

低毒性推進剤を用いたアノード輻射冷却式 低電力直流アークジェットスラスタの研究開発

Research and Development of Low-Power Anode-Radiation-Cooled Arcjet Thrusters with Low-Toxicity Propellants

○下垣内 勝也・中西 隆史・井上 史博・福留 佑規・白木 優・田原 弘一・高田 恭子 (大阪工大) ・
桃沢 愛 (東京都市大) ・野川 雄一郎 (スプリージュ)

○Katsuya Shimogaito・Takashi Nakanishi・Fumihiko Inoue・Suguru Shiraki・Yuki Fukutome・Hirokazu Tahara・
Kyoko Takada(Osaka Institute of Technology)・Ai Momozawa(Tokyo City University)・Yuichiro Nogawa(Splije)

Abstract

Arcjet thruster is one of the electric rocket engine. It is used for attitude and orbit control in low-gravity. Hydrazine is used for the thruster as a propellant. However, it is toxic and entails the cost that is high to hydrazine in the handling and time. Because it has a negative influence, it has a higher adverse effect on environment and the human body. Therefore, the investigation of the green propellant has been performed all over the world. HAN-series are proposed as green propellant. It was paid attention to and studied. In this study, the thrust performance was investigated using it. In addition, design development of low-power anode-radiation-cooled arcjet thruster was performed with thermal analysis.

1. 研究背景

アークジェットスラスタは電気推進ロケットエンジンの一種で、これまで人工衛星の軌道制御・南北制御などに用いられてきた。このスラスタの推進剤としてはヒドラジン (Hydrazine: N_2H_4) が用いられてきたが、ヒドラジンは高い毒性をもつ物質である。そのため安全管理が困難であった。そこで、この代替となる低毒性推進剤の研究が盛んに行われてきた。この低毒性推進剤として現在注目されているのが HAN(Hydroxyl Ammonium Nitrate: NH_3OHNO_3)系推進剤である。ヒドラジンと比較すると取り扱いが非常に容易であり、ヒドラジンを超える燃焼性能をもつ。そのため海外の研究機関などで注目され、次世代の衛星搭載用推進系の中心となっていくと考えられる¹⁻³⁾。ヒドラジンおよび HAN 系推進剤の取扱時の写真を図 1 に示す。



図 1 ヒドラジン(左)と HAN 系推進剤(右)の取扱の様子

2. 実験装置

2.1 実験装置の全体構成 実験装置の概略図を図 2 に示す。アークジェットスラスタは真空チャンバ内に設置されている。また、真空チャンバ内の圧力はピラニ真空計により測定している。実験装置はアークジェットスラスタ、真空排気装置、電源装置、推進剤供給系、推力測定装置、ガスジェネレータの 6 つに大別される。

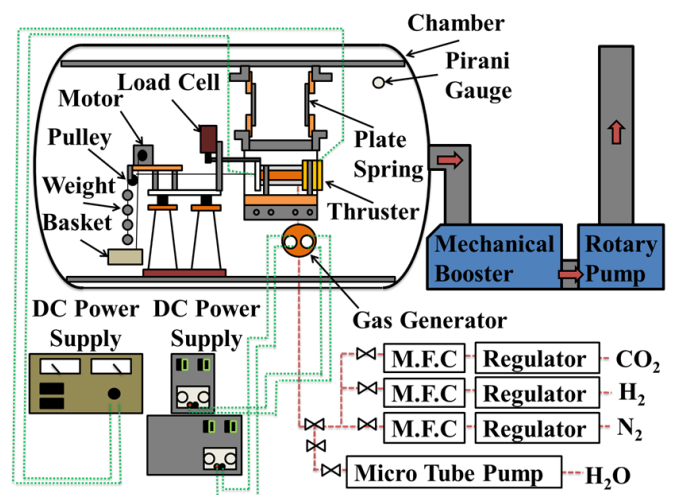


図 2 実験装置概略図

2.2 1-3kW級DC アークジェットスラスタ 実際に使用している低電力直流アークジェットスラスタの断面図を図3、電極部の概略図を図4に示す。また電極部の各種寸法を表1に記す。本実験で使用したアークジェットスラスタの全長は132.5mm、最大直径は90.0mmである。HAN系推進剤は腐食性があるためアノードには防腐性に優れたSUS304を使用した。カソードには融点が高く、導電性に優れた純タングステン、ボディには絶縁材であるポリカーボネートを使用した⁴⁾。

