

水/液体窒素ロケットエンジンの混合室圧力発生に関するパラメータ検討

〇的場涼, 渡邊力夫, 宮坂明宏 (東京都市大学)

Key words: Rocket engine, Non-combustion, Mixing-chamber pressure, Two-phase flow model, Theoretical analysis

1 研究背景

現在, 本研究室で研究されている水/液体窒素ロケットエンジンシステム (WNE ロケット) は液体窒素 (77[K]) と高温水 (373~523[K]) とを混合室内で混合させた際に生じる窒素の気化膨張圧を推力源とする非燃焼型ロケットエンジンである [1]. 本ロケットエンジンは燃焼過程を伴わないため, 爆発や火災の危険性が燃焼型ロケットに比べて低いロケットである. また, 数百[m]程度の打ち上げでは 1,500 円程度 (主に液体窒素の) の費用で済み, コスト面でも優れている上に, 水と窒素しか排出しないため, 環境適応性に優れている. さらに, エンジン内がエンジン構造材料に損傷を与えるほどの高温状態にならず, 機体の損傷が無ければエンジンを含めた全打ち上げシステムの完全再利用が可能のため, 安全かつ低コストで Cansat などの教育用ロケットとして, 利用が期待させている [2].

しかし本ロケットは燃焼ガスを完全気体とする理想ロケットと違い, 燃焼過程を持たず, 排気物に液体が混在し, 気体と液体の排気速度が違うことから, 作動流体を気液二相流として解析式が定式化されてきた [3].

2 水/液体窒素ロケットエンジン推進理論

Fig. 1 に水/液体窒素ロケットエンジンの推力発生原理を示す. 高温水と液体窒素を混合室に送り込み, 両推進剤を衝突・混合させ, 水の熱交換によって液体窒素を気化膨張させる. 気化膨張によって増大した圧力をラバールノズルによって運動エネルギーに変換する. このとき窒素ガスと水粒子の混合物は高速でロケット外に排出され, 推進力を得る.

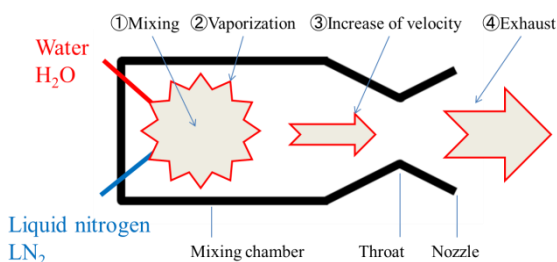


Fig. 1 Schematic concept of WNE

3 気液二相流モデル

一般的な混相流の燃焼型ロケットのエンジン性能解析には簡易混相流モデルを使用する [4]. このモデルでは, ノズルの流動は均質流で窒素ガスと水粒子は同速度で流動していると仮定している. しかし, 本ロケットのノズル内では水粒子を多く含みながら流動しているおり, 水の運動を考慮する必要がある. 十分に実現象が示すことができない. よって, 新しい混相流モデルにおける理論性能式である気液二相流モデルを導出し性能解析・予測をはかった [3].

水/液体窒素ロケットエンジンにおける混合室圧力は推進剤全質量流量ではなく, 気化膨張する窒素の質量流量が重要になる. ここで, エンジン性能の指標として特性排気速度 (C^*) を用いる. 特性排気速度は, 混合室内に投入された推進剤質量流量に対する混合室圧力の比である. この特性排気速度の値が大きいとき, より少ない推進剤で高い混合室圧力を得ることが可能であることを表し, エンジンの性能向上に繋がる. 本ロケットエンジンの場合, 推進剤同士の混合と熱交換が十分に行われた場合, 高温水の持つ熱エネルギーが液体窒素の気化に過不足なく供給され, 高い特性排気速度が得られる. また, 特性排気速度効率 $\eta[-]$ は実験から得られる特性排気速度 $C^*_{\text{exp}}[\text{m/s}]$ に対する理論上 (完全に熱交換が行われ熱平衡状態となることを仮定) から得られる特性排気速度 $C^*_{\text{th}}[\text{m/s}]$ の比のことであり, 混合効率と考えることができる. 特性排気速度は Eq. (1), (2) のように示される.

