

低毒性推進剤を用いた低電力 DC アークジェットスラスタの性能開発

Performance Characteristics of Low-Power DC Arcjet Thrusters Using Low-Toxicity Propellants

○三村 岳史・白木 優・福留 佑規・下垣内 勝也・奥田 和宜
田原 弘一・高田 恭子(大阪工業大学)・桃沢 愛(東京都市大学)・中田 大将(室蘭工業大学)
野川 雄一郎(Splije)

○Takefumi Mimura・Suguru Shiraki・Yuki Fukutome・Katsuya Shimogaito・Kazuyoshi Okuda・Hirokazu Tahara
Kyoko Takada (Osaka Institute of Technology)・Ai Momozawa (Tokyo City University)
Daisuke Nakata (Muroran Institute of Technology)・Yuichiro Nogawa (Splije)

Abstract (概要)

Arcjet thruster is one of the electric propulsion. Arcjet thruster has the advantage that is higher thrust than other electric propulsion and is possible to use the propellant for the chemical propulsion. As the propellant, hydrazine is mainly used. However, hydrazine is high toxicity liquid. Therefore, spacecraft researchers need low toxicity propellants. In this study, we operated a 1-3 kW class low-power water-cooled arcjet thruster using HAN decomposed gas (SHP163 decomposed gas) examined performance characteristics. In addition, we developed the anode-radiation-cooled arcjet thruster for improvement of performance characteristics. The operation with the anode-radiation-cooled arcjet thruster examined performance characteristics using nitrogen.

1. はじめに

アークジェットスラスタは、カソード（陰極）、アノード（陽極）間にアーク放電を発生させ、その熱により推進剤を加熱し、ノズルにより加速噴射させることにより推力を得る宇宙用のスラスタである。アークジェットスラスタは高い推力を利用し、人工衛星の軌道・姿勢制御に用いられる。アークジェットスラスタの推進剤としてヒドラジン（Hydrazine : N_2H_4 ）が安定性と実績を理由に主に用いられてきた。しかし、高い毒性を持ち、安全管理が困難である。そのため、低毒性推進剤を用いた推進機の開発が必要である。この低毒性推進剤として注目されてきているのが HAN（Hydroxyl Ammonium Nitrate : NH_3OHNO_3 ）系推進剤である。HAN 系推進剤の特徴はヒドラジンと比べ燃焼性能が高い、取り扱いが容易である等の利点がある。そこで本研究では、HAN 系推進剤の安定噴射を目的とする。ヒドラジン、HAN 系推進剤の取り扱いの様子を図 1 に示す⁽¹⁻²⁾。

本研究では水冷式アークジェットスラスタを用いた実験として、カソード径の変更による性能比較実験、HAN 系推進剤の一種である SHP163 分解ガスとヒドラジン分解ガスの推進剤性能比較実験、アノード輻射冷却式アークジェットスラスタの開発及びそれを用いた実験として、作動実験、水冷式との性能比較実験を行った。



図 1 ヒドラジン（左）、HAN 系推進剤（右）の取り扱い時の様子

2. 実験装置

2.1 実験装置の構成 実験装置はアークジェットスラスタ、真空排気装置、推力測定装置、電力供給系、推進剤供給系、ガスジェネレータから構成されている。実験装置の概略図を図 2 に示す。

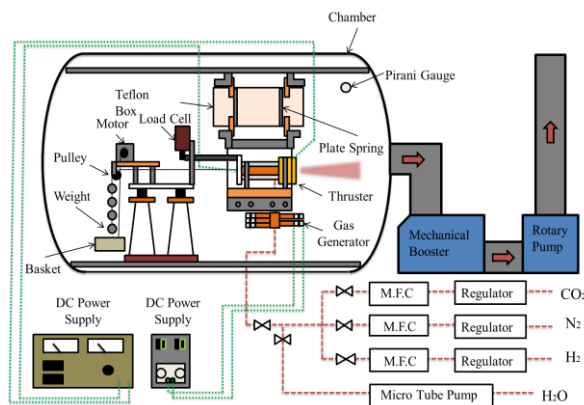


図 2 実験装置概略図

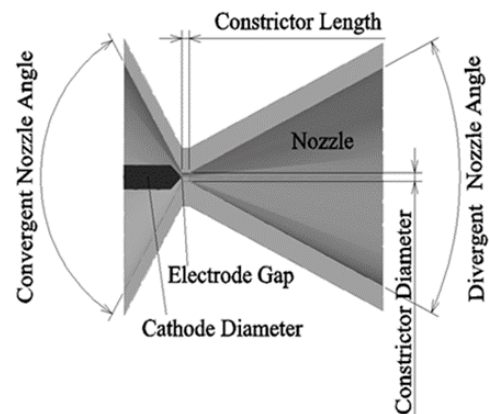


図 5 電極部断面図

2.2 1-3 kW 級水冷式アークジェットスラスタ 実際に使用している水冷式アークジェットスラスタの本体写真を図 3, 断面図を図 4, 電極部の断面図を図 5 にそれぞれ示す。また, 電極部の条件を表 1 に示す。HAN 系推進剤は腐食性があるためアノード及びカソードホルダに防腐性に優れている SUS304 を使用した。カソードには純タングステン, ボディには絶縁体であるポリカーボネートを使用した。

