

令和 6 年 6 月 25 日現在

機関番号：32678
研究種目：基盤研究(C) (一般)
研究期間：2021～2023
課題番号：21K04484
研究課題名(和文)ハイブリッドロケット酸化剤流動のモデル化と酸化剤流量の高精度予測に関する研究

研究課題名(英文) Numerical Simulation of Oxidizer Flow inside a Hybrid Rocket Engine and Prediction of Flow Rate

研究代表者
渡邊 力夫 (Watanabe, Rikio)
東京都市大学・理工学部・准教授

研究者番号：20308026
交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,100,000円

研究成果の概要(和文)：ハイブリッドロケットエンジンは、固体燃料と液体酸化剤を利用する安全なロケットエンジンであり、人工衛星打上用や宇宙機搭載用に利用可能である。エンジン推力を液体酸化剤の流量を制御することで調整可能なことがメリットであるが、酸化剤を燃焼室内に噴射する噴射器を通過する流量特性については不明な点が多い。そこで、数値流体力学と実験を用いて、噴射器を通過する液体酸化剤(亜酸化窒素)の流量特性を明らかにした。また、流量を制御してロケット推力を一定にするような制御系を構築した結果、ロケット推力を安定させることに成功した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

ハイブリッドロケットエンジンの酸化剤として使用される亜酸化窒素は気液二相流となるため、その流量を特定するのが困難である。本研究では、数値計算により実験装置に使用している噴射器(インジェクター)を通過する流量特性を明らかにすることができた。実験では、ロケット推力を一定にするような制御系を構築し、ロケット推力を一定にすることができた。これにより、ハイブリッドロケットエンジンをロケットや人工衛星用に使用する際の利便性を高めることができた。

研究成果の概要(英文)：A hybrid rocket engine is a safe rocket engine that uses solid fuel and liquid oxidizer, and can be used for artificial satellite launch vehicles and spacecraft. The thrust force can be controlled by adjusting the flow rate of the liquid oxidizer, but there are many uncertainties in the flow rate characteristics passing through the injector that injects the oxidizer into the combustion chamber. Therefore, we clarified the flow rate characteristics of the liquid oxidizer (nitrous oxide) passing through the injector using computational fluid dynamics. Additionally, we experimentally achieved constant thrust force by constructing a control system to regulate the flow rate of the nitrous oxide through the injector.

研究分野：宇宙工学

キーワード：ハイブリッドロケット 亜酸化窒素 流量係数 数値シミュレーション 推力制御実験

様式 C - 19、F - 19 - 1 (共通)

1. 研究開始当初の背景

(1) ハイブリッドロケットエンジンは固体燃料と液体酸化剤を用いるロケットエンジンであり、爆発的燃焼を伴わない安全なロケットエンジンである。液体酸化剤としては、コストや取扱の容易性から亜酸化窒素(Nitrous oxide: N_2O)が用いられることが多い。亜酸化窒素は沸点 184.67 K の液化ガスであり、室温における飽和蒸気圧が高いため(293 K で 5 MPa) 通常外部加圧タンクが不要で、自己加圧により燃焼室へ供給することが可能である。しかしながら、亜酸化窒素の臨界温度(309.52 K)は室温に近く、室温状態での流動様態は本質的に気液二相流となる。ハイブリッドロケットエンジンでは、燃料が固体であるため、推力の制御は酸化剤流量を制御・調整することにより行われる。この際、気液二相流となる亜酸化窒素の流量特性を把握しておくことや、適切に流量を制御できるようにすることは、ハイブリッドロケットの推力制御において必要不可欠である。