$$C^*_{\text{exp}} = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad \text{Eq. (1)}$$

$$C^*_{\text{th}} = \frac{x \sqrt{\kappa_G R_G T_c}}{\kappa_G \sqrt{\left(\frac{2}{\kappa_G + 1}\right)^{\frac{\kappa_G + 1}{\kappa_G - 1}}}} \quad \text{Eq. (2)}$$

\dot{m} 全質量流量 [kg/s], P_c は混合室圧力 [Pa], A_t はスロート断面積 [m²], x はクオリティ [-], R_G は気体定数 [J/kg · K], κ_G は気体の比熱比 [-], T_c は混合室温度 [K] を表す. Eq. (1) は特性排気速度の定義式である. Eq. (2) は, Eq. (2) をノズルの理論をもとに式変形で得られる式であり, 超音速ノズルで増速する気体 (窒素ガス) の比熱比と気体定数を用いる. クオリティ $x[-]$ は供給した窒素ガスの全質量流量に対する割合を示す. \dot{m} の

添え字 G は気体（窒素）、L は液体（水）を表す。

$$x = \frac{\dot{m}_G}{\dot{m}} = \frac{\dot{m}_G}{\dot{m}_G + \dot{m}_L} \quad \text{Eq. (3)}$$

また、Fig. 2 にクオリティと特性排気速度の関係図を示す。横軸はクオリティ $x[-]$ 、縦軸は特性排気速度 $C^*[\text{m/s}]$ を表す。実験値は正面对向噴射型エンジン WNE-3 による推力特性確認試験での実験値である。

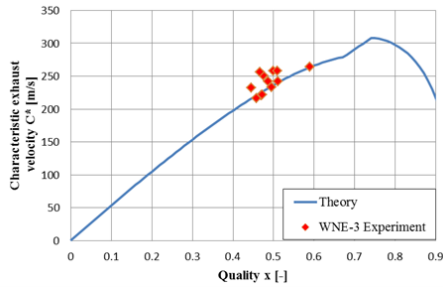


Fig. 2 Quality and characteristic exhaust velocity

Fig. 2 より、特性排気速度効率がほぼ 100[%] に達しており混合室内は平衡状態だといえる。また、クオリティが 0.75[-] を境に混合室の凍結によって特性排気速度が低下することがわかる。

推力の式においては、質量流量と排気速度を気体と液体の項に分ける。また、液体は独立して流動すると考えるため、スリップ比（気体と液体（固体）の速度比）を導入する Eq. (4) にスリップ比による気液二相流モデルの推力の式を示す[3]。

$$F = \dot{m} u_{eG} \left(1 - (1-x) \left(1 - \frac{1}{S} \right) \right) + (P_e - P_a) A_e \quad \text{Eq. (4)}$$

ここで F は推力[N]、 u_{eG} は気体の排気速度[m/s]、 S はスリップ比[-]、 P_e はノズル出口圧力[Pa]、 P_a は大気圧[Pa]、 A_e はノズル出口面積である。以上より、上記の推力特性モデルである気液二相流モデルは、簡易混相流モデルにスリップ比を導入し、水粒子の運動を表現することで実験値を表現することが可能となった。

