

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

○井上 史博 (大工大・工・院), 福留 佑規, 白木 優 (大工大・工・学),
松本 和真 (大工大・工・院) 田原 弘一 (大工大・工),
野川 雄一郎 (スプリージュ), 桃沢 愛 (都市大)

Performance Characteristics of Low-Power DC Arcjet Thrusters by Using HAN Propellant and Its Basic Operations Using Water Propellant

Fumihiro Inoue, Suguru Shiraki, Yuki Fukutome, Kazuma Matsumoto
and Hirokazu Tahara (Osaka Institute of Technology),
Yuichiro Nogawa (Splije),
Ai Momozawa (Tokyo City University)

Abstract

Arcjet thruster, which is one of the electric rocket engine, is used for attitude and orbit control in low-gravity. Hydrazine is used for the thruster as a propellant. However, hydrazine is high toxicity liquid. In this study, the possibility of HAN as direct-current arcjet thruster propellant is examined. Using the HAN-simulated-decomposed gas of H₂O, CO₂ and N₂ mixture, the hydrazine-simulated-decomposed gas of N₂ and H₂ mixture, and N₂ itself, an arcjet thruster was operated, and the basic characteristics were obtained and compared. Furthermore, a new advanced type of electric propulsion system what we call WEPS (Water Electric Propulsion System) by using “waste water” produced in a spacecraft, i.e ISS is being studied. We selected DC arcjet thruster systems for WEPS. An initial operation was conducted with mixture of pure nitrogen and water.

Key Words : Arcjet thruster, Hydrazine, HAN, Water, Gas generator

1. 目的及び背景

電気推進機であるアークジェットスラスタは宇宙飛翔体用エンジンとして利用される。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および軌道間輸送や惑星間輸送のための推進装置として利用されてきた。使用される推進剤として一般的にはヒドラジン (N₂H₄) が挙げられる。ヒドラジンは化学エンジンに用いられる一液、二液推進系と推進剤を共有できる利点を持つが、毒性が高いため安全管理が難しく、使用にはコストと時間に問題があった。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 : NH₂OHNO₂)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燃焼性能が高く、毒性が低いことから取扱いが非常に安全であるため、海外の研究機関などで注

目され、次世代衛星推進系の中心になっていくと考えられる。Table1-1 にヒドラジンと HAN 系推進剤の一種である SHP163 推進剤の化学推進における性能比較を記し、Fig.1-1 および Fig.1-2 にそれぞれの推進剤における取扱時の様子を示す。HAN 系推進剤は密度比推力がヒドラジンの 1.6 倍の性能を示し、人工衛星に搭載する推進剤タンクの容積を小さくすることができる。さらに、凝固点が低いため、衛星運用時における推進剤の凝固の防止に使用する保温ヒータの消費電力を低減できる。¹⁻²⁾

さらに、ヒドラジンに代わる推進剤として水が注目されている。国際宇宙ステーション (International Space Station : ISS) には環境制御・生命維持システム (Environmental Control and Life Support System : ECLSS) の一部に水再生システム (Water Recovery System : WRS)

が搭載されている。WRS は ISS クルーの生活廃水を再生し飲食および実験用の精製水に再生するシステムである。クルーの生活廃水を推進剤として再利用することでコストを削減することが目的である。現在、ISS では従来からの姿勢制御用スラスタとして化学推進システムを採用しているが燃費の低さも常に補給が必要である。そのため、姿勢制御にアークジェットスラスタを搭載した上で、WRS によって精製された再生水を推進剤として使用することが検討されている。さらに、将来的には月面基地でレゴリスから抽出した水も推進剤として使用することが可能になる。この水推進剤は地球からの推進剤供給を必要としない新たな推進システムになるため、その意義は大きい³⁻⁴⁾。

Table 1-1 ヒドラジン及び HAN 系推進剤の特性と性能比較。

	Hydrazine	HAN (SHP163)
Density, $\times 10^3 \text{kg/m}^3$	1.0	1.4
Melting Point, $^{\circ}\text{C}$	1.4	-30
Specific Impulse, sec	211	256
Density Specific Impulse, $\times 10^3 \text{sec} \cdot \text{kg/m}^3$	211	356



Fig.1-1 ヒドラジン取扱い。



Fig.1-2 HAN 系推進剤取扱い。

2. 実験装置

実験装置の概略図を Fig.2-1 に示す。DC 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る。また DC アークジェットスラスタの陽極およびチャンバは安全のために電氣的に接地されている。チャンバ内部の圧力はピラニ真空計を用いる。

2.1 1-3kW 級 DC アークジェットスラスタ

実際に使用した低電力直流アークジェットスラスタを Fig.2-2 および Fig.2-3 に示し、電極部の概略図を Fig.2-4 に示す。また電極部の寸法を Table 2-1 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(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ゲステン、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を使用した。

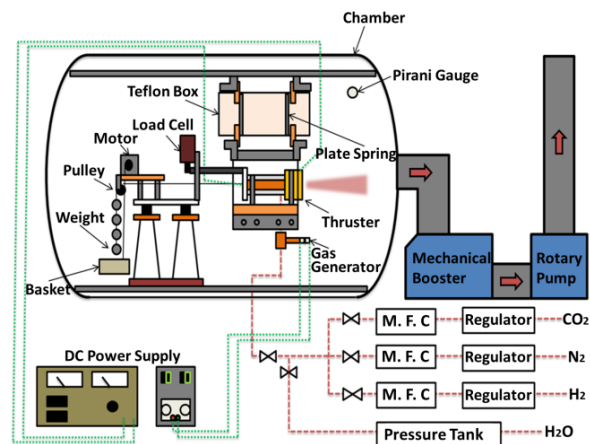


Fig.2-1 実験設備概略図。

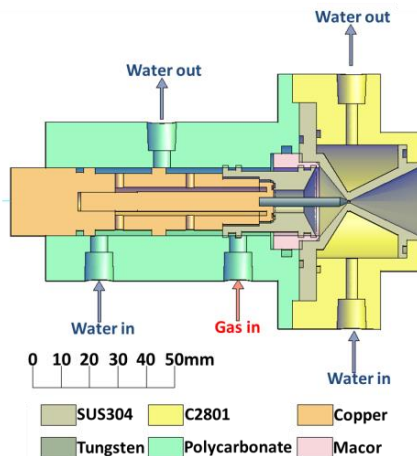


Fig.2-2 アークジェットスラスタ断面図。



Fig.2-3 アークジェットスラスタ.