(2) 本研究に先立つ研究では、室蘭工業大学において、亜酸化窒素の流動特性の把握と流量履歴の高精度モデル化を目指して実験が行われた。実験では、亜酸化窒素のみ流動させた流動実験と燃焼実験を実施し、計測としては、各所の圧力(配管圧力、インジェクタ圧力、燃焼室圧力)、エンジン推力、燃焼室温度の履歴を取得した。その結果、亜酸化窒素の流動特性や推力特性を把握することができた。また、亜酸化窒素配管の一部を透明な可視化管に変更し、管内流を高速ビデオカメラで撮影したところ、管内でキャビテーションが発生し、気泡を大量に含む気泡流の流動様態であることがわかった。

亜酸化窒素配管内流れを数値シミュレーションにより再現し、流れ場特性を明らかにする研究も東京都市大学にて行われたが、気泡流を再現するためには減圧沸騰によるキャビテーションに対するキャビテーションモデルの適用が必要であり、研究開始当初においては定量的な流量係数の解明をすることができなかつた。また、インジェクタ形状(たとえば、長さ・直径比)やインジェクタ上下の圧力比が流量係数に与える影響も未解明であった。

2. 研究の目的

本研究の目的は、実際のハイブリッドロケットエンジン酸化剤供給系内の亜酸化窒素流れを数値的に再現し、インジェクタ部における亜酸化窒素流量と流量係数を明らかにすることである。特に、インジェクタ形状やインジェクタ上下の圧力比が亜酸化窒素流量にどのように影響を及ぼすかを明らかにする。また、実験的手法による亜酸化窒素流量測定の高精度化ならびに亜酸化窒素流量制御によるロケット推力の安定化を目指す。数値シミュレーションでは、キャビテーション発生に伴う気泡流を再現できるような気液二相流解析手法を確立し、計算結果を随時実験結果と比較検討することにより解析手法の高精度化を目指す。

3. 研究の方法

(1) 数値シミュレーション(東京都市大学): まず室蘭工業大学の亜酸化窒素供給系全体を模擬したモデル(図1)における亜酸化窒素流れを再現した。ここでは、気液二相流ソルバーである VOF (Volume of Fluid) を使用し、簡略化のため相変化モデルは導入していない。ソルバーとしてはオープンソース CFD ソフトである OpenFOAM® の *interFoam* を利用した。つづいて、計算効率向上のため、計算領域を図2に示すようにインジェクタ前後の領域に限定し、かつキャビテーションモデルとして均質流モデル (HEM モデル, Homogeneous Equilibrium Model) を導入して亜酸化窒素の相変化を考慮した。ソルバーとしては、同じく OpenFOAM® の *cavitatingFoam* を利用した。*cavitatingFoam* では、均質流モデルにより二相流の相変化を模擬する。

(2) 実験(室蘭工業大学): 室蘭工業大学におけるハイブリッドロケットエンジン燃焼試験系統図を図3に示す。貯蔵タンクにある亜酸化窒素は一旦ランタンクに充填され、自己加圧もしくは窒素ガスによる加圧により燃焼室に送られる。燃焼実験を実施する際は最初に酸素を燃焼室に噴射し点火器により点火すると同時に亜酸化窒素を流入させ持続的に燃焼させる。亜酸化窒素流量の

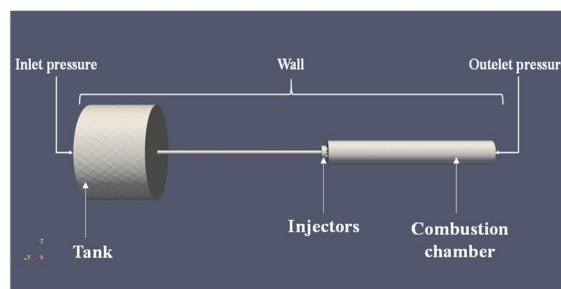


図1 計算領域(全体)

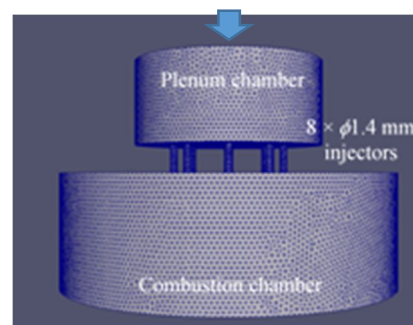


図2 計算領域(インジェクタ部)

