

低コスト燃料を用いたサブスケールハイブリッドロケットエンジンの燃焼特性

○五十嵐 真二, 福地 亜宝郎, 山本 研吾 (株式会社IHIエアロスペース 基盤技術部)

Study of Electric-motor Turbo Pump for Reusable Hybrid Rocket Engine
Shinji Igarashi, Apollo B. Fukuchi, Kengo Yamamoto
(IHI AEROSPACE Co., Ltd. Technologies Development Department)

Key Words: Low cost fuel, Reusable Hybrid Rocket Engine

Abstract

A hybrid rocket engine is suitable for the reusable launch vehicle in low cost and safety. The authors study the hybrid rocket engine with a low cost fuel targeting the reusable launch vehicle like the SpaceShip2. For developing large-scale engines for the reusable launch vehicle, we conducted the hot firing tests of sub-scale hybrid rocket engines to obtain combustion characteristics of the low cost fuel. The fuel grains were multi-port type and wagon-wheel type, and the size of the grains was 160mm in diameter and 350mm in length, and the oxidizer was LOX. It was found that the ignition and combustion were very stable. We confirmed the burning time that more than 20-second duration was achieved.

1. 背景

ハイブリッドロケットエンジンは、推力制御、緊急停止、再着火制御等に優れている液体ロケットエンジンの特性と、運用費が低く簡易オペレーション等に優れている固体ロケットエンジンの特性を兼ね備え、低コスト化、安全性にも優れたロケットエンジンであり、各国で研究が進められている[1]。

IAでのハイブリッドロケットエンジンの開発目標はSpaceShip2に代表される再使用機への適用である[2]。再使用機のチケット代は現時点で数千万円台と高額のため、利用者が限定される。今後の市場拡大には1フライトあたりのコストを下げる必要があり、我々はリカリングコストに着目した。試算によると、推進剤の組み合わせが N_2O /HTPBの場合では、リカリングコストの約2/3は燃料代が占めている。このことは燃料代を下げれば1フライトあたりのコスト低減に有効であることを意味している。そのためIAでは低コストハイブリッドロケットエンジンの開発を行い、再使用機への適用を目指している。

低コストハイブリッドロケットエンジンとして、IAでは LOX /低コスト燃料の研究を推進している[3]。現在候補としている低コスト燃料を用いることにより、 N_2O /HTPBの組み合わせに対して約1/20のコストを達成できると考えている。

低コスト燃料の研究は2008年から進めている[3]。再使用型機の一例としては、推力10ton級、エンジンサイズは $\phi 700mm$ 程度となる見込みである[4]。図1-1にIAのハイブリッドロケットエンジン開発フローを

示す。2008年より低コスト燃料の選定を行い、小型サイズでの燃焼試験や燃料の物性試験を実施してきた。2010年からは、実機グレイン設計の基本的データ取得のため、サブスケールサイズエンジンとして $\phi 160mm$ サイズの燃焼試験を実施している[5]。

今後は実機サイズのエンジン設計やグレイン設計、燃焼試験を計画している。

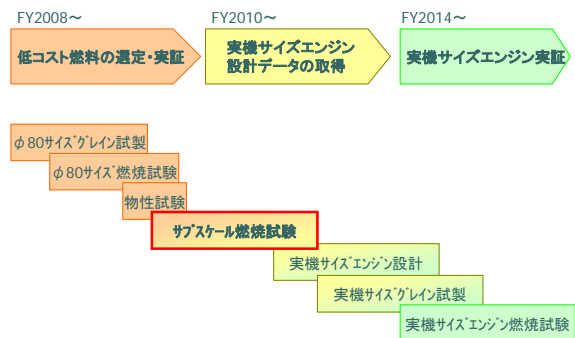


図1-1 IAのハイブリッドロケットエンジン開発フロー

2. 試験目的

実機サイズエンジン設計のための技術課題の一つとして、低コスト燃料の長秒時での燃焼特性データ取得を目的とし、2種類のグレイン形状にてサブスケールエンジン ($\phi 160mm$ サイズ、大気推力2kN級)の燃焼試験 (目標燃焼時間: 20s以上) を実施し、燃焼安定性の確認と異なるグレイン形状に対する燃焼特性の取得を行う。