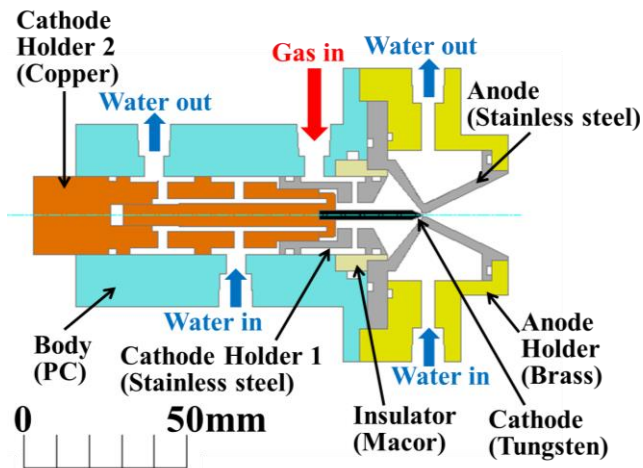


図3 アークジェットスラスタ断面図

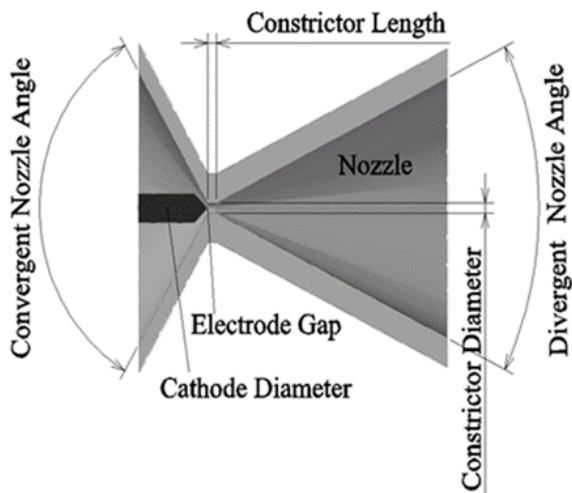


図4 電極部概略図

表1 電極部各種寸法

Cathode diameter, mm	2.0, 3.0
Constrictor length, mm	1.0
Constrictor diameter, mm	1.0
Divergent nozzle angle, deg	52
Convergent nozzle angle, deg	102
Electrode gap, mm	0.0

2.3 真空排気装置 真空チャンバの写真を図5に示す。本実験で使用した真空チャンバは内径1.2m、長さ2mの円筒形で材質はステンレスである。実験開始時の真空チャンバ内の圧力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6000m³/h)を併用して約5Paまで下げられる⁵⁾。



図5 真空チャンバ

2.4 PWM電源 スラスタの低電力化に伴い電源装置を安定性に優れた1-3kW級PWM(Pulse Width Modulation)電源を用いた。電源装置を図6に示す。この方式はパルス信号を出力しておく時間(パルス幅)を変化させ電流電圧を制御し、一定周期で作動するタイマーを利用する方式である。一定周期の中でONにしている比率をデューティ比(パルス幅/周期)と呼び、この比率の変化のみで電圧の調節が行える⁶⁾。



図6 PWM電源

2.5 推進剤供給系 推進剤供給に関しては、窒素・二酸化炭素および水素のガス系はマスフロコントローラにより流量調節を行いスラスタ内部に投入される。水は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)を介して投入される。

2.6 ガスジェネレータ 本実験では HAN 系推進剤の一種である SHP163 分解ガスを使用している。SHP163 分解ガスの燃焼性成分の一つである水を蒸気化させるためにガスジェネレータを取り付けた。ガスジェネレータの熱源にはグロープラグを 5 本使用している。先端部分が発熱素子になっており、電力が投入されると先端素子が約 1,100℃まで上昇し、赤熱する。この赤熱部分に水が接触することで、直接加熱を行い、蒸気化を行う。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⁷⁾。ガスジェネレータの写真を図 7 に、グロープラグの写真を図 8 に示す。

