hybrid rocket engine in the SUWA Rocket Project. We developed a soft type engine by introducing swirl flow. As a result, engine performance was improved. The average thrust was about 500.0 [N], which was three times that of the previous year's engine. The O/F also improved to 13.78 from 17.67 in the previous year.

Keywords: SUWA Rocket Project, hybrid rocket engine

概要

SUWA小型ロケットプロジェクトでのハイブリッドロケットエンジンについて紹介する。今回新たに旋回流を導入しsoft式エンジンの開発を行った。その結果、エンジン性能を向上させ平均推力約500.0[N]と前年度エンジンの平均推力約170.0[N]の3倍程度の向上を実現した。また、O/Fに関しても前年度17.67に対して13.78と向上した。

1. はじめに

諏訪圏の精密工業の発展を支える人材育成を目的として、ハイブリッドエンジンを搭載した小型ロケットの開発を行っている。諏訪圏産のロケット開発を行うことで宇宙機器の技術力向上につながることも目的としている。これまで3回のロケット打ち上げ実験を実施し、2機の自作ロケットエンジンの開発を行った。

ここでは、本プロジェクトで開発したハイブリッドロケットエンジンの性能の実証実験について報告する。

2. ハイブリッドロケットエンジン開発計画

2.1. ハイブリッドロケットエンジンの概要

前年度得られた実験結果より、着火方法・酸化剤供給方法の変更を行った。変更内容を図1に示す。旋回流はHeyperTek社のロケットエンジンを参考にし、インジェクタに斜め穴を開けることで発生させている。製作した自作ロケットエンジンの概観図を図2 にインジェクタの概観図を図3に示す。