表 1 電極部条件

カソード径 (mm)	2.0
コンストリクタ長 (mm)	1.0
コンストリクタ径 (mm)	1.0
ダイバージェントノズル角 (deg.)	52
コンバージェントノズル角 (deg.)	102
電極間距離 (mm)	0.0



図 3 水冷式アークジェットスラスタ

2.3 アノード輻射冷却式アークジェットスラスタ アノード輻射冷却式アークジェットスラスタの本体写真を図 6 に, 断面図を図 7 にそれぞれ示す。水冷式からの変更点としては窒素などの蒸気推進剤と水で推進剤供給口を分けている。また, 絶縁体を推進剤供給口に設けることによってガスジェネレータを電氣的に独立させた。アノードには昇華点が高いカーボンを, カソードには純タングステンを, 絶縁体にはボロンナイトライドを使用した。電極に関しては水冷式と同じ条件である。

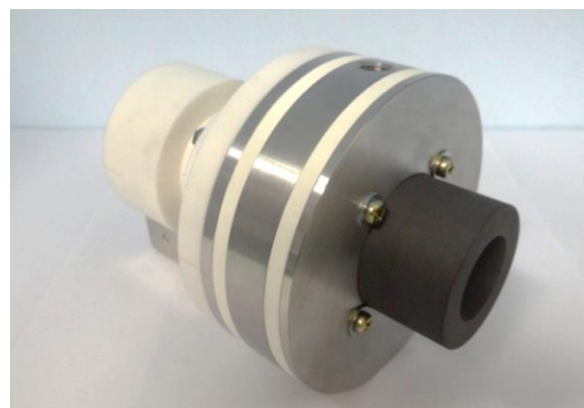


図 6 アノード輻射冷却式アークジェットスラスタ

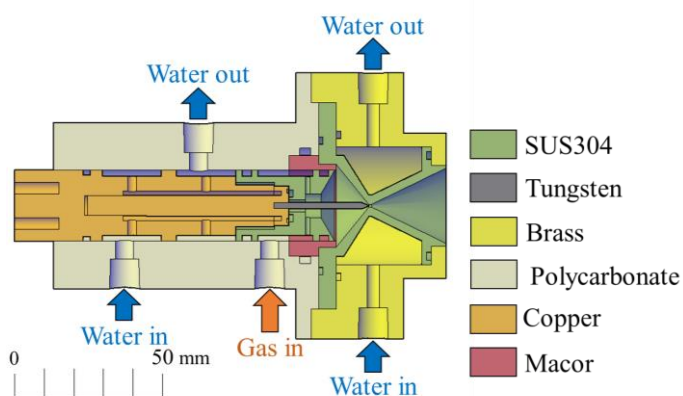


図 4 水冷式アークジェットスラスタ断面図

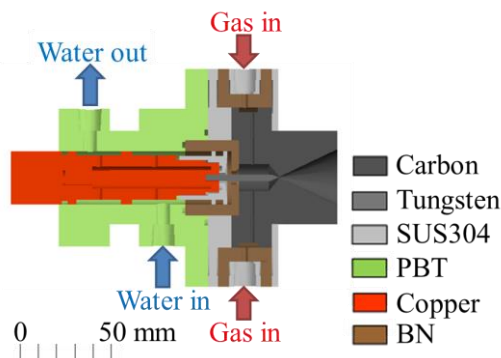


図7 アノード輻射冷却式アークジェットスラスタ断面図

2.4 真空排気装置 本研究で使用した真空チャンバは、ステンレス製の全長2 m、内径1.2 mの円筒形である。真空チャンバ内の排気はロータリーポンプ（株式会社大阪真空機器製作所、排気速度600m³/h）と、メカニカルブースタ（株式会社大阪真空機器製作所、排気速度6,000m³/h）を併用して行う。真空チャンバと真空ポンプの写真を図8、図9にそれぞれ示す。真空チャンバ内圧力はピラニ真空計を用いて測定する。2種類のポンプを併用したときの最高到達真空度は5 Pa程度である。

2.5 推力測定装置 本研究で使用した推力測定装置の写真を図10に示す。推力測定装置には板バネ式を採用し、フレームに取り付けられたSUS304製の板によりスラスタを吊り下げる。測定方法は、まずスラスタに推力が発生すると板バネがしなり、同軸上に取り付けられたロードセル（株式会社エー・アンド・デイ製 U2X1-0.5L-A）が押される。ロードセルに加わった荷重は電気信号として検出され、デジタルインジケータ（株式会社エー・アンド・デイ製 AD-4532B）に表示される。

推力測定における較正は推進機後方の中心軸上に糸吊るされた錘の個数の変更を行うことで重量を可変させる。これにより得られたインジケータの値と錘の荷重の関係をグラフ化し、これを近似する。この近似式が較正式となり、実験で得られた値をこの式に代入することで推力を導く。



