

低毒性推進剤を用いた輻射冷却アノード搭載 低電力アークジェットスラスタの性能と熱特性

Performance and Thermal Characteristics of Low-Power Arcjet Thrusters with Radiation-Cooled Anodes Using Low-Toxicity Propellants

○白木 優・福留 佑規・井上 史博・下垣内 勝也・中西 隆史・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)

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

Abstract

Arcjet thruster is one of electric propulsion. The arcjet thruster is used for satellite attitude control and orbit transfer. Hydrazine is used as a propellant. However, hydrazine is high toxicity liquid. Therefore, spacecraft researchers need a low toxicity propellant. Hydroxyl Ammonium Nitrate (HAN: NH_3OHNO_3) is proposed as low toxicity propellant. It has a combustion performance in excess of hydrazine. In this study, we compare performances with hydrazine and HAN decomposed gases by using low-power water-cooled and anode-radiation-cooled arcjet thrusters. The water-cooled arcjet thruster achieved thrust 113.91mN, specific impulse 290.68s and thrust efficiency 6.17% with hydrazine-decomposed gas. In case of HAN-decomposed gas, thrust 84.09mN, specific impulse 214.57s and thrust efficiency 6.47% were obtained. Furthermore, we evaluated of thermal characteristics for anode-radiation-cooled arcjet thruster development. The thruster with a radiation-cooled anode made of carbon and a water-cooled cathode was investigated. As a result, each component temperature of the anode-radiation-cooled arcjet thruster was confirmed lower than the melting point. Furthermore, using nitrogen as a propellant, anode-radiation-cooled arcjet thruster achieved stable operations for 10 minutes.

1. 研究目的および背景

電気推進機の一つであるアークジェットスラスタは宇宙空間を移動するための推進機として利用される。アークジェットスラスタは主に低重力下において、人工衛星の軌道制御・姿勢制御を行う二次推進系などに利用されてきた¹⁾。使用される推進剤として長年ヒドラジン(Hydrazine: N_2H_4)が用いられ、化学推進に用いられる一液、二液推進系と推進剤を共有できる利点を持つ。また安定した作動が可能で、それにより実績があり高い信頼性を持った推進剤である。しかし毒性が高く、人体や環境に悪影響をもたらすため、限られた施設で防護服を着用して作業を行う必要がある。それによって安全管理が難しく、多くのコストと時間が掛かるといった問題がある。そのため、現在ヒドラジンの代替となる推進剤として HAN (Hydroxyl Ammonium Nitrate: NH_3OHNO_3)系推進剤が注目されている。HAN 系推進剤はヒドラジンに比べ毒性が低いことから取扱いが非常に安全であり、また燃焼性能が高い。ゆえに海外の研究機関などで注目されており、次世代衛星推進系の中心になると考え

られている。しかし、HAN 系推進剤は安定した噴射を行うことが困難であるため、実績が少ないという現状である。図 1 および図 2 にそれぞれの推進剤における取扱時の様子を示す。

本研究では HAN 系分解ガス的一种である SHP163 分解ガスを使用している。この SHP163 の成分としては窒素、二酸化炭素、水を使用しており、安定噴射と性能向上を目標に研究を行っている。また SHP163 分解ガスでの長時間作動の実現のために窒化コーティング²⁾を施したカソードを用いて実験を行った。さらに実機に近づけたスラスタ開発の第一段階として、アノード部分のみ輻射による冷却方式に変更したアノード輻射冷却式アークジェットスラスタの開発を行った。このスラスタの開発にあたって、熱解析ソフトを使用してスラスタの熱特性を調べた。その結果からスラスタの材質・形状などの最適化を行った。また解析から得た結果からアノード輻射冷却式アークジェットスラスタを製作し、本研究では作動実験を行った。



図1 ヒドラジンの取扱い



図2 HAN系推進剤の取扱い

2. 実験装置

実験装置の概略図を図3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おり、推進剤、電力、冷却水はチャンバ側面のフランジを介してチャンバ内に取り込まれスラスタに供給される。チャンバ内部の圧力はピラニ真空計を用いて測定している。推進剤供給に関しては、窒素・二酸化炭素・水素のガス系はマスフローコントローラー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(東京理化学機株式会社：MP-1000)を介して流量調節を行い供給する。マイクロチューブポンプの最大流量は180ml/hである。

