東海大学紀要工学部
Vol.57,No1,2017,pp.37-42

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を切り替えて運転するため，それ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

*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

る安全性が高く，また，1 kg 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．

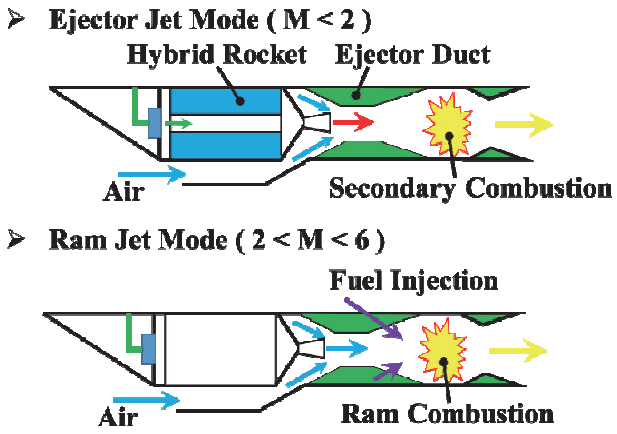


Fig. 1 複合サイクルエンジン概念図.

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．

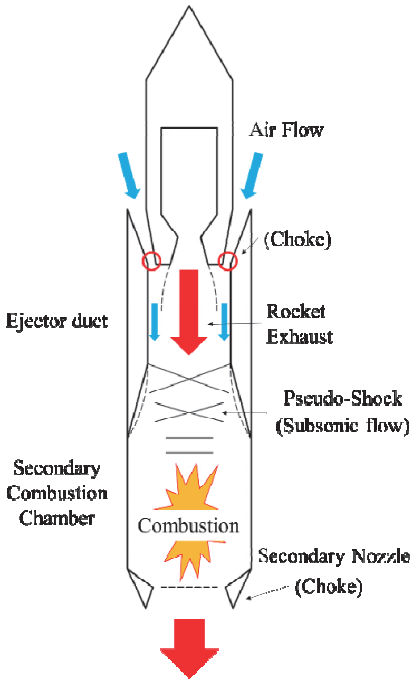


Fig. 2 エジェクタジェット作動概要図.

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 140 mm，厚さ 3 mm 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㈱（株）製のマイクロクリスタリンワックス Hi-

Mic-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.

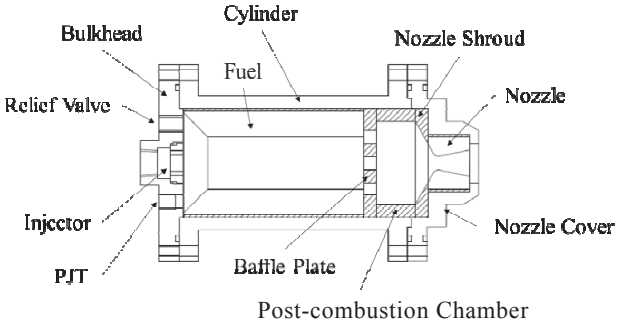


Fig. 3 Ø80 級ハイブリッドロケットモータ.

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.

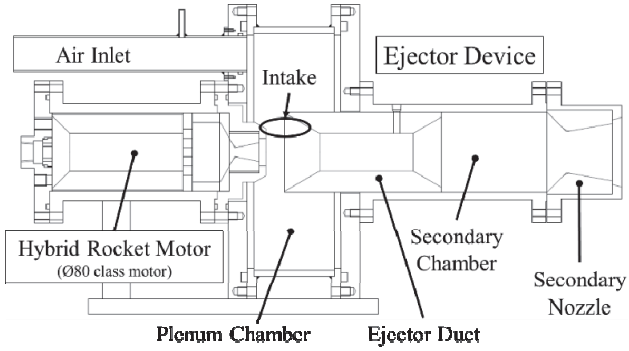


Fig. 4 エジェクタジェット組立図.

3.2 酸化剤供給系統

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.

