水/液体窒素ロケットエンジンの基礎推力特性^{*1}

Thrust Characteristics of Water/Liquid Nitrogen Rocket Engine

渡 邊 力 夫^{*2}・林 浩 平^{*2}・岩 尾 正 樹^{*2}・井 河 恵 大^{*2}・富 田 信 之^{*3}
Rikio WATANABE, Kohei HAYASHI, Masaki IWAO, Keita IKAWA and Nobuyuki TOMITA

Key Words: Space Engineering, Propulsion, Rockets, Cryogenic, Liquid Nitrogen

Abstract: When liquid nitrogen and heated water are mixed in a chamber, pressure increase due to evaporation expansion inside the chamber becomes high enough to generate thrust force for rocket propulsion. This thrust system is safer and environment-friendly compared to conventional rocket engines utilizing combustion process. This new type of rocket engine system is called “Water-Liquid Nitrogen rocket engine system” and it can be used for small payload mission with expected altitude of several kilometers. In this paper, experimentally obtained thrust characteristics are shown and analyzed. As a result, relations between the thrust force and the mixing chamber pressure are clarified. Also, it is found that the present injector can attain only half of the theoretically expected specific impulse due to insufficient mixing efficiency.

1. は じ め に

現在、宇宙技術の発展・向上に伴い、大学での宇宙工学研究および教育が盛んに行われるようになってきているが、大学でロケットの開発研究を行う際には、主に学生で構成される研究グループの十分な安全確保が求められることとなる。従来の液体・固体ロケットに比べて、燃焼制御や推進薬の取り扱いが比較的容易なハイブリットロケットについても、研究者を巻き込む火災事故発生の可能性を拭い去ることは困難である。そこで本研究では、安全面を重視した非燃焼型ロケットエンジンの研究・開発を行ってきた。

一般に最もよく知られている非燃焼型ロケットとして水ロケット¹⁾があげられる。しかし、水ロケットの比推力は5 sと小さく、ペイロードを搭載しての実用的なミッション運用の実現は難しい。本研究では、宇宙航空研究開発機構（JAXA）の長島隆一氏により提案された非燃焼型ロケットである水/液体窒素ロケット²⁾を採用し、基礎推力特性を実験的に計測することにより性能評価方法を確立した^{3,4)}。

本ロケットは、高温の水（473 K, 1 MPa.gauge）と極低温の液体窒素（沸点 77.4 K, 1 MPa.gauge）を混合させた際に生ずる液体窒素の急激な気化膨張による圧力上昇と微粒化水滴の持つ運動量をノズルにより推力に変換することによって推進力を得るものである。よって本ロケットは蒸気爆発の危険は残るものの、燃焼や爆発に起因する危険性を回避することができ、安全性にすぐれている。また、使用する推進薬は水と液体窒素であるため環境に対する影響もなく、かつ経済性にすぐれている。この点から大学などにおけるロケット工学の

実践的教育に使われるほか、小型の機器を搭載しての小規模ミッションなどの実現も可能となり、宇宙工学の発展に重要な役割を果たすと期待される。

水/液体窒素ロケットは日本の他の大学でも研究されている。大阪府立大学の研究グループは実機の打ち上げを成功させた⁵⁾。また、兵庫県立大学の研究グループは推進薬タンクと混合室（液体ロケットの燃焼室に相当）を一体化させたロケットエンジンの開発を行っており⁶⁾、本格的な実機搭載に向けた研究を行っている。しかしながら、基礎性能は完全に解明されたわけではなく、基礎研究の余地は残されている。

武蔵工業大学において過去に実施された推力特性計測試験の結果、比推力は理論値の4割相当である20 s程度しか得られておらず⁷⁾、実機に搭載するには不十分であることがわかった。標準状態下では存在することができない水と液体窒素をいかにエネルギー損失なくエンジンに供給していくかということと、いかにエンジン内での両推進薬の混合効率を高め、熱交換を促進させるかが本ロケットエンジンの比推力向上の鍵となる。また、液体窒素と水を供給する際の供給流量割合（以下混合比と記す）も比推力向上に大きく影響することから、最適な混合比を見出さなければならない。本研究では、異種衝突型インジェクタを採用したエンジンと圧力損失低減化および推進薬流量を定量的に制御できる試験装置の開発に着手してきた。その試験装置を開発したことにより得られた比推力および特性排気速度効率に関する知見を本報にて報告する。