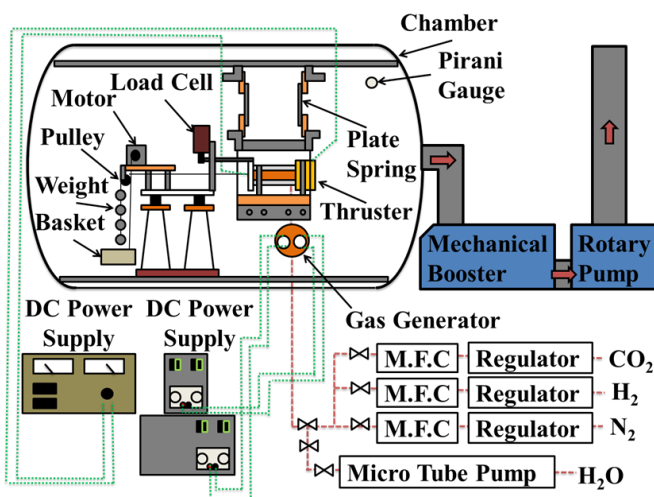


図3 実験装置概略図

2.1 水冷式アークジェットスラスタ 本研究で使用した低電力水冷式アークジェットスラスタの写真と断面図を図4および図5に示す。また電極部の寸法を表1に、電極形状の概略図を図6に示す。本実験で使用したスラスタの全長は132.5mm, 最大直径は90.0mmである。HAN(SHP163)系推進剤は腐食性があるためアノードおよびカソードホルダ1には防食性に優れている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を使用している。またカソードホルダ2には銅、ボディには耐熱性の高い絶縁材であるポリカーボネート(PC)、絶縁体にはマコールを使用している。またアノードおよびカソード付近は水により冷却している。



図4 水冷式アークジェットスラスタ

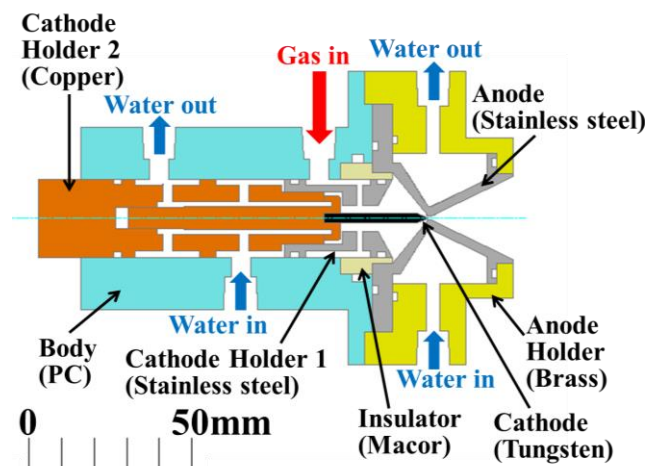


図5 水冷式アークジェットスラスタ断面図

表1 電極部各寸法

Convergent Nozzle Angle, deg	102
Divergent Nozzle Angle, deg	52
Constrictor Diameter, mm	1.0
Constrictor Length, mm	1.0
Cathode Diameter, mm	2, 3

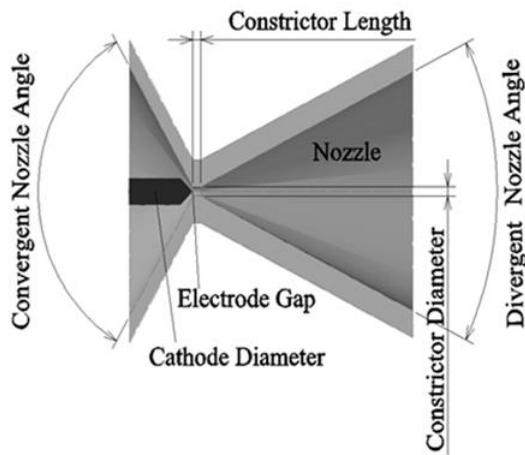


図6 電極形状の概略図

2.2 アノード輻射冷却式アークジェットスラスタ 本研究で新たに開発した低電力アノード輻射冷却式アークジェットスラスタの写真と断面図を図7および図8に示す。本実験で使用したアークジェットスラスタの全長は146.7mm、最大直径は98.0mmである。アノードは高融点のカーボン製のものに変更をしている。カソードは水冷式と同様にタングステンを使用しており、ボディにはエンジニアリングプラスチックの一種であるPBTを使用した。絶縁体はマコールからポロンナイトライドに変更した。電極部の各条件は水冷式と同様になっており、カソード付近のみ水冷を行っている。またこのスラスタはSHP163分解ガスで気体と液体の推進剤を供給することを想定し、気体推進剤用と液体推進剤用の推進剤供給口をそれぞれ設けている。SHP163分解ガスで水を供給する際にガスジェネレータを使用し水を気化させているので、そのガスジェネレータにスラスタに投入する電力が流れないようにするため推進剤供給口付近にも絶縁体で絶縁をしている。