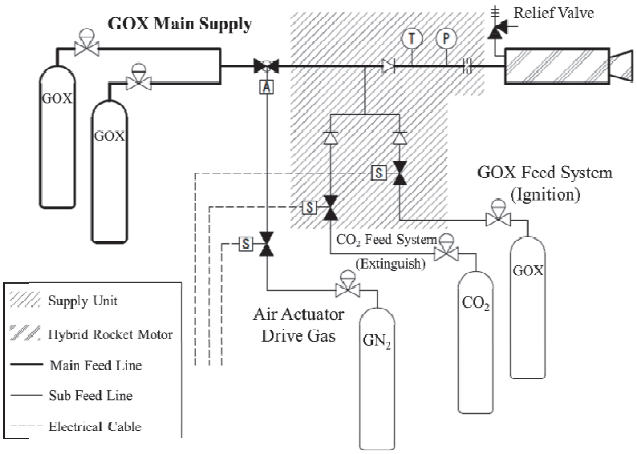


Fig. 5 酸化剤供給系統.

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 3 s で設定している. また, Table 1 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.

試験番号	記号		#1	#2	#3	#4	#5	#6
ダクト名称	-	-	DKT40	DKT40	DKT40	DKT40	JAXA-1	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	mm	26	26	26	26	8.9	8.9
ダクト間距離								
ノズル開口比			3.3	4.6	4.6	3.3	5.0	5.0
二次ノズル径	D_2	mm	25	40	40	45	45	50

試験番号	記号		#7	#8	#9	#10	#11
ダクト名称	-	-	JAXA-1	JAXA-1	JAXA-3	JAXA-3	JAXA-3
ダクト内径	D	mm	50	50	54	54	54
入り口角度	α	deg	40	40	22	22	22
出口角度	β	deg	30	30	10	10	10
ノズルー	L	mm	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	55	64	55	64	60

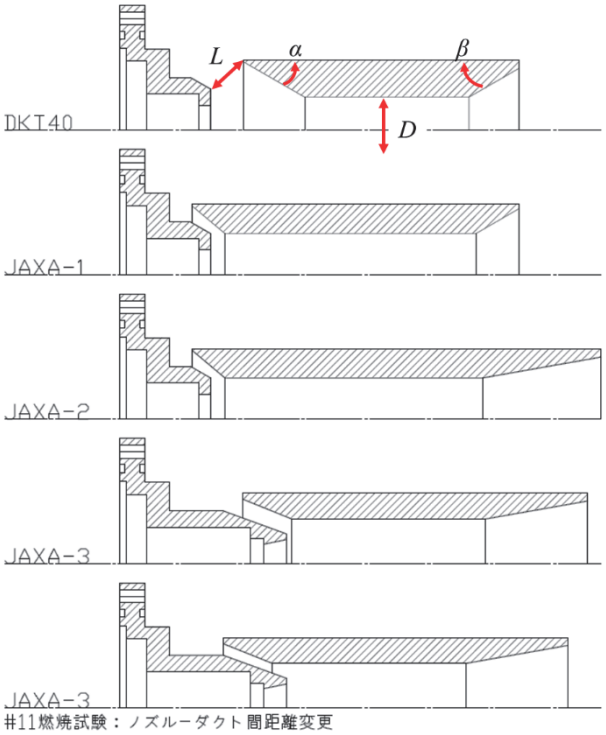


Fig. 6 ノズルとエジェクタダクトの組み合わせ.

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 $\bar{\dot{m}}_{rkt}$ に対する流入空気流量 $\bar{\dot{m}}_{air}$ 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．

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

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

$$\varepsilon = \frac{F_{ej}}{F_{rkt}} \tag{3}$$

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．

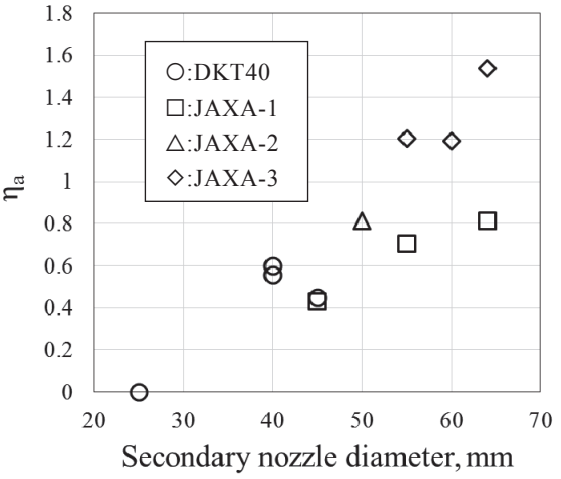


Fig. 7 二次ノズル径に対する空気吸込効率の関係.