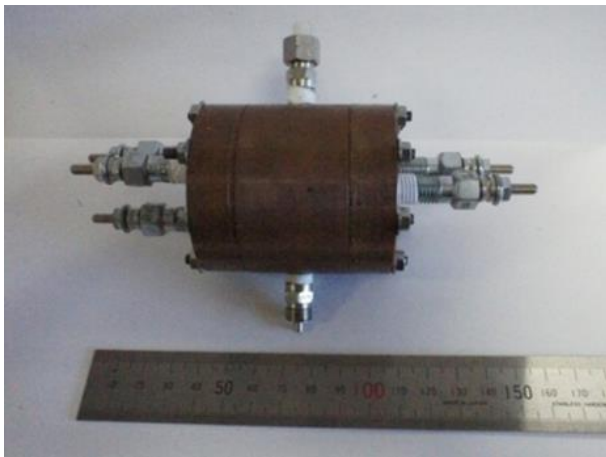


図 7 ガスジェネレータ



図 8 グロープラグ

2.7 推力測定装置 推力測定装置には板ばね式を採用した。板ばねは長さ 270mm、幅 25mm、厚さ 0.4mm の SUS304 を使用し、スラスタをスタンド上部から吊るす機構となっている。スラスタに推力が発生すると板バネが歪み、同軸上に取り付けられた荷重測定機であるロードセル(株式会社エー・アンド・ディ, U2X1-0.5L-A)が押される仕組みである。ロードセルのケーブルはデジタルインジケータ(株式会社エー・アンド・ディ, AD-4532B)につなが

り、測定値を表示する⁷⁾。正しい推力値を測定するために、実験の前後に較正を取る。推力較正はスラスタの後部から糸で吊るされたおもりの荷重を変化させることで測定する。測定台に取り付けられたモータでバスケットを上下させることで荷重を変化させる。加えられた荷重はロードセルを介してインジケータに表示される。表示された数値とおもりの荷重の関係から推力較正を行う⁸⁾。本研究で用いた推力測定装置の写真を図 9 に示す。

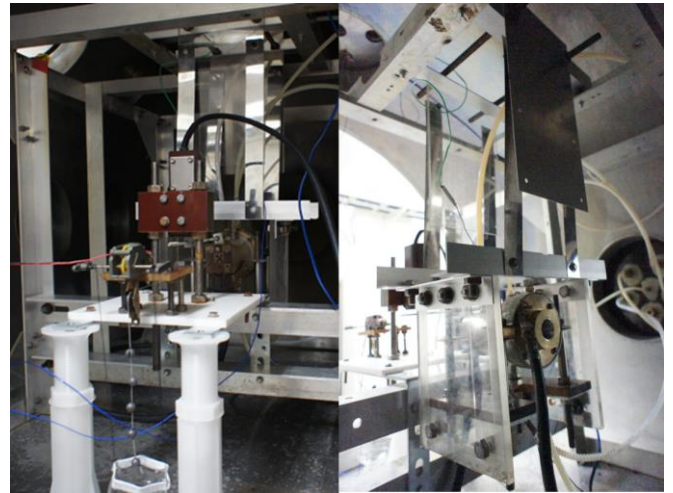


図 9 推力測定装置

3. 実験

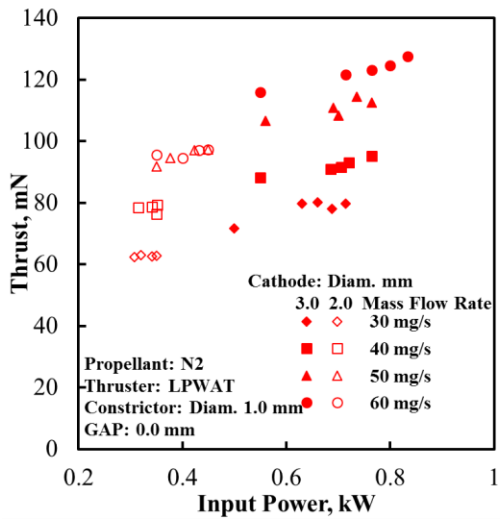
3.1 カソード径 2mm と 3mm の性能比較実験

3.1.1 実験条件 純タングステンカソードの径 2mm および 3mm について各種性能の比較を行った。推進剤には窒素を用い、推進剤流量 30-60mg/s で 10mg/s ずつ流量を変化させて供給を行った。実験条件を表 2 に記す。

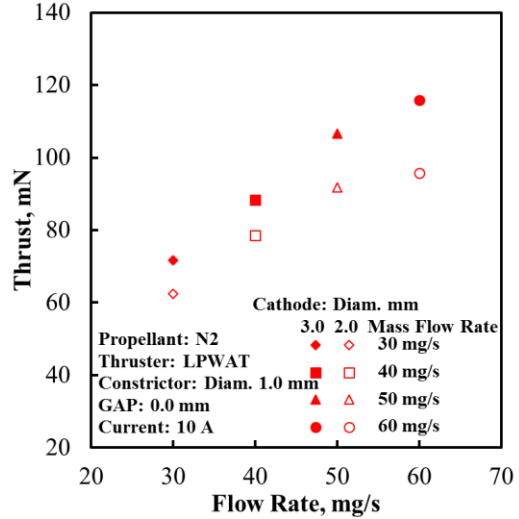
表 2 実験条件

Cathode Diameter, mm	2	3
Propellant	Pure Nitrogen	Pure Nitrogen
Flow Rate, mg/s	30-60	30-60
Current, A	7-10	7-10