図10 推力測定装置

2.6 電力供給系 本研究で用いたPWM電源は推進剤始動時に使用する高電圧パルス発生装置と、定常作動時に電力を供給する定電流電源の2種類からなる。高電圧パルス回路は約2 kVの高電圧パルスを160 msec感覚で最高10回まで連続して作動させることが出来る。この回路はパルス回数が10回に満たない場合にも、定電流電源が推進機への電流供給を始め、電流センサが約1.3 A以上の電流を感知すると、自動的に作動を停止する。定電流電源には、パルス幅制御スイッチングレギュレータ（スイッチング周波数50 kHz）を用いた直流電流電源（作動電流0-20 A、作動電圧0-150 V）を使用している。

2.6 推進剤供給系 本研究では推進剤として窒素、SHP163 分解ガス、ヒドラジン模擬ガスを使用した。窒素（N₂）、水素（H₂）、二酸化炭素（CO₂）はそれぞれのポンプからレギュレータによって適当な圧力に減圧した後、感温抵抗線マスフロコントローラ（KOFLOC社製 Model3600シリーズ）によって設定された流量に調節し供給する。マスフロコントローラの精度及び温度シフトはそれぞれ±1.0%及び±1.0 F.S/°Cである。SHP163 分解ガスの成分の一つである水（H₂O）は、液体であるためマイクロチューブポンプ（東京理科器械株式会社製 MP1000-A型）を使用した。マイクロチューブポンプは、流量が10-180 ml/hの範囲で調節が可能で、流量精度は±2%、吐出圧は147 kPaである。

2.7 ガスジェネレータ HAN系分解ガス（SHP163）を用いた実験にあたり、水が氷結するのを防ぐ必要がある。そこで、ガスジェネレータを取り付け、ガス化を行った。ガスジェネレータの熱源にはグロープラグを用い、先端部分が発熱素子になっており、電力が投入されると約1,100 °Cまで上昇し、赤熱する。この赤熱部分が水に直接接触することで加熱し、ガス化を行う。また、ボディには熱伝導性に優れた銅を使用し、ボディ内部が加熱されるようにした。

3. 実験

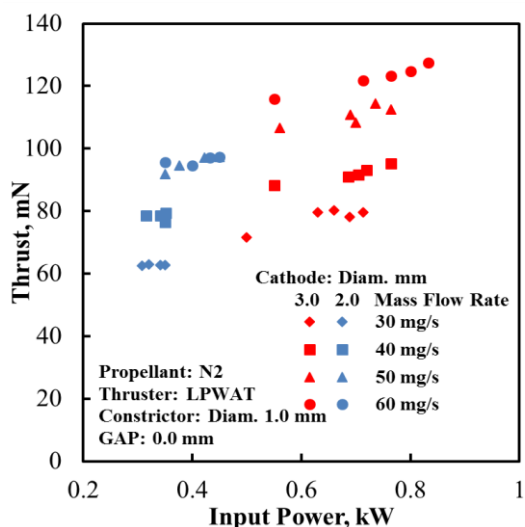
3.1 カソード径2 mmと3 mmの性能比較実験

(1) 実験条件

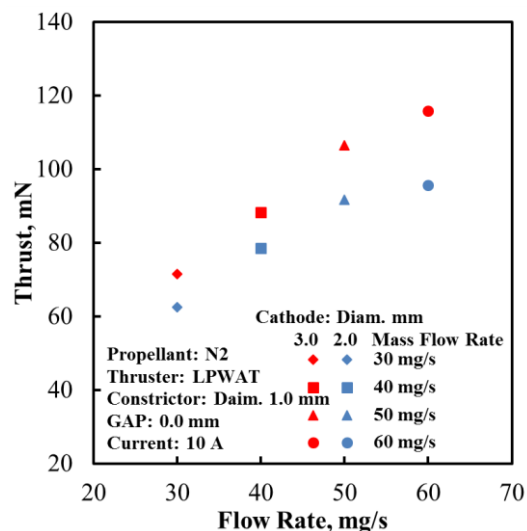
推進剤には窒素を使用し、カソード径の変更による性能比較実験を行った。実験条件を表2に示す。投入電流についてはカソード径2 mmのときは安定作動が維持できる7-10 A、3 mmのときは比較対象として10 Aと安定作動が容易な14-17 Aとした。

表2 実験条件

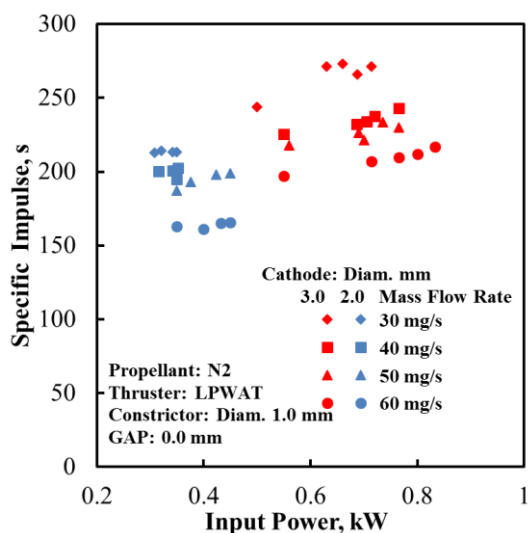
カソード径 (mm)	2.0	3.0
推進剤	窒素	窒素
流量 (mg/s)	1.0	1.0
投入電流 (A)	7-10	10, 14-17