2. 水/液体窒素ロケットエンジンの推進理論

2.1 推力発生原理 第1図に推力発生原理のモデルを示す。高温高圧（473 K, 1 MPa.gauge）の水と極低温（77 K, 1

^{*1} ©2008 日本航空宇宙学会

平成20年2月28日原稿受理

^{*2} 武蔵工業大学工学部機械システム工学科

^{*3} 慶應義塾大学大学院理工学研究科

MPa.gauge) の液体窒素を推進薬に用いる。両推進薬を液相のままインジェクタに送り、混合室内に噴射して両推進薬を衝突させ、水の熱容量によって液体窒素を気化膨張させる。液体窒素が窒素ガスに気化する際には、約 700 倍の体積膨張が起こる。混合室内にて体積膨張した窒素ガスは高圧となり、その圧力により水粒子をノズルから噴射することによって推力を発生させる。

第1図 推力発生原理

2.2 基礎理論^{3,8)} $\dot{m}$ は全推進薬質量流量[kg/s]を表し、添え字 H_2O , LN_2 が付いた場合はそれぞれ水、液体窒素の質量流量を表す。また、 c_p は定圧比熱[J/(kg・K)]、 c_v は定積比熱[J/(kg・K)]を表し、添え字の N_2 は窒素ガスを表す。 p は圧力[Pa]、 A は断面積[m²]、 F は推力[N]を表し、添え字の a は大気、 e はノズル出口、 t はノズルスロート、 c は混合室をそれぞれ表す。

2.2.1 仮定 性能を解析するにあたり次のことを仮定する。

- (i) 窒素ガスと水粒子の比熱はノズル内を通して一定である
- (ii) 水粒子径は十分小さく、窒素ガスと水粒子の速度は同一であり、両者は熱平衡状態にある
- (iii) 水粒子全体が占める容積は窒素ガスの容積に比較して無視できる程小さく、水粒子を加速するために必要なエネルギーは無視できる
- (iv) ノズルを通る流れは1次元流れとする

2.2.2 混合比 混合比 β を式(1)のごとく定義する。これは、水質量流量を全推進薬質量流量で除した値であり、この値が大きいと熱源である水の流量が多くなる。逆に小さくしすぎて水の流量が少なくなると、供給される熱量が少なすぎて液体窒素が十分に気化されず、混合室内の圧力が上昇しない。従って、混合比には最適な値が存在することが予測できる。

最適な混合比は、供給された液体窒素に対して混合室内で気化できる必要十分な熱量が水が供給する場合に起こると考えられる。

$$\beta = \frac{\dot{m}_{H_2O}}{\dot{m}_{H_2O} + \dot{m}_{LN_2}} \quad (1)$$

2.2.3 混合気体定数 気化した窒素ガスと水粒子の混合気体定数 R [J/(kg・K)]は混合比 β を用いて式(2)で表される。

$$R = (1 - \beta)R_{N_2} \quad (2)$$

2.2.4 混合比熱比 同様に、混合気体に対する比熱比 κ は混合比 β を用いて式(3)で表される。

$$\kappa = \frac{(1 - \beta)c_{p_{N_2}} + \beta c_{p_{H_2O}}}{(1 - \beta)c_{v_{N_2}} + \beta c_{v_{H_2O}}} \quad (3)$$

2.2.5 特性排気速度 混合効率または混合の完了度を表す特性排気速度 C^* [m/s]は式(4)で定義される。この量はノズルの膨張比には依存せず、混合室の形状および推進薬の組み合わせによって定まる。

$$C^* = \frac{p_c A_t}{\dot{m}} \quad (4)$$

2.2.6 推力および推力係数 ノズルを介して得られる推力 F [N]は運動量推力と圧力推力の和として式(5)で与えられる。

$$F = A_t p_c \sqrt{\frac{2\kappa^2}{\kappa - 1} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right]} + (p_e - p_a) A_e \quad (5)$$

また、推力係数 C_f は式(6)で定義される。この量はノズルでの加速膨張を相対的に評価するために用いられる。

$$C_f = \frac{F}{p_c A_t} = \sqrt{\frac{2\kappa^2}{\kappa - 1} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right]} + \frac{p_e - p_a}{p_c} \frac{A_e}{A_t} \quad (6)$$