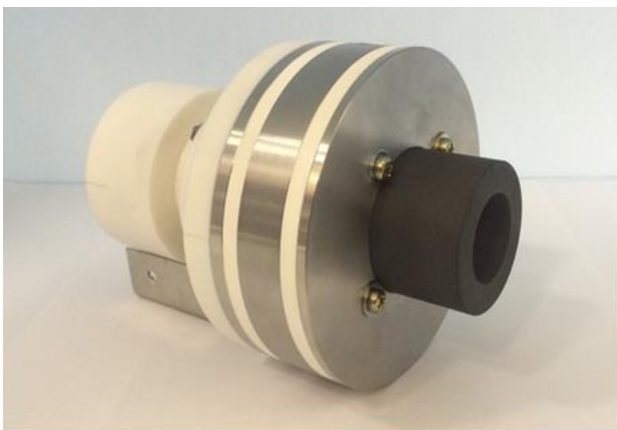


図7 アノード輻射冷却式アークジェットスラスタ

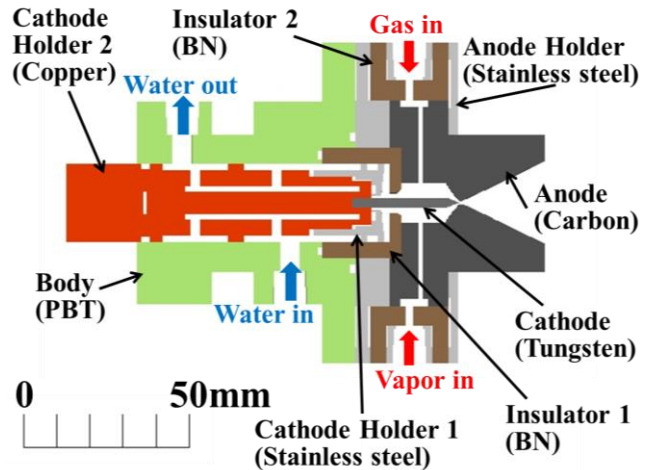


図8 アノード輻射冷却式アークジェットスラスタ断面図

2.3 真空排気装置 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。図9に真空チャンバの写真を示す。このチャンバ内の圧力を下げるためにロータリーポンプ(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:6000m³/h)を併用している。図10に各真空ポンプの写真を示す。実験は二つのポンプを併用して約1Paまで下げて実験を行っている。



図9 真空チャンバ



図10 真空ポンプ

2.4 推力測定装置 推進力を測るためのスラストスタンドの写真を図 11 に示す。推力の測定には板バネを使用しており、材質は SUS304 製で 1 枚の長さ 270mm、幅 25mm、厚さ 0.4mm のものを 4 枚使用している。その板バネでスラストを上部から吊るす。推力測定はスラストが作動すると板バネが変位し、その変位量をロードセルが読み取りパソコンに表示することで行っている。また推力較正はスラスト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。おもりの荷重は測定台に取り付けられたモーターでバスケットを上下させることで変更できる。このおもりの荷重とロードセルに表示される値から推力較正を行う。これにより得られた推力較正式にスラスト作動時のロードセルの値を代入することで推力を測定する。

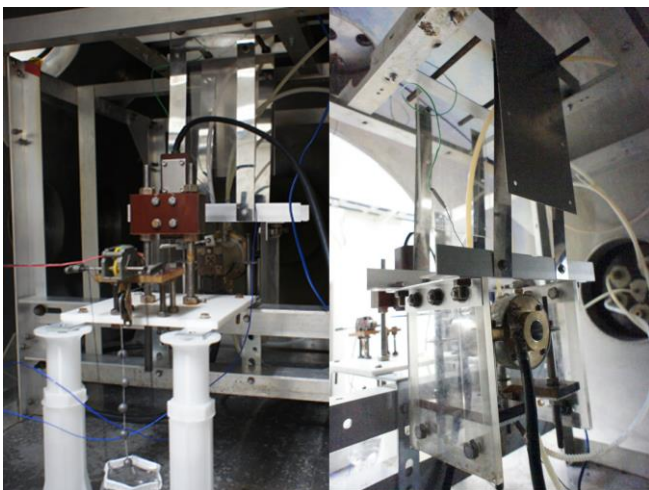


図 11 推力測定装置

2.5 ガスジェネレータ ガスジェネレータは SHP163 分解ガスでの実験の際に、スラストへの推進剤供給前に液体推進剤の気化をするための装置である。このガスジェネレータは SHP163 分解ガスの性能測定の際に水を気化させることで初期着火を容易にする役割がある。ガスジェネレータの写真を図 12 に示す。その熱源には自動車用ディーゼルエンジンの始動補助に用いられるグロープラグ(日本特殊陶業株式会社：Y-118R)を使用した。図 13 にグロープラグの写真を示す。グロープラグに電力投入後、先端素子が約 1370K まで上昇し赤熱する。この高温部分に水を接触させることで水の気化を行う。ガスジェネレータの材質には銅を用い、容積が $39.7 \times 10^3 \text{mm}^3$ 、グロープラグを 5 本使用している。グロープラグへの電力の供給には安定化電源(菊水電子工業株式会社：PAN 16-30A, PAN 35-30A)を使用している。また気化した水をすぐに供給できるようにスラストの真下に配置している。