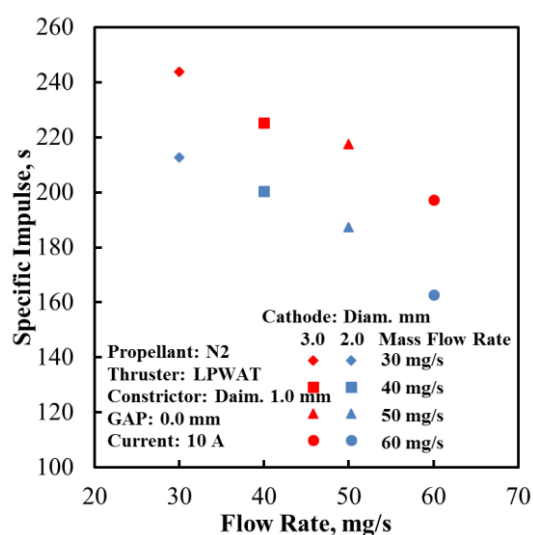
(1) 投入電力と推力



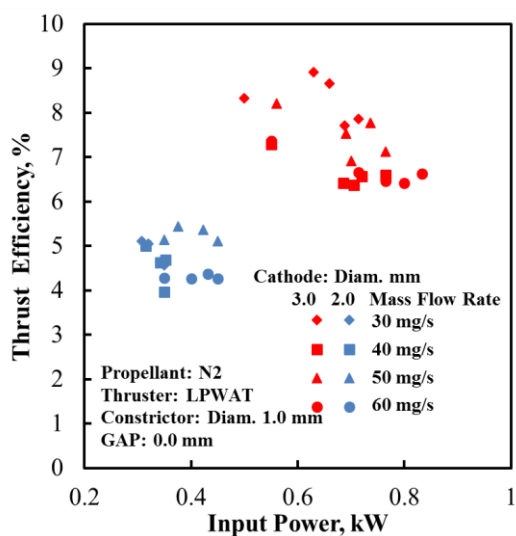
(2) 流量と推力



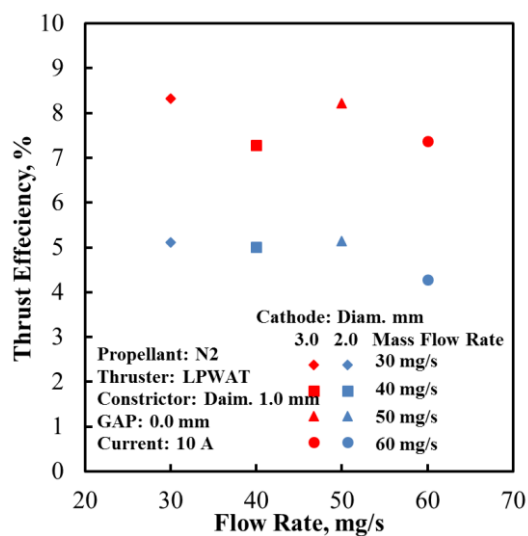
(3) 投入電力と比推力



(4) 流量と比推力



(5) 投入電力と推進効率



(6) 流量と推進効率

図 11 カソード径 2 mm と 3 mm の性能比較

(2) 実験結果

カソード径 2 mm と 3 mm の各種性能の比較を行った結果を図 11 に示す。推進剤流量 40 mg/s、投入電流 10 A における性能を比較すると、カソード径 2 mm では推力 76.4 mN、比推力 194.9 sec、推進効率 4.0 % となり、カソード径 3 mm では推力 88.3 mN、比推力 225.3 sec、推進効率 7.3 % という結果となり、カソード径 3 mm のときの推進性能は 2 mm のものより高い性能を示した。その要因としてはカソード径 3 mm のときのほうが放電室内部の容積が小さくなり、圧力が上昇、それにより推進性能の向上が見られたと考えられる。

3.2 推進剤性能比較実験

(1) 実験条件

SHP163 分解ガスの性能評価のためにヒドラジン分解ガスとの推進剤性能比較実験を行った。SHP163 の燃焼生成物である窒素、二酸化炭素、水をモル分率により混合し、スラスタに供給した。その際、ガスジェネレータを用いて分解ガスに含まれる水のガス化を行った。実験条件を表 3 に示す。

表 3 実験条件

推進剤	SHP163 分解ガス	ヒドラジン分解ガス
流量 (mg/s)	40.0-60.0	40.0-60.0
投入電流 (A)	7.0-10.0	7.0-10.0
カソード径 (mm)	2.0	2.0

(2) 実験結果

SHP163 分解ガスとヒドラジン分解ガスの作動時の様子を図 12, 13 にそれぞれ示す⁽³⁾。ヒドラジン分解ガス及び SHP163 分解ガスの各種性能の比較を行った結果を図 14 に示す。推進剤流量 40 mg/s、投入電流 10 A における性能を比較すると、SHP163 分解ガスでは推力 84.9 mN、比推力