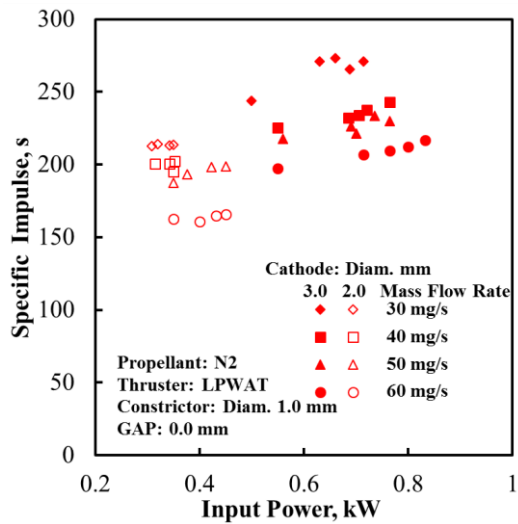
3.1.2 実験結果 カソード径 2mm および 3mm の性能比較を図 10 に示す。図 10 の左側は投入電力に対する各種性能の比較、右側は投入電流 10A における各推進剤流量での各種性能の比較である。図 10 より、カソード径 2mm のときより 3mm のときのほうが各種性能が向上した。



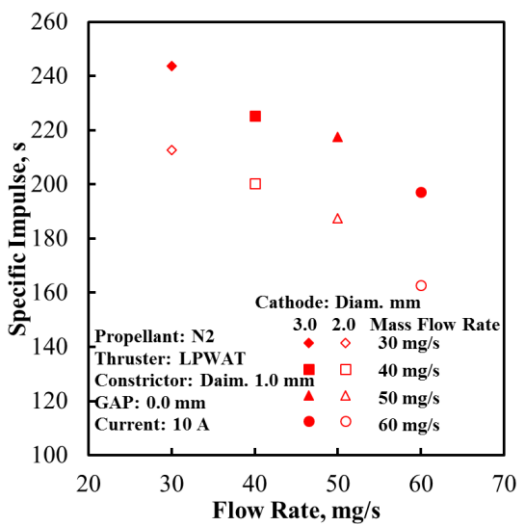
(a) 推力と投入電力



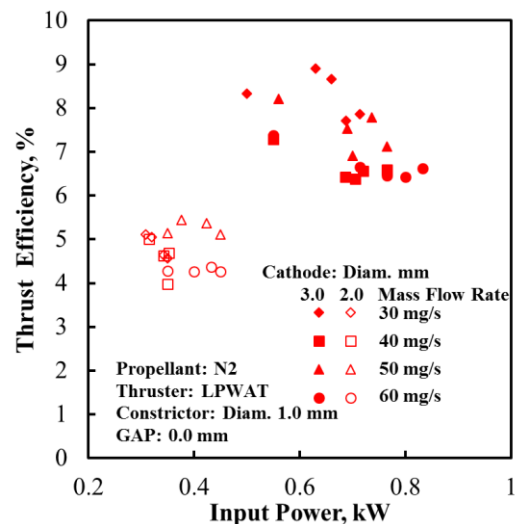
(b) 推力と推進剤流量



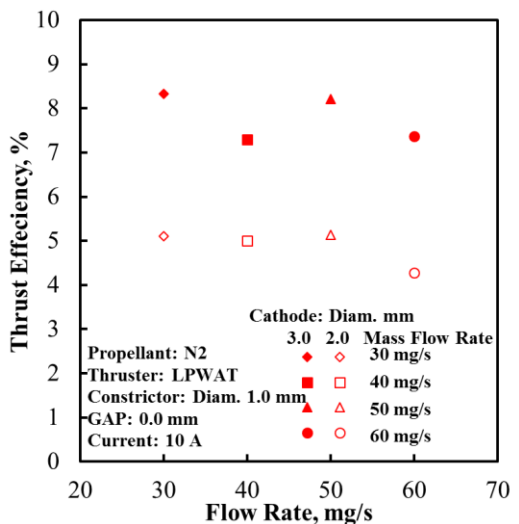
(c) 比推力と投入電力



(d) 比推力と投入電力



(e) 推進効率と投入電力



(f) 推進効率と推進剤流量

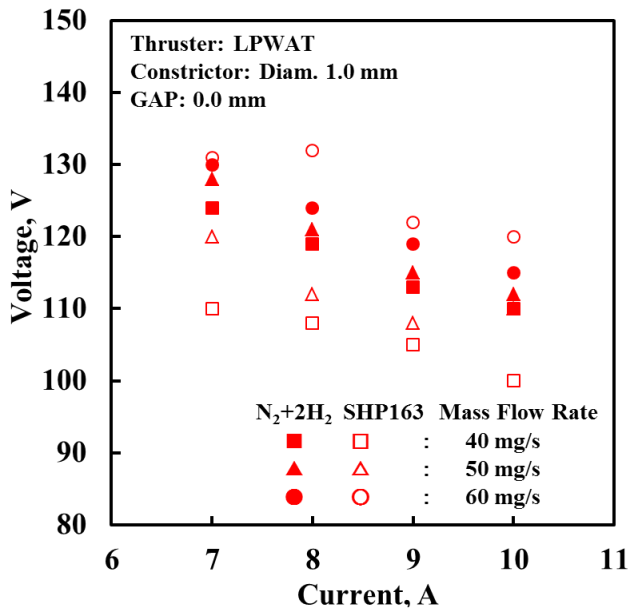
