ワックス系燃料ハイブリッドロケットを用いた エジェクタジェットの実験 中田 裕一*1 那賀川 一郎*2

Experiments of an Ejector-jet using a Wax-based Fuel Hybrid Rocket

by

Yuichi NAKADA^{*1} and Ichiro NAKAGAWA^{*2} (Received on Mar. 22, 2017 and accepted on Jul. 6, 2017)

Abstract

A hybrid Rocket & Ramjet Combined Cycle Engine (HRCC) is proposed for Two Stage to Orbit (TSTO)'s first stage engine of a perfect reusable space launch vehicle. The HRCC has two operation modes: ejector jet mode (operation region Mach 0 to 2) and, ramjet mode (Mach 2 to 6). We focused on the ejector jet mode. A lab scale ejector jet using a wax-based fuel hybrid rocket motor was tested at static condition. The aim of this study is to evaluate the performance, and determine the optimum configuration. Four types of ejector duct and six types of secondary nozzle were used for these experiments. As a result, the maximum thrust increase was 0.98. However, the maximum airflow Mach number was 0.3 to 0.4, which indicates that the airflow did not choke at the intake. From these experiments, we obtained important factors in the design of an ejector-jet. The intake design most affects the air breathing performance, which directly affects the thrust increase.

Keywords: Ejector-jet, Hybrid rocket, Wax-based fuel, Experiment

1. はじめに

現代における物資や人間を地上から宇宙空間に輸送す る方法は化学推進ロケットが唯一の手段である.しかし, 化学推進ロケットのコンポーネントはほとんどが使い捨 てであるため製造や運用、管理等に掛かる費用が大きく なることがデメリットとして挙げられる.現在における 化学ロケット1機に掛かる製造や運用等のコストは50-100 億円前後となっており, NASA Commercial Space Transportation Study (CSTS) によると低軌道への輸送コ スト(打上げコスト)を概ね1億円/トン以下に抑える必 要があると云われている.また,ロケットの重量の90% 程度が推進剤であるため、使用後無用になった推進剤タ ンク等を 2-3 段階に切り離して捨てる必要があり、物資 輸送においては効率が悪いシステムとなっている.宇宙 空間へ物資や人員の輸送を行うときに、これらのデメリ ットを解消するための次世代型の宇宙輸送システムの一 例として完全再使用型宇宙往還機(スペースプレーン) がある.

完全再使用を実現するためには、スペースプレーンに 用いられる推進機関は空気吸込型エンジンを採用し、推 進剤の約 80 %以上を占める酸化剤質量を低減する必要 がある. この空気吸込型エンジンは Mach 6 程度まで作

*1 工学研究科航空宇宙学専攻修士課程

*2 工学部航空宇宙学科航空宇宙学専攻教授

動させる必要があり、ラムジェットが有力な候補となる. しかし、ラムジェットはラム圧縮効果がエンジン作動に 有効になる Mach 2 程度までは、他のエンジンを使用し て加速することが必要である.そこで、ロケットエンジ ンとラムジェットを組合せた複合サイクルエンジン Rocket Based Combined Cycle engine (RBCC)がスペース プレーン用のエンジン候補のひとつとして考案されてい る.RBCCは1つの推進機関で複数の作動モードで運転 するものである.1 つのエンジンで作動モードで運転 するものである.2 わぞれの作動モードにおける性能 は単体エンジンに比べて劣るが、エンジン総重量は小さ く、余剰付加抵抗が発生しないため、システム全体でみ るとコンビネーション型推進システムより優位性がある.

本研究室で想定している推進システムは、完全再使用 型宇宙往還機の二段式宇宙輸送機(Two-Stage-To-Orbit: TSTO)の第一段エンジンである.RBCCのロケット部に 用いられる推進システムは液体ロケットが一般的である が、本研究室では安全面や更なるコスト削減のためにハ イブリッドロケットを用いた.ハイブリッドロケットと は化学推進ロケットの一種であり、一般に気体又は液体 の酸化剤と固体の燃料を用いたロケットシステムである. ハイブリッドロケットの性能は固体ロケットと液体ロケ ットの中間に位置するが、固体ロケットの様なシンプル な構造と液体ロケットの様な精密な推力制御が可能であ るため各国で研究が行われている.加えて、当研究室で は固体燃料に蝋(wax)を用いるため製造や保管等におけ る安全性が高く,また,1kg あたり 800 円程度と安価で 容易に入手することができるというメリットを利用して いる.