214.6 sec、推進効率 5.8 % となり、ヒドラジン分解ガスでは推力 113.9 mN、比推力 290.7 sec、推進効率 6.2 % という結果となり、SHP163 分解ガスはヒドラジン分解ガスよりも低い性能を示した。その要因としては、カソードの損耗による内部圧力の低下が考えられる。SHP163 分解ガスには酸素成分を含有しており、カソードに使用したタングステンが酸化し、融点が低下、著しい損耗に繋がったと考えられる。カソードの損耗を比較した写真を図 15 に示す。



図 12 SHP163 分解ガスでの噴射

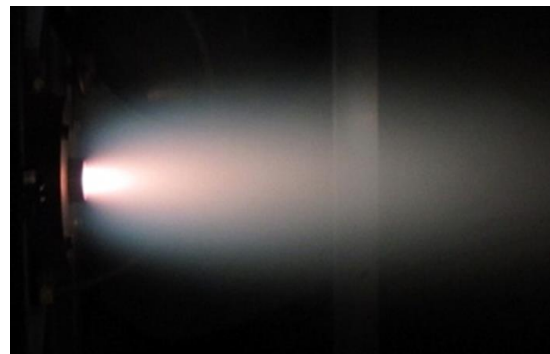
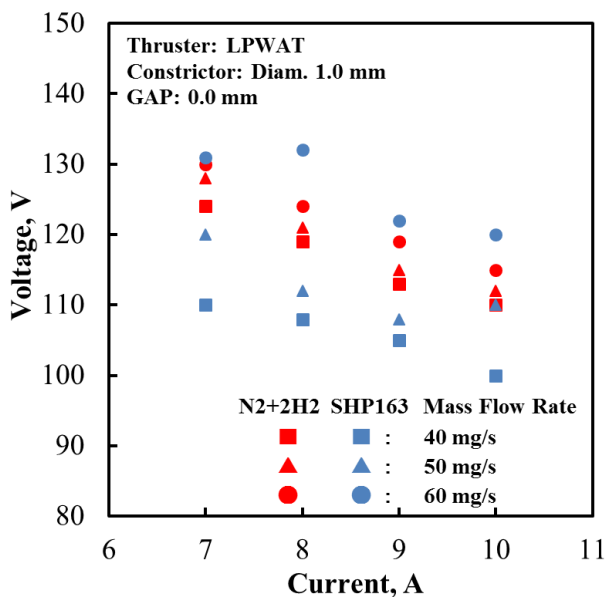
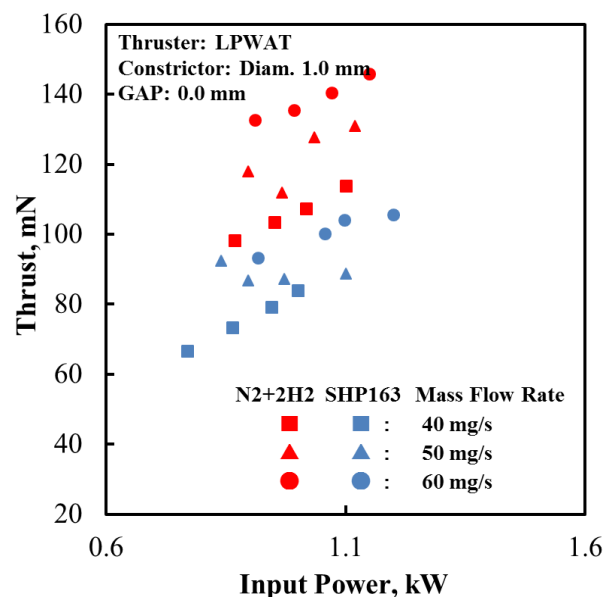