図 10 カソード径 2mm と 3mm における窒素を用いたアークジェットスラスタの性能特性

3.2 カソード径 2mm における推進剤の性能比較実験

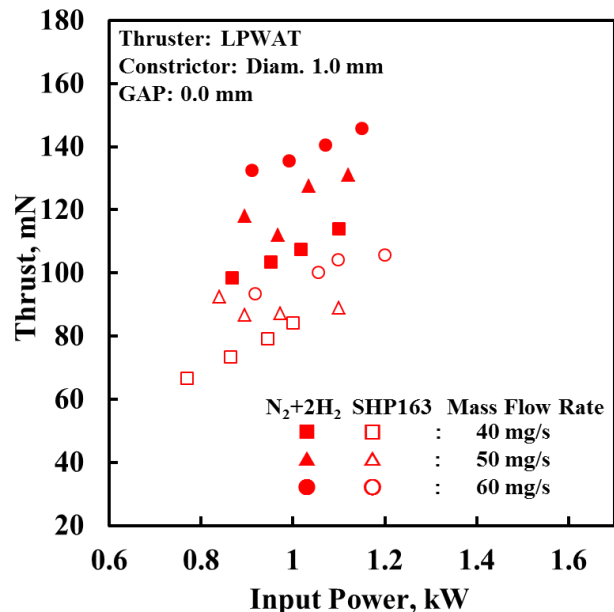
3.2.1 実験条件 本実験では水冷式アークジェットスラスタにて性能比較実験を行った。SHP163 の燃焼生成物の窒素、二酸化炭素、水をモル分率により混合しスラスタへ供給した。その際、ガスジェネレータを用いて分解ガスに含まれる水の蒸気化を行った。SHP163 分解ガスの性能評価のためにヒドラジン分解ガスと比較した。実験条件を表 3 に記す。

表 3 実験条件

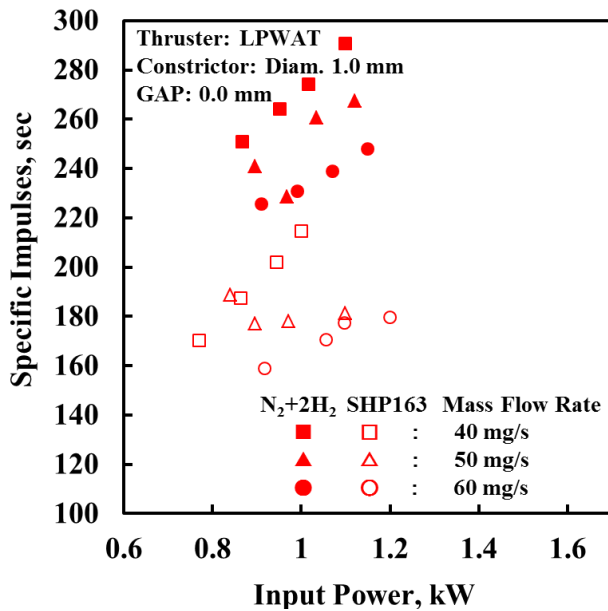
Propellant	SHP163 Decomposed Gas	Hydrazine Decomposed Gas
Flow Rate, mg/s	40-60	40-60
Current, A	7-10	7-10
Cathode Diameter, mm	2	2