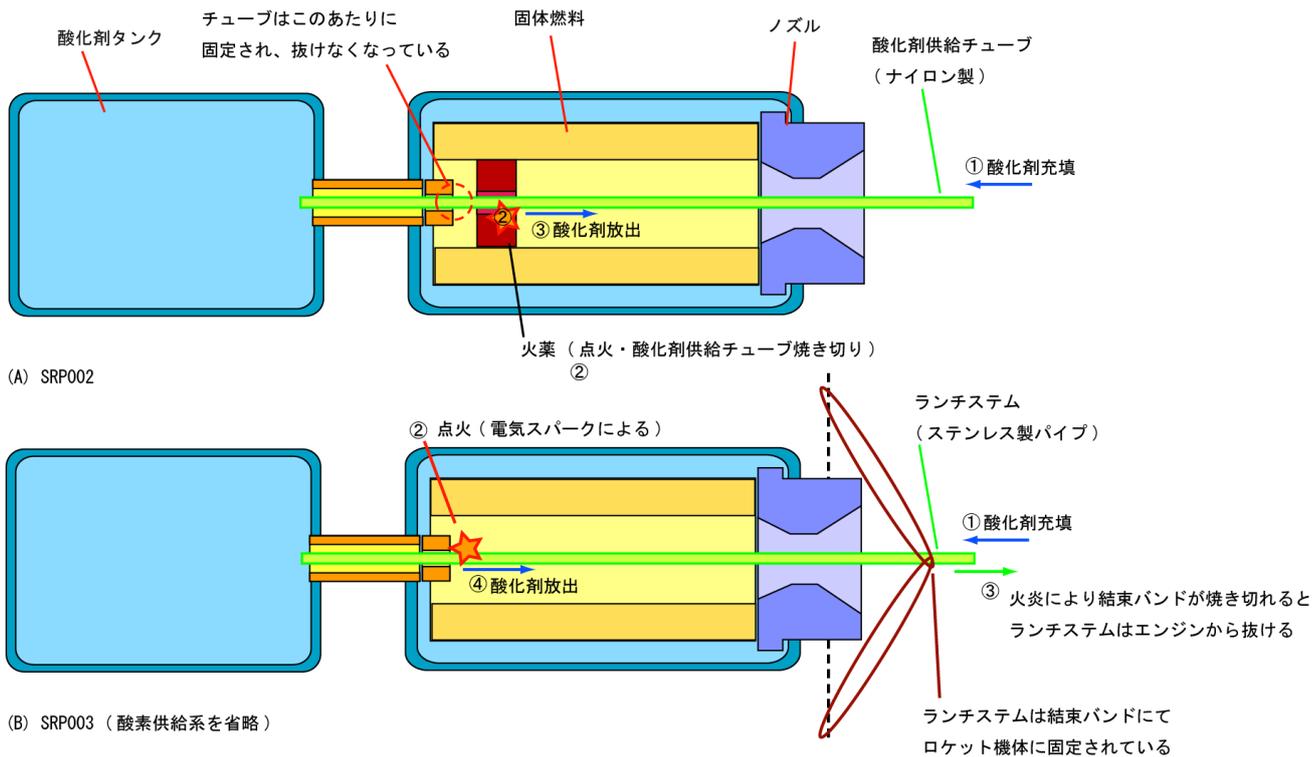


図1 SRP002エンジンとSRP003エンジンでの変更点

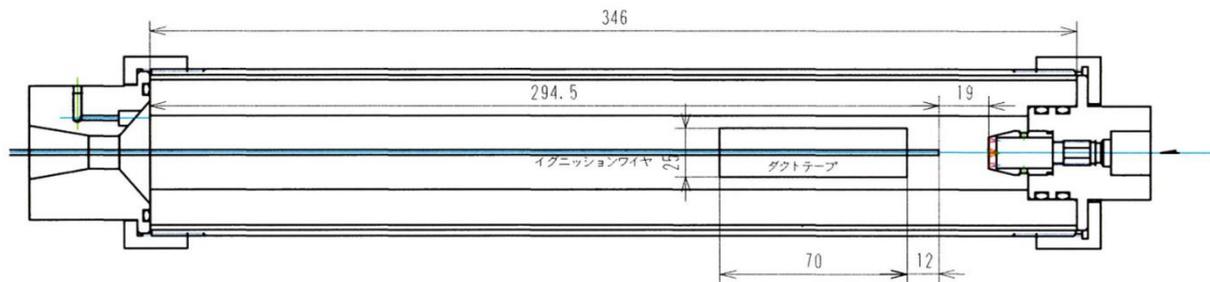


図2 自作エンジン概略(断面図)



図3 インジェクタ概観図

表 1 自作エンジン概要

名称	SRP003FM
燃焼室全長[mm]	320
燃料内径[mm]	φ 61
酸化剤	亜酸化窒素
酸化剤容量[cc]	2800
固体燃料	ポリプロピレン
固体燃料重量[g]	630
ノズルスロート径[mm]	φ16
酸化剤タンク圧[Mpa]	6±0.5
オリフィス径[mm]	φ 4.35

3. 燃焼実験

3.1. 実験日程

実験期間は平成30年1月～平成30年3月の期間で行った。詳細な日程を表2に示す。

表 2 燃焼試験日程と実験目的

01月28日(日)	FMエンジンの性能検証
02月04日(日)	打上時配管を用いた性能検証
02月12日(月)	グラフアイトノズルを用いた性能検証
02月18日(日)	ステムによる酸化剤供給方式を用いた性能検証
02月25日(日)	自作酸化剤タンクを用いた性能検証
03月03日(土)	エンジン性能再現性確認実験

3.2. 試験設備

燃焼試験実施にあたり、図4に示す燃焼試験装置を自作した。装置はコンテナ内に固定され、エンジン燃焼室部はリニアガイドを介して燃焼試験台上に設置されている。リニアガイド稼動部はロードセルに固定されており、ロードセルで荷重を受けることにより推力を計測する。図5に地上支援装置(GSE)の配管図を示す。GSEはコンテナ外の架台に設置している。ガスボンベ類もコンテナ外に設置し、GSE配管部に接続している。亜酸化窒素ボンベは自作のアルミフレーム製スタンドを用いて逆向きに設置し、市販のボンベ用温度調整機能付きヒーターを用い、ボンベ圧を監視しながら加温することで酸化剤タンク圧の制御を行った。

