

多層タングステンヒータを持つ電熱スラスタの高温ガス噴射試験

High Temperature Test of an Electro-thermal Thruster with Multi-wall Tungsten Heater

○杵淵紀世志（名大）

Coral Giulio（東大・院）・中田大将（室工大）

蘇亜拉図・酒井仁史（NTT データ ザムテクノロジーズ）

月崎竜童・丸祐介・小林弘明・西山和孝（ISAS/JAXA）

○Kiyoshi Kinefuchi (Nagoya University)

Giulio Coral (University of Tokyo)・Daisuke Nakata (Muroran Institute of Technology)

Suyalatu・Hitoshi Sakai (NTT Data XAM Technologies)

Ryudo Tsukizaki・Yusuke Maru・Hiroaki Kobayashi・Kazutaka Nishiyama (ISAS/JAXA)

Abstract（概要）

A novel type of electro-thermal thruster with multi-wall tungsten heater was proposed and tested. The pure tungsten heater consists of concentric 12-layered thin walls and was successfully fabricated by a laser melting additive manufacturing process in spite of its brittleness. A nitrogen gas heating test using the tungsten heater was conducted in a vacuum chamber. The final layer temperature of the heater achieved 1770 K with heater current of 120 A and nitrogen mass flow rate of 10 SLM. The heater thermal efficiency was 84.4% at this operating point. With hydrogen propellant, estimated thrust efficiency, specific impulse and thrust to power ratio based on the test result were 68%, 700 s and 225 mN/kW, respectively. The electro-thermal thruster with hydrogen propellant can offer well-balanced space transportation systems with short transfer time and less propellant mass.

1. はじめに

電気推進システムでは一般に遷移時間の長期化、高コストが課題である。電熱型の電気推進はヒータ等により推進剤を加熱噴射する。この代表例であるヒドラジンレジストジェットは、 Δv の小さい地球近傍ミッションでは有力な選択肢であり、事実 Aerojet 社 MR502 は静止衛星の南北軌道制御用としては最も普及している電気推進の 1 つである[1]。日本では ETS-6(技術試験衛星 6 型)において技術実証の経験がある。電熱型電気推進はイオンエンジン、ホールスラスタといった静電型に比べ Isp は劣るものの、小型軽量、シンプル、低コスト、高推力電力比、高価なキセノンでのみならず各種推進剤を利用可能といったメリットを持つ。よって短期間遷移と高ペイロード比を両立する軌道間・惑星間輸送システムを実現するポテンシャルを有す。しかしその実現には課題が 2 つ存在する。寿命と低い Isp である。電熱型電気推進におけるキー技術は電熱ヒータである。ETS-6 では「直接」加熱式（ヒータが推進剤を直接加熱）としたが、タングステン細線を用いたため開発において断線が多発した。一方 Aerojet MR502 は細線を隔壁で覆った「間接」加熱式とであり信頼性は改善するが、それでも寿命は 400 時間でありかつ加熱効率が低い。

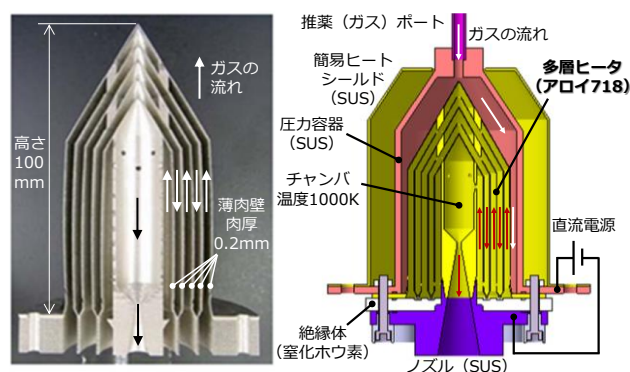


図1 多層電熱スラスタの構成
(旧設計：アロイ 718 ヒータ)