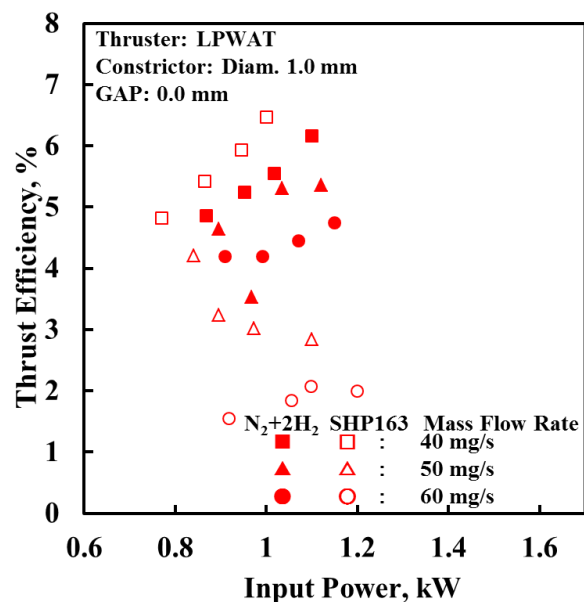
(a) 投入電圧と電流



(b) 推力と投入電力



(c) 比推力と投入電力



(d) 推進効率と投入電力

図 11 ヒドラジン分解ガス、SHP163 分解ガスによる推進性能

3.2.1 実験結果 ヒドラジン分解ガスおよび SHP163 分解ガスの各種性能の比較を行った結果を図 11 に示し、作動時の写真を図 12, 13 に示す。それぞれ安定した作動を確認した。投入電流に対しての電圧値は SHP163 分解ガス、ヒドラジン分解ガスともに同等のものであった。ヒドラジン分解ガスおよび SHP163 分解ガスでの推進剤流量 40mg/s, 投入電流 10A における性能を比較した。SHP163 分解ガスでは推力 84.09mN, 比推力 214.57s, 推進効率 5.79%という結果となった。またヒドラジン分解ガスでは推力 113.91mN, 比推力 290.68s, 推進効率 6.17%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。SHP163 分解ガスにおいて約 10 分間スラスタは安定に作動していたが、噴射後にカソードに激しい損耗を確認した。ヒドラジン分解ガスと比較をすると半分程度の長さまで損耗していた。その写真を図 14 に示す。

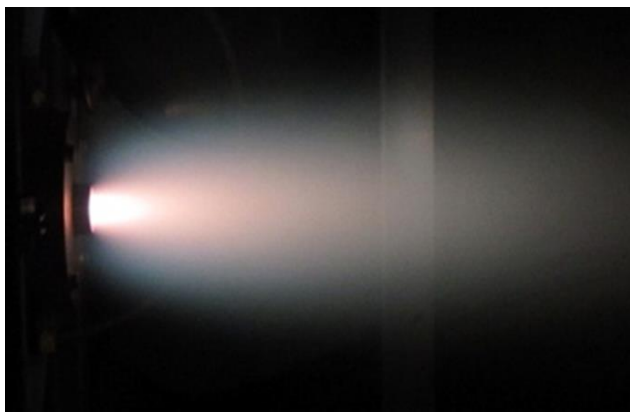


図 12 ヒドラジン分解ガスによる噴射の様子(水冷式)



図 13 SHP163 分解ガスによる噴射の様子(水冷式)