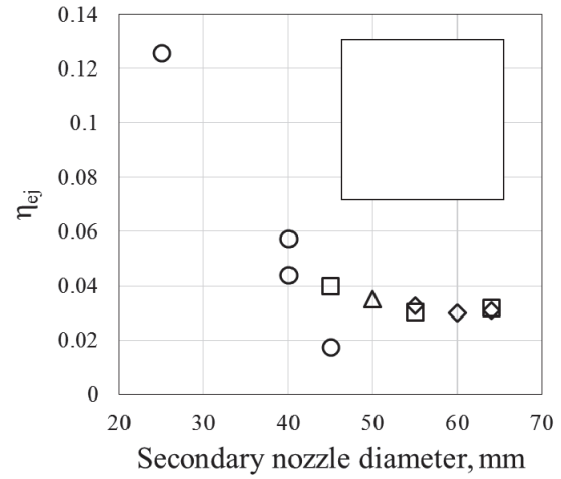


Fig. 8 二次ノズル径に対する燃焼室圧力比の関係.

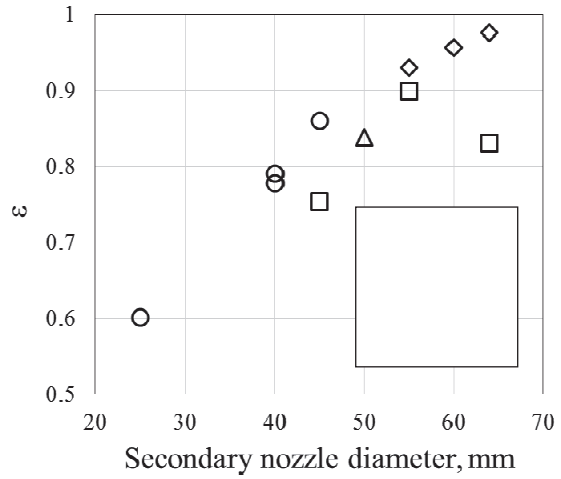


Fig. 9 二次ノズル径に対する推力増強率の関係.

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．

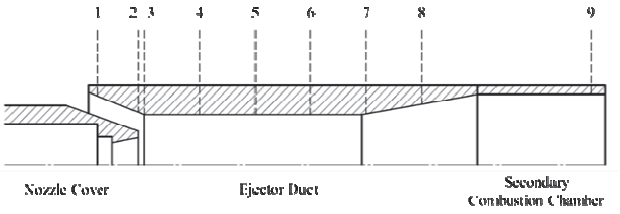


Fig. 10 各圧力計測定位置.

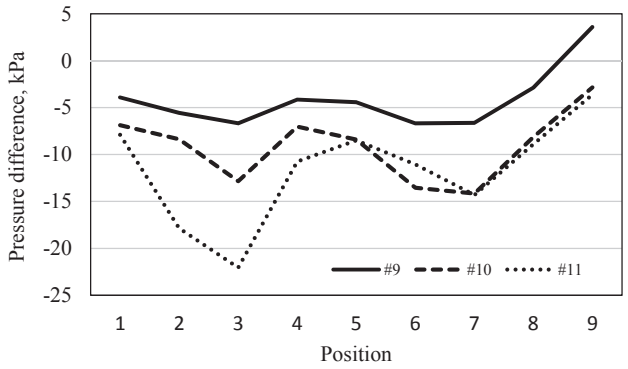


Fig. 11 大気圧を基準とした圧力差分.

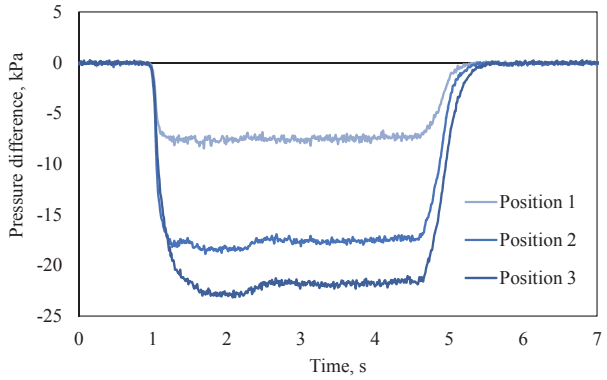


Fig. 12 No. 11 の圧力低下時間履歴.

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

1) 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).
2) 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).
4) T. Kanda and K. Tani: Momentum Balance Model of Flow Field with Pseudo-Shock, JAXA Research and Development Report, JAXA-RR-06-037E (2007).