Fig. 3 にクオリティ $x=0.50$ の場合の混合室圧力と推力の関係図を示す。

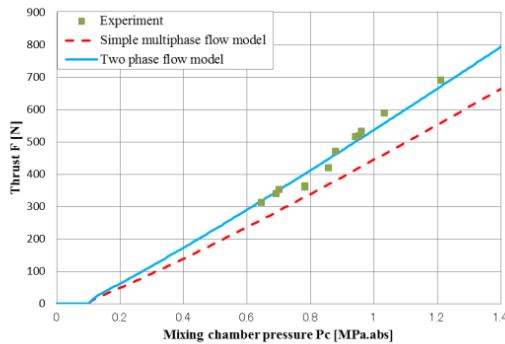


Fig. 3 Mixing chamber pressure and thrust force

4 研究課題と目的

気液二相流モデルは、混合室圧力生成機構（特性排気速度）と推力発生機構（推力係数）を解析的に算出するものである。また、混合室内及びノズル内の状態量から推力特性を求めるノズルの流動を示すもので、混合室圧力の推力への変換を示す。推力発生機構としては作動流体が気体と微粒化した水滴の混相流となるため、混相流モデルを構築し、推力特性を精度良く表現することができている[3]。

しかし、混合室圧力生成に関しては、液体窒素が水の潜熱によって十分な混合をすることで完全に気化し、水と窒素ガスが熱的平衡状態（同温度）になる特性排気速度効率が 100[%] に近似しているときのみ混合室圧力の Eq. (完全混合モデル) が成り立つ。一方で、水と窒素ガスの熱交換が不十分で窒素の完全な気化が達成されない状態では、混合室圧力の式は成り立たず、エンジン性能解析には実験による混合室圧力の取得が必要である。

したがって、完全混合モデルは推進剤の熱交換が十分に行える水/液体窒素ロケットエンジンのみ性能解析、予測が可能である。そのため、熱交換が不十分な場合でも混合室圧力の生成の予測が可能な圧力生成機構モデルを加え、推力発生機構である完全混合モデルを、水/液体窒素ロケットのエンジン性能理論式としてより一般的な式とすることが望ましい。以上より本研究では、水/液体窒素ロケットエンジンの混合室圧力生成機構の解明のために、混合室形状や推進剤噴射方式などの混合室圧力生成に関するエンジン構成のパラメータ変化が混合室圧力に与える影響を検証し、エンジン内で使用されたエネルギー収支を解析することで推進剤の混合特性を把握する。

5 推力特性確認試験

5.1 試験装置及び試験条件

混合室圧力生成影響を与えると考えられるパラメータは以下が考えられる。

- ✓ インジェクタ間距離 D_{inject}
- ✓ 水温 T_w
- ✓ クオリティ x
- ✓ 推進剤粒子径 d_{32}

このパラメータは圧力生成にどのように関与してくるかが不明瞭である。よって、これらパラメータが特性排気速度効率(C^* 効率)に与える影響を、Fig. 4 に示す試験装置を用いて推力特性確認試験を行い調べる。試験手順は、まず液体窒素貯蔵タンク、水注入口から推進剤タンクに両推進剤を充填し、背圧用の窒素ガスにより混合室内に噴射することで混合を行い、エンジンは稼働する。また、計測項目は推力、混合室圧力、

混合室温度，液体窒素質流量を計測し，得られた実験値よりエンジン性能を解析する。

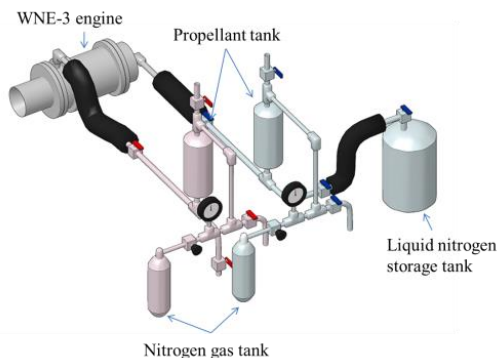


Fig. 4 Experimental setup for WNE engine

推進剤の噴射方式は，より大きな面積で両推進剤を衝突させ熱交換を行うため，正面向噴射型を採用し，供試体には WNE-3 型エンジンを使用する。Fig. 5 に WNE-3 の形状，Table. 1 に試験条件を示す。

