

# 1E07 水素多層電熱スラスタのノズル性能評価と効率改善

○石澤 輝, Alexander Hillstrom, 杵淵 紀世志 (名古屋大学)

中田 大将 (室蘭工業大学)

蘇亜拉図, 酒井 仁史 (NTTデータザムテクノロジーズ)

## Performance Evaluation and Efficiency Improvement of a Multi-Layer Electrothermal Thruster Using Hydrogen Propellant

Kirari Ishizawa and Alexander Hillstrom and Kiyoshi Kinefuchi (Nagoya University)

Daisuke Nakata (Muroran Institute of Technology)

Suyalatu and Hitoshi Sakai (NTT DATA XAM Technologies)

Key Words : Nozzle, Compressible Flow, CFD

### Abstract

This study focuses on an electrothermal thruster equipped with a tungsten-based multi-layer heater fabricated as a monolithic structure using additive manufacturing, aiming to improve overall thruster efficiency. Hydrogen is selected as the propellant to achieve high specific impulse. Experimental evaluation of heater efficiency revealed that heat loss was primarily due to heat conduction through structural components under the tested conditions, while radiative loss was suppressed by the intrinsic thermal insulation of the multilayer heater. However, radiative heat losses are expected to become significant under higher-temperature operating conditions. Nozzle performance was assessed through CFD analysis, and qualitative trends of various loss mechanisms were identified. Under low-flow rate conditions with hydrogen, nozzle efficiency was found to be significantly reduced, indicating the need for nozzle geometry optimization or higher flow rate operation. Future work includes the quantitative evaluation of individual loss mechanisms and comprehensive performance assessment considering chemical non-equilibrium effects such as frozen flow.

### 1. 序論

宇宙推進機は、ミッションに応じて化学推進と電気推進に大別される。化学推進は、燃料と酸化剤の燃焼反応によって大きな推力を得る方式であり、ロケットの打ち上げや短時間での軌道遷移など、瞬間的に高推力が要求されるミッションに用いられる。一方で、燃費性能の指標となる比推力 $I_{sp}$ には化学反応のエネルギーに基づく理論的な上限があり、推進剤の消費量が多くなるという課題がある。これに対して電気推進は、太陽光などから得られる外部電力を用いて推進剤を加速する方式であり、比推力が高く、限られた推進剤での輸送が可能である。このような特性から、小型衛星の軌道維持や深宇宙探査ミッションへの適用が近年広がっている。ただし、化学推進に比べて推力が小さく、軌道遷移に長時間を要することや、推進システムが複雑で高コストとなることが課題である。

電気推進機のうち、電熱加速型に分類されるレジ

ストジェットは、推進剤をヒータでジュール的に加熱し、ノズルから噴射することで推力を得る単純な方式である。電熱加速型は、得られた熱エネルギーを、ノズルを通して運動エネルギーに変換するという点で、電気推進の中でも化学推進に近い加速原理を持つ。そのため、その他の電気推進方式と比較して構造が単純で制御が容易である特徴を有する。レジストジェットは、小型・軽量で多様な推進剤が利用可能であり、これまで多数の軌道上での利用実績を有している[1]。実運用例として、Aerojet Rocketdyne社製のMR-502 IMPEHTは、2013年時点で150機以上の衛星に搭載されていたと報告されている[1]。しかし、比推力は約300秒と低く、寿命も400時間未満にとどまるため[2]、レジストジェットの適用範囲を拡大する上で依然として課題である。特に加熱要素は、レジストジェットの寿命を決定づける重要な要素であり、最も摩耗しやすい部分でもある[3]。初期のレジストジェットでは、タングステンフ

フィラメントを加熱部に用いた構造が主流であり、断線が寿命制約の要因となっていた。

本研究では、長寿命化を目指し、金属フィラメントを用いず、三次元積層造形技術によって一体成形された薄型多層構造のヒータを搭載した多層電熱スラスタを対象とする。図1に多層電熱スラスタの主要部品とその構成を示す。本スラスタでは、耐熱合金を用いてヒータ部を一体造形し、信頼性の向上と製造工程の簡略化を図っている。ヒータ内部は、複数の円筒壁を同心状に重ねて配置した多層構造を有しており、各層にある推進剤の流入位置が交互に切り替わることで、スラスタへ流入する推進剤はヒータ内の壁面に沿って蛇行しながら通過する長い流路を形成する。ヒータ内部の電気経路は、各層間を隣接する1対1のみに限定し、推進剤流入側とインシュレーター側の端部を交互に接続することで構成されている。これにより、電流は層内を蛇行しながら流れる一筆書き状の長い経路を形成する。各層は多層断熱の役割も果たし、内層に近づくほど温度が高くなる温度勾配が形成されることで、長い加熱流路と合わせて高い熱交換効率が期待される。このような構造により、推進剤は急激な加熱を受けることなく中心部で高温となり、その状態でノズルへと導かれる設計となっている。