これらの課題を排除するため、図1に示す3D 積層造形により製作する迷路状の電熱加熱流路を持つ多層壁ヒータによる独自の電熱型電気推進を提案した[2,3]。図1に示すように直流電源が接続され、薄肉壁を流れる電流により壁はジュール加熱される。推進剤ガスは外側から導入され、薄肉壁と熱交換し、最終的に中心軸上のノズルから噴射される。多層

ヒータは外側ほど低温、内層に進むほど高温となるため、各層が断熱層の役目も果たし、本質的に断熱性が高い。併せて液体水素の貯蔵技術を適用することにより[4-7]、水素を推進剤とすることで高 I_{sp} を達成する。水素の利用は将来の宇宙開発において月・惑星での調達（ISRU：In-situ Recourse Utilization）できる優位性を有す。

これまで推進剤として窒素、水素を用い、高効率（ホール/イオンスラスタの 60%を上回る 70%以上）、高信頼性（極細ヒータエレメントの削除）、および低コスト化（三次元積層造形によるヒータの一体成型、部品点数の削減）にすでに成功しており[8]、更に本方式の発展として、電熱加熱後に燃焼過程を追加する化学・電気ハイブリッド推進方式を提案している[9]。しかしニッケル合金（アロイ 718）製ヒータの耐熱温度 1000K に制約され、 I_{sp} は依然として推進剤を水素としても 400 秒程度に留まっている[10]。すなわち、2 つ目の課題である I_{sp} の向上には、さらなるヒータの高温化が必要である。そこで本研究では $I_{sp}=800$ 秒の達成を目標とし、多層ヒータとして従来のアロイ 718 に代えて純タングステンを採用し、更なる高温化を図った。本稿では窒素ガスを用いた純タングステン多層ヒータによる高温ガス噴射試験の結果について述べる。

2. 実験装置

図 2 に今回製作した純タングステンヒータを示す。本ヒータは eos 社のレーザ 3 次元積層造形機を用い製作した。12 層の同心円状の薄肉壁により構成されている。多層電熱スラスタとして組み立てた際の基本構成は図 1 と同等である。実験ではノズルスロート部から直径 1mm のシース型 K 熱電対を挿入し、最内層の温度を直接計測した。従って、推力の計測は実施していない。噴射試験では窒素ガスを用い、マスフローコントローラにより流量 10SLM 一定とした。ヒータ電流は 50, 100, 110, 120A とした。また、今回はスラスタは一切断熱せずに実験を行った。

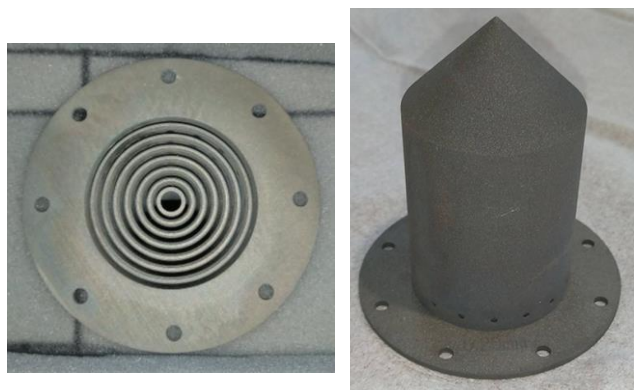


図 2 純タングステン多層ヒータ

3. 実験結果

図 3 に実験結果の一例として、窒素ガス流量 10SLM、ヒータ電流 110A のケースの圧力、各部温度、スラスタ全電気抵抗値の時間変化を示す。図 4 に各電流における最内層温度に対するスラスタ全電気抵抗を示す。この抵抗値には、ヒータ抵抗に加え、スラスタ各部の接触抵抗が含まれる。50A では温度に対して抵抗が低下しているが、部品の熱膨張により接触面圧が増加し、全電気抵抗としては低下したものと考えられる。一方、タングステンの電気抵抗率は温度に対しほぼ線形に上昇する。100A 以上ではこの傾向が実験結果にも表れている。120A で K 熱電対の上限温度を超えているが、抵抗値からヒータ最内層温度は 1770K に達したものと予測される。さらにこのグラフを分析することで、ヒータ単体の電気抵抗と接触抵抗を切り分けることができ、110A 以上では接触抵抗はヒータ抵抗に対し無視できることが確認された。接触抵抗はジュール発熱により投入電力の損失につながるため、望ましい結果である。