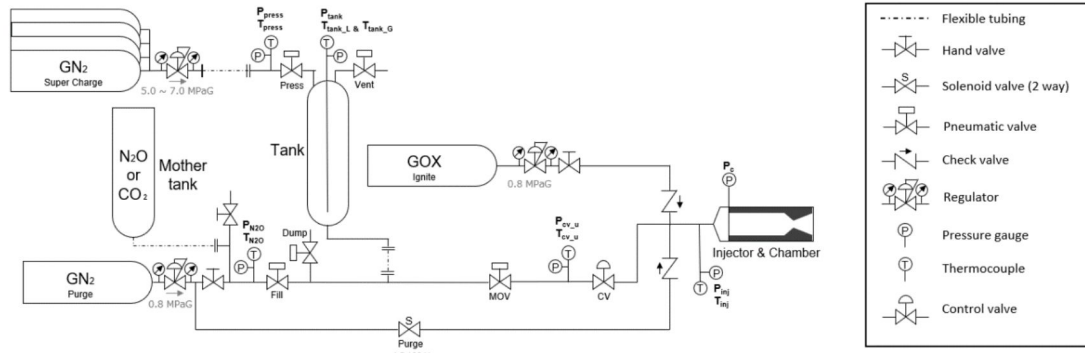


図3 燃焼試験装置系統図

調整は流量調整弁 (CV) により行われる。燃焼室の概略図を図4に示す。燃料グレインはアクリルパイプである。流量制御はインジェクタ上流圧 P_{inj} もしくは燃焼室圧 P_c をフィードバックし、PID 制御により流量調整弁の開度を調整して目標値を得る。



図4 燃焼器概略図

4. 研究成果

(1) 室蘭工業大学実験装置の全体図を模擬したモデルによる流動解析 (VOF 計算)

図1のモデルにおいて数値シミュレーションを行った。亜酸化窒素タンクの圧力を5 MPaとし、燃焼室出口圧力は大気圧とした。図5に燃焼室に噴射された亜酸化窒素流れの液相分率を示す。赤色が液相、青色が気相を示す。8つのインジェクタポートから噴射された亜酸化窒素は噴射直後に気相となり燃焼室内に噴射しているのがわかる。燃焼室内では噴流が中央に集まる様子が観察される。ハイブリッドロケットの燃焼形態はグレイン内壁面近傍における境界層燃焼なので、亜酸化窒素噴流が中心線に集約されるのは燃焼効率上好ましくない。

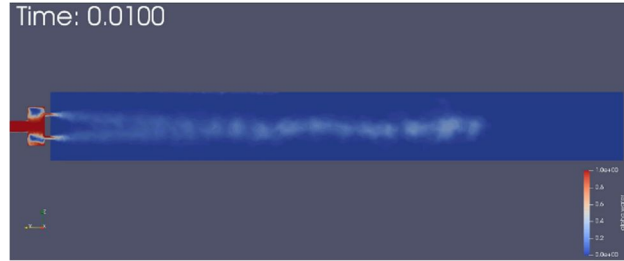


図5 燃焼室内亜酸化窒素液相分率 (赤: 液相, 青: 気相)

(2) 混相流モデルを利用したインジェクタ部の流動解析および流量特性解析 (HEM 計算)