さらに本研究では、分子量が最も小さい水素を推進剤として用いることを想定している。水素は比熱が高く、比推力の向上が見込まれるため、推進剤の消費量を抑えることができる。これにより、同じ搭載質量でより多くの機器を輸送できることから、積載効率を示す指標であるペイロード比の増大が実現できる。また、液体水素ロケットの上段における補助推進系としての応用が可能であり、さらに月や

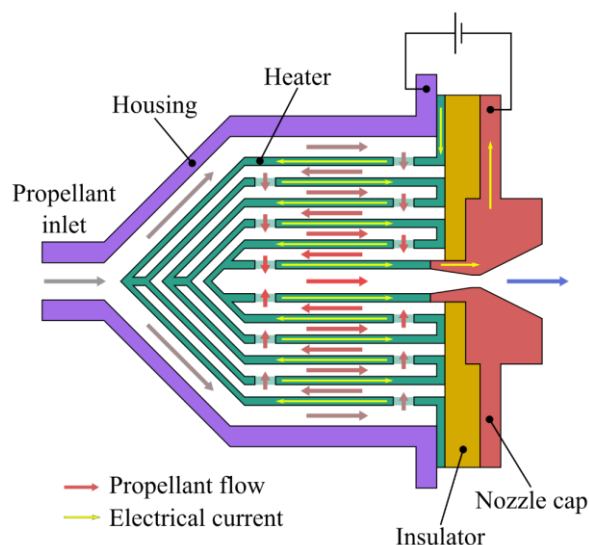


図1 多層電熱スラスタの構成概念図

火星で水資源を活用する現地資源利用（ISRU: In-Situ Resource Utilization）との親和性も高い。このように、小型・軽量の構造に加え、高推力かつ高比推力を兼ね備えることで、限られた推進剤での高効率な輸送や軌道遷移の短期化といった性能が期待される。

高推力と高比推力を両立させるためには、スラスタの全体効率を向上させる必要がある。本研究では、この全体効率 $\eta_t$ を、推進剤の加熱に関わるヒータ効率 $\eta_h$ と、膨張に関わるノズル効率 $\eta_n$ の積として、

$$\eta_t = \eta_h \eta_n \quad (1)$$

と定義し、それぞれに対して適切な設計的アプローチにより改善を図る。ヒータ効率については、スラスタ外装を断熱材で覆うことで輻射伝熱を抑制するとともに、搭載時の接続構造を工夫することで、外部への熱伝導を低減し、全体としての熱損失の低減を試みる。

一方、ノズル効率には、粘性による境界層の発達、壁面への熱伝達、推力に寄与しない方向への流れ、および分子の解離に伴う凍結流損失など、複数の流体力学的損失が関与する。特に本研究のような低推力・低レイノルズ数のスラスタでは、境界層損失が支配的となる一方で、他の損失も無視できず、それぞれが相互に影響を及ぼし合う複雑な関係にある。さらに、ノズル入口では推進剤が高温であるため、凍結流損失の発生も懸念される。このような損失の相互作用を理解し、どの損失が効率低下にどの程度寄与しているかを定量的に把握することが、性能向上の鍵となる。加えて、性能評価を目的とした実験では安全性の観点から水素の流量が制限されるため、実運用に想定される高流量条件における性能予測が難しい。そこで本研究では、数値流体力学（CFD: Computational Fluid Dynamics）によりノズル内部の損失要因を細分化し性能向上の指針を得ると共に、流量依存性を含めた定量評価を行うことで、実機で想定される流量条件における性能予測への展開を目指す。ノズル形状の最適化は今後の展望であるが、まずは損失メカニズムの把握とその寄与割合の明確化を通じた設計知見の獲得を目的とする。

## 2. 多層電熱スラスタの構造と熱設計

### 2. 1. スラスタの構造

図2に多層電熱スラスタの設計断面図を示す。本スラスタは、推進剤を加熱する多層構造のヒータ、それを囲って圧力を保持するハウジング、加熱後の推進剤を噴出するノズルキャップ、およびハウジングとノズルキャップ間を絶縁するインシュレータ