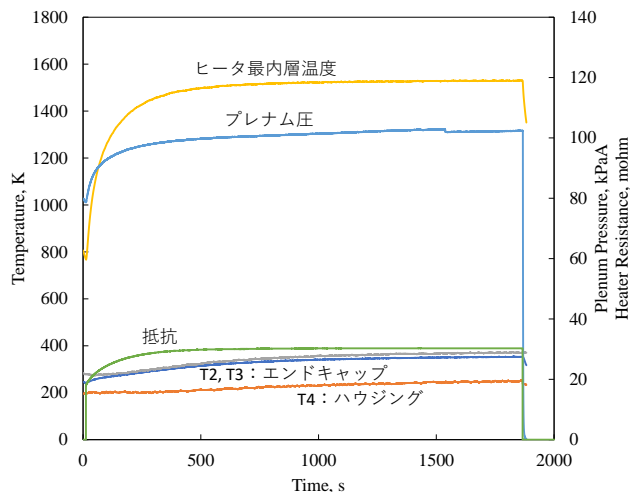


図 3 取得データの例（窒素ガス流量 10SLM、電流 110A）

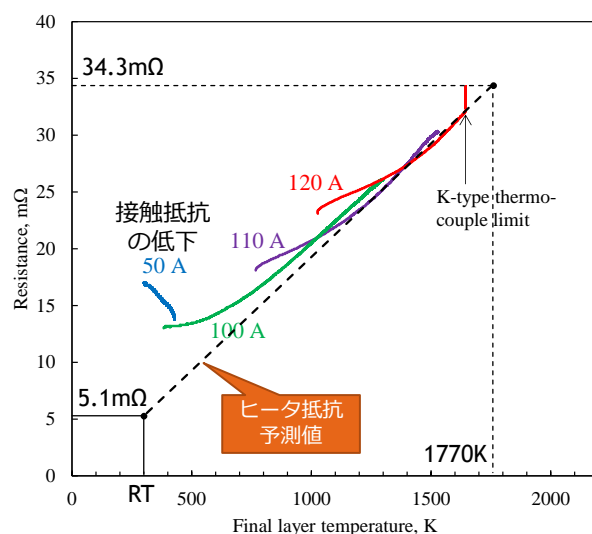


図 4 再内層温度に対するスラスタ全抵抗の変化

図 5 に各電流における熱平衡到達後のヒータ熱効率を示す。ヒータ熱効率は以下の式で計算した。

$$\eta_H = \frac{\dot{m}c_p T_p}{\dot{m}c_p T_{in} + P}$$

ここで \dot{m} は推進剤流量、 c_p は推進剤定圧比熱、 T_p はヒータ最内層温度、 T_{in} はヒータ入口温度（室温）、 P はヒータ投入電力（接触抵抗は除く）である。効率が1を超えるケースがあるが、ヒータ抵抗値を図4から求めるにあたり、低温ほど接触熱抵抗の予測誤差が大きくなるためである。高温ほど熱損失が大となり、ヒータ熱効率が低下する傾向が見られる。今回、一切断熱を行っていないため、断熱を強化することでヒータ熱効率はさらに向上可能である。無断熱であるものの、1770Kでのヒータ熱効率は84.4%を達成した。