図2のモデルにおいて数値シミュレーションを行った。計算条件として、入口部 (インジェクタ上流部) の条件は、実験結果から圧力3 MPa、流速5 m/s、ポイド率0.3とした。出口圧力 (燃焼室圧) は大気圧とした。インジェクタは直径1.4 mmの孔が8個円周上に配置されている。パラメータとしては、インジェクタ部の長さ L と直径 D の比である L/D と、インジェクタ上流部の圧力 P_1 と下流部の圧力 P_2 の比である P_2/P_1 とした。実験ではインジェクタ部長さが5 mmなので、 L/D は3.57となる。図6にインジェクタ部断面における亜酸化窒素の気相分率を示す。VOF計算とは色が反転し、青色が液相、赤色が気相を示す。図6より、円周上に配置されているインジェクタポートの内側壁角部からキャビテーションが発生し、亜酸化窒素が気化していることがわかる。気相領域はインジェクタ出口部まで達し、燃焼室内にまで流出している。インジェクタ部における流量係数 (C_d 値) を実験と比較した結果、実験では0.37であったのに対し、数値解析結果では0.38となり、十分な精度で実験と一致することがわかった。

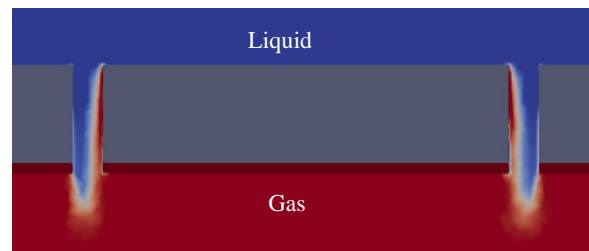


図6 インジェクタ部における亜酸化窒素気相分率 (青: 液相, 赤: 気相) $L/D=3.57$

(3) インジェクタ形状ならびに圧力差による流量係数への影響

インジェクタ形状としてインジェクタ長さと直径比である L/D を変更して流量係数に与える影響を調べた。実験装置と同じであるケースはインジェクタ部長さが5 mm ($L/D=3.57$) であり、それに対して2 mm 短い3 mm ($L/D=2.14$) のケースと2 mm 長い7 mm ($L/D=5$) のケースを解析した。図7に $L/D=2.14$ の結果を、図8に $L/D=5$ の結果を

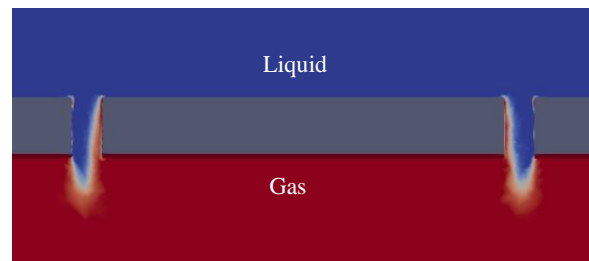


図7 インジェクタ部における亜酸化窒素気相分率 (青: 液相, 赤: 気相) $L/D=2.14$

示す。図7より、インジェクタ長さが短い場合には $L/D=3.57$ の場合とほぼ同様の流れ場が形成されているが、インジェクタ長さが短い分、液相の亜酸化窒素（青色）が燃焼室内部により多く流入している。図8より、インジェクタ長さが長い場合にはインジェクタポート内側壁だけでなく、外側壁面上にもキャビテーションによる気相領域の発達を観察される。しかしながら、気相領域は短いインジェクタ 2 ケースの場合に比べて壁面上に薄く発達している。ある1つのポート断面における亜酸化窒素気相分率の分布を見ても（図9）、赤色の気相領域分布が大きく異なることがわかる。図10に流量係数を比較した結果を示す。図10より、 $L/D=3.57$ のケースにおいて流量係数が一番大きくなった。 $L/D=5$ のケースにおいて流量係数が低下した原因は、気相領域がインジェクタポート部内壁面に沿って広く分布しており、結果的に気相分率が増加したことや、インジェクタポート長が伸びたことによる圧力損失が増大したことによるものと考えられる。