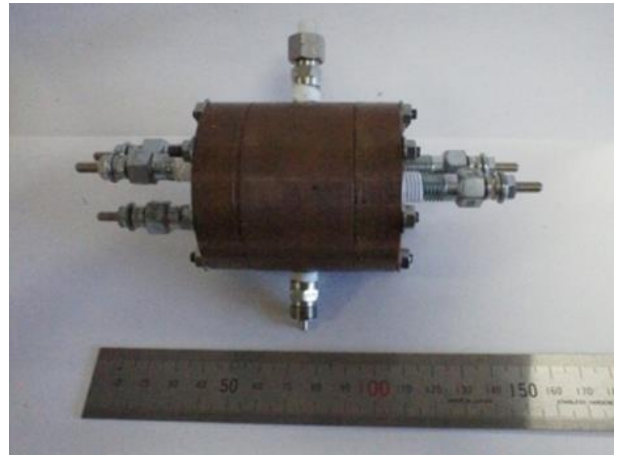


図 12 ガスジェネレータの写真



図 13 グロープラグの写真

3. 実験条件および結果

3.1 HAN 系分解ガスによる性能評価 本実験では水冷式アークジェットスラストにて HAN 系推進剤の一種である SHP163 の模擬分解ガスを使用して性能評価を行った³⁾。SHP163 の燃焼生成物のモル分率により窒素、二酸化炭素、水を混合し、ガスジェネレータを介してスラストへ供給した。SHP163 分解ガスの性能評価のためにヒドラジン分解ガスを比較対象とした。カソードの直径は両推進剤とも 2mm のものを使用した。本研究における実験条件を表 2 に記し、各種推進剤における推進性能を図 14 に示す。

表 2 HAN 系分解ガスにおける実験条件

Propellant	Hydrazine Decomposed Gas	SHP163 Decomposed Gas
Flow Rate, mg/s	40, 50, 60	40, 50, 60
Current, A	7, 8, 9, 10	7, 8, 9, 10
Cathode Diameter, mm	2	2