一の4部品を主構成要素とする。

推進剤の最高温度はヒータ壁面の耐熱限界によって決まるため、ヒータの材質には最も融点の高い金属の一つであるタングステンまたはその合金を用いている。タングstenは温度に対して抵抗率がほぼ直線的に増加する特性を持ち、発熱体として安定な加熱特性を有する[4]。ヒータは複数の薄層（厚さ0.15 mm）で構成され、各層の端部が交互に接続されることで、電流が壁面内を蛇行する一筆書き状の電流経路を形成する。この構造により電流経路を長くでき、ヒータ全体として高い電気抵抗が得られるため、必要な発熱量を維持しつつ電流値を低減することで、電源および配線における電圧降下を抑制する設計となっている。

ヒータの外周はステンレス製ハウジングで覆われており、圧力保持として機能する。推進剤はスラスタ外部の供給口からハウジング内に導入され、ヒータ側面に設けられた開口部から内部へ進入する。その後、層間の壁面に沿って蛇行しながら流れ、通過過程で徐々に加熱されていく。最内層に到達した推進剤は最高温度に達した状態でノズル部へ移行する。ヒータ最内層とノズルキャップとの接続部にはテーパ状の接触面が形成されており、加熱に伴う熱膨張によって圧着されることで、接触抵抗の低減が図られている。この接触部は電流経路上でノズルキャップとの唯一の導通点にあたるため、接触抵抗の管理はスラスタ性能に直接影響する重要な要素である。また、ハウジングとノズルキャップの間には、電気的絶縁を目的としてボロンナイトライド（BN）製の円板状インシュレーターが挿入されている。電源端子はハウジング部とノズルキャップ部に接続されており、電流はハウジングからヒータ内部を経てノズルキャップへと流れる。この経路上でヒ

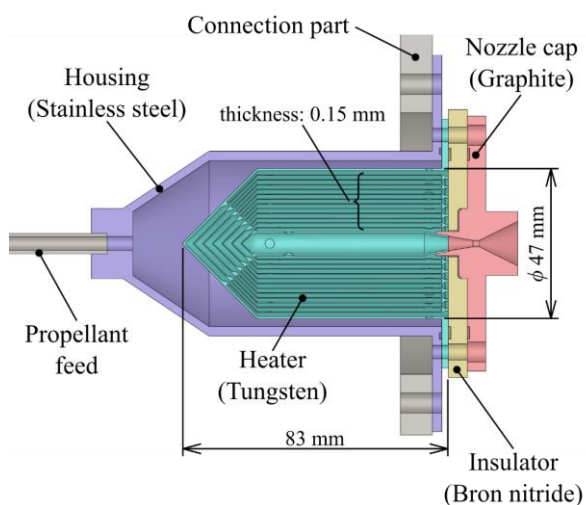


図2 多層電熱スラスタの設計断面図

ータの各層がジュール加熱される構成となっている。

## 2. 2. 熱損失要因と断熱設計

ヒータ効率を低下させる主な要因は、ジュール加熱によって生成された熱が推進剤に伝達されることなく、スラスタ外部へ逃げる熱損失である。この熱損失は、スラスタ外壁から周囲空間への熱輻射損失、スラスタの搭載接続部を通じて構造体側へ逃げる熱伝導損失の2つに大別される。

熱輻射損失は、ハウジングおよびノズルキャップの外表面温度の上昇により発生する。図3に示すように、これに対する対策として、両部品の外装をアルミナファイバーボード（熱伝導率：0.2 W/m/K）で覆い、表面温度の上昇を抑えることで輻射伝熱の低減を図っている。斜線部分が外装の断熱材を示しており、断熱材をさらにステンレス鋼製の薄板で囲っている。宇宙空間では、外部との伝熱形態は主に輻射伝熱に限られるため、熱輻射を低減するとともに、対流および熱伝導も抑制する多層断熱材（MLI: Multi-Layer Insulation）が一般的に用いられる。MLIは、 $10^{-2}$  Pa以下において断熱性能を発揮するよう設計されており[5]、宇宙機の外装断熱材として広く実用化されている。しかし、本研究における地上試験では、高流量条件により真空チャンバ内の背圧が $10^1 \sim 10^2$  Paに達し、対流や熱伝導の影響を無視できない。この圧力条件では、MLI本来の断熱性能は十分に発揮されず、熱流束は宇宙空間に比べて約 $10^2$ 倍に達することが知られている[5]。したがって、地上試験環境下では、周囲気体への対流や熱伝導による熱損失を抑制する目的で、固体断熱材をスラスタ外装に設置している。