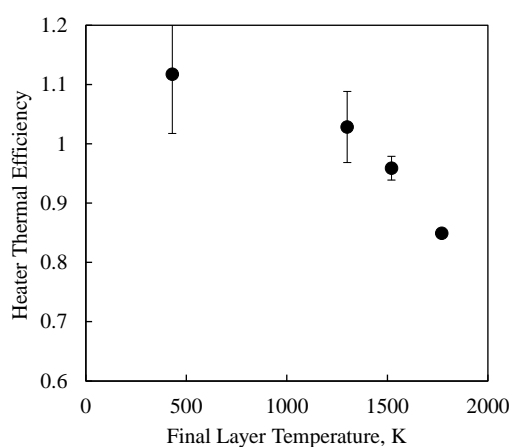


図 5 再内層温度に対するヒータ熱効率の変化

図 6 は試験後のヒータの様子である。図 2 と比べると明らかにようにリング部が変色している。さらに、リングが半径方向に変色していることがわかる。噴射試験中に経験した温度域を反映しているものと考えられ、設計思想通り内層ほど高温となる温度分布が推測される。これにより優れた断熱性能に伴う高いヒータ熱効率が得られたと考えられる。

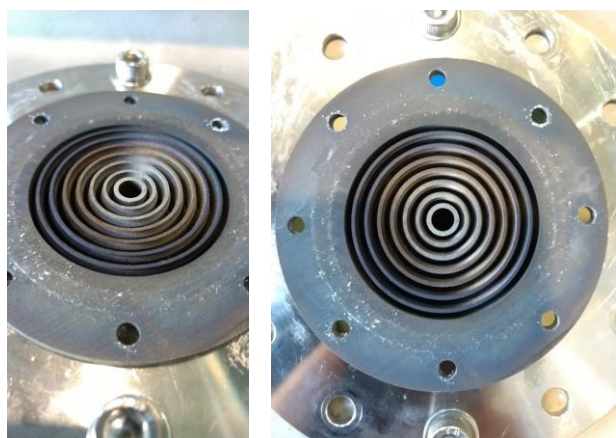


図 6 高温噴射試験後の多層ヒータ

4. 水素噴射性能予測

今回得られたヒータ抵抗特性（図 4）やヒータ熱効率（図 5）を用い、今回達成したヒータ最高温度 1770K における水素を推進剤とした際の推進性能の予測を行う。ヒータ熱効率 η_H は図 5 から、

$$\eta_H = \frac{\dot{m}c_p T_p}{\dot{m}c_p T_{in} + P} = 84.4\%$$

ノズル効率 η_N は過去の実験結果にて 80%が得られている[9].

$$\eta_N = \frac{\frac{1}{2}\dot{m}v^2}{\dot{m}c_p T_p} = 80\%$$

ここで v は推進剤平均噴射速度である。したがって全体効率（推力効率） η_{Total} はこれらの積で表され、

$$\eta_{Total} = \frac{\frac{1}{2}\dot{m}v^2}{\dot{m}c_p T_{in} + P} = \eta_H \times \eta_N = 68\%$$

イオンエンジン、ホールスラスタに匹敵もしくは上回る推力効率が期待される。以上から推算した推進性能を表 1 に示す。水素では比推力 $I_{sp}=700s$ 、推力電力比(F/P)は225mN/kWとなった。図 6 に各種電気推進の作動マップ上に今回予測された水素噴射時の性能をプロットした。これまでの電気推進とは差別化された作動領域を実現し、短期遷移と少搭載推進量を両立できる新たな宇宙機の可能性を示すことができたと考ええる。

表 1 推進性能の予測結果

推進剤	窒素	水素
T_p	1770 K	1770 K
R	34.3 mΩ	34.3 mΩ
P	493 W	493 W
\dot{m}	0.21 g/s	0.016 g/s
I_{sp}	194 s	700 s
F	398 mN	111 mN
F/P	807 mN/kW	225 mN/kW