2.2.7 比推力 ロケット推進の性能を示す比推力 I_{sp} [s]は式(7)で定義される。ここで、 g は重力加速度[m/s²]である。

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} = \frac{C^* C_f}{g} \quad (7)$$

すなわち、比推力は特性排気速度（混合効率の指標）と推力係数の積で表される。混合室圧力を推力に変換する効率（推力係数）は、適切なノズル形状を選択することにより向上させることができる。特性排気速度は、供給した推進剤の総流量に対する混合室内での反応の結果得られた圧力に相当し、非燃焼型のロケットエンジンである水/液体窒素ロケットエンジンは、燃焼型のロケットエンジンに比べて特性排気速度が小さい。従って、本ロケットエンジンにおいては、混合効率を高め、より高い混合室圧力を得ることが重要になる。

3. 試験装置

3.1 供試ロケットエンジン 第2図に供試ロケットエンジン外観を、第3図に供試ロケットエンジンの概略図をそれぞれ示し、第1表に諸元を示す。

第2図 供試ロケットエンジン外観

第3図 供試ロケットエンジン概略図

第1表 供試ロケットエンジン諸元（設計値）

材質	SUS316
質量 [kg]	17.9
ノズル膨張比	1.62
混合室圧力 p_c [MPa.abs]	0.5
混合比 β	0.55
排気速度 [m/s]	392.5
推力 F [N]	51.4
比推力 I_{sp} [s]	40.0

供試ロケットエンジンは水平方向で測定する試験台に合わせて設計されており、インジェクタ、混合室、ノズルの三部分をそれぞれに設けてあるフランジ部分でボルトとナットにより締結している。

本ロケットエンジンにおいては、液体窒素と水をいかに混合させ、熱交換を促進させるかが性能向上の鍵となる。本研究室で独自に設計製作した供試エンジンのインジェクタの構造および諸元をそれぞれ第4図および第2表に示す。

エンジンの中心軸に近い円周上の8つの噴射口が液体窒素噴射口であり、その外側にある円周上の8つの噴射口が水噴射口となっている。水と液体窒素の混合促進を目的として噴射口の径を小さくし、さらにその噴射口には、両推進薬の噴流が90 degで衝突するように角度をもたせている（第2表参照）。

3.2 試験装置 試験装置の開発は平成15年度から行っていたが、想定した推力が得られなかったことや、水と液体窒素

第4図 インジェクタの構造

第2表 供試ロケットエンジンインジェクタ諸元

	推進薬	値
噴射口数	水	8
	液体窒素	8
噴射口径 [mm]	水	2
	液体窒素	2.5
噴射口面積比 (水:液体窒素)		1 : 1.6
噴射角度 [deg]	水	60
	液体窒素	-30
衝突点距離 [mm]		3

第5図 試験装置系統図

素の流量計測法が未確立であったため、定量的な推力データを得ることができなかった。その後改良を行い、定量的かつ再現性の高い推力データが得られるようになった⁷⁾。本節では、最新の試験装置の説明を行う。第5図に試験装置系統図を示す。

試験中極低温にさらされる部位に使用しているバルブ類はすべて極低温用を用い、安全性および動作性を高めている。第5図中の LN_2 タンクおよび H_2O タンクが、試験前にそれぞれの推進薬が充填されているタンクである。 H_2O タンクにはバンドヒーターが巻いてあり、試験開始前に水を加圧下（最大1 MPa.gauge）で約473 Kまで昇温する。水温度が所定温度に到達し、それぞれの推進薬に独立に印加する窒素ガスの圧力（以下押し圧と記す）を圧力調整装置で調整した後、液体窒素と高温水をエンジンへ圧送し試験を開始する。

なお、液体窒素は加圧貯蔵タンク（図には未記載）から圧送し、水は大気圧下で予め373 Kまで加熱した後、噴射タンクに入れる。なお、水および液体窒素タンク、配管類、バルブ類には、高性能断熱材（カオウル®）を施し、熱損失をできる限り低減させている。この結果、液体窒素タンクからインジェクタまでの温度損失は数度以内に抑えられ、熱損失および液体窒素の熱による状態変化は無視して良いと考えた。

3.3 データ計測 試験時における計測項目は第3表の通りである。

第3表 計測項目

計測対象	計測位置	計測点数
圧力	混合室内部	1
	液体窒素タンク上流部	1
	液体窒素供給流路出口	1
温度	混合室内部	2
推力	エンジン前方	1

第5図中の赤い点が圧力計測位置、青い点が温度計測位置、緑の点が推力計測位置を示している。混合室温度については、混合室内部の温度分布を知るために、混合室の中心と混合室壁付近の2点で計測している。