一方、熱伝導損失は、ハウジングを介してスラスタの固定部材である接続部へと熱が伝わることで

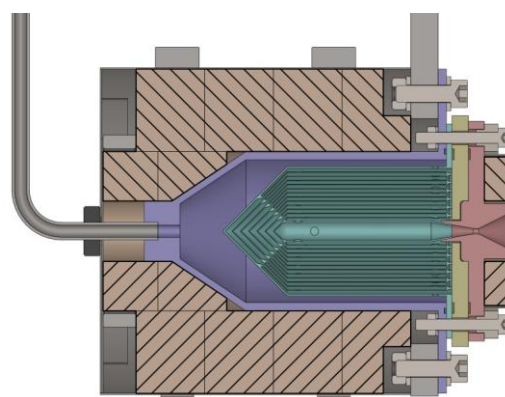


図3 外装断熱材を設置したスラスタ断面図  
（熱輻射抑制対策）

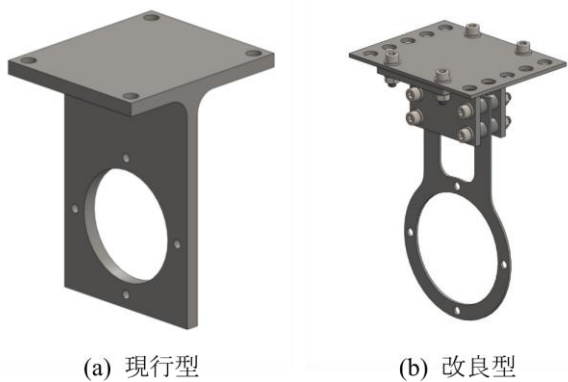


図4 スラスト接続部の構造比較

生じる．この損失を抑制するため，現行設計に対して改良設計を施し，その比較を図4に示す．改良設計では，スラスト接続部の伝熱断面積を縮小することで，熱抵抗の増加を図っている．熱設計がなされていない現行型の接続部における熱抵抗は，使用材料および寸法に基づき約3.16 K/Wと見積もられるのに対し，改良型では，低熱伝導率のステンレス製薄板を用いることで，約36.84 K/Wの熱抵抗が見込まれており，熱伝導損失の大幅な低減が期待される．

2. 3. ヒータ効率の定義

ヒータ効率 $\eta_h$ は，投入されたエネルギーのうち，推進剤の加熱に利用された割合を示す指標であり，本研究では次のように定義する．

$$\eta_h = \frac{\dot{m}h(T_p)}{P_t + \dot{m}h(T_a)}$$

(2)

ここで， $\dot{m}$ は質量流量， $P_t$ はヒータに供給される電力， $h(T)$ は温度 $T$ における推進剤の比エンタルピー（基準温度を0 Kとした相対値）， $T_a$ はスラスト流入口の推進剤温度， $T_p$ はヒータ最内層における推進剤のプレナム温度を表す．

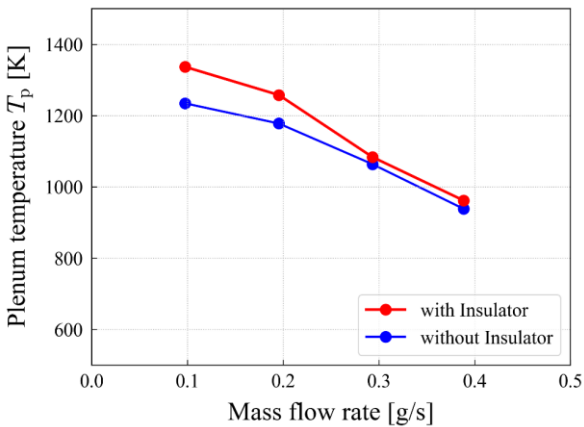


図5 断熱材の有無によるプレナム温度 $T_p$ の比較

2. 4. 実験結果と効率評価

断熱材による熱輻射損失の抑制効果を確認するため，高温状態でのスラスト噴射実験を実施した．実験に使用した接続部は，熱伝導対策が施されていない現行構造である．推進剤には窒素ガスを用い，入力電流は100 Aに固定した．質量流量は表1の実験条件に示すように4段階で変化させ，K型熱電対によりヒータ最内層のプレナム温度を測定した．その測定値から，式(2)に基づいてヒータ効率 $\eta_h$ を算出した．

表1 実験条件

推進剤	窒素
入力電流	100 A
質量流量	0.097, 0.194, 0.291, 0.388 g/s

図5に測定されたプレナム温度 $T_p$ ，図6に計算されたヒータ効率 $\eta_h$ を示す．横軸はいずれも質量流量で，断熱材の有無について比較した．図5から，質量流量が小さい条件ではプレナム温度が高くなる傾向が確認できる．当然ながら低流量時には推進剤の熱容量が小さいため，温度上昇が大きくなる．また，低流量時において断熱材を装着した場合，わずかにプレナム温度が上昇しており，ヒータ内部の高温化が促進されたことが分かる．