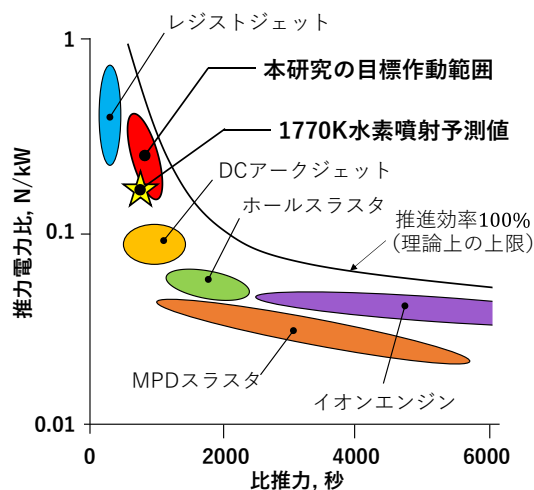


図 6 各電気推進作動領域と予測性能

ま と め

多層タングステンヒータを持つ電熱スラスタの窒素ガス噴射試験を実施し、ヒータ最高温度 1770K、ヒータ熱効率 84%を達成した。ヒータ熱効率は高温ほど低下するが、断熱実施により改善可能である。接触抵抗は高温時の熱膨張による部品間の面圧増加により無視できるまで低下することが示され、接触抵抗によるジュール発熱損失には配慮が不要であることが明らかとなった。水素噴射時の予測性能は 1770K にて推力効率 68%, $I_{sp}=700s$, 推力電力比 $225mN/kW$ と短期遷移と少搭載推薬量を両立する輸送システムを提案できる可能性を示した。

謝 辞

本研究は宇宙科学研究所戦略的開発研究費（工学）の助成を受けて行われた。

参 考 文 献

- [1] Andrew Hoskins, R. Joseph Cassady, Olwen Morgan, Roger M. Myers, Fred Wilson, David Q. King and Kristi deGrys, “30 Years of Electric Propulsion Flight Experience at Aerojet Rocketdyne,” IEPC-2013-439.
- [2] 杵淵, 「電熱ヒータ, 噴射装置及び宇宙機」, 特開 2018-116803, 2018 年 7 月 26 日.
- [3] 杵淵他, 「3 次元積層造形による低コスト/高性能レジストジェット」, 宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2017 年 1 月.
- [4] Kiyoshi Kinefuchi, Hideto Kawashima, Daizo Sugimori, Yutaka Umemura, Koichi Okita, Hiroaki Kobayashi and Takehiro Himeno, “Experimental Analysis of Thermal Behavior in Cryogenic Propellant Tank with Different Pressurants,” Cryogenics, Vol. 112, 103196, 2020.
- [5] Kiyoshi Kinefuchi, Hideto Kawashima, Daizo Sugimori, Koichi Okita and Hiroaki Kobayashi, “Cryogenic Propellant Recirculation for Orbital Propulsion Systems,” Cryogenics, Vol. 105, 102996, 2020.
- [6] Kiyoshi Kinefuchi, Wataru Sarae, Yutaka Umemura, Hiroaki Kobayashi, Satoshi Nonaka, Takeshi Fujita, Koichi Okita, Takehiro Himeno and Tetsuya Sato, “Investigation of Cryogenic Chill-down in a Complex Channel under Low-gravity using a Sounding Rocket,” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 56, No. 1, 2019, pp. 91-103.
- [7] Kiyoshi Kinefuchi and Hiroaki Kobayashi, “Theoretical and Experimental Study of the Active Control of Bubble Point Pressure using a Magnetic Field and its Applications,” Physics of Fluids, Vol. 30, Issue 6, 062101, 2018.
- [8] Daisuke Nakata and Kiyoshi Kinefuchi, “Thermal Design and Experimental Verification of the 3D-printed Resistojet,” AIAA Paper 2018-4907.
- [9] Giulio Coral, Kiyoshi Kinefuchi, Daisuke Nakata, Ryudo Tsukizaki, Kazutaka Nishiyama, Hitoshi Kuninaka, “Design and Testing of Additively Manufactured High-Efficiency Resistojet on Hydrogen Propellant,” Acta Astronautica, Vol. 181, pp. 14-27, 2021.
- [10] Coral Giulio, 月崎竜童, 杵淵紀世志, 中田大将, 嶋田徹, 西山和孝, 國中均, 「酸素・水素を推進剤としたハイブリッド型レジストジェットの開発」, 宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2019 年 1 月.