水タンク内部の水温については、所定温度に到達後すぐに試験を開始できるように、常にデジタルマルチメータで表示させている。センサにて得られた信号は全てセンサ内臓アンプもしくは外部アンプを経由させ増幅させた後に、パーソナルコンピュータで収録している。なお、試験中極低温の影響を受ける部分に使用しているセンサは誤計測を防ぐため、極低温用を使用している。第4表に圧力センサの仕様を示す。

第4表 圧力センサ仕様

会社名	共和電業
型番	PHL-A-2MP
許容温度範囲	-196～210℃
温度補償範囲	-196～200℃
定格容量	2 MPa

4. 性能検証試験

4.1 パラメータの決定 本ロケットシステムの推力特性は、以下のパラメータの影響を受ける。

- ① 水の温度
- ② 水と液体窒素の混合比 β
- ③ 水および液体窒素の押し圧

まず、①の水温度に関しては、本ロケットシステムの特性

上、推進効率に直接的な影響を及ぼす。すなわち、水の温度を高温にすれば、液体窒素の気化に必要な熱量を、より少ない水流量で供給することができるため、推進効率が良くなる。第6図に水初期温度を変化させた場合の混合比 β と比推力 I_{sp} の関係を示す。図から明らかなように、水温を高くすればするほど、比推力は高くなる。

第6図 混合比と比推力の関係

②の混合比は液体窒素の蒸発潜熱量と水が供給する熱量との関係になり、それらが等しくなるような混合比において最高の効率が得られると予想される。ただし、供給する水の量が少ない場合、供給ライン上もしくはインジェクタ部において凍結が発生し、性能が得られないばかりか危険でもある。経験的には最大効率が得られる混合比より多少大きな混合比で噴射すると凍結の問題は回避できる。

③の押し圧の大きさは混合室内において発生する圧力の最大値を定める。当然のことながら、押し圧を上げると混合室圧力が上がり推力も増大するが、押し圧の上昇に伴って供給流量も増加するので、推進効率に対しては大きな向上は望めないと考えられる。

本研究ではこれら3つのパラメータを取り、各種計測を行うことにより理論的な性能予測と実験的な検証を行う。今回は、第6図に示したように、①の水温上昇により性能が向上することは明らかなため水温は一定値にし、②と③を変化させて各種試験を行った。性能評価は以下の二つの要素について行う。

- (1) 混合室における水と液体窒素の混合効率（特性排気速度）
- (2) 混合室において得られた圧力を推力に変換するノズルの効率（推力係数）

(1)の混合効率は特性排気速度のことで、供給された総推進剤流量から、どれだけ高い混合室圧力が得られるかという指標である。当然、混合効率が高ければ高いほど、ロケットエンジンの推進効率は向上する。混合効率を向上させるためには、両推進剤の混合状態を良好にし、より効率的に熱伝達が行われるようにする必要がある。本ロケットエンジンシステムでは、それは、推進剤を混合室内に噴射するインジェクタの性能に左右される。混合効率の評価は、理論的に得られる特性排気速度 C_{Theory}^* と実験的に得られる特性排気速度 C_{Exp}^* の比である C^* 効率により評価される。

(2)のノズル変換効率は従来型のラバルノズルを採用して

いることからその効率は良好であると考えられるが、作動流体が水粒子と窒素ガスという混合気体のため、実際の変換効率は実験的に検証する必要がある。評価手法は推力係数 C_f による。

4.2 試験条件 第5表に代表的な試験条件を示す。これは最新 7 回分の実験データを示している。表中には、押し圧、混合比、水の温度を示す。

第5表 代表的な試験条件

試験番号	押し圧 [MPa.gauge]		混合比, β [-]	水温 [K]
	H ₂ O	LN ₂		
1-1	0.6	0.6	0.40	438.4
1-2	0.6	0.6		438.1
2-1	0.7	0.7		443.1
3-1	0.8	0.8		444.1
3-2	0.8	0.8		444.1
4-1	1.0	1.0		441.1
4-2	1.0	1.0		438.1