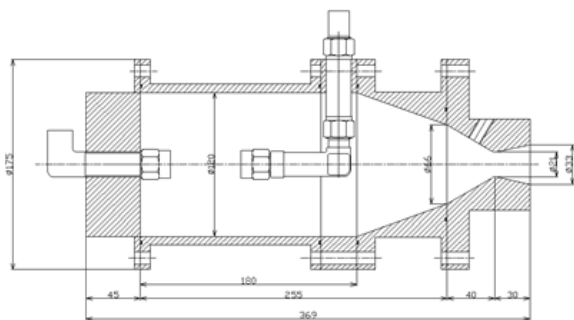


Fig. 5 WNE-3 type engine

Table.1 Experimental condition

Supply pressure [MPa.gauge]P	2.00
The distance between the injector [mm] D_{inject}	5.00~137
Water temperature [°C] Tw	126~212
Quality [-] x	0.15~0.62
The Particle diameter [μ m] d_p	400~850

試験は Case-1 をインジェクタ間距離，Case-2 を水温とクオリティ，Case-3 を推進剤粒子径とし，各 Case のパラメータとする。インジェクタ間距離は混合室内の水ラインの配管を伸縮させ変化させる。クオリティは推進剤タンク - インジェクタの配管ラインにオリフィスを使用し流量制御することで変化させる。推進剤粒子径はインジェクタの形状を変えることで粒子径を変化させる。Fig. 6 に使用するインジェクタを示す。配管の口径，流量の関係上，推進剤粒子径 400[μ m]のみ充円錐ノズルを用いる。充円錐ノズルはスプレインノズル内部で旋回流を発生させることにより微粒化を促進させる構造である。



Fig. 6 Shape of the injector

ここで，粒子径は全てインジェクタのメーカーである(株)いけうち[5]が公称しているザウター平均粒子径である。また各試験パラメータ以外は，インジェクタ間距離を 47[mm]，水温を 150[°C]，クオリティを 0.53[-]，粒子径は水/液体窒素のともに 850[μ m]とする。

5.2 試験結果及び考察

Fig. 7 に Case-1 のインジェクタ間距離 D_{inject} [mm]を変化させた場合の特性排気速度効率 η [%]との関係を示す。横軸はインジェクタ間距離 D_{inject} [mm]，縦軸は特性排気速度効率 η [%]を表す。

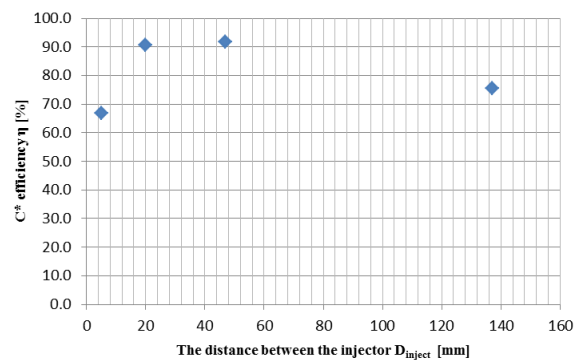


Fig. 7 Dependency of injector distance

Fig. 7 より，インジェクタ間距離が 20[mm]~47[mm]の間で高い特性排気速度効率を得ることができた。一方，5[mm]の場合，特性排気速度効率が低下した原因の 1 つ目として，十分な推進剤の衝突界面積を得ることができなかったことが考えられる。推進剤の粒子の衝突による熱交換が混合室圧力生成に支配的なため，推進剤供給流量に対する衝突界面積の減少は衝突する粒子数を減少させ，特性排気速度効率を低下させたと考えられる。2 つ目の原因は，衝突面が 2.5[mm]と極めて短いため，スプレインノズルによる微粒化が行われる前に推進剤が衝突してしまい，微粒化による熱交換が促進されず，特性排気速度効率は低下したと考えられる。またインジェクタ間距離 137[mm]では両推進剤が衝突する前に気化してしまったことと，推進剤同士で衝突する前に壁面に衝突してしまい十分な混合が行われなかったことが考えられる。特性排気速度効率 η を用いて混合室内のインジェクタ間距離に対する推進剤の混合の完了度を表現することで，水/液体