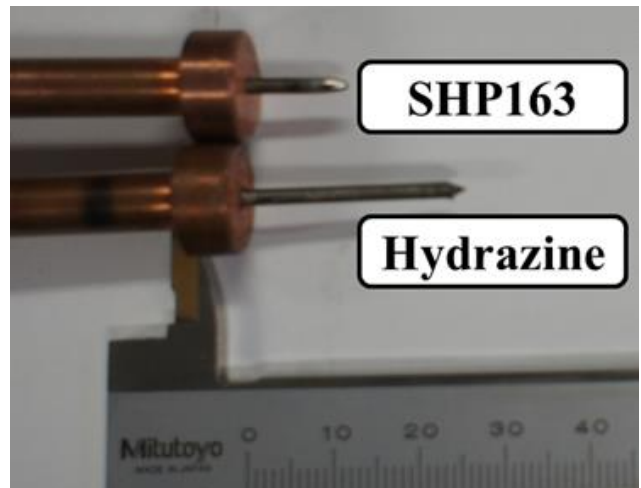


図 14 カソードの損耗

3.3 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

3.3.1 解析条件 実機に近づけるためにまずは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。電極部については水冷式のものと同じ条件にした。熱解析は Thermal desktop (C & R Technologies, Inc.)により行った。解析対象の断面形状を図 15 に示す。全体の投入電力は 1kW を想定しており、アノードとカソードへの電力配分は水冷式におけるエネルギーバランスの実験結果を基に決定した。さらにスラスタの後部のカソード部分には水冷を施しており、今回は水に触れている部分の温度を固定することで表現している。解析の条件を表 4 に示す。

3.3.2 解析結果 図 16 および図 17 にスラスタ全体の温度分布とカソードの温度分布を示す。高温になるはずの電極周りの部品について融点を下回る温度を示した。そこで、熱設計に問題はないため、この形状での製作を行った。製作後の写真を図 18 に示す。

表 4 熱解析条件

Input Power	
Total Input power	1kW
Anode	330W
Cathode	89W
Temperature of Water-Cooled	293.15K
Number of Mesh	
Total Mesh	106099
Anode	34228
Cathode	4323

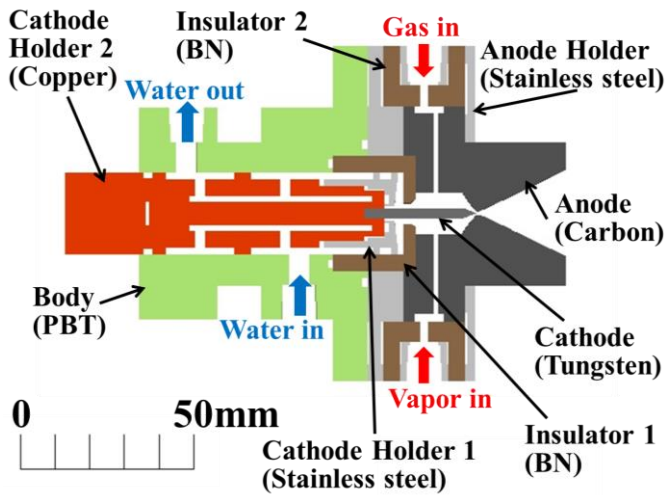


図 15 アノード輻射冷却式の断面形状

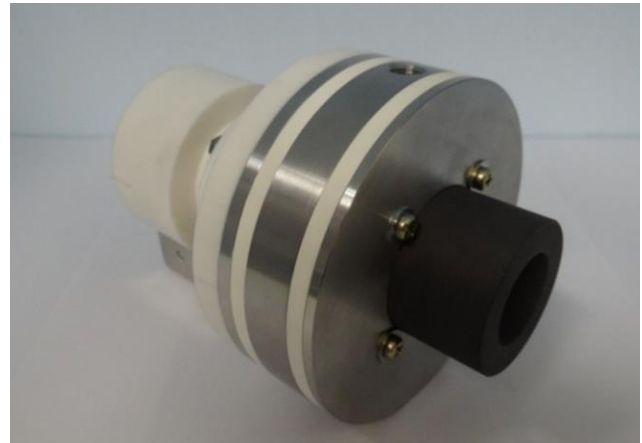


図 18 アノード輻射冷却式の写真

Color	Temperature Distribution, K
Red	1500-1370
Orange	1370-1240
Yellow-Orange	1240-1110
Yellow	1110-980
Light Green	980-850
Green	850-720
Cyan	720-590
Blue-Cyan	590-460
Blue	460-330
Dark Blue	330-200

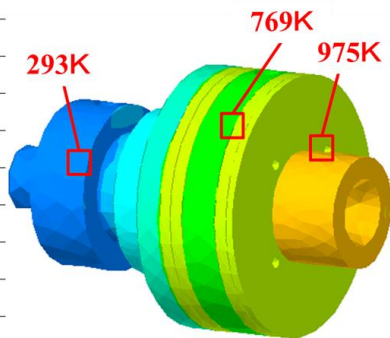


図 16 スラスタ全体における解析結果

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



図 17 カソードにおける解析結果

3.4 アノード輻射冷却式での窒素作動実験

3.4.1 実験条件 3.3において製作したアノード輻射冷却式での噴射の確認をするためにアノード輻射冷却式を用いて着火応答性の高い窒素単体での作動実験を行った。アノード輻射冷却式での基礎性能の取得が目的であるため、本実験では作動の確認のみを目的とする。実験条件は表 4 に記すとおりである。なお、カソード径は 3mm のものを使用した。