一方，図6に示すように，ヒータ効率は質量流量の増加に伴って上昇する傾向を示した．低流量条件では，温度上昇に伴って周囲との温度差も大きくなるため，熱損失が増大すると考えられる．そのため，温度が相対的に低い高流量条件の方が，ヒータ効率が高くなると考えられる．加えて，高流量条件では，レイノルズ数の上昇に伴ってヌッセルト数が増加し，推進剤への熱伝達率が向上することも一因と考えられる．ヒータ効率において，断熱材の有無による明確な差は観測されなかった．この結果から，本

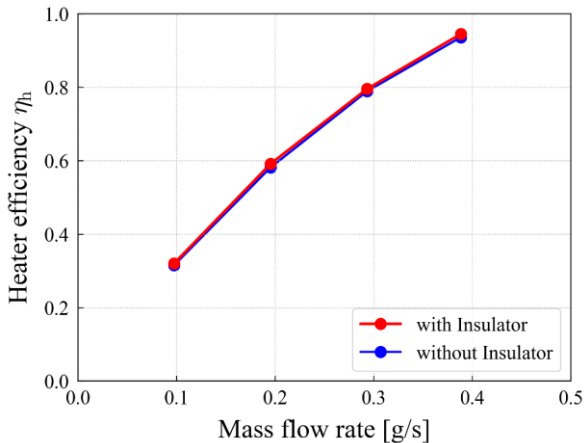


図6 断熱材の有無によるヒータ効率 $\eta_h$ の比較



実験条件ではヒータが十分な高温に達しておらず、熱輻射損失の影響が小さかった可能性がある。加えて、スラスタ接続部から外部へ逃げる熱伝導損失が支配的であったことが、ヒータ効率に対する主要因と考えられる。この結果は、多層ヒータ自身が高に高い断熱性を有しており、ハウジング外面部の温度上昇が抑制されたため、本実験条件（入力電流：100 A）では熱輻射損失が主要な損失要因ではないことを示している。一方、スラスタ接続部を通じた熱伝導損失は、ヒータ効率低下の主要因として依然として支配的であると考えられる。なお、実機運用においてはプレナム温度が2000 K以上に達する高温条件が想定されており、この場合、熱輻射損失は無視できない水準に達すると予測されている[6]。したがって、高温領域における外装断熱材の熱輻射抑制効果については、今後の実験による検証が必要である。

### 3. ノズル内部の流れ構造

#### 3. 1. ノズル効率の定義と損失要因

本研究では、ノズル効率 $\eta_n$ を、加熱された推進剤の熱エネルギーのうち、推力として寄与する運動エネルギーに変換された割合として、次のように定義する。

$$\eta_n = \frac{F^2/2\dot{m}}{\dot{m}h(T_p)} \quad (3)$$

ここで、 $\dot{m}$ は質量流量、 $F$ は推力、 $h(T_p)$ はプレナム温度 $T_p$ となるノズル入口における比エンタルピー（基準温度を0 Kとした相対値）を表す。ノズル効率に影響を及ぼす損失要因は、ヒータ効率のように単一の熱損失に限らず、複数存在する。ノズル効率の主な損失要因は、ノズル内壁を通じた熱損失、粘性流れによる境界層損失、半径方向の速度成分による発散損失、非平衡な化学反応に起因する凍結流損失が挙げられる。

熱損失は、ノズル内部の高温推進剤が内壁に熱伝達した後、ノズルキャップ表面から熱輻射などを通じて外部へ放出されることで生じる。本研究では、ノズルキャップ外面の温度が高くなることが確認されており、このような輻射伝熱による熱損失は無視できない。一方でノズルキャップを介してヒータ側へ熱が伝導される経路も存在するため、その一部は推進剤の再加熱に寄与していると考えられる[7]。

境界層損失は、推進剤の粘性によりノズル内壁近傍で流速が低下し、膨張が不十分となることで生じる。また、境界層付近では、膨張によって得られた運動エネルギーの一部が、粘性加熱により再び熱エネルギーへと変換されるため、効率を低

下させる要因となる。

発散損失は、ノズル出口において運動エネルギーに変換されたうち、推力として有効なのは軸方向の速度成分のみであることに起因して生じる。

凍結流損失は、ノズル入口で高温により解離した推進剤が、ノズル内での冷却過程において再結合が進まず、解離状態のまま噴出されることで生じる。この場合、解離に使用されたエネルギーを回収できず、推力に転換されないため、損失として扱われる。