窒素ロケットエンジンには適切なインジェクタ間距離が存在し、インジェクタ間距離が 20[mm]~47[mm] の際に最も混合効率が向上することが分かる。

次に Case-2 の水温 T_w [°C]、クオリティ x [-]を変化させた場合の特性排気速度効率 η [%]との Fig. 8 関係を示す。横軸は水温 T_w [°C]、縦軸は特性排気速度効率 η [%]を表す。

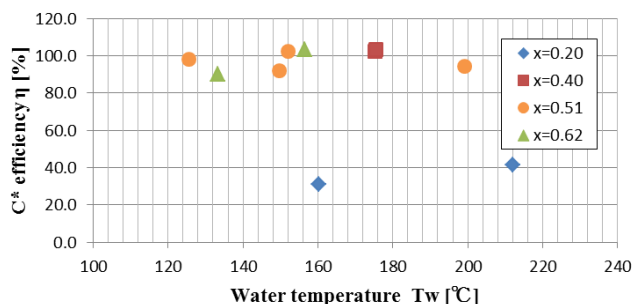


Fig. 8 Dependency of water temperature

Fig. 8 より、クオリティが 0.40~0.62[-]の領域では特性排気速度効率は 100[%]に近い値を得ることができた。このことから、水温、クオリティの値は混合効率に影響を与えず、今回の試験条件下では推進剤の熱交換が十分に行われたことが分かる。その理由として、水温の変化は圧力源である液体窒素のインジェクタ内における流動や噴射後の噴霧状態に影響を与えないことから、両推進剤の混合具合への影響が少なかったと考えられる。水温が高いと窒素が得る熱量は大きくなり混合室圧力、特性排気速度は向上するが、理論特性排気速度も増加するため、特性排気速度効率は 100[%]に近い値となったと考えられる。特性排気速度効率が 100[%]に近い場合、Eq. (2)より水温が高いほど混合室温度は増加するので特性排気速度は向上し、ロケットの性能は向上する。しかし、加圧高温水の使用は高压ガスタンクの使用などの構造質量の増加に繋がるため、ロケット使用のミッションにあった水温の選定が必要である。選定方法は、液体窒素の質量を固定し、ロケットに求められる到達高度に必要な水温ごとの水の質量を気液二相流モデル及び運動方程式で求め、ロケットの全備質量が最も小さくなる水温を選定すればよい。

次に Case-3 の推進剤である推進剤の粒子径を変化させた場合の粒子径 d_{32} と特性排気速度効率 η [%]の関係を示す。まず、Fig. 9 に水の粒子径 d_{w32} を変化させた場合の特性排気速度効率 η [%]の関係を示す。インジェクタの公称値であるザウター平均粒子径であり、図中の W/N は水/液体窒素の粒子径を指す。横軸は水の粒子径 d_{w32} [μ m]、縦軸は特性排気速度効率 η [%]を表す。