3. 供試体概要

図3-1に供試体概要を示す。燃焼室直径はφ160mmで、長さ350mmのグレインの上流・下流にそれぞれ前部燃焼室、後部燃焼室を配した構成となっている。グレイン形状は長秒時試験を前提に2種類設定した。一つ目はマルチポートグレインで、過去の試験[5]時の形状に対し、ポート数を19個から7個に減少させ、ウェブ厚を確保したものである。二つ目はワゴンホイールグレインで、中央部に円形ポートを配し、その周囲に60°間隔で扇型のポートを配した形状である。ワゴンホイールグレインは燃え切り後の残燃料がマルチポートグレインに比べて少なくなるように設定したものである。

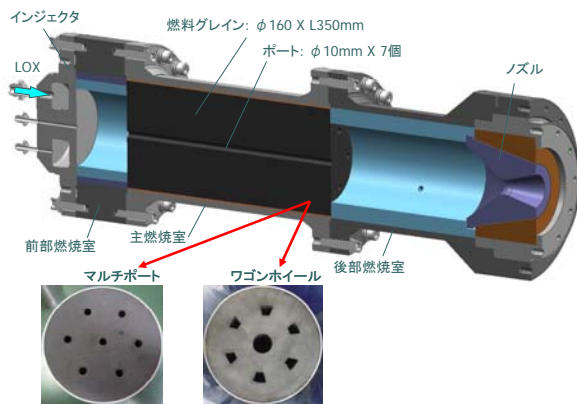


図3-1 供試体概要

4. 試験条件

表4-1に試験条件一覧を示す。2種類のグレイン形状に対して、燃焼時間をパラメータに試験条件を設定した。燃焼時間は短秒時、中秒時、長秒時で設定した。短秒時、中秒時燃焼試験は同一の燃料グレインを再利用することで、長秒時燃焼の燃焼中断を模擬した。長秒時燃焼試験では、燃焼速度の算出と燃焼後のポート形状を確認するため、燃料は燃え切らせない条件とした。

表4-1 試験条件一覧

グレイン形状	マルチポートグレイン			ワゴンホイールグレイン		
	#01 (短秒時)	#02※ (中秒時)	#03 (長秒時)	#04 (短秒時)	#05※ (中秒時)	#06 (長秒時)
試験番号	#01 (短秒時)	#02※ (中秒時)	#03 (長秒時)	#04 (短秒時)	#05※ (中秒時)	#06 (長秒時)
燃焼時間 [目標] [s]	6	12	21	6	9	21
LOX流量 [kg/s]	0.44	0.38~0.66	0.41~0.83	0.47	0.64~0.79	0.48~0.87
燃焼圧力 [MPa]	3.1	2.4~1.4	2.8~1.0	3.3	2.5~1.8	3.1~1.3
推力 [kN]	1.8	1.5~2.2	1.8~2.5	1.9	2.0~2.4	1.8~2.4
O/F [-]	1.6	2.0~2.8	1.6~3.1	1.6	2.2~2.7	1.6~3.4
燃料グレイン	新品	#01燃焼後再使用	新品	新品	#01燃焼後再使用	新品

※#02では#01の、#05では#04の燃焼後グレインをそれぞれ再使用した

5. 試験結果

2種類のグレイン形状でそれぞれ安定した着火、燃焼、カットオフを確認することができた。図5-1にそれぞれのグレインでの燃焼中のプルームの状況を示す。表5-1に燃焼試験結果サマリを示す。試験条件はほぼ計画通りに達成できた。C*効率についてはマルチポートグレインに対してワゴンホイールグレインが若干低い傾向となった。ワゴンホイールグレインでは扇型ポートの隅部等で燃料過多になると考えられ、円形ポートに比べてO/F分布が大きくなったことが要因の一つであると推察される。