燃焼試験時の配置を図6に示す。試験に係る動作・計測の制御は実験場建屋内に設置した本部から

行った。なお、コンテナは地元消防所からの指導のもと実験場建屋から6m離して設置し、エンジンノズルは図6の下方を向けて設置されている。ノズル方向には、ノズルの飛散などの事故に備え図7に示すように防護壁を設置している。

表3に今回の実験で使用した計測器類を示す。

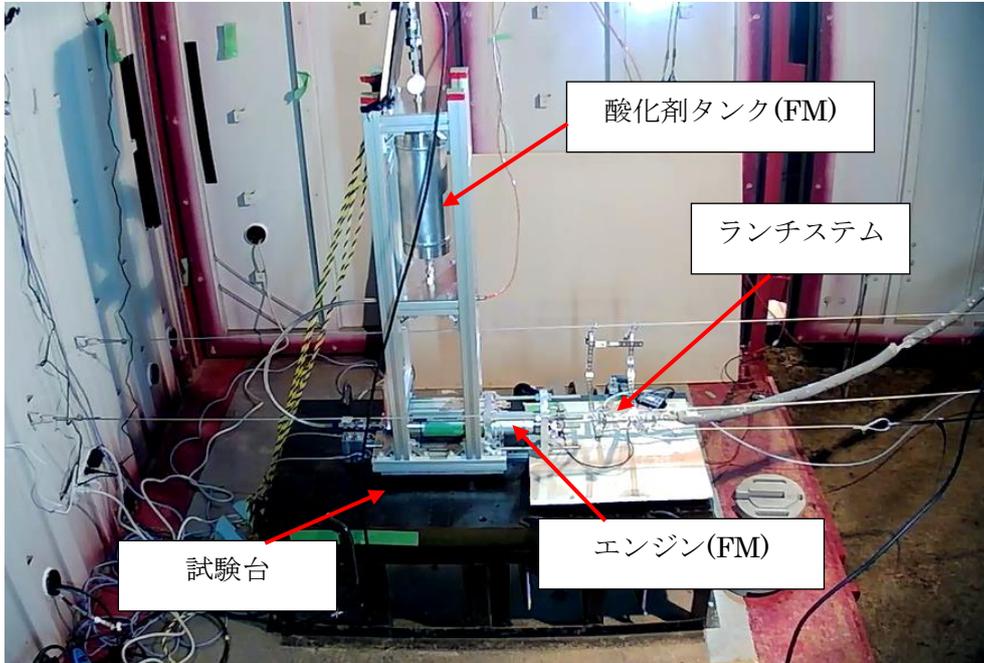


図4. 燃焼試験の設備・装置概略図

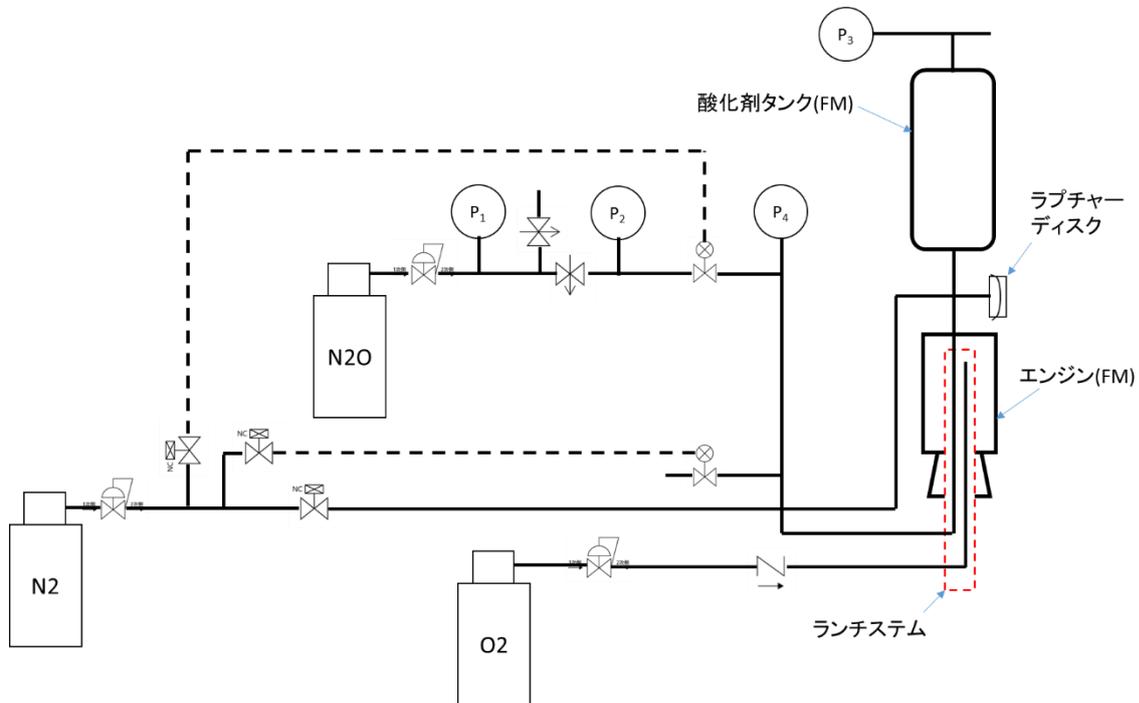


図5. GSE 配管図