表 4 実験条件

Propellant	Pure Nitrogen
Flow Rate, mg/s	30
Current, A	15

3.4.2 実験結果 アノード輻射冷却式を用いた窒素単体の噴射の様子を図 19 に示す。本実験では窒素単体での噴射を確認することができた。



図 19 窒素単体での噴射の様子(アノード輻射冷却式)

4. 結論

カソード径 2mm と 3mm の性能比較実験において図 10 より、カソード径 2mm のときより 3mm のときのほうが各種性能が上がった理由としては、カソード径 3mm のときのほうが放電室の容積が小さくなるため、その分、圧力が大きくなり、推進剤(生ガス)が加速されることが原因として挙げられる。

カソード径 2mm における推進剤の性能比較実験においては、ガスジェネレータを使用することで SHP163 分解ガスの安定噴射を確認した。図 11 より、SHP163 分解ガスがヒドラジン分解ガスよりも各種性能が劣る結果となった。その理由としては SHP163 分解ガスの分子量がヒドラジン分解ガスよりも大きいこと、SHP163 分解ガスの解離エネルギーが大きく、ここでエネルギーのロスが生じたと考えられる。しかし、SHP163 分解ガスにおけるスラスタ作動後の著しいカソード損耗が確認された。この原因は SHP163 分解ガスに含まれる酸素によるカソードに使用された純タングステンの酸化および融点の低下であると推測する。

アノード輻射冷却式での窒素作動実験の結果について、本実験での目的であった噴射の確認に成功した。図 18 に示す噴射の様子から、プレームは長く伸び、作動中は安定した噴射が確認できた。本実験では性能取得には至らなかったため、今後はアノード輻射冷却式での性能取得を行っていく必要がある。

参考文献

- 1) Inoue F., Iwakai A., Matsumoto K., Tahara H., Nagata T., Masuda I. and Nogawa Y., : Performance Characteristics of Low-Power Arcjet Thrusters Using Green Propellants of HAN and Water, AIAA Propulsion and Energy 2014, Cleveland Convention Center (Cleveland, OH, USA), 2014, AIAA-2014-3506.
- 2) 井上史博, 福留佑規, 白木優, 松本和真, 田原弘一, 野川雄一郎, 桃沢愛 : 低電力直流アークジェットスラスタにおける HAN 系推進剤を用いた性能特性及び水推進剤による作動実験, 平成 27 年度宇宙輸送シンポジウム, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市), 2015, STEP-2014-011.
- 3) 福留佑規, 白木優, 松本和真, 井上史博, 田原弘一, 野川雄一郎, 桃沢愛 : HAN 系分解推進剤を用いた低電力直流アークジェットスラスタの性能特性, 平成 27 年度宇宙輸送シンポジウム, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市), 2015, STCP-2014-045.
- 4) 福留佑規, 井上史博, 松本和真, 田原弘一 : グリーン推進剤を用いた宇宙用直流アークジェットエンジンの性能特性, 電気学会 プラズマ研究会, 足利工業大学 (栃木県足利市), 2014, PST-14-018.
- 5) 中西隆史, 下垣内勝也, 福留佑規, 白木優, 井上史博, 田原弘一, 高田恭子, 野川雄一郎 : 低毒性推進剤を用いた電力アークジェットスラスタの研究開発, 第 52 回日

本航空宇宙学会関西・中部支部合同秋期大会, 大阪府立大学 I-site なんば (大阪府大阪市), 2015, kcg006.

- 6) 下垣内勝也, 中西隆史, 井上史博, 福留佑規, 白木優, 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低電力 DC アークジェットロケットエンジンの性能特性, 電気学会プラズマ研究会, 2015, PST-15-049.
- 7) 井上史博, 福留佑規, 白木優, 松本和真, 田原弘一 : 低毒性推進剤を用いた直流アークジェットスラスタシステムの開発研究, 第 55 回航空原動機・宇宙推進講演会, 富山国際会議場 (富山県富山市), 2015, JSASS-2015-00.
- 8) 井上史博, 白木優, 福留佑規, 下垣内勝也, 中西隆史, 田原弘一, 高田恭子, 野川雄一郎 : ヒドラジン以外の新推進剤を用いた低電力アークジェットスラスタの開発研究, 第 59 回宇宙科学技術連合講演会, かがしま県民交流センター (鹿児島県鹿児島市), 2015, 2C01.