<#01(マルチポートグレイン)> <#02(ワゴンホイールグレイン)>



図5-1 燃焼状況

表5-1 試験結果サマリ

グレイン形状	マルチポートグレイン			ワゴンホイールグレイン		
	#01 (短秒時)	#02 (中秒時)	#03 (長秒時)	#04 (短秒時)	#05 (中秒時)	#06 (長秒時)
試験番号	#01 (短秒時)	#02 (中秒時)	#03 (長秒時)	#04 (短秒時)	#05 (中秒時)	#06 (長秒時)
燃焼時間 [s]	6.5	12.4	21.3	6.3	9.4	21.5
LOX流量 [kg/s]	0.46~0.55	0.39~0.60	0.40~0.74	0.54~0.64	0.66~0.81	0.53~0.87
燃焼圧力 [MPa]	3.3~3.0	2.5~1.7	2.9~1.5	3.2~2.8	2.6~1.8	3.2~1.4
推力 [kN]	1.9~2.1	1.4~1.7	1.6~2.0	1.9~2.0	2.0~2.1	1.8~2.1
O/F [-]	1.6	2.0~2.8	1.6~3.1	1.6	2.2~2.7	1.6~3.4
C*効率 [%]	91.3	88.2	95.2	85.7	85.8	82.7

5.1 燃焼圧力・推力履歴

図5-2にマルチポートグレインを用いた短・中・長秒時試験における燃焼圧力の時間履歴を示す。安定した着火・燃焼を行うことができた。図5-3に推力の時間履歴を示す。安定した推力履歴となっており、目標燃焼秒時を達成することができた。本試験ではスロートエロージョンが顕著であり、そのため燃焼圧力が右肩下がりの傾向となった。

図5-4にワゴンホイールグレインを用いた短・中・長秒時試験における燃焼圧力の時間履歴を示す。安定した着火・燃焼を行うことができた。図5-5に推力の時間履歴を示す。安定した推力履歴となっており、目標燃焼秒時を達成することができた。本試験ではマルチポートグレインと同様にスロートエロージョンが顕著であり、燃焼圧力が右肩下がりの傾向となった。

