

### 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

## High Performance and Low Cost Resistojet by 3D Additive Manufacturing

○杵淵 紀世志・松永 芳樹・藤井 剛・池田 博英（宇宙航空研究開発機構）  
中田 大将（室蘭工大）

酒井 仁史・Llanillo Rodel（NTT データエンジニアリングシステムズ）

○Kiyoshi Kinefuchi, Yoshiki Matsunaga, Go Fujii and Hirohide Ikeda (JAXA)  
Daisuke Nakata (Muroran Institute of Technology)  
Hitoshi Sakai and Llanillo Rodel (NTT Data Engineering Systems)

#### Abstract

Resistojets can offer robust, light weight and low cost propulsion system with high thrust efficiency. This is why resistojets are the most used electric propulsion in orbit. If the disadvantage of resistojets, low specific impulse and short life time, are improved, propulsion system with the resistojet can provide various types of space missions such as GEO transfer with short trip time and low propellant consumption. Hence, here we propose a new type of resistojet with a thin multi-wall electrothermal heater which is made by means of three-dimensional additive manufacturing. Resistojets with the heater made of tungsten and hydrogen propellant could achieve higher specific impulse and longer life as well as the inherent advantages. The first trial article of the multi-wall heater was successfully made of Inconel 718 alloy. Tungsten test articles for mechanical test were also successfully additively manufactured.

#### 1. はじめに

レジストジェットはヒータにより推進剤を加熱、噴射する電熱加速型の電気推進である。軽量・簡素、低コスト、推進効率が80%前後と高いことから、現時点でアークジェット、イオンエンジン、ホールスラスタ等を凌ぐ最も多い軌道上利用実績を有する<sup>1)</sup>。現状のデファクトスタンダードである Aerojet のレジストジェット MR-502 を例に採ると<sup>2)</sup>、推進剤として化学推進系との共通化の観点からヒドラジンをを用いるため、比推力が300s程度と低い点、および寿命が400時間程度と短く、これらはレジストジェットの適用範囲を広げる上で克服すべき課題となっている。すなわち、前述のレジストジェットの長所を維持しつつ、課題である低比推力、短寿命を克服できれば、新たなミッションを提案できる可能性がある。本稿では、近年急速に普及が進んでいる三次元積層造形（いわゆる3Dプリンティング）技術を用い、従来の機械加工では成し得ない、高信頼性・低コスト・高性能・長寿命を達成する新しいコンセプトのレジストジェットを提案する。

#### 2. 要求仕様

ミッション例として、H2A ロケットによる GTO から GEO への遷移を例に挙げる（ホーマン遷移による静止化に必要な  $\Delta V=1850\text{m/s}$ ）。打上げ時衛星質量5トン、電気推進への投入電力は20kWとした。レジストジェット（比推力840s、推進効率70%）、ホールスラスタ（比推力1350s、

推進効率50%）、2液スラスタ（比推力300s、ホーマン遷移）についての比較した結果を表1に示す。なお、ここでは各推進システム質量（スラスタ本体、PPU、推薬供給系など）は考慮していない。レジストジェットでは、ホールスラスタの遷移期間4ヵ月に対して、1ヵ月程度と大幅な短期間遷移を提供できる。推薬消費量は従来の2液に対し約半分となる。すなわち、短期遷移と低推薬消費量を両立するバランスのよい輸送システムを提案できる。よって、要求仕様としては比推力840s、遷移期間1ヵ月（720時間）であることから寿命は1000時間程度が目安となる。これは従来のレジストジェットでは達成できない要求となり、これまでにない新たなコンセプトを検討する必要がある。

表1 GEO 遷移解析結果

スラスタ	Isp	$\Delta V$	遷移期間	推薬量
レジスト ジェット	840 s	2290 m/s	1 か月	1.2 ton
ホール スラスタ	1350 s	2320 m/s	4 か月	0.8 ton
2液 スラスタ	300 s	1850 m/s	-	2.3 ton