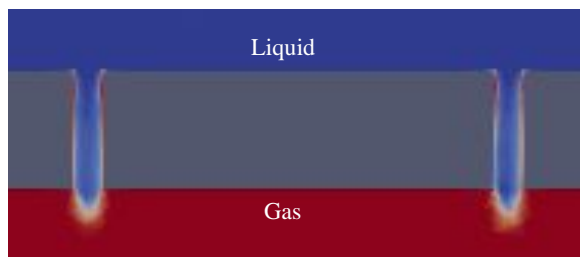


図8 インジェクタ部における亜酸化窒素気相分率（青：液相，赤：気相）。 $L/D=5$

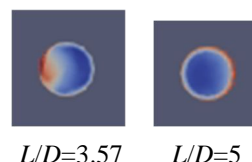


図9 インジェクタ断面における亜酸化窒素気相分率（青：液相，赤：気相）。

つづいて、上流側圧力 P_1 を 3.0 MPa に固定し、下流側圧力 P_2 (燃焼室圧力に相当) を大気圧から 2.8 MPa まで上昇させた。これは、燃焼室圧がエンジン稼動直後では大気圧であるのに対し、燃焼が始まると燃焼室圧力が上昇する状況を模擬するためである。図11に圧力比 P_2/P_1 に対する流量係数変化を示す。下流圧力が上昇し圧力差が減少すると、流量係数が上昇する傾向にあることがわかった。

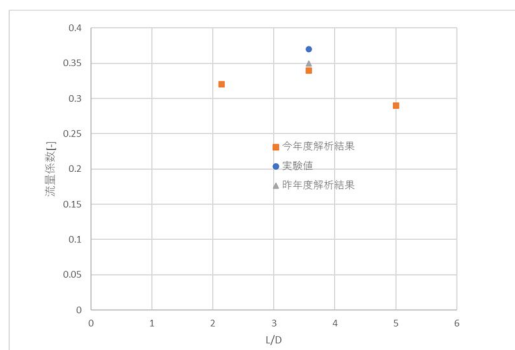


図10 インジェクタ長さと流量係数

(4) 亜酸化窒素流量制御による一定推力出力実験

自己加圧式ハイブリッドロケットシステムでは、酸化剤供給圧力が時間と共に減少することから酸化剤流量も時間と共に減少し、これが燃焼室圧力低下と推力低下をもたらす。そこで、燃焼室圧力を一定にすること（すなわち推力を一定にすること）を目標にして、亜酸化窒素流量制御システムを構築し、実験を実施した。まず燃料調整弁の開度を調整する印加電圧と燃焼室圧力との相関をとってプラント設計を行い、燃焼室圧力をフィードバックするPID制御系を構築した。図12に推力履歴を示す。多少の時間的な変動（ハンチング）は観察されるものの、自己加圧供給による推力低下を補償し、推力が一定に制御されていることがわかる。その他の成果として、亜酸化窒素気泡流に関する可視化実験も実施し、気泡流のクオリティと圧力損失の関係が Dukler の式で 15% 程度の誤差で予測できることを明らかにした。

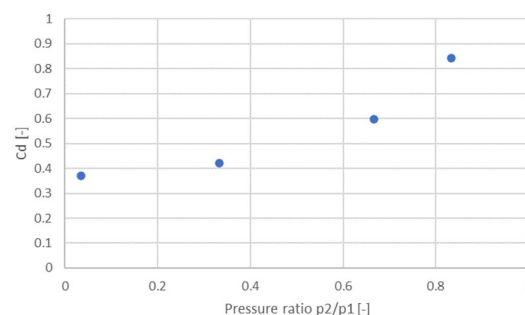


図11 圧力比と流量係数

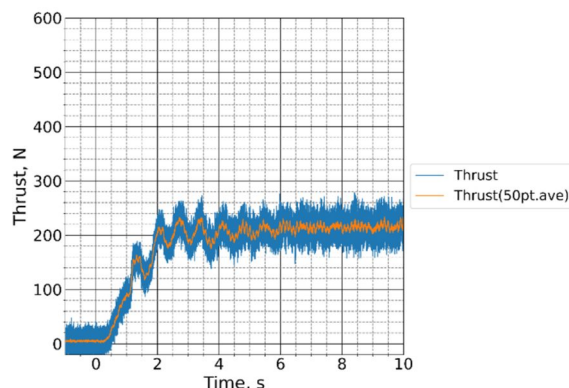


図12 推力履歴（燃焼室圧力一定制御）

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計2件（うち査読付論文 2件 / うち国際共著 0件 / うちオープンアクセス 0件）