2. エジェクタジェット作動原理

本研究室で用いる供試体は,Fig.1に示すようなハイ ブリッドロケットモータとラムジェットエンジンを組合 せた複合サイクルエンジン¹⁾である.現在当研究室にお いて想定している作動モードは,エジェクタジェットモ ードとラムジェットモードの2種類である.前者は Mach 0(エンジン始動および離陸)から Mach 2程度までを作 動領域とし,後者は Mach 2から Mach 6程度までを作動 領域としている.本研究ではエジェクタジェットモード における燃焼試験を行い,後述するエジェクタジェット の作動を確認することを目的とする.



Fig.1 複合サイクルエンジン概念図.

エジェクタジェットの作動の概要は Fig. 2 に示すよう に、ロケットから排出される超音速流によるエジェクタ 効果によって供試体周囲に存在する酸化剤(空気)を吸 い込む. 吸い込まれた空気は、ハイブリッドロケットノ ズルとエジェクタダクトの間を通過し、二次燃焼室へと 送られる.ここで、本研究室では、空気流がノズル-ダク ト間でチョークするように設計した.ノズル-ダクト間に おける空気力学的に生じるチョーク現象は Fabri ら²⁾の チョークモデルに従い,非粘性の運動量交換モデル³⁾を 用いることによって計算が可能となる. 流入した空気流 とロケットから排気される超音速流はエジェクタダクト を通過して二次燃焼室へ移動するが、このときダクト内 部で空気流とロケット排気流が混合しないことが望まし い. 両者の混合がダクト内部で行われると、ダクト内部 で静圧が上昇し空気の吸い込み効率に影響が生じる. ダ クト下流側の拡大部においては平均静圧を上げるために 空気流とロケット排気流を混合させる. 拡大部では擬似 衝撃波⁴⁾が発生し、これを通過することによって混合が 行われ,超音速流が亜音速流に減速し,静圧が上昇する. 減速した混合ガスは二次燃焼室内で二次燃焼反応を生じ る. 最終的に二次燃焼した燃焼ガスがエジェクタジェッ

トの超音速ノズル(二次ノズル)を通過することにより 加速し,エジェクタジェット外部へ排気されることで推 力が発生する.

本研究室で使用するエジェクタジェットには、二次燃 焼室に別途燃料供給ラインは設けていない. その代わり に、ハイブリッドロケットの酸燃比(O/F 値)を燃料リ ッチ側に設定することにより、ロケット排気プルーム中 に含まれる燃料成分を多くし、これを二次燃焼における 燃料として用いている.



Fig.2 エジェクタジェット作動概要図.

3. 実験概要

3.1 供試体概要

本燃焼試験で用いた供試体は主に酸化剤供給系統とエ ンジンシステムの2種に大別される.まず,エンジンシ ステムに関して述べる. エンジンシステムは、ロケット 部とエジェクタ部の組み合わせとなる. ロケット部は, Fig.3に示す那賀川研究室で開発された GOX/wax 系推進 剤を用いる"Ø80級ハイブリッドロケットモータ"(Ø80 モータ) である. Ø80 モータは, SUS304 製の燃焼室外郭 構造を持ち、バルクヘッド、シリンダ、ノズルカバの3 コンポーネントからなる燃焼圧力容器である.また、内 部コンポーネントは、グレインカートリッジ、バッフル プレート,後部燃焼室,ノズルインシュレータ,ノズル の5つで構成される.燃料グレインとノズル以外のコン ポーネントは断熱性能に優れる布ベークライトを用いて いる. グレインカートリッジは,長さ140mm,厚さ3mm の PMMA 製中空ケーシングに長さ 137 mm の wax 燃料 を充填し、1 液式 RTV ゴムである信越化学製の KE45 で 接着したコンポーネントを指す. Wax 燃料の組成は、日 本精蝋蕪(株) 製のマイクロクリスタリンワックス HiMic-2095 92.5 %, ステアリン酸 7.5 %である. ノズルは, グラファイト製ノズルインサートと GFRP 製断熱ライナ の 2 部構成となっている. 内部コンポーネントは SUS 製 外郭構造内部に納まり,供試体自体の全長は 262 mm, フ ランジ部最外径は 152 mm, シリンダ内径は 84 mm とな る.本供試体は燃料流量を増加させるために,酸化剤流 量に旋回を掛けるスワール型インジェクタを搭載してい る.また,点火には,内部でプラズマを発生させ点火/着 火源とするプラズマジェットトーチ (PJT)を搭載してい る.