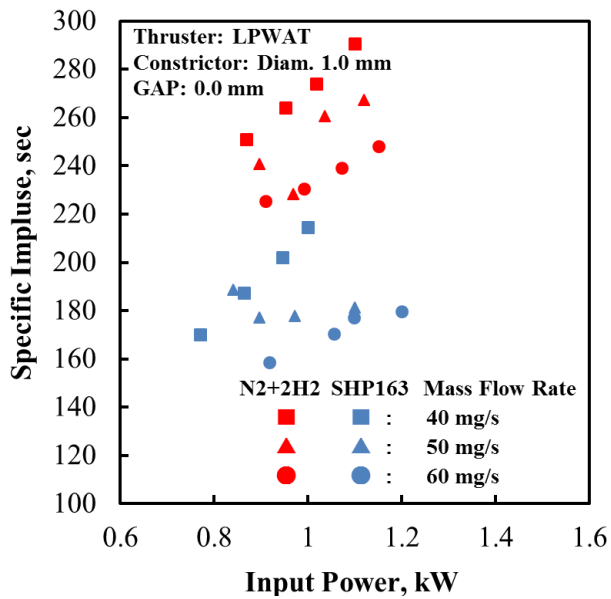
図 13 ヒドラジン分解ガスでの噴射



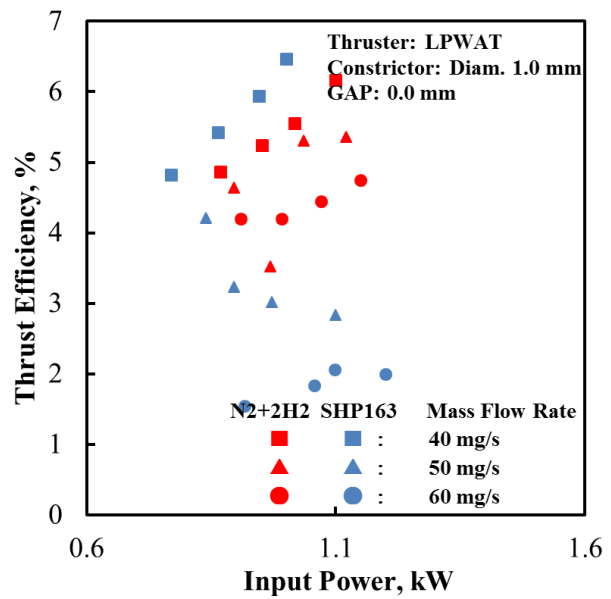
(1) 投入電流と電圧値



(2) 投入電力と推力



(3) 投入電力と比推力



(4) 投入電力と推進効率

図 14 ヒドラジン分解ガス, SHP163 分解ガスによる推進性能の比較

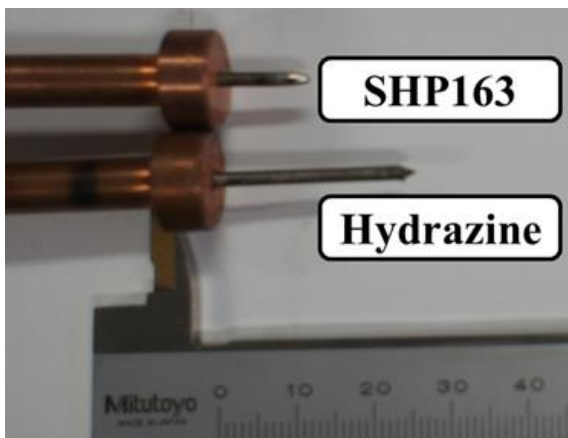


図 15 カソードの損耗

3.2 アノード輻射冷却式アークジェットスラスタの熱解析による設計開発

(1) 解析条件

実機である完全輻射冷却式アークジェットスラスタに近づけること、推進性能の向上を目的にアノード部を水冷しないアノード輻射冷却式アークジェットスラスタの設計開発を行った。設計開発を行うにあたって熱解析を行い、高温になる電極周りの部品の温度を調べた。熱解析には Thermal desktop (C&R Technologies, Inc.) を用いた。全体の投入電力は 1000 W を想定しており、アノードとカソードへの投入電力は水冷式における実験で得られたエネルギーバランスを参考に決定した。水冷条件に関しては冷却水に接触している部分の温度を水の温度に固定することで水冷状態を表現した。解析の条件を表 4 に示す。

表 4 解析条件

投入電力	
総投入電力 (W)	1000
アノード部 (W)	333
カソード部 (W)	89
水冷温度 (K)	293.15
メッシュ数	
総メッシュ数	106099
アノード部	34228
カソード部	4323

(2) 解析結果

スラスタ全体の解析結果とカソード部の解析結果を図 16, 17 にそれぞれ示す⁽⁴⁾。高温になる電極周りの部品は融点を下回る温度を示したため、この形状でアノード輻射冷却式アークジェットスラスタの製作を行った。

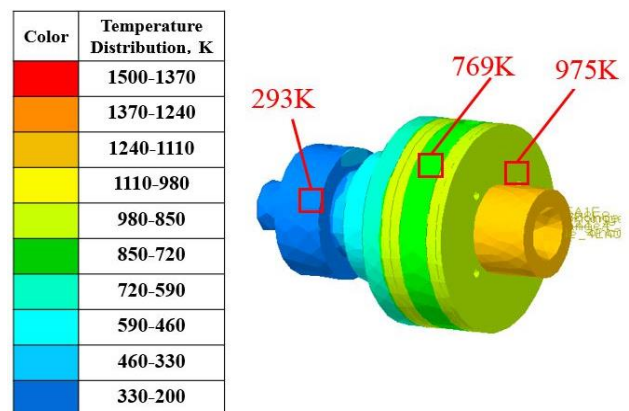


図 16 スラスタ全体の解析結果

Color	Temperature Distribution, K
Red	3400-3000
Orange	3000-2700
Yellow	2700-2400
Light Green	2400-2100
Green	2100-1800
Dark Green	1800-1500
Cyan	1500-1200
Blue	1200-900
Dark Blue	900-600
Black	600-300