混合比は以下のように算出する。まず、質量流量については ρ を密度[kg/m³], u を流速[m/s], A を流路断面積[m²]とすると、 $\dot{m} = \rho u A$ と表され、インジェクタ噴射口において計算する。インジェクタ噴射口における水および液体窒素の噴射流速をそれぞれ u_{H_2O} , u_{LN_2} とすると、押し圧 1.0 MPa, 混合室圧 0.85 MPa の場合、 $u_{H_2O}=18.7$ m/s および $u_{LN_2}=19.6$ m/s となる。ただし、水の密度 (453 K, 1.0 MPa) を $\rho_{H_2O}=887$ kg/m³, 液体窒素の密度を $\rho_{LN_2}=804$ kg/m³ とした。水と液体窒素の噴射口面積比は 1.6 (第2表より) なので、これらを式(1)から変形した式(1)' に代入する。

$$\beta = \frac{1}{1 + \frac{\dot{m}_{LN_2}}{\dot{m}_{H_2O}}} = \frac{1}{1 + \frac{\rho_{LN_2} u_{LN_2} A_{LN_2}}{\rho_{H_2O} u_{H_2O} A_{H_2O}}} \quad (1)'$$

その結果、混合比は $\beta=0.40$ となる。混合比が一定となる条件下で押し圧を変化させることにより、押し圧が混合状態に与える影響を明確にすることができる。

5. 性能検証試験結果

第6表に第5表に対応した試験結果のまとめを示す。平均推力、平均混合室圧力、平均混合室温度は、定常噴射期間中の平均値を用いている。比推力および混合比は水と液体窒素の質量流量を計測して算出した。

第7図は、試験番号 3-1 の推力および混合室圧力の履歴であるが、時刻ゼロで液体窒素のみを先行して噴射させて、混合室およびそれに至る液体窒素ラインを予冷する。数秒後に高温水を噴射させ、ここから混合が始まる。定常噴射期間とは、混合開始時刻から水の噴射が終わる時間 (第7図では $t=25$ s) までをいう。

実験で得られた平均推力は最大 112.9 N で、押し圧が 1 MPa の時に得られた。比推力については最大 22.9 s が得られたが、押し圧による影響は見られなかった。比推力と混合比の計算には水と液体窒素の質量流量が必要なので、以下に液体窒素、

第6表 代表的な試験結果

試験番号	平均 推力 F [N]	平均混合室 圧力 P_c [MPa.gauge]	平均混合室温度 T_c [K]		比推力 I_{sp} [s]	混合比 β [-]
			中心	壁面		
1-1	凍結発生により，算出できない					
1-2	凍結発生により，算出できない					
2-1	凍結発生により，算出できない					
3-1	89.6	0.66	317.0	337.7	22.9	0.47
3-2	90.1	0.69	346.3	350.2	19.4	0.42
4-1	112.9	0.85	371.3	374.5	18.2	0.43
4-2	112.3	0.84	366.0	371.0	19.7	0.48

と水の質量流量の算定法を示す。液体窒素の場合、液体窒素充填時に液体窒素タンク内に設けた低温用測温抵抗体の抵抗値を見ながら液体窒素を充填し、抵抗値が急激に変化した時点で充填を中止する。これにより、充填量を定量的に設定することができる。この充填量と液体窒素の噴射時間から液体窒素の質量流量を算出した。水の場合は、予め決められた量を充填していることから、水の噴射時間を用いて質量流量を算出している。実験値の β が第5表に示した設定値と約 10 % ずれている原因は、液体窒素を先行して噴射するため、液体窒素噴射時間の厳密な決定が困難だからである。

本試験からわかる押し圧の影響としては、押し圧を上げると混合室圧力と推力も大きくなるが、比推力には影響を及ぼさないということである。

すなわち、比推力の向上には水と液体窒素の混合効率を向上させ、混合の結果得られる混合室圧力を向上させることが必要であるといえる。言い換えると、より高い特性排気速度が必要である。また、本ロケットエンジンでは、押し圧が 0.7 MPa 以下ではエンジン内で水の凝固 (凍結) が発生し、エンジンとして稼働しないことがわかる。

次に、得られた推力や混合室圧力、混合室温度の履歴を説明する。

5.1 試験番号 1-1, 1-2, 2-1 (押し圧 0.6–0.7 MPa.gauge)

試験番号 1-1, 試験番号 1-2 および試験番号 2-1 の試験は推進薬である水の凝固 (凍結) が発生し、解析に利用できるデータが得られなかったため結果は省略する。