#### 3. 2. 数値解析条件とCFDモデル

ノズル効率に影響を与える各損失要因の定量評価のため、2次元軸対称条件下におけるCFD解析を実施した。解析にはAnsys Fluentを用い、圧縮性、定常、非化学反応性の粘性流体を対象とした。モデルにはrealizable k- $\epsilon$ モデルとEnhanced Wall Treatment (EWT)を採用し、低レイノルズ数領域における境界層挙動も考慮している。作動流体は水素または窒素であり、いずれも理想気体仮定とし、粘性および熱伝導率には分子運動論に基づいた温度依存式（kinetic theory）を用いた。

図7に、本解析で用いた計算領域およびメッシュ構造を示す。解析対象には、ヒータ最内層のプレナム部からノズル出口後方の噴流領域までを含み、ノズルキャップの固体形状も合わせてモデル化している。ノズルキャップの寸法は、2.4節で実施した噴射実験と同一条件となるように設定しており、スロート径は2 mm、膨張比は49である。メッシュは、ノズル内部の流路部分を構造格子、ノズル外部とノズル構造体部分を非構造格子として生成した。全体のセル数は約6000要素であり、特にノズル内壁近傍で

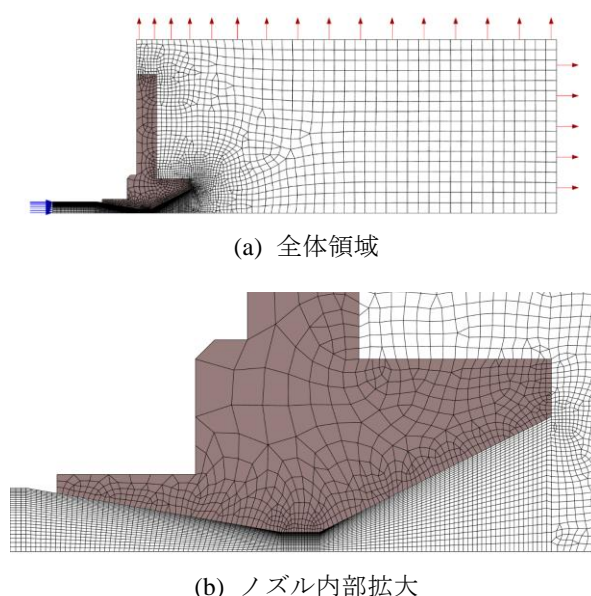
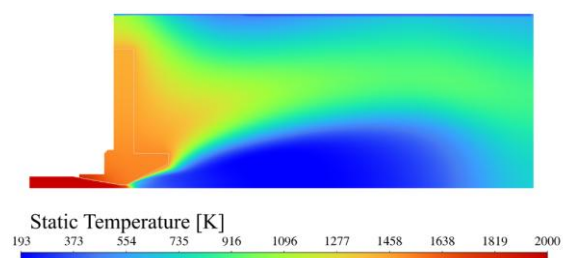
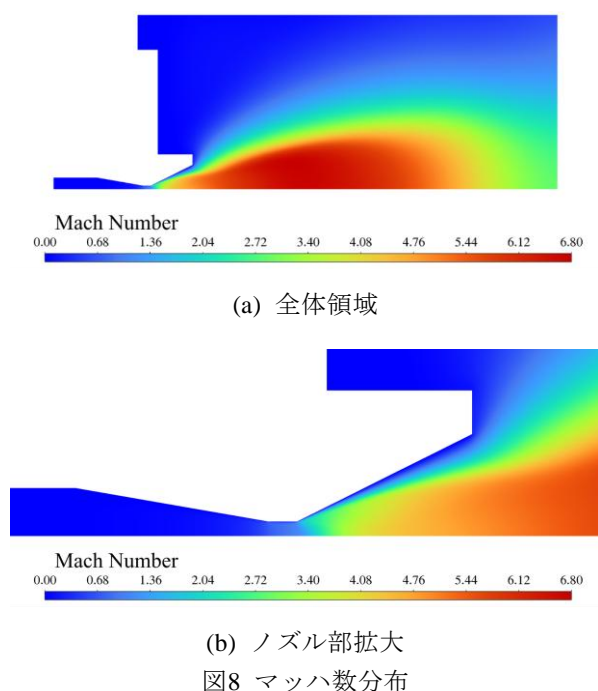


図7 CFD解析に用いた計算領域とメッシュ

は境界層解析のために高密度なメッシュを設定している。ノズル出口より後方の領域では、距離に応じてメッシュサイズを粗くし、計算負荷を抑制した。境界条件として、入口には質量流量と全温度を与え、出口は真空チャンバ内圧に相当する静圧で固定した。ノズル内部の壁面（固体との連成部）は熱連成条件、その他の壁面は断熱かつ非滑り条件とした。