### 3. 課題整理

前述の通りレジストジェットでこれまでにない差別化したミッションを提案する上では、比推力 840s, 1000 時間程度の耐久性が必要となる。まず耐久性について検討する。Aerojet MR-502 (寿命約 400 時間) では、ダブルコイル式の細線ヒータもしくはコンストリクタ(ノズルスロート部)の劣化が寿命律速となっているものと考えられる。国内では ETS-6 にレジストジェット (EHT: Electrothermal Hydrazine Thruster) が搭載された実績があり、やはりダブルコイル式の細線ヒータの断線が開発段階から課題となっていた。すなわち、耐久性の改善には高効率を維持しつつ、細線コイルから脱却する必要がある。

比推力の向上には、電熱加速式であることから低分子量の推進剤を高温噴射すればよい。従って、推進剤として水素を用いることが有効となる。軌道上では液体水素としての貯蔵が有力であり、高性能断熱材などの要素技術、熱システム検討、熱流体解析技術等、関連する研究を並行して進めているところである<sup>3,4)</sup>。気体の熱伝導率は分子量が小さいほど高く、ガスとヒータとの温度差を小さくできる反面、壁面等への熱損失が大きくなる点に留意する必要がある。

高温噴射にはヒータ、ノズル材料として従来通りタングステンもしくはその合金を利用することが必要となる。高温であることは推進剤の解離等に伴う凍結流損失が増大する側であり、すなわち効率が低下する側に作用する。また、高温であるほど輻射、伝導による周囲への熱損失が大きくなる<sup>5)</sup>。よって、高比推力を達成する上では、従来より一層、熱交換率を上げ、熱損失を抑える設計を採用する必要がある。

### 4. 設計指針

上記課題を踏まえ検討したレジストジェットのコンセプトを図 1 に示す。電熱ヒータを従来の細線コイルから多重壁に変更する。これにより、推進剤との十分な熱交換を達成しつつ、多重壁を 3D プリントにより一体・一括成型することで高信頼性・低コスト化も実現する。これを機械加工等で実施する場合、多数の円筒状の部材および層間に絶縁体を排すこととなり、信頼性の低下およびコストの増加を招くことになる。

多重壁ヒータの厚さは、ヒータ設計において最も重要なパラメータであり、電気抵抗、強度・剛性、3D 造形性等を踏まえて決定すべきである。適切な電流・電圧とする観点では、厚さは 0.1~0.2mm 程度が望ましい。

多重壁の外部から推薬が導入され、多重ヒータにより徐々に加熱されプレナム室に達し、ノズルから噴射される。多重ヒータが多層断熱の役割も果たしており、高い断熱性が期待できる。さらに、ヒータは薄肉であることから、伝導による熱損失も小さくできる。

図 1 において、多重壁ヒータの右端は弾性シールと接触し、ヒータ作動時 (高温時) は熱膨張によりシール性が増

す設計としている。左端は拘束がないため、ヒータに過大な熱応力は発生しない。また、多重壁間の流路幅、連通孔を適切に設計することで圧力損失を無視できる程度にでき、圧力負荷についても十分小さいものとなる。レジストジェットは一般に凍結流損失および輻射損失を抑える観点で高圧とすることが望ましい。圧力負荷はヒータではなく主として圧力隔壁が受け持つ設計としている。

ノズルと多重ヒータは溶接、嵌合等により接合され、十分な電気的導通を確保するとともに、気密を保持する必要がある。ノズル外周部と圧力隔壁がフランジを有しており、絶縁体を挟み締結する。設計において配慮すべき事項を表 2 にまとめる。