図 6 燃烧試験時の配置図

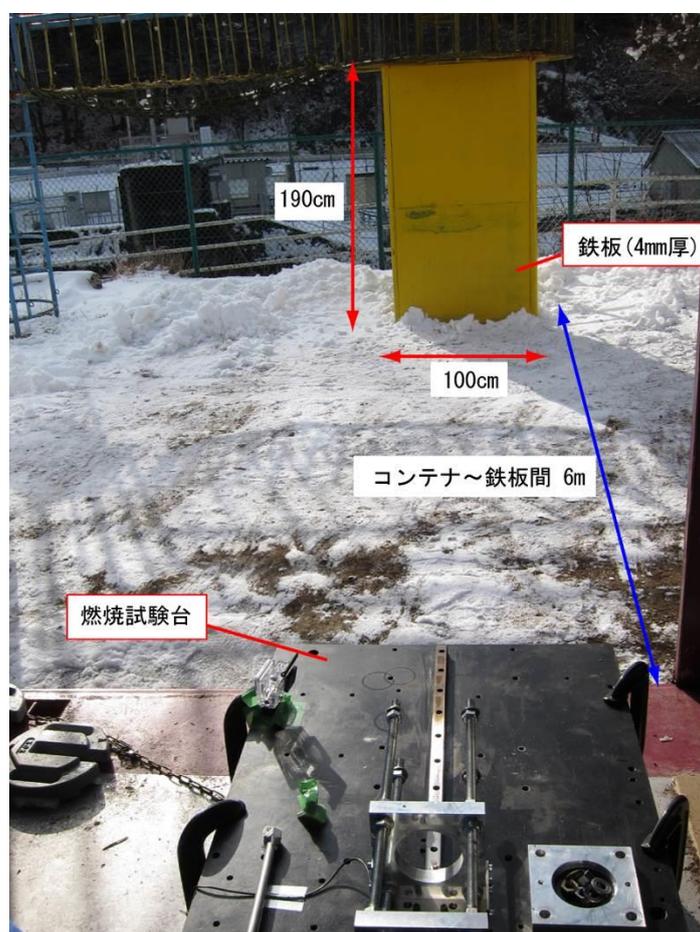


図 7 防護用鉄板の配置写真

表 3 燃焼試験に使用した計測器類

計測器	型式	メーカー	用途
ロードセル	LUX-B-5KN-ID	共和電業	推力測定
圧力計	PG-100KU	共和電業	燃焼室圧測定
圧力計	PG-100KU	共和電業	酸化剤タンク圧測定
圧力計	PG-100KU	共和電業	亜酸化窒素ボンベ圧測定
K型熱電対	TMK2.3-100	ミスミ	配管各部温度測定
ひずみゲージ	KFGS-2-120-C1-11 L5M3R	共和電業	燃焼室、酸化剤タンク等のひずみ測定