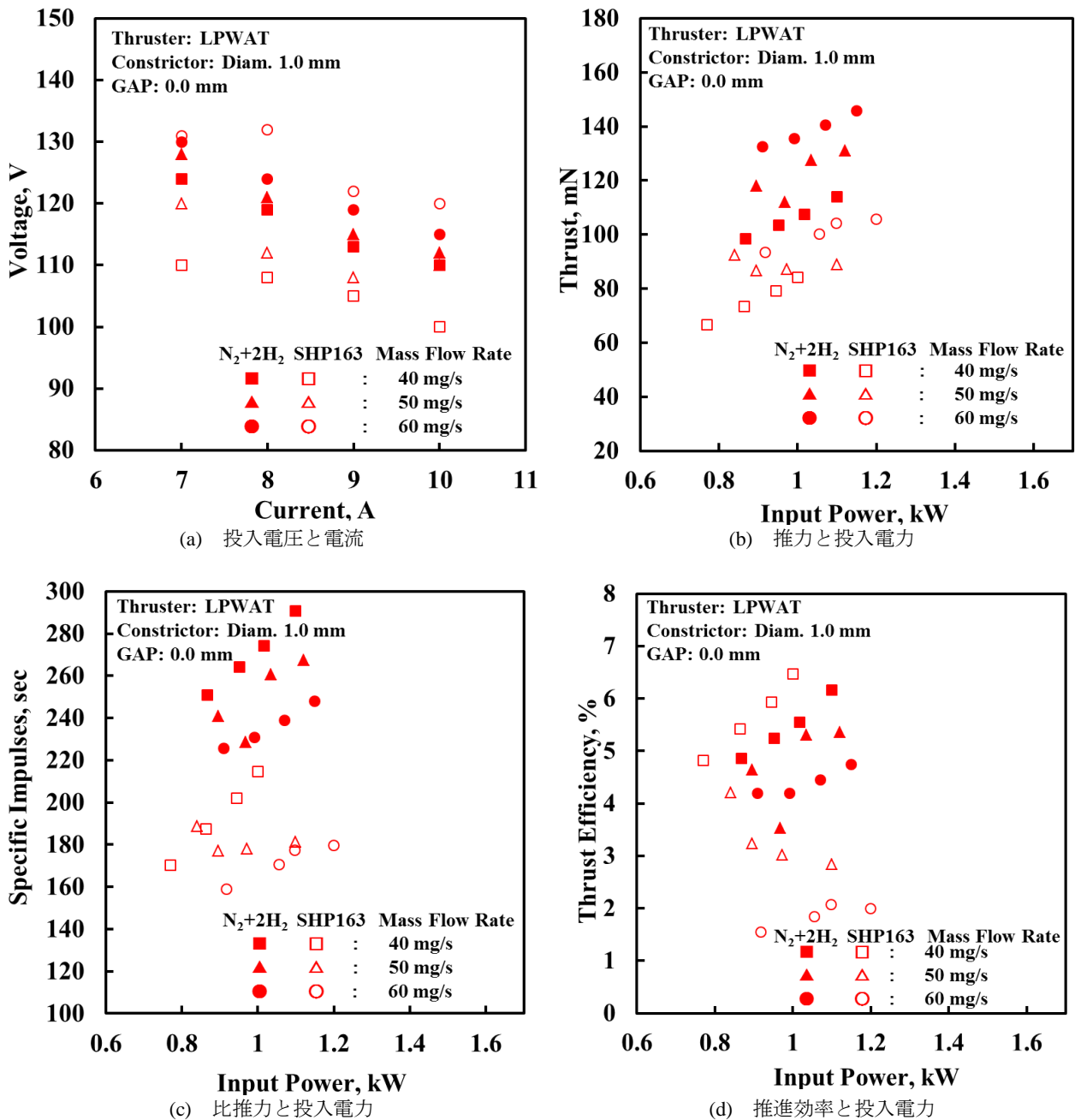


図 14 ヒドラジン分解ガス, SHP163 分解ガスによる推進性能

各推進剤での流量 40mg/s, 投入電流 10A における性能を測定した。SHP163 分解ガスでは推力 84.09mN, 比推力 214.57s, 推進効率 6.47% という結果となり, 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% という結果となった。推進効率に関しては SHP163 分解ガスの方が高い結果だったが, その他はヒドラジン分解ガスよりも低い性能を示した。この原因として SHP163 分解ガスの解離エネルギーがヒドラジン分解ガスよりも大きいこと, エネルギーのロスが生じたことが考えられる。さらに, SHP163 分解ガスにおける噴射後, カソードに激しい損耗を確認した。損耗したカソードの写真を図 15 に示す。実験後のカソードはヒドラジン分解ガスの噴射後のもの

のと比較すると, SHP163 分解ガス噴射後のカソードは長さが半分ほどにまで損耗していた。SHP163 分解ガス使用時におけるカソード損耗の大きな原因として, 推進剤に含まれる酸素が原因であると推測される。この酸素によりカソードの材質の融点が 3700K のタングステンが 1400K の融点の酸化タングステンに酸化反応したため, スラスタ作動時のカソードの温度上昇に耐え切れずに損耗したと考えられる。このカソードの損耗により噴射の状態が低電圧モードになったことが考えられ, ヒドラジン分解ガスよりも推進性能が低くなったと推測する。