#### 4. 数値解析結果

水素を推進剤とした数値解析において、高流量条件として体積流量50 SLM，入口全温2000 K，出口圧力10 Paを設定し、定常解析を行った。図8にマッハ数分布を示す。(a)に解析領域全体、(b)にノズル内部の拡大図をそれぞれ示している。ノズル内部では、冷却膨張に伴ってマッハ数が徐々に上昇し、ノズル出口後方では超音速噴流が形成されている。ノズル内壁近傍では、壁面に向かってマッハ数が低下しており、粘性境界層の発達を確認される。この境界層の影響により、ノズル全体として理想的な膨張が妨げられ、膨張不足による境界層損失が生じている。



また、膨張過程において流れが半径方向に広がることで、軸方向以外の速度成分が発生しており、推力に寄与しない発散損失が発生していることが示唆される。

図9に静温分布を示す。ここでは、流体部に加え、ノズルキャップの固体部温度も表示している。ノズルキャップの温度は最大で約1400 Kに達しており、流体から固体への熱伝達が顕著に発生している。さらに、ノズルキャップ側面の後方領域では、その周囲の流体温度も高く、外部へ向けた熱移動が生じている可能性が高い。これらの結果から、ノズル構造体を介した熱損失が生じていることが示される。ただし、本解析では固体部との熱連成は考慮されているものの、外部への熱輻射は解析条件に含まれていないため、より正確な評価には輻射境界条件の導入が必要である。

水素解析におけるノズル効率の算出に先立ち、CFDモデルの妥当性を確認するため、2.4節の窒素ガスを用いた実験と比較を行った。図10にノズル効率の実験値とCFD解析結果を示す。横軸は質量流量である。実験値は推力の測定結果から算出したものであり、CFDは同一条件（プレナム温度、チャンバ背圧）で解析した結果である。最も低流量である0.097 g/sでは、小推力に伴う測定誤差の影響により差がみられるが、それより高流量な条件では良好な一致が得られており、CFDモデルの妥当性が確認された。

次に、水素を推進剤とした場合のノズル効率について、図11に質量流量との関係を示す。50 SLM（図8、図9と同条件）に加え、今後の実験を想定した1および5 SLMの条件についても解析を実施した。入口全温および出口圧力は一定とし、質量流量のみを変化させた。図中の破線は、本ノズルの膨張比に対する準一次元等エントロピー流れを仮定した場合の理想ノズル効率 $\eta_{n,ideal} \approx 0.87$ を示している。ノズル効率は質量流量の増加に伴って上昇する傾向を示した。これは、1 SLMの低流量ではレイノルズ数が低く、ノズル内で境界層が相対的に厚くなることで、有効断面積が減少し、膨張が不十分となるためである。一方、50 SLMの高流量では境界層厚さが相対的に減少し、理想的な膨張に近づくことで効率が向上する。また、水素は熱伝導率が高く、ノズル壁面への熱伝達も大きいため、絶対的な熱損失は流量の増加とともにむしろ増加する。しかし、流量の増加により単位時間あたりの全エンタルピーも増加するため、熱損失が推進剤の全エンタルピーに占める割合は相対的に減少し、結果としてノズル効率は向上する。

今後の実験で用いられる予定の1 SLM条件では、ノズル効率が著しく低下する結果が得られた。さら

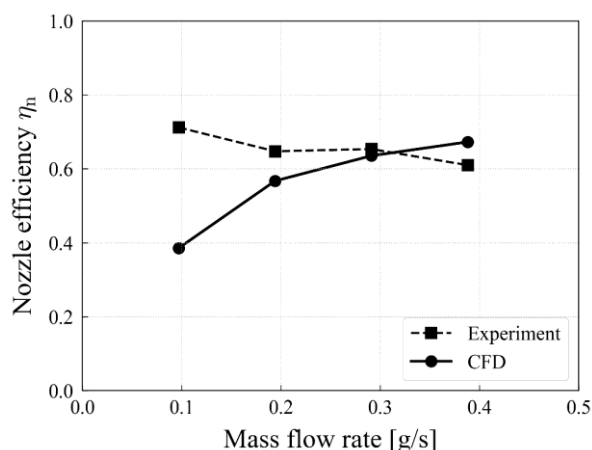


図10 ノズル効率に関する窒素実験結果とCFD解析結果の比較

に、水素はその高い熱伝導率により、準一次元の等エントロピー流れと比べて損失の影響を受けやすく、理想的な膨張に対して実際のノズル効率は大きく低下する傾向にある。これらの結果から、現行ノズル形状では1 SLMの低流量条件において十分な推力性能を得ることが困難であり、今後の実用化に向けてノズル形状の最適化が必要であることが示唆される。