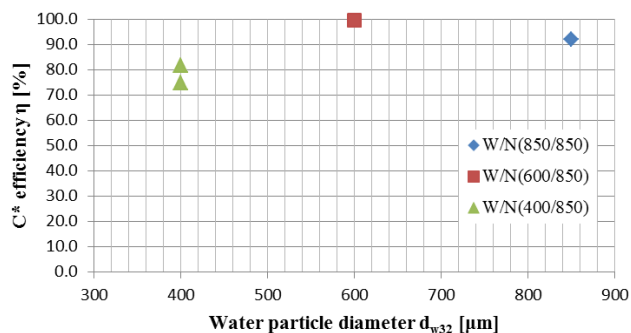


Fig. 9 Dependency of water particle diameter d_{w32}

Fig. 9 より、850[μ m]から 600[μ m]に微粒化することで、水粒子の表面積が増加し推進剤の衝突界面積が増加し熱交換が促進され特性排気速度効率は向上した。しかし、400[μ m]まで微粒化を行った場合、特性排気速度効率は低下した。400[μ m]ノズルは、スプレイノズル内部で旋回流を発生させることにより微粒化を促進している構造のため、スプレイノズル内部の減圧沸騰が原因であると考えられる。減圧沸騰が起これば、水が液体窒素と衝突する前に気化してしまい熱伝達率が低下したと考えられる。熱伝達率の低下は水を持つ熱エネルギーの熱移動量を小さくするため、特性排気速度効率は低下したと考えられる。また、水の気化は液体窒素との衝突粒子数を減少させ、熱交換を行わずに排気される窒素ガスを増加させ、特性排気速度効率は低下に繋がるということが考えられる。

Fig. 10 に液体窒素の粒子径 d_{N32} を変化させた場合の特性排気速度効率 η [%]の関係を示す。横軸は液体窒素の粒子径 d_{N32} [μ m]、縦軸は特性排気速度効率 η [%]を表す。

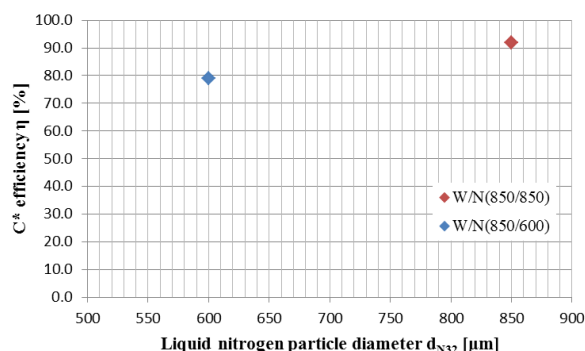


Fig. 10 Dependency of liquid nitrogen diameter d_{N32}

Fig. 10 より、液体窒素の粒子径を 850[μ m]から 600[μ m]に微粒化した場合、特性排気速度効率は低下した。この原因として、水を 400[μ m]まで微粒化した場合と同じく、微粒化の圧力損失による減圧沸騰が発生し、液体窒素の熱伝達率が低下したため、特性排気速度効率は低下したと考えられる。また、水の粒子径

を 600[μm]と固定し、液体窒素を微粒化した場合も、同様の原因で特性排気速度効率は低下した。以上より、液体窒素の粒子径は水の粒子径と同等、またはそれ以上の大きさで衝突・混合させることが望ましいことがわかる。

6 結論

本研究では水/液体窒素ロケットエンジンの混合室圧力生成機構の解明を目指し、エンジン構成のパラメータ変化が混合室圧力生成に与える影響を推力特性確認試験によって検証した。主な結論は以下の通りである。

- ✓ 高い混合効率を出力するには十分な衝突界面積を確保できる程度のインジェクタ間距離が必要
- ✓ クオリティが 0.40~0.62[-]の領域では、水温を高くすれば特性排気速度が増加しエンジン性能は向上するが、高温水の使用は構造質量の増加に繋がるため、ミッションにあった水温の選定が必要
- ✓ クオリティが 0.20[-]の領域では余剰な水の排出によって、特性排気速度効率は低くなる
- ✓ スプレイノズルによる過剰な水、液体窒素の微粒化は高い特性排気速度効率は低くなる

参考文献

- [1]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.
- [2]的場涼, 渡邊力夫. 非燃焼型ロケットによる Cansat 打ち上げ手段の検討. 平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム. 2012. STCP-2012-047.
- [3]鈴木秀亨. 水/液体窒素ロケットエンジンにおける推力特性モデルの構築. 東京都市大学. 2011.
- [4]George P. Sutton. Rocket Propulsion Elements (Seventh Edition). Wiley-Interscience. 2000. pp.85-89.
- [5]株式会社いけうち
<http://www.kirinoikeuchi.co.jp/nozzle/products/kind/nozzle01/02.html> (参照日 2013/12/13).