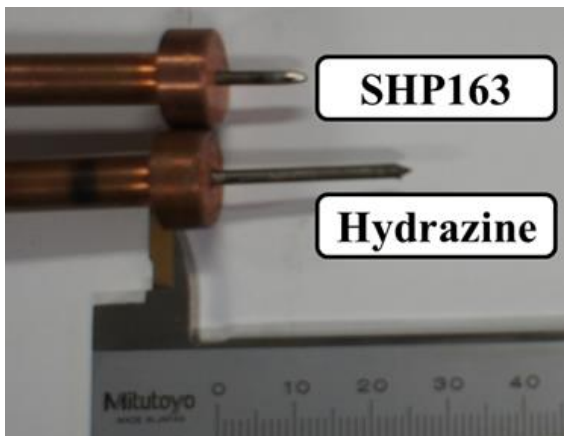


図 15 実験後のカソード

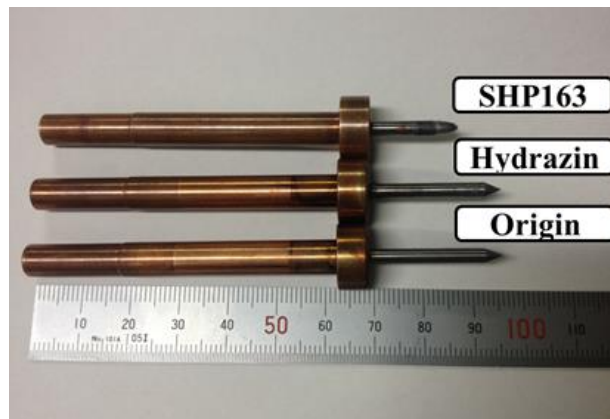


図 16 各種推進剤における実験後のカソードの損耗

3.2 カソードの損耗測定実験 アークジェットスラスタにおいて、電極の損耗は推進機そのものの寿命を決定づける要因となる。酸素を含有する SHP163 おいて、タングステンカソードは高温下で酸素と反応することで酸化タングステンとなる。図 15 の実験後のカソードの損耗もタングステン製のカソードが酸化したことにより大きく損耗した可能性が高い。酸化タングステンの融点は 1400K と低く、直流アークジェットでの陰極入熱であれば酸化タングステンの融点以上に達してしまう。そこでカソード材としてアーク溶接分野で用いられているジルコニウムを使用する。ジルコニウムの融点は 2000K とタングステンより低いが、窒化ジルコニウムの融点は 3700K と酸化タングステンより高く、また高温では導電体となるため酸素雰囲気下でも放電維持が可能である。本実験では、ジルコニウム表面に 3 μ m の窒化被膜処理をして損耗実験を行った^{4~5)}。

本実験では、タングステンカソードについて SHP163 分解ガスおよびヒドラジン分解ガスを用いたそれぞれの作動と損耗速度測定、窒化ジルコニウムカソードについて HAN 系分解ガスを用いた作動と損耗速度の測定を行った。実験条件を表 3 に示す。図 16 に実験後のタングステンカソードの損耗の写真を示す。さらに SHP163 分解ガス作動前と後の窒化ジルコニウムカソードの損耗について図 17 と図 18 に、各種カソードの損耗速度について図 19 に示す。

表 3 カソード損耗実験の条件

Propellant	Hydrazine Decomposed Gas	SHP163 Decomposed Gas	SHP163 Decomposed Gas
Cathode Material	Tungsten	Nitride Coating Zirconium	Tungsten
Flow Rate, mg/s	30	30	30
Current, A	15	15	15
Cathode Diameter, mm	3	3	3

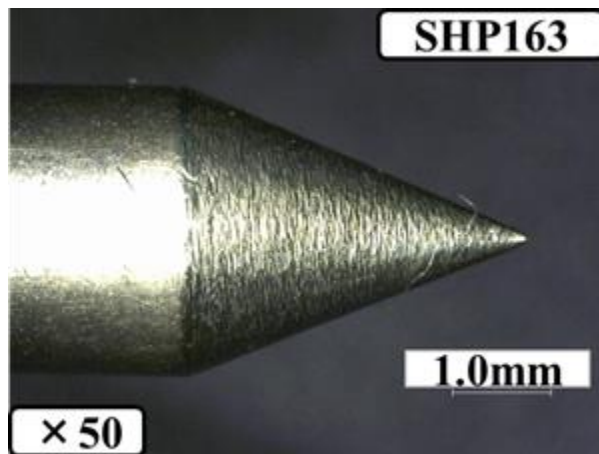


図 17 実験前の窒化ジルコニウムカソード

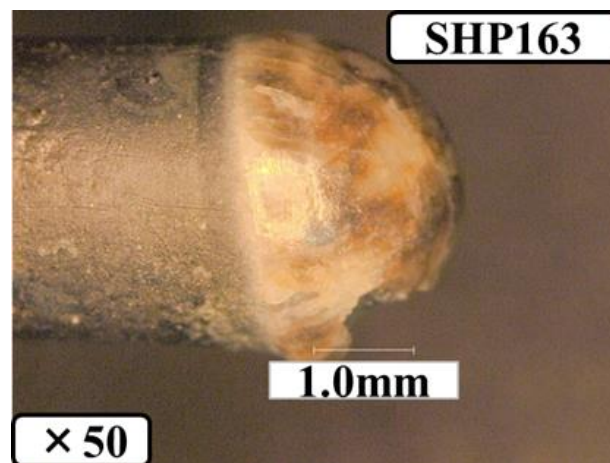


図 18 実験後の窒化ジルコニウムカソード

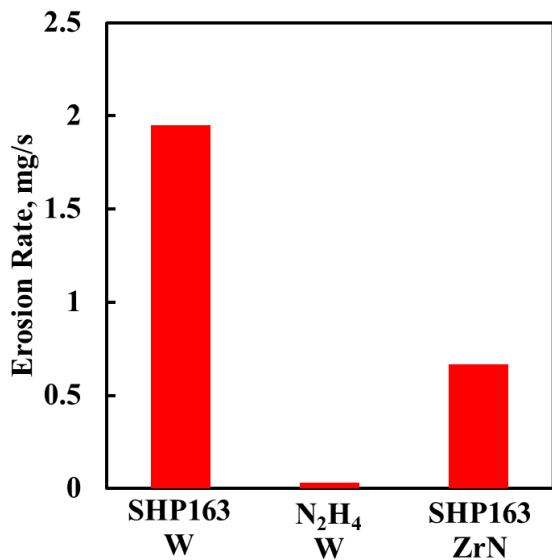


図 19 損耗速度実験の結果

それぞれのカソード損耗については、ヒドラジン分解ガス噴射後のタングステンカソードが 0.033mg/s, SHP163 分解ガス噴射後のタングステンカソードが 1.95mg/s, 窒化ジルコニウムカソードが 0.67mg/s となり, SHP163 分解ガスにおけるタングステンカソードの大きな損耗と窒化ジルコニウムカソードによる 66%の損耗低減を確認した。