Fig. 3 Ø80 級ハイブリッドロケットモータ.

Fig.4に示されるように、エジェクタ部はエジェクタダ クト,二次燃焼室,二次ノズルの3部構成である.エジ ェクタ部は全て SUS304 製で製造されている. エジェク タ部の内径は基本的に 85.4 mm であるが,空気吸込効率 や二次燃焼効率の最適な形状から鑑みて内径の大きさ等 を変更して実験条件を変えている.この役目を担ってい るコンポーネントがエジェクタダクトである. エジェク タダクトや二次ノズルの形状に関する事柄は次節の燃焼 試験条件で後述する. ロケット部とエジェクタ部の間に 位置し,両者を締結しているコンポーネントがプレナム 室である. プレナム室は内径 250 mm,長さ 86 mm の空 間を有している. プレナム室から長さ 250 mm, 内径 34 mm の金属パイプが付属されており、空気の流入はここ から行われる.このパイプは将来エジェクタジェットに 動圧を与えて燃焼試験を行うことを想定して設計された. また、後述の設定条件 No. 9-11 ではプレナム室を取り外 して燃焼試験を行なった.



Fig. 4 エジェクタジェット組立図.

3.2 酸化剂供給系統

本燃焼試験で用いたガス供給系統図を Fig. 5 に示す. 本燃焼試験では大流量の酸素を主燃焼用に用いるため, 酸素ボンベ2本を並列に繋ぎ供試体に供給する. 主流路 から供給される主燃焼用酸化剤の供給圧力は8 MPa が最 大である.酸化剤流量は Ø2.9 mm のチョークオリフィス を用いて制御し,最大 100 g/s 程度の酸化剤流量を供給す る.また,予備燃焼用には別途酸素ボンベを用意し,設 定圧力は 0.3 MPa 程度に調圧し,少量の酸素を点火前に 供試体へ供給する.



Fig. 5 酸化剤供給系統.

3.3 燃焼試験条件

本燃焼試験では主に空気吸込効率、二次燃焼効率、推 力増強率の3点が評価項目となっている.前述したパラ メータを評価するため,ハイブリッドロケットの構成は ノズル以外を固定し、ノズル出口径を含むエジェクタダ クト周りと二次ノズルを変数として実験条件を決定した. エジェクタダクト周りの形状は主に空気吸込効率に影響 する.具体的には、エジェクタダクトの上流側および下 流側の角度,ダクト内径,ロケットノズル-ダクト間距離, ノズル出口径である.ここで、ノズル-ダクト間距離とは、 ノズルカバ先端の最外径から流路に対して垂直に伸ばし たときの距離を指し, Fig. 6 に示した L に該当する. ま た, 空気吸込効率と二次燃焼効率のバランスに関係する 二次ノズルは、ノズルスロート径を変数として与えた. 評価するパラメータは二次ノズルスロート径で評価し, 高性能を発揮する組み合わせを把握する目的で行う. Ø 80 モータの運転条件は, 燃焼室圧力 3 MPa, 酸素流量 0.9 kg/s, O/F 1.6, 想定 c*効率 95%, 燃焼時間 3s で設定し ている.また,Table1に燃焼試験の設定条件を記載する. Fig.6に、ノズル-ダクト間で空気流がチョークするよう に改良を加えたが、 燃焼実験の結果からチョークが確認 できず、空気の流入角やチョークポイントを改善し、再 設計を重ねて行ったエジェクタダクトとノズルカバの改 良過程を示す. No.9以降は、空気取り入れ口(Air Inlet) ~プレナム室間の圧力損失を無くし、チョークしやすく することを狙って、プレナム室を取り除き、エジェクタ ダクトの入り口を大気開放とした。計測点は,圧力5点,

エジェクタ推力1点,酸化剤温度1点,燃焼前後の内部 コンポーネント質量差である. 圧力は,オリフィス上流 圧力,コアロケット上流圧力と下流圧力,空気静圧,二 次燃焼室圧力である. 各圧力と推力は 500 Hz で,酸化剤 温度は 10 Hz で計測している.