図 17 カソードの解析結果

3.1 アノード輻射冷却式アークジェットスラスタの作動実験及び水冷式との性能比較実験

(1) 実験条件

推進剤に着火応答性の高い窒素を使用し、作動実験及び性能取得実験を行い、水冷式アークジェットスラスタとの性能比較実験を行った。実験条件を表 5 に示す。

表 5 実験条件

推進剤	窒素
流量 (mg/s)	30.0
投入電流 (A)	15.0
カソード径 (mm)	3.0

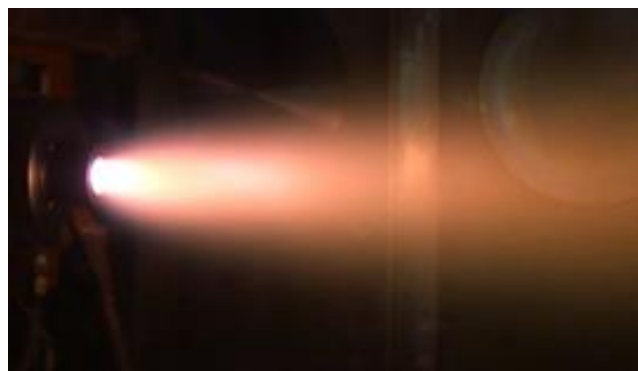
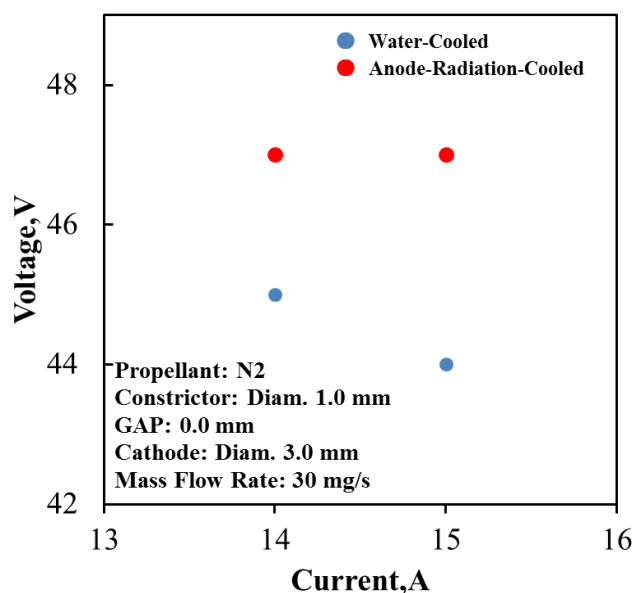


図 18 アノード輻射冷却式アークジェットスラスタを用いた窒素単体噴射

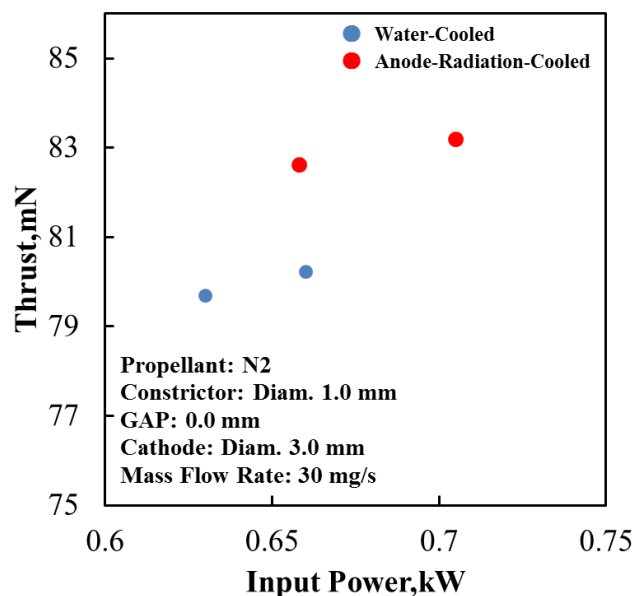
(2) 実験結果

アノード輻射冷却式アークジェットスラスタを用いた窒素の噴射の様子を図 18 に示す⁽⁵⁾。窒素単体での噴射を確認することが出来た。

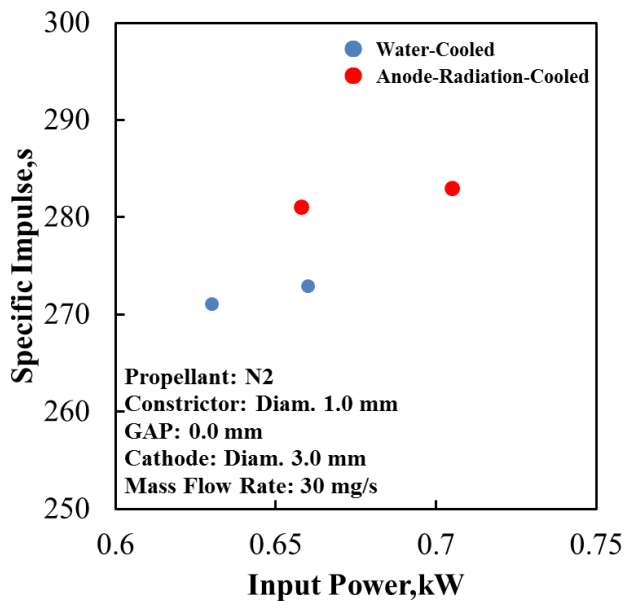
また、水冷式とアノード輻射冷却式の各種性能の比較を行った結果を図 19 に示す。推進剤流量 30 mg/s、投入電流 15 A における性能を比較すると、水冷式では推力 80.2 mN、比推力 273.0 sec、推進効率 8.6 %、アノード輻射冷却式では推力 83.2 mN、比推力 283.0 sec、推進効率 10.8 %という結果となり、アノード輻射冷却式アークジェットスラスタは水冷式よりも高い性能を示した。その要因としては、アノード部で水冷を行わないことによって、熱エネルギーの損失が抑えることが出来たからだと考えられる。