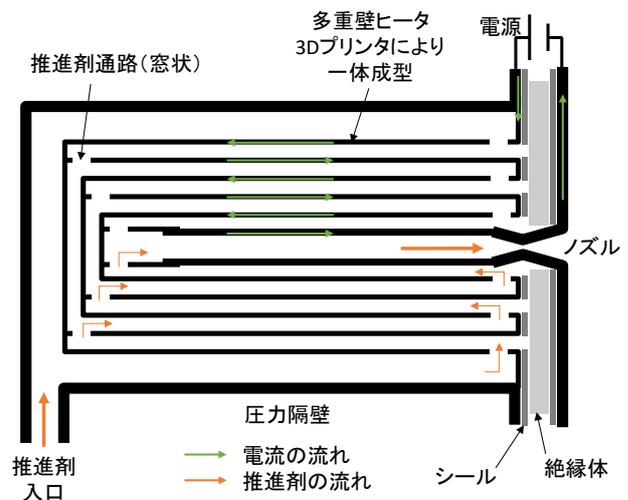


図 1 初期設計コンセプト

表 2 設計における配慮事項

パラメータ	配慮すべき事項
スロート径	プレナム圧 (高圧ほど高効率)、ノズル膨張比、スロート劣化 (クロージャ)、3D 造形後の粉抜き。
ヒータ径	直径が小さいほど電気抵抗大、流路圧損、ショートリスクを踏まえて設定。
ヒータ層数	多いほうが電気抵抗/熱効率大だが、外層ほど発熱は小さくなり効果は小さい。質量とのトレードオフ。
ヒータ厚さ	電気抵抗を稼ぐ観点では、薄いほうが望ましい。3D 造形可否、強度・剛性に配慮が必要。
ヒータ厚さ (再内層)	電気抵抗大となり溶融等の可能性があるため、適度に厚肉化。ノズルとの接合のため剛性も必要。ただし逆に壁への熱損失に配慮要。
ヒータ形状	電気抵抗、剛性、熱交換効率に配慮した断面形状 (凹凸状等)。
ヒータ/ノズル接合	確実な導通、気密。溶接、テーパによる嵌合等。
シール	ヒータ層間の気密は必須ではない。圧力容器の気密は必須。高温弾性シール (可撓性カーボン等)

## 5. 設計結果

前項の設計指針に基づき設計した試作品を図2に示す。3D造形性を踏まえ、図1のようなフラットな屋根は避け、円錐状とした。ヒータ肉厚は造形性および剛性確保に配慮の上で、電気抵抗を可能な限り高く確保すべく試作の段階では0.2mmと設定した。数回の造形テストを経て、0.2mmでの造形が可能であることを確認した。ただし、ヒータの再内層はやや肉厚とし、過大なジュール加熱による溶損等のリスクを避けるとともに、ノズルとの接続の際の剛性を確保した。スロート径は造形後の粉抜きを確実にすべくやや大きめに2mmに設定した。圧力隔壁周囲に熱損失を抑えるために簡易ヒートシールドを設けた。ノズル部が2000K以上となると輻射損失が多くなるため、ノズル周囲にも断熱材を設置すべきだが、今回は試作品との位置づけから断熱は省略し、温度計測により熱損失を見積もることとした。

図2を基に多重壁ヒータを3D造形により作成した。3D造形にはNTTデータエンジニアリングシステムズ所有のドイツeos社レーザ3D造形機を使用した。粉末はInconel718粉末を採用した。Inconel718は耐熱温度1000K程度とタングステンには及ばないものの、3D造形用途に広く普及しており造形が容易であること、電気抵抗の温度依存性がほぼ一定であるなどの特徴があり、試作品には最適と判断した。造形した多重壁ヒータを切断した断面写真を図3に示す。寸法、欠陥、粉抜き等の検査結果は良好であった。実測した電気抵抗値は20mΩ程度であり設計通りの値であった。

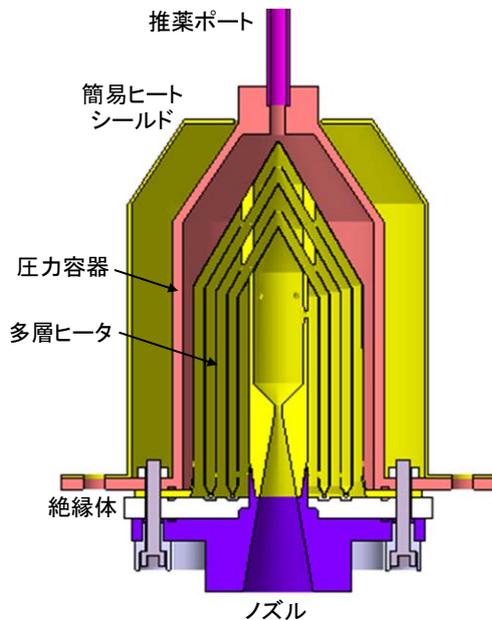


図2 設計結果 (断面図)