Table 1 燃焼試験の設定条件.

试验希望	記号		#1	#2	#3	#4	#5	#6
ダクト名称	-	-	DKT40	DKT4) DKT/	10 DKT40) JAXA-I	JAXA-2
ダクト内径	D	mm	40	40	40	40	50	50
入り口角度	α	deg	40	40	40	40	40	40
出口角度	β	deg	30	30	30	30	30	10
ノズルー	L	מנחו	26	26	26	26	8.9	8.9
ダクト問題離								
ノズル開口比			3.3	4.6	4.6	3.3	5.0	5.0
二次!ズル径	Da	mm	25	40	40	45	45	50
試験番号	記号		#	7	#8	#9	#10	#11
ダクト名称	-	-	JAX	A-1 J	AXA-1	JAXA-3	JAXA-3	JAXA-3
ダクト内径	D	mm	5	0	50	54	54	54
入り目角度	α.	deg	4	0	40	22	22	22
出口角度	β	deg	3	0	30	10	10	10
ノズルー	L	ının	8	.9	8.9	9.7	9.7	5.6
ダクト間距離								
ノズル開口比			5	.0	5.0	7.6	7.6	7.6
二次ノズル径	D_2	mm	5	5	64	55	64	60



Fig. 6 ノズルとエジェクタダクトの組み合わせ.

4. 評価方法

燃焼試験で評価するパラメータは空気吸込効率,二次 燃焼効率,推力増強率を評価する.ここでは,前述した 3パラメータの解析方法について簡単に述べる.数値は 得られた燃焼試験データに然るべき処理を行い算出する が、ここでは省略する.まず、式(1)に示した空気吸込 効率 η_a は、空気流量の有無及びその割合を評価するパラ メータで、ロケット排出流量 \bar{m}_{rkt} に対する流入空気流量 \bar{m}_{air} の比で表される.式(2)に示した燃焼室圧力比 η_{ej} は、二次燃焼室内における燃焼状況を評価するパラメー タであり、ロケット燃焼室圧力 P_{rkt} に対する二次燃焼室 力 P_{ej} の比である.式(3)に示した推力増強率 ε は、ロ ケット単体の推力 F_{rkt} に対するロケットをエジェクタジ ェット化したときの推力 F_{ej} の比である.

$$\eta_a = \frac{\dot{m}_{air}}{\bar{m}_{rkt}} \tag{1}$$

$$\eta_{ej} = \frac{P_{ej}}{P_{rkt}} \tag{2}$$

$$\mathcal{E} = \frac{F_{ej}}{F_{rkt}} \tag{3}$$

5. 燃焼試験結果及び考察

燃焼試験の結果と考察について述べる. 燃焼試験は 10 回行われた. Fig. 7 に二次ノズル径に対する空気吸込効 率の関係を示す. 二次ノズル径を拡げると空気の流入量 が増加する. また, コアロケットのノズルカバを再設計 した JAXA-3 ダクトを用いた設定条件では更に空気流量 が増加した. ただし, この時はプレナム室を外したこと による圧力損失の減少により空気流量が増加したことも 考えられる.

Fig. 8 の燃焼室圧力比は、二次ノズルスロート径を絞る と二次燃焼が発生しやすい条件となることを示している. 二次ノズル径が45 mm以上から二次燃焼が弱くなり、ノ ズルスロートで燃焼ガスがチョークしない.二次ノズル 径を絞ると二次燃焼を発生させやすいが、一般的に二次 燃焼室圧力が高くなると、ダクト内に発生した擬似衝撃 波の開始位置が上流側へ遡り空気の流入を妨げ Fig.7に 示すように空気の流入量が低下する.

Fig. 9 に二次ノズル径に対する推力増強率の関係を示 す.推力増強率は、エジェクタ機構を取り付けたことに よりコアロケット単体に比べてどの程度性能が向上した かを評価するパラメータであるが、全ての燃焼試験にお いて性能が向上したものはみられなかった.JAXA-2 ま での燃焼試験では推力増強率 0.9 が上限と示唆されてい たが、JAXA-3 では推力増強率 0.9 を上回り、ノズル-ダ クト間距離を調節することで1に近づいている.これは エジェクタダクトの拡大部におけるガスの流れから受け る反力が増加しているために生じている現象であり、二 次燃焼室内で二次燃焼が行われていないことから本来の 性能向上方法ではない.