3.3. 験結果

図 8 に実験の様子を示す。図に示す通り、破損など無く無事に燃焼することが出来た。実験結果を図 9 に示す。最大推力は 700[N]、平均推力は 500[N]で燃焼時間は 10.4[s]、トータルインパルスは 5283[Ns]となった。この結果をもとにロケットの飛行シミュレーションを行った結果、到達高度は 3000m を超える結果となり、エンジン性能は十分であると判断した。

また、前年度の自作エンジンとの比較を表 4 に示す。前年度と比較すると、酸化剤容量の違いはあるものの、平均推力は昨年度 171[N]に対して約 3 倍の向上を実現した。また、O/F についても前年度 17.67 に対して 13.78 と向上したことが確認できた。この結果から旋回流を導入することでのエンジン性能向上を確認することが出来た。

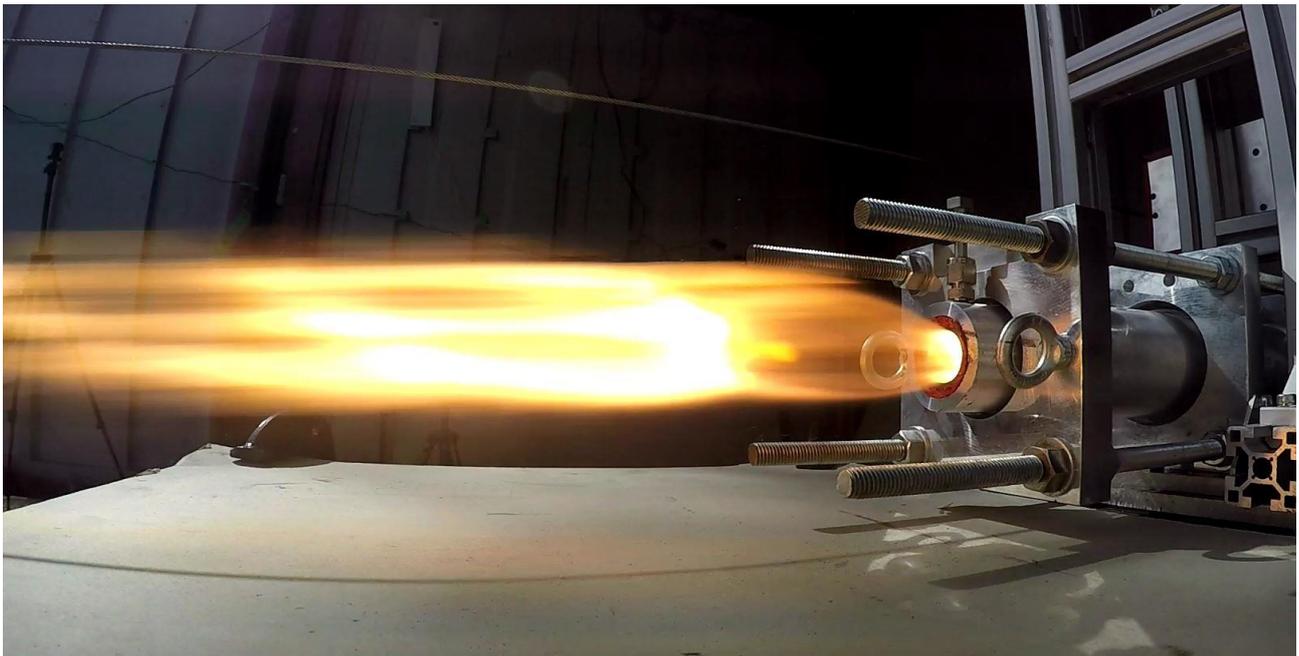


図 8 燃焼時の様子

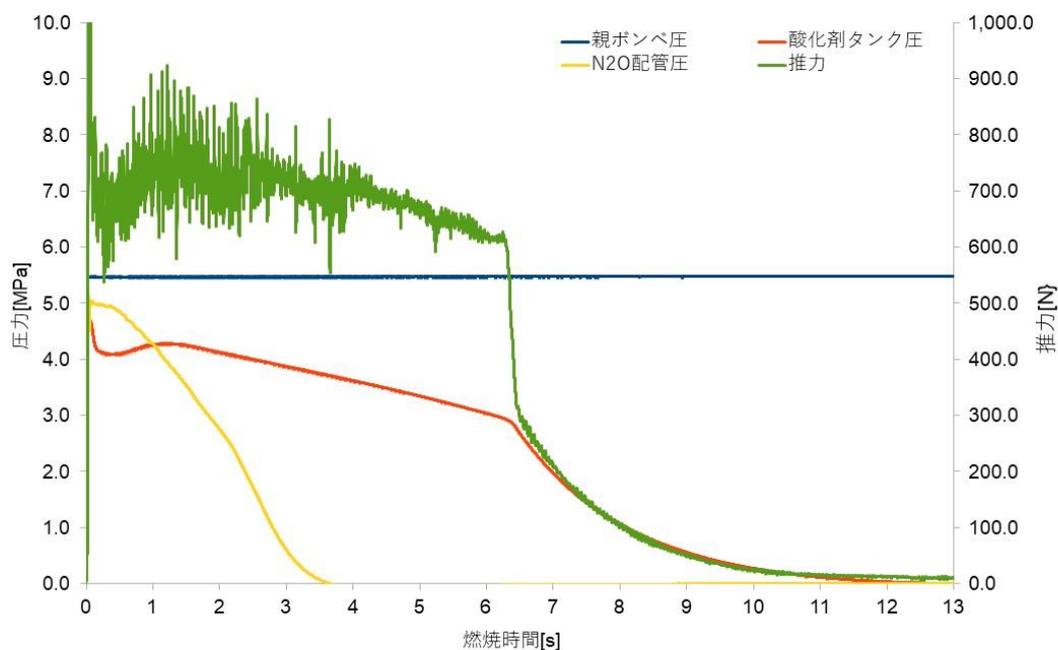


図 9 実験結果

表 4 SRP002 エンジンとの比較

	SRP002 エンジン	SRP003 エンジン
酸化剤タンク容量[cc]	1200	2800
最大推力[N]	500	700
平均推力[N]	171	506
燃焼時間[s]	6.7	10.4
トータルインパルス[Ns]	1146	5283
燃料後退速度[mm/s]	0.597	0.730
酸化剤/燃料比	17.67	13.78

4. まとめ

ロケットの開発をはじめから3年目で高度3,500mまで上昇するロケットエンジンを作製できたことは、諏訪の技術力の高さを証明することが出来たと考える。また、旋回流を新たに導入することで、昨年度のエンジンの約3倍の推力を実現することができ、旋回流の有用性を確認することができた。しかし、現状のエンジンはHyperTEK社のエンジンを模倣したものであり、実験結果を設計に反映することができておらず、O/Fの最適化などができていない。今後は、実験結果の解析を行い、設計に反映することで燃焼効率の高いエンジン製作を行っていきたいと考える

謝辞

本プロジェクトは「地域活性化・地域住民生活等緊急支援交付金（地方創生先行型）先駆的事業分（タイプ I）」の助成を受けたものです。

*1 太陽工業株式会社(Taiyo Industry Co.,LTD.)

*2 信州大学 (Shinshu university)