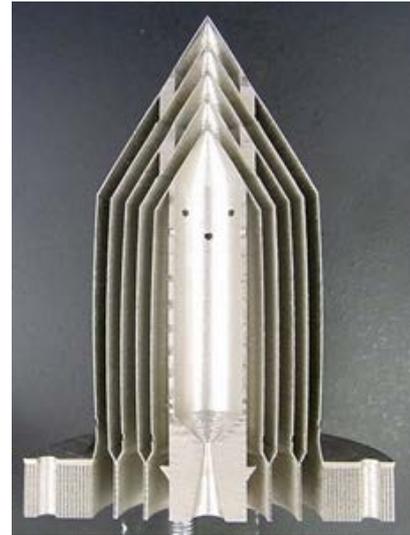


図3 切断した多重壁ヒータ試作品 (Inconel718)

## 6. 性能推算

噴射実験に先立ちスラスタの性能推算を行った。推進剤として窒素、ヒータにInconel718を使用した場合の予測性能を表3に示す。ヒータ効率90%、ノズル効率90%と仮定した。図4はヒータ内の概略温度分布である(横軸は多重壁ヒータの総数を示す:0が再外層,6が再内層)。ヒータ壁の上限温度はInconel718であることから1000Kとした。ヒータ再内層は肉厚を厚めに確保しており、かつ窒素の場合は熱伝達率が低いことから、再内層の一層手前で壁温・推進剤温度ともに最高温度となっており、これがプレナム温度を律速している。

表3 予測性能 (窒素, Inconel718)

推進剤	窒素
抵抗, mΩ	20
電流, A	100
電圧, V	2.0
電力, W	200
スロート径, mm	2.0
膨張比	50
流量, g/s	0.21
プレナム圧, MPa	0.047
プレナム温度, K	759
Isp, s	116
推力, mN	242
推力電力比, mN/kW	1296