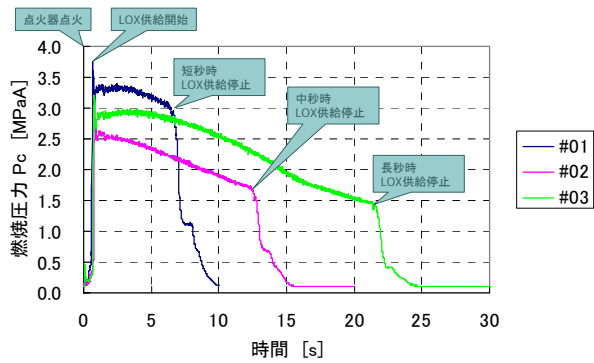


図5-2 マルチポートグレイン圧力履歴

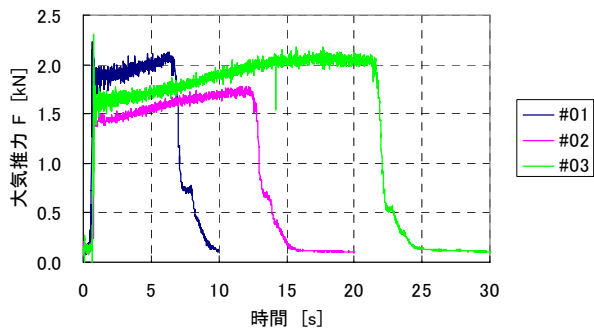


図5-3 マルチポートグレイン推力履歴

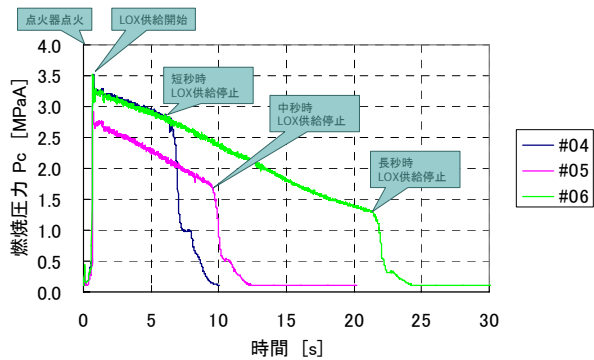


図5-4 ワゴンホイールグレイン推力履歴

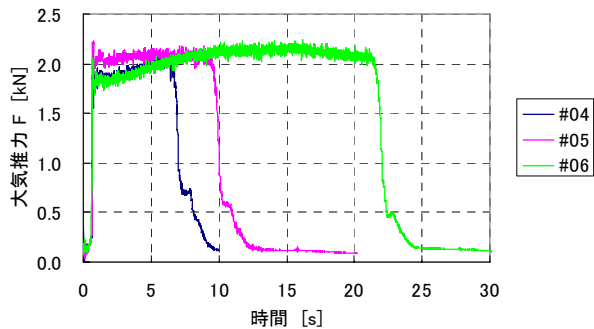


図5-5 ワゴンホイールグレイン推力履歴

5.4 燃焼後のグレインの状況

図5-6にマルチポートグレインの燃焼試験前後の状態を示す。短秒時試験後のポート形状はほぼ円形を保っている。中秒時試験後はポート内表面に凹凸が認められ、長秒時試験後ではポート内表面に部分的に貫通部分も有るが計画通りに燃焼終了しており、各ポートともほぼ均一に内表面が後退した。

図5-7にワゴンホイールグレインの燃焼試験前後の状態を示す。短秒時試験後の外周部ポート形状はほぼ燃焼試験前と相似な扇形を保っている。中秒時試験後の外周部ポート（扇形状のポート）内表面は凹凸が多く認められるが、中央部のポート（円形ポート）内表面は凹凸が少ない。長秒時試験後はポート内表面には部分的に貫通部分は有るが、ほぼ計画通りに燃焼終了できた。

マルチポートグレイン、ワゴンホイールグレインのいずれの形状についても20秒程度の長秒時燃焼試験によりほぼ計画通りの燃料後退量にて燃焼終了することができた。これにより燃焼時間に対応したグレイン形状の設定が可能となり、実機サイズエンジン設計の指針が得られた。



図5-6 マルチポートグレイン燃焼前後形状

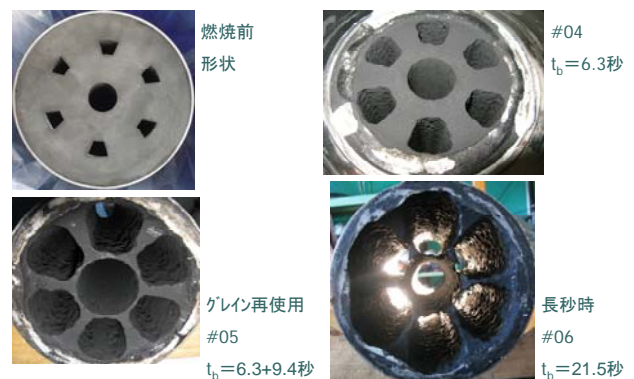


図5-7 ワゴンホイールグレイン燃焼前後形状

6. まとめ

φ160サイズサブスケールエンジン燃焼試験により、低コスト燃料の燃焼特性データを取得した。マルチポートグレイン、ワゴンホイールグレインの2種類のグレイン形状について安定した着火、燃焼、カットオフを確認することができた。それぞれのグレイン形状において以下の燃焼特性を取得できた。

- ・ 燃焼途中のポート内面形状の確認
- ・ 長秒時での燃え残り特性の確認
- ・ 20秒程度の長秒時燃焼の達成

課題としては、ノズルスロートのエロージョン、ワゴンホイールグレインでのC*効率の低下が挙げられる。

今回得られた結果を反映し、今後、実機サイズエンジンの設計、実機サイズグレインの試製、燃焼試験を計画する。

7. 参考文献

[1] D. Altman, A. Holzman, “Overview and History of Hybrid Rocket Propulsion”, Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, pp.1-36, AIAA, 2007.

[2] <http://www.tempestelitemarketing.co.uk/tempest-elite-marketing-welcomes-the-launch-of-virgin-galactics-spaceshiptwo/> など

[3] A. Aoki, et. al. “Development of low cost fuels for hybrid rocket engine,” AJCPP 2010-129, 2010.

[4] 五十嵐 真二, 福地 亜宝郎, 山本 研吾, 長谷川 和雄, “再使用型ハイブリッドロケットエンジン用電動ターボポンプの検討”, 第51回 航空原動機・宇宙推進講演会, JSASS-2011-0062

[5] K. Yamamoto, et. al. “Testing of 2500N Advanced Low Cost Hybrid Rocket Engine, ” AJCPP 2012-088, 2012.