また、ノズル内部における複数の損失要因（境界層損失、発散損失、熱損失など）について、それぞれの寄与を定量的に評価する手法は現在検討段階にある。今後は、ノズル効率に対する各損失成分の評価手法を整理し、損失構造の詳細な理解と効率向上に向けた設計指針の確立を目指す必要がある。さらに、ノズル内での化学反応の凍結流による損失も考慮した解析を行い、より現実的かつ包括的な損失評価を実現することが求められる。

## 5. 結論

本研究では、3次元積層造形によって一体成形された耐熱合金製ヒータを有する多層電熱スラスタを対象として、スラスタ効率向上に向けた熱設計およびノズル内部流れの解析を行った。

まず、ヒータ効率に着目し、スラスタ外部への熱損失要因を整理した。実験結果より、多層ヒータ自体の断熱性によりハウジングの外表面温度上昇が抑制され、本実験条件（入力電流：100 A）では熱輻射損失は主要な損失要因ではないことが確認された。一方で、接続部を通じた熱伝導損失がヒータ効率低下の主因であることが示され、これに対応するための熱抵抗増加を目的とした接続構造の設計方針が示された。なお、実機運用を想定した高温条件下では熱輻射損失が支配的となる可能性があり、その効果検証は今後の課題である。

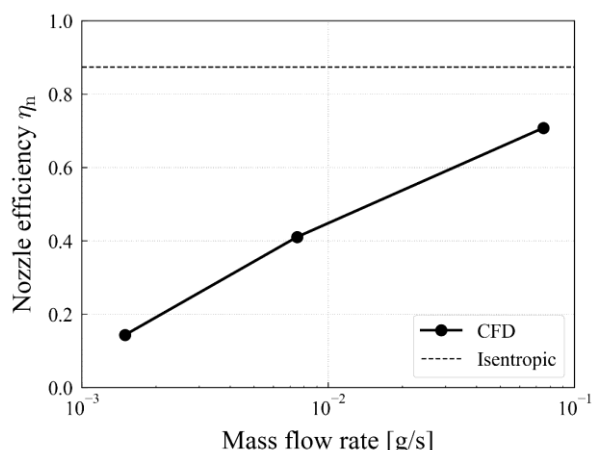


図11 水素における流量とノズル効率 $\eta_n$ の関係

次に、ノズル効率に関しては、CFD解析によりノズル内部の流れ構造を可視化し、マッハ数分布・静温分布に基づく損失要因の定性的評価を行った。流量の増加によりノズル効率が向上する傾向が確認された。一方で、今後実験を予定する低流量条件では、現行ノズル形状においてノズル効率が著しく低下することが確認された。このことから、特に低流量条件において水素推進剤による推力性能を確保するためには、ノズル形状の最適化が不可欠であることが示された。

最後に、損失ごとの寄与割合を定量的に評価する手法の検討や、実機で想定される2000 Kを超える高温作動における凍結流損失を含めた非平衡流体解析の導入が今後の課題として残されており、さらなる高効率化に向けた設計指針の確立が期待される。

## 参考文献

- [1] Hoskins, W. A. and Cassady, R. J. and Morgan, O. and Myers, R. M. and Wilson, F. and King, D. Q. and deGrys, K. : 30 years of electric propulsion flight experience at Aerojet Rocketdyne, IEPC, **33** (2013), pp.1-12.
- [2] Aerojet Rocketdyne. : In-Space Propulsion Data Sheets, (2020).
- [3] Kindracki, J. and Mężyk, Ł. and Paszkiewicz, P. : Experimental research on the resistojet thruster heater, Archives of Thermodynamics, **39** (2018), No.3, pp.29-43.
- [4] Jones, H. A. : A temperature scale for tungsten, Physical Review, **28** (1926), pp.202-207.
- [5] Maloy, J. E. and Sumner, I. E. : Transient thermal performance of multilayer insulation systems during simulated ascent pressure decay, NASA Technical Note E-5764 (1971).

- [6] Kinefuchi, K. and Nakata, D. and Coral, G. and Suyalatu, S. and Sakai, H. and Tsukizaki, R. and Nishiyama, K. : Additive-manufactured single-piece thin multi-layer tungsten heater for an electrothermal thruster, Review of Scientific Instruments, **92** (2021), No.11, 114501.
- [7] Page, R. J. and Halbach, C. R. and Short, R. A. : 3-kW concentric tubular resistojet performance, Journal of Spacecraft and Rockets, **3** (1966), No.11, pp.1669-1674.