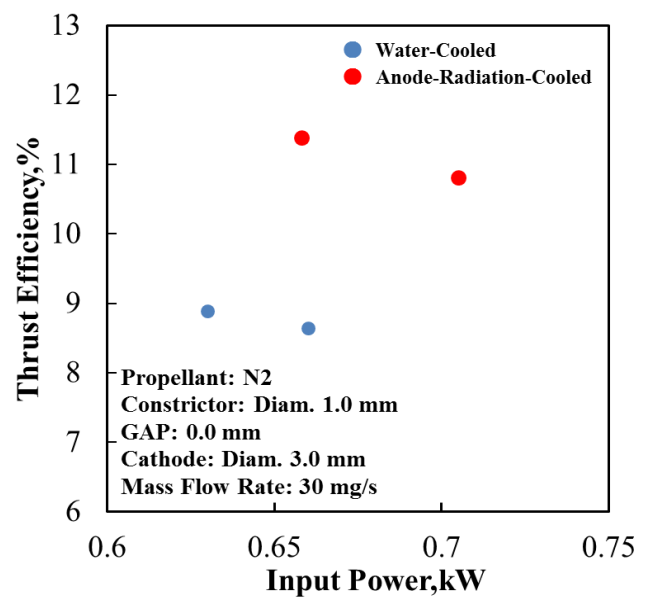
(5) 投入電流と電圧値



(6) 投入電力と推力



(7) 投入電力と比推力



(8) 投入電力と推進効率

図 19 水冷式とアノード輻射冷却式による推進性能の比較

4. 結 論

4.1 カソード径 2 mm と 3 mm の性能比較実験 カソード径が大きくなることで推進性能の向上が図れることが確認できた。その要因としては放電室内内容積が縮小されることにより内部圧力が上昇したためだと考えられる。

4.2 推進剤性能比較実験 ガスジェネレータを用いることによる SHP163 分解ガスの安定噴射が確認できた。しかし、推進性能については SHP163 分解ガスでの噴射はヒドラジン分解ガスよりも劣る性能を示した。その要因としては、カソードの損耗による放電の不安定化、放電室圧力の減少が考えられる。そのため今後は、カソードの最適化により損耗の低減を行っていく必要がある。

4.3 アノード輻射冷却式アークジェットスラスタの作動実験及び水冷式との性能比較実験 アノード輻射冷却式アークジェットスラスタの作動実験においては、アノード輻射冷却式を用いた窒素単体での安定した噴射が確認できた。また、水冷式との性能比較実験においては、アノード輻射冷却式アークジェットスラスタは水冷式よりも高い性能を示した。その要因としては、アノード部の水冷を行わないことによって、熱エネルギーの損失が抑えられることが出来たからだと考えられる。今後はアノード輻射冷却式アークジェットスラスタを用いて SHP163 分解ガスの作動実験及び性能取得を行っていく。

文献

- 1) Yuki Fukutome, Suguru Shiraki, Fumihiko Inoue, Katsuya Shimogaito, Takashi Nakanishi, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada, Yuichiro Nogawa and Ai Momozawa "Research and Development of Low-Power Arcjet thrusters with Green Propellants of HAN and Water" Space Propulsion 2016, Paper No. 3124903
- 2) Suguru Shiraki and Hirokazu Tahara "Performance and Thermal Characteristics of Low-Power DC Arcjet Thrusters with Radiation-Cooled Anodes for Green Propellants" AIAA Propulsion and Energy Forum and Exposition (Propulsion and Energy 2016), AIAA-2016-4700
- 3) 下垣内勝也, 福留佑規, 白木 優, 奥田和宜, 三村岳史, 田原弘一, 高田恭子, 桃沢 愛, 野川雄一郎 「低毒性推進剤を用いたアノード輻射冷却式低電力 DC アークジェットスラスタの性能特性」 第 60 回宇宙科学技術連合講演会, 3I16
- 4) 三村岳史, 奥田和宜, 福留佑規, 白木 優, 下垣内勝也, 田原弘一, 高田恭子, 桃沢 愛, 野川雄一郎 「低毒性推進剤を用いたアノード輻射冷却式 DC アークジェットロケットエンジンの研究開発」 電気学会 プラズマ研究会, PST-16-049
- 5) Yuki Fukutome, Suguru Shiraki, Katsuya Shimogaito, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada Yuichiro Nogawa and Ai Momozawa "Performance and Thermal Characteristics of Low-Power Arcjet Thrusters for Water Propellant" The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, R1-3