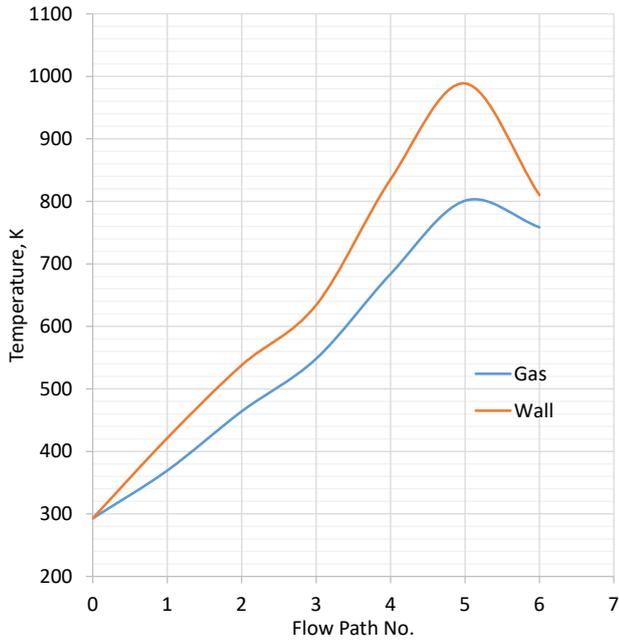


図4 ヒータ内温度分布（窒素、Inconel718 ヒータ）

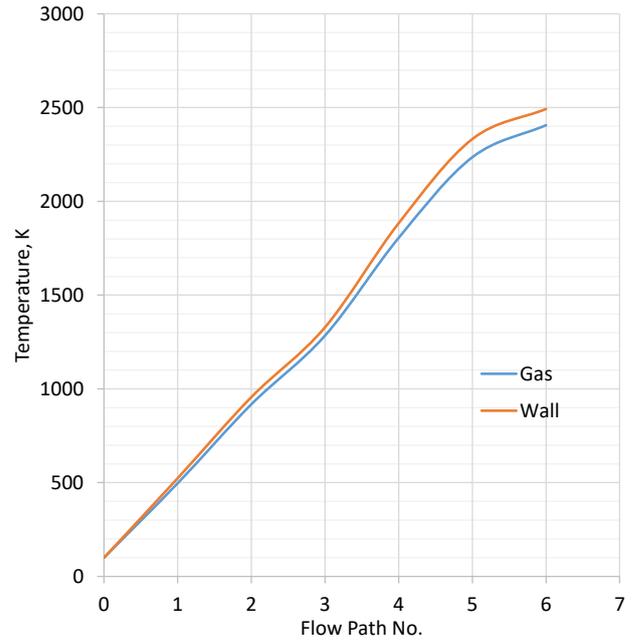


図5 ヒータ内温度分布（水素、タングステンヒータ）

表4、図5に推進剤として水素、ヒータとしてタングステンの使用を想定したケースについても同様に示す。電気抵抗値は今回の試作品形状より高めとしている。この値は今後、ヒータ内径の縮小、層数の増加、断面形状の工夫（凹凸状）などにより達成できるものと考えている。壁温と推進剤の温度差は窒素と異なり、非常に小さい。これは再内層の電気抵抗値を高く設定したこと、および水素の高い熱伝達率による。比推力は目標性能である840sを達成している。実際には徹底したノズル周辺の断熱が必要となる。

表4 予測性能（水素、タングステン）

推進剤	水素
抵抗, mΩ	44
電流, A	200
電圧, V	8.8
電力, W	1756
スロート径, mm	1.0
膨張比	400
流量, g/s	0.034
プレナム圧, MPa	0.20
プレナム温度, K	2406
Isp, s	844
推力, mN	283
推力電力比, mN/kW	170

## 7. タングステン積層造形

目標仕様を達成する上では、タングステンの多重壁ヒータが必須となる。そこでタングステンの3D造形品の材料試験片を作成し、高温強度などのデータを取得することとした。図6に3D造形により作成したタングステン試験片を示す。造形に際して大きな問題はなかった。ただし若干の密度低下があり、SEM観察により、空孔が原因と推定した。今後、HIP工程による緻密化等を実施し、材料データを取得した上で、レジストジェットへの適用性を評価する。



図6 3D造形により作成したタングステン材料試験片

## 8. ま と め

レジストジェットの特性である低コストと高効率を維持しつつ、高 Isp および長寿命化の達成を目指し、3D 造形技術を活用した一体型多重壁電熱ヒータによるレジストジェットを提案した。最終的にはタングステンヒータに推進剤として水素を適用することで、例えば GEO 遷移であれば、二液の約半分の推薬量で、1 か月程度の短期遷移を達成する推進システムの実現が可能となる。

3D 造形により Inconel718 の薄肉多重壁ヒータの試作に成功した。今後、スラスタ組立として噴射試験を実施し、フィージビリティを確認、ヒータ形状の最適化などを進める。タングステンヒータの 3D 造形に先立ち、タングステンの 3D 造形試験片の作成に成功した。今後、材料データを取得し、ヒータへの適用可否を見極めていく。

## 参 考 文 献

- 1) W. 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) Aerojet Electric Propulsion Sub-system Data Sheets:  
<http://www.rocket.com/propulsion-systems/electric-propulsion>
- 3) 宮北, 他: 軌道間輸送機に向けた極低温新様式断熱法の検討, 第 60 回宇宙科学連合講演会, 函館, 2016 年.
- 4) Kinefuchi, K, Okita, K., Kuninaka, H., Nakata, D. and Tahara, H., "Preliminary Study of High Power Hydrogen Electric Propulsion for the Space Exploration," AIAA paper 2014-3507.
- 5) 角銅, 尾崎, 他: 種々の圧力・温度環境下におけるガススラスタの基本性能評価, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会, 函館, 2016.