1. 著者名 Takuya Tada, Kazuki Yasuda, Hiro Okano, Hikaru Eguchi, Masaharu Uchiumi, and Daisuke Nakata	4. 巻 -
2. 論文標題 Flow-Pattern Identification and Pressure-Drop Measurement in a Self-pressurized Flow of Nitrous Oxide	5. 発行年 2024年
3. 雑誌名 Transaction of JSASS	6. 最初と最後の頁 -
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） なし	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 Yasuda Kazuki, Nakata Daisuke, and Uchiumi Masaharu	4. 巻 143
2. 論文標題 Experimental Study on Temperature Change by Cavitation Accompanying Self-Pressurization of Propellant for Small Rocket Engines	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 Journal of Fluids Engineering	6. 最初と最後の頁 121103
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1115/1.4051729	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

〔学会発表〕 計9件（うち招待講演 0件 / うち国際学会 2件）

1. 発表者名 多田卓矢, 内海政春, 安田一貴, 江口光, 岡野裕, 中田大将
2. 発表標題 N2Oの自己加圧供給による気液二相流の圧力損失予測に関する研究
3. 学会等名 日本航空宇宙学会北部支部2023年講演会
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 中田大将, 安田一貴, 椎名達彦, 多田卓矢, 岡野裕, 江口光, 内海政春, 川崎央
2. 発表標題 フライトタンクへの亜酸化窒素充填と排出における諸課題
3. 学会等名 日本航空宇宙学会北部支部2023年講演会
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 岡野裕, 中田大将, 埴田卓矢, 江口光, 内海政春
2. 発表標題 自己加圧式ハイブリッドロケットの推力一定制御
3. 学会等名 第5回ハイブリッドロケットシンポジウム
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 渡邊力夫, 新井凱士
2. 発表標題 亜酸化窒素インジェクタにおけるインジェクタ形状の影響に関する数値シミュレーション
3. 学会等名 第66回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 清水善貴, 渡邊力夫, 安田一貴, 中田大将
2. 発表標題 ハイブリッドロケット用亜酸化窒素流れとインジェクター部流量係数に関する数値解析
3. 学会等名 第65回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 Rikio Watanabe, Yoshiki Shimizu, Kazuki Yasuda, and Daisuke Nakata
2. 発表標題 Numerical Estimation of Discharge Coefficient of Nitrous Oxide Flow inside an Injector for Hybrid Rocket Engine
3. 学会等名 33rd International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 Kazuki Yasuda, Tatsuhiko Shiina, Daisuke Nakata, and Masaharu Uchiumi
2. 発表標題 Experimental Study on Filling and Discharging Characteristics of Nitrous Oxide to Spacecraft Tanks
3. 学会等名 33rd International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 中田大将, 安田一貴, 椎名達彦, アン・イヨン, 山岸晃己, 多田卓矢, 橋本侑菜, 江口光, 内海政春
2. 発表標題 ロケットスレッド実験におけるシステムインターフェース
3. 学会等名 令和3年度宇宙輸送シンポジウム
4. 発表年 2021年～2022年

1. 発表者名 山岸晃己, 中田大将, 安田一貴, 椎名達彦, アン・イヨン, 多田卓矢, 橋本侑菜, 江口光, 内海政春
2. 発表標題 自己加圧式ハイブリッドロケットのPID制御によるスロットリング
3. 学会等名 第4回ハイブリッドロケットシンポジウム
4. 発表年 2021年～2022年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究分担者	中田 大将 (Nakata Daisuke) (90571969)	室蘭工業大学・大学院工学研究科・准教授 (10103)	

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8 . 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関
---------	---------