エンジンの凍結はインジェクタ部、もしくはノズル部で発生する。インジェクタ部にて凍結が起こる場合は混合室に推進薬が供給されないため混合室圧力の上昇は起こらないが、ノズル部にて凍結が起こる場合は推進薬が混合室に供給され続けているので混合室圧力が推進薬供給圧力に達するまで急上昇する。

試験番号 1-1, 試験番号 1-2 および試験番号 2-1 の各試験では、ともに凍結発生直後に混合室圧が推進薬の押し圧と同じ 0.6 もしくは 0.7 MPa.gauge まで急上昇していたことから、氷粒子がノズル部で詰まり凍結に至ったと考えられる。

5.2 試験番号 3-1, 3-2 (押し圧 0.8 MPa.gauge)

第7図および第8図に試験番号 3-1 の結果を示す。第7図は推力と混合室圧力の時間履歴を、第8図は推力と混合室温度の履歴を示す。混合室温度は、混合室中心と壁面における値の両方を示した。両図において、時間の原点 ($t=0$) は液体窒素を先行して噴射する時である。なお、試験番号 3-2 についても、ほぼ同様の試験結果が得られている。

第7図 試験番号3-1:推力 F と混合室圧力 P_c の履歴 第9図 試験番号4-1: 推力 F と混合室圧力 P_c の履歴 第8図 試験番号3-1:推力 F と混合室温度 T_c の履歴 第10図 試験番号4-1: 推力 F と混合室温度 T_c の履歴

図より、定常噴射中の推力、混合室圧力、混合室温度はほぼ一定であり、安定した稼働をしている。推力については水噴射終了前に10 N程度の振動が見られるものの、定常噴射期間(約15 s)において90 Nの推力を得た。混合室圧も安定的で、定常噴射期間中には0.65 MPa程度となった。

第8図より、混合室内の温度は、液体窒素の先行噴射によって急激に低下し、中心付近においてマイナス130°C(143 K)まで冷やされていることがわかる。一方、壁面の温度についてはマイナス50°C(223 K)程度までしか冷やされない。定常噴射中は、混合室内で混合が均一で温度分布も均一であれば混合室中心温度と壁面温度に大きな相違は見られないが、壁面の温度は約60°C(333 K)で定常的であるのに対し、混合室中心部では、60°C(333 K)程度から20°C(293 K)程度まで低下している。

すなわち、定常噴射期間中に最大40 K程度の差異が混合室内で起こっているとみられる。このような温度の不均一性はしばしば見られ、根本的な原因は不明であるが、円周上8点で起こっている水と液体窒素の反応に少しでも偏りがあると、混合状態が不均一になり、混合室内で温度の不均一が起こると考えられる。液体窒素の気化反応は反応速度が速く、反応部で局所的に発生する高い圧力により、外側から噴射している水が跳ね返されるという現象も、混合室を取り払った可視化試験において観察されている。

5.3 試験番号4-1, 4-2 (押し圧1.0 MPa. gauge) 第9図および第10図に試験番号4-1の結果を示す。第9図は推力と

混合室圧力の時間履歴を、第10図は推力と混合室温度の時間履歴を示す。第7図および第8図とは、時間スケールが異なることに注意して戴きたい。第9図および第10図は、押し圧が1.0 MPaの結果であり、第7図および第8図の0.9 MPaに比べて約1気圧高い。そのため、混合室圧力も約0.85 MPaと前例よりも高く、それによって推力も約110 Nと高くなる。押し圧が高いので、その分噴射時間は短く、定常噴射時間は約11 sとなっている。なお、試験番号4-2においても同様な結果が得られている。

第10図を見ると、定常噴射中においては、中心部と壁面における温度差は少なく、混合が均一に行われていることが伺える。これは、押し圧がある程度高くなると水と液体窒素の衝突・混合の強さが強くなり、より安定的に反応が起こると考えられる。今回の結果から、本ロケットエンジンでは押し圧を1.0 MPa程度まで高くしないと混合が安定しないといえる。