カソードの損耗の様子については、ヒドラジン分解ガス噴射後のタングステンカソードはカソード先端部が多少丸まった程度であった。しかし、SHP163 分解ガス噴射後のタングステンカソードについては元の長さより 8.3mm 短くなっていた。これはアーク放電下でカソードが 3000K 程度の高温下で、酸素と結合する事で酸化タングステンへと変化をしたことが考えられる。それにより、カソードの融点が低下したため、電極損耗が深刻なものになった可能性が高い。SHP163 分解ガス噴射後の窒化ジルコニウムカソードにおいてはカソードが丸まっており、表面が白色に変色していた。カソード表面が白く変色した理由として被膜されていた窒化ジルコニウムが推進機作動中に剥がれ落ち、推進剤中の酸素とジルコニウムが結合してジルコニアになったことが推測される。今後は窒化ジルコニウムの厚みを増やしカソードの最適化を行う必要がある。

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

本実験でアノード輻射冷却式アークジェットスラスタの開発にあたり、スラスタの熱解析を行った^{6~7)}。解析には C&R Technologies 社製の Thermal desktop を使用した。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。図 20 および図 21 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。

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

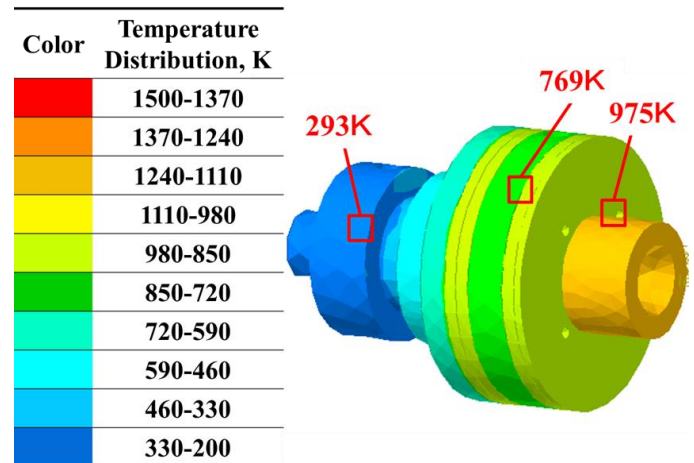


図 20 スラスタ全体の熱分布

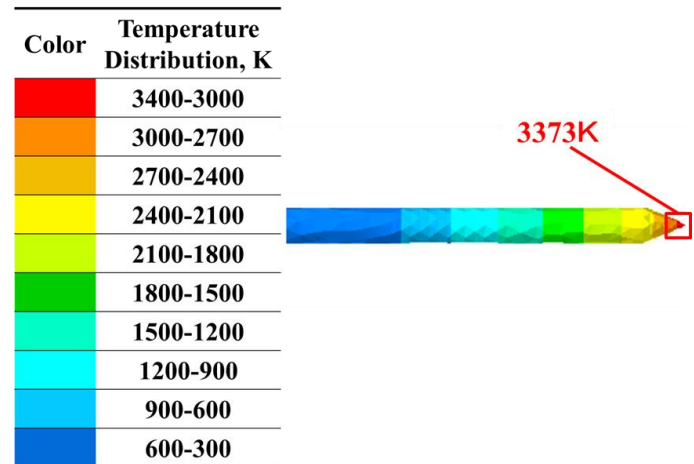


図 21 カソードの熱分布

スラスタ全体の温度分布から、スラスタの前部の特に高温となっている部分の最高温度は約 1000K 程度であった。この熱解析結果からカーボン製のアノード、ポロンナイトライド、SUS304 の融点を十分に下回っており、材料選定および熱設計は適切であったと言える。またカソードの熱分布からも最高温度が 3373K を示しており、タングステンの融点を下回る結果となった。この熱解析結果を参考にアノード輻射冷却式アークジェットスラスタの開発に移行し、作動実験および温度測定を行い、実測値と解析値との比較を行う必要がある。

3.4 アノード放射冷却式アークジェットスラスタの作

動実験 解析結果からアノード放射冷却式アークジェットスラスタの製作した。このスラスタでのヒドラジンおよび SHP163 分解ガスでの性能取得、温度測定を行うにあたって、作動試験を行った。表 5 に作動実験の条件を示す。作動実験の推進剤には窒素を使用し、推進剤流量は 30mg/s にて実験を行った。作動時の様子を図 22 に示す。