Fig.7 二次ノズル径に対する空気吸込効率の関係.





Fig. 8 二次ノズル径に対する燃焼室圧力比の関係.

Fig. 9 二次ノズル径に対する推力増強率の関係.

本燃焼試験で用いた JAXA-3 にはエジェクタダクト内 の圧力分布を測定するため、エジェクタダクト壁面に 6 点、また、エジェクタダクトとロケットノズルの間を通 過する空気流の速度等の状態を調べるために 2 点の圧力 計測孔を設けた.それぞれ圧力計の位置は Fig. 10 に示 す.位置 1,2 はインテーク入口部における空気流速を算 出するために設置した.位置 3 から 8 はエジェクタダク ト内の圧力分布を 30 mm おきに測定し空気流の状態や 空気流とロケット排気の混合状態等を調べるために設置 した.位置 9 は二次燃焼室内圧力の測定を行っている.

それぞれの位置における圧力計測値を Fig. 11 に示す. エジェクタダクト入口から平行部開始位置にかけて空気 流は加速するため圧力が低下する. No. 9-10 は, 空気流 速は従来型モデル(No. 1-8)と比較すると増加したが Mach 0.3-0.4 程度となりチョークには至らなかった. また、No. 11 は空気流路を更に狭くしたため、空気流を 更に加速したが Mach 0.6 程度となりチョークには至ら なかった.これまでの結果から空気流速の加速は No.11 が最も適しているが、空気流入断面積が No. 9-10 と比較 して減少しているため,空気流量の増加ということに関 しては No. 10 が最も優れている. そのため, 空気流量が 最も多かった No. 10 の推力増強率が最も高かった. 空気 吸込効率は、インテーク周りを再設計した No. 11 が最も 効率が高く,最大効率は1.54 だった. No. 11 のインテー ク入口における圧力時間履歴を Fig. 12 に示した. Fig. 11 では、エジェクタダクト平行部では圧力上昇が確認でき る.従って、エジェクタダクト平行部では空気流とロケ ット排気が干渉し混合が開始されていることが示唆され る. 二次燃焼室では擬似衝撃波を通過することにより圧 力回復傾向を示すが,ほとんど二次燃焼が生じていない ため圧力上昇できず二次燃焼室圧力はチョーク条件(約 0.2 MPa以上)を満たしていない.



Fig. 10 各圧力計測定位置.



Fig. 11 大気圧を基準とした圧力差分.



Fig. 12 No. 11 の圧力低下時間履歴.

6. 結論

ハイブリッドロケットモータにエジェクタ機構を取り 付けることにより,エジェクタジェットの作動を確認す る燃焼試験を行った.エジェクタダクト周りの設計改善 により,静止大気圧下での燃焼試験で最大推力増強率は 0.98 に達した.この際,二次燃焼がほとんど発生せず, 二次ノズルでチョークできなかったが,最大の問題点は, ノズル-ダクト間において空気流が本来達成されるべき チョーク条件に達していないことである.エジェクタジ ェットを正常動作させるためには,ノズル-ダクト間で空 気流をチョークさせるようなさらなる設計改良が必要で ある.

謝辞

本研究を行うにあたって理論性能計算やインテーク周 りの設計の際に助言して頂いた宇宙航空研究開発機構 (JAXA)所属の苅田丈士氏,長谷川進氏,森戸俊樹氏, 谷香一郎氏に感謝の意を示す.

参考文献

- 江澤勇介,那賀川一郎:ハイブリッドロケット&ラム ジェット複合エンジンのエジェクタジェットモード に関する実験的研究,平成26年度宇宙輸送シンポジ ウム議事録集,STCP-2014-022 (2014).
- D. J. DeTurris: Fabri Choking in a Two-Dimensional Reacting Flow Mixer-Ejector, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA2010-384, pp. 3-5 (2010).
- 3) 苅田丈士,谷香一郎,工藤賢司:宇宙機用ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの概念検討,宇 宙航空研究開発機構研究開発報告,JAXA-RR-06-022 (2007).
- T. Kanda and K. Tani: Momentum Balance Model of Flow Field with Pseudo-Shock, JAXA Research and Development Report, JAXA-RR-06-037E (2007).