6. 考 察

本試験により得られた結果と過去の試験結果によって本供試ロケットエンジンの性能を検証する。

6.1 混合室圧力と推力の関係 今回の試験により得られた平均混合室圧力と平均推力の関係を第11図に示す。

横軸は平均混合室圧力であり、縦軸は平均推力である。式(5)より求めた推力の理論値を実線で示し、過去に取得した結果

第11図 平均混合室圧力と平均推力の関係

の一部と、今回の試験により取得した結果をプロットで示した。今回取得した結果には、推力および混合室圧力の計測の際に生じる偶然誤差と計測誤差を表すエラーバーを加えた。実験値に対する誤差の最大値は試験番号4-1のときで、平均混合室圧力で1.22%、平均推力では3.51%になっている。また、これまでに行った試験結果ならびに今回の試験結果は、式(5)に基づいて算出された推力の理論値と最大偏差3.02%となっており、十分な精度で推力を得ることができたと考えられる。

混合室圧力が理論通りに推力に変換されているということは、本ロケットエンジンにおいては、ノズル部において圧力から推力へのエネルギー変換が適切に行われていることを示し、推力係数 C_f がほぼ一定であることを表す。

6.2 混合比と比推力の関係 今回の試験により得られた混合比 β と比推力 I_{sp} の関係を第12図に示す。

第12図 混合比と比推力の関係

横軸が混合比で縦軸が比推力である。混合比が大きくなるにつれて水の割合が多くなる。今回取得した結果には、同様に偶然誤差と計測誤差を表すエラーバーを加えた。実験値に対する誤差の最大値は、混合比については試験番号4-1のときに3.68%、比推力については試験番号3-1のときに4.99%となっている。試験番号3-1から試験番号4-2の試験は各試験において各推進薬の押し圧を等しい圧力に設定しているため、理想的には第12図の β 軸について垂直な直線上に並ぶことに

なるが、今回の試験では混合比 β は最大で0.06の差が現れた。

比推力の値をみると、押し圧0.8 MPa.gaugeで行った試験番号3-1、試験番号3-2の比推力は、いずれも押し圧1.0 MPa.gaugeで行った試験番号4-1、試験番号4-2の比推力を上回っていることがわかる。また、過去に取得した混合比 β を様々に変化させて行った試験の結果もプロットしたが、試験結果は混合比 $\beta=0.4$ から0.5付近で最大の比推力をとるように見える。

6.3 混合室圧力と C^* 効率の関係⁹⁾ 今回の試験により得られた平均混合室圧力 P_c と C^* 効率の関係を第13図に示す。

第13図 平均混合室圧力 P_c と C^* 効率の関係

横軸に平均混合室圧力を、縦軸に C^* 効率をそれぞれ示す。 C^* 効率は試験結果から算出した特性排気速度 C_{exp}^* を理論値から算出した理論特性排気速度 C_{theory}^* で除し、百分率で表示した値である。今回取得した結果には同様に偶然誤差と計測誤差をあらわすエラーバーを加えた。特性排気速度効率についての誤差最大値は試験番号3-1のときに2.45%となっている。

図からわかるように、平均混合室圧力 P_c が高いほど C^* 効率は高くなるが、混合室圧力が0.85 MPa.gaugeにおいては C^* 効率が低下しており、本ロケットエンジンの場合は0.8 MPa.gauge付近で最も C^* 効率が高くなることがわかる。

特性排気速度 C^* は、式(4)に示すとおり、平均混合室圧力 P_c とノズルスロート断面積の積を推進薬の質量流量で除した値である。従って、 C^* 効率が高くなるということは、供給した推進薬流量に対して発生した混合室圧力が高いということである。混合室圧力 P_c は、推進薬の供給圧力と混合気化反応による圧力に起因する。従って、推進薬の供給圧力が高ければ平均混合室圧力 P_c も高くなる。

平均混合室圧力 P_c が0.8 MPa.gauge程度までは、平均混合室圧力 P_c の増加とともに C^* 効率が上昇しているが、その理由は、推進薬の供給圧力が高いとインジェクタから噴射される両推進薬の噴射速度が増加し、衝突エネルギーが大きくなることにより混合が促進されることにある。また、圧力が高ければ水の温度を高く設定できるため、より少ない水流量で効率よく熱供給が行えたことも考えられる。

試験番号4-1および試験番号4-2の試験は混合室内温度に大きな差異は見られず、試験番号3-1および試験番号3-2の試験と比較すると混合室では水粒子と窒素の混合が平衡状態であ