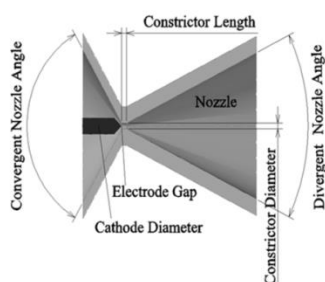


Fig.2-4 電極部概略図.

Table 2-1 電極部各寸法.

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

2.2 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. 実験開始時の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製: 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製: 6,000m³/h) を併用して約 1Pa まで下げられる.

2.3 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 電源を使用した. 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

の調節が行えるため, 電圧調整に必要な複雑な回路製作が不要になる利点がある.

2.4 推進剤供給系

ヒドラジン分解ガス(窒素と水素の混合ガス)と HAN 系推分解ガス(窒素と二酸化炭素と水), 水推進剤の推進系統を Fig.2-5 に示す. ヒドラジン分解ガスについては, 推進剤である窒素と水素はそれぞれのボンベからレギュレータによって適当な圧力に減圧された後, 感温抵抗線式マスフロコントローラー(KOFLOC 社製: Model 3660 シリーズ)によって設定された流量に調節される. マスフロコントローラーの精度, 温度シフトはそれぞれ $\pm 1.0\%$, $\pm 1.0\text{F.S}/^\circ\text{C}$ である.

液体である水は, HAN 系分解ガスにおける推進性能測定の場合に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), 窒化ジルコニウム陰極における損耗率測定および水推進剤における噴射実験においては加圧タンク(ユニオンコントロール株式会社製: TA90N)と電子天秤(AND 社製: GX-4000)を用いて流量調整および供給を行った.

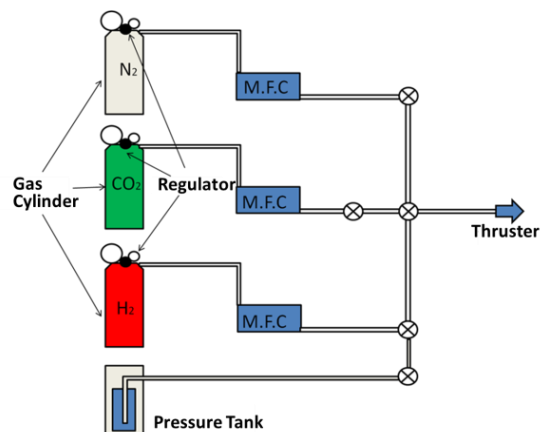


Fig.2-5 推進剤供給系概略図.

2.5 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 Fig.2-6 に示す. 長さ 270mm, 幅 25mm, 厚さ 0.4mm の材質が SUS304 の板バネを使用して, スラスタを上部から吊るす. 推力較正はスラスタ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でバスケットを上下させることで変化させる. おもりの荷重とインジケータ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タ作動時のインジケータの値を代入することで推力を測定する.

2.6 ガスジェネレータ

HAN 系推進剤および水推進剤の実験の際に、スラスタへの推進剤供給前にガスジェネレータによる液体推進剤のガス化を行った。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メタルグロープラグ（日本特殊陶業製：Y-118R）を使用した。グロープラグに電力投入後、先端素子は2秒ほどで約1,370Kまで上昇し赤熱する。2013年に製作した旧型ガスジェネレータおよび2014年に製作した新型ガスジェネレータの概略図と写真をFig.2-7からFig.2-10に示し、熱源として使用したグロープラグをFig.2-11に示す。ガスジェネレータの材質はどちらも銅である。旧型ガスジェネレータは内径38mm、容器内高さ35mm、グロープラグを5本使用し、SHP163分解ガスの性能測定の際に使用した。新型ガスジェネレータについては内径が2mmでグロープラグ先端のみ水が接触する形状となっており、陰極損耗測定の実験および水単体によるアークジェットスラスタ作動試験の際に使用した。⁵⁾



Fig.2-10 新型ガスジェネレータ。



Fig.2-11 メタルグロープラグ。

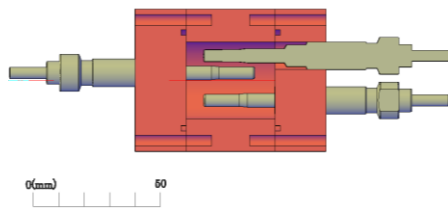


Fig.2-7 旧型ガスジェネレータ概略図。



Fig.2-8 旧型ガスジェネレータ。

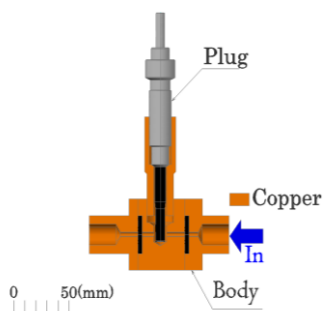


Fig.2-9 新型ガスジェネレータ概略図。