表 5 作動実験の条件

Propellant	Nitrogen
Flow Rate, mg/s	30
Cathode Diameter, mm	3

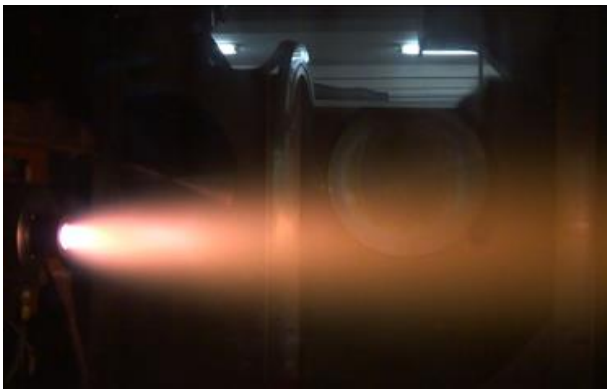


図 22 窒素 30mg/s での作動の様子

電流値および電圧値は 15A, 47V であり、投入電力は 705W であった。噴射時間は約 10 分程度で安定した作動を確認した。作動実験により安定した作動を確認したので、今後の課題としてヒドラジンおよび SHP163 分解ガスでの性能取得と長時間作動を行いスラスタの温度を放射温度計、熱電対で測定し、解析結果と実測値の整合性を確認する。また取得した各種推進剤における推進性能を水冷式と比較し、スラスタの性能向上の評価をする。

4. 結論

本研究では、ガスジェネレータを使用し、水を気化させることで SHP163 分解ガスの安定した作動を確認した。しかし、SHP163 分解ガスにおけるスラスタ作動後のカソードには激しい損耗が確認された。この原因は SHP163 分解ガスに含まれる酸素によって、純タングステン製のカソードが酸化してしまい、酸化タングステンになり、融点が低下したことが要因であると推測する。

そこで SHP163 分解ガス性能取得後のカソード損耗に伴い、カソードの材質の変更による損耗速度の測定を行った。材質としてジルコニウムを採用し、その表面に 3 μ m の窒化皮膜を施したカソードを使用し、タングステンカソードと損耗速度を比較した。タングステンカソードについては損耗速度 1.95mg/s、窒化ジルコニウムカソードについては 0.67mg/s を示し、66.6%の損耗低減に成功した。

本研究では各種推進剤での推進性能の更なる向上と実機に近づけたスラスタの開発の第一段階としてカソード付近のみを水冷し、アノードは放射冷却をするアノード放射冷却式アークジェットスラスタの開発を行った。開発をするにあたり、スラスタの構成部品の材質の熱特性を知るべく解析ソフトを使用し熱解析を実施した。この熱解析結果からスラスタを構成する各部品の材質の融点を下回る結果を得たため、材料の選定および熱設計は適切であった。そこでスラスタの製作をし、作動実験を行った。作動実験は窒素を用いて約 10 分程度の作動に成功した。今後の課題として、スラスタ作動時の温度測定を実施し、実験値と解析での計算値との比較を行い、整合性を確認する必要がある。また、ヒドラジン分解ガスと SHP163 分解ガスを使用して性能取得および性能比較を行う。さらに水冷式で得た結果と比較をし、アノードのみを放射冷却にしたことによる性能の向上を確認する。

参考文献

- 1) 栗本恭一, 荒川義博 “電気推進ロケット入門” 2003 年 5 月, 東京大学出版本.
- 2) Momozawa, A., Taubert, S., Nomura, S., Komurasaki, K., and Arakawa, Y., “Nitriding of zirconium cathode for arc-heater testing in air” Vacuum 85, 591-595, 2010.
- 3) 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.
- 4) Fukutome, Y., Shiraki, S., Matsumoto, K., Inoue, I., Tahara, H., Nogawa, Y. and Momozawa, A., “Performance Characteristics of Low-Performance Arcjet Thrusters using Low-Toxicity Propellants of HAN,” Joint Conf.: 30th International Symposium on Space Technology and Science (30th ISTS), 34th International Electric Propulsion Conference (34th IEPC), 6th Nano-Satellite Symposium (6th NSAT), Paper No. IEPC-2015-229/ISTS-2015-b-229, 2015.
- 5) 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, 2C01, 2015 年 10 月.
- 6) 福留佑規, 井上史博, 白木優, 田原弘一, 高田恭子, 桃沢愛 “低毒性 HAN 系推進剤を用いた低電力アークジェットスラスタの性能特性” 第 59 回宇宙科学技術連合講演会, 2B01, 2015 年 10 月.
- 7) 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低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, kcg006, 2015 年 11 月.