ったと考えられる。

しかし、不均一な混合室内温度が見られた試験番号 3-1 および試験番号 3-2 の試験の方が C^* 効率は高くなっている。平均混合室圧力が 0.85 MPa.gauge で C^* 効率が低下する原因としては、推力係数 C_f が一定であることを考慮すると、押し圧が高すぎて水の質量流量が過多になり、供給した液体窒素に対して余剰な水が供給されたことが考えられる。

定常噴射期間中の温度を試験番号 3-1 と 4-1 で比べると、3-1 では約 50°C(323 K)であるのに対し、4-1 では約 100°C(373 K)である。よって、試験番号 4-1 では温度的には平衡であるが、その混合雰囲気の水は余剰な水によって上昇させられているもので、その混合に使われない水のためにさらに C^* 効率が低下していると考えられる。これを解決するためには、水の割合を減らして (混合比を低くして) 温度を下げればよいが、凍結に十分注意する必要がある。混合比を下げた実験については今後実施予定であり、高い比推力が得られるのではないかと考える。

7. 結 論

水と液体窒素の混合により発生する高圧を利用したロケットエンジンシステムを開発し、その基礎推力特性について実験的に検討を行った。特に、直近の試験では押し圧を正確に制御し、推進薬の供給流量を設定できる試験装置を開発したことで定量性の高いデータを取得することができた。また、取得データの再現性については試験回数が少ないことから詳しく言及することはできないが、同一試験条件で行った推力、混合室圧力等の試験結果 (試験番号 4-1, 試験番号 4-2) は、ほぼ等しいことから、再現性のあるデータを取得することができたと考えられる。試験の結果得られた要点は以下のようである。

- ・ 両推進薬に印加する押し圧を 1.0 MPa.gauge に設定することで、110 N を超える推力を得た
- ・ 比推力は混合比 β が 0.5 付近の値を最大値として山形に

なる傾向を見出すことができた

- ・ 押し圧も比推力 I_{sp} やエンジンの凍結に大きく影響してくることが明らかになった
- ・ 特性排気速度効率によって推定されるインジェクタ混合効率は 50% 程度であった
- ・ 混合室圧力を推力に変換する効率 (推力係数) はほぼ理論値通りとなった

今後は混合比 β の値と押し圧の設定値を変化させて試験を重ね、本ロケットエンジンの比推力特性および実験的に得られる最大比推力値を得ることを第一目標としていく。また、本ロケットエンジンは推進薬の混合における損失および熱損失が大きく、全効率を低下させている⁹⁾。そこで、各損失を低減させるためにインジェクタを再設計する必要がある。

参 考 文 献

- 1) 渡辺力夫, 富田信之, 竹前俊昭: 水ロケットの推力特性制御の一方法, 日本航空宇宙学会論文集, **51** (2003), pp. 314-320.
- 2) 長島隆一: 安全性を重視した大学宇宙教育プログラム用ロケット推進系の研究, 平成 14 年度宇宙輸送シンポジウム, 2002, pp. 75-78.
- 3) 千金良貴之, 齋藤昌人, 林 浩平, 渡邊力夫, 富田信之, 松林宏城: H_2O/LN_2 ロケットエンジンの基礎研究開発, 平成 17 年度宇宙輸送シンポジウム, 2005, pp. 117-120.
- 4) 千金良貴之, 渡邊力夫, 富田信之: 水/液体窒素ロケットエンジンの基礎性能評価, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会, 2005, pp. 8.
- 5) 丸山晃司, 宇野洋祐, 比江島俊彦, 河南 治, 真鍋武嗣, 東 久雄: CEES ロケットの研究開発, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会, 2005, pp. 7.
- 6) 鈴木智也, 河南 治, 本田逸郎, 川島陽介: バルプレス機構を用いた非燃焼小型ロケットエンジンの高性能化について, 第 50 回宇宙科学技術連合講演会, 2006, pp. 75.
- 7) 林 浩平, 岩尾正樹, 井河恵大, 渡邊力夫, 松林宏城: 水/液体窒素ロケットエンジンの理論性能検証実験, 第 50 回宇宙科学技術連合講演会, 2006, pp. 113.
- 8) 富田信之, 鬼頭克巳, 幸節雄二, 長谷川恵一, 前田則一: ロケット工学基礎講義, コロナ社, 東京, 2001, pp.35-51.
- 9) 岩尾正樹, 林 浩平, 三上 諒, 小鹿原 健, 渡邊力夫: 水/液体窒素ロケットエンジンの比推力特性について, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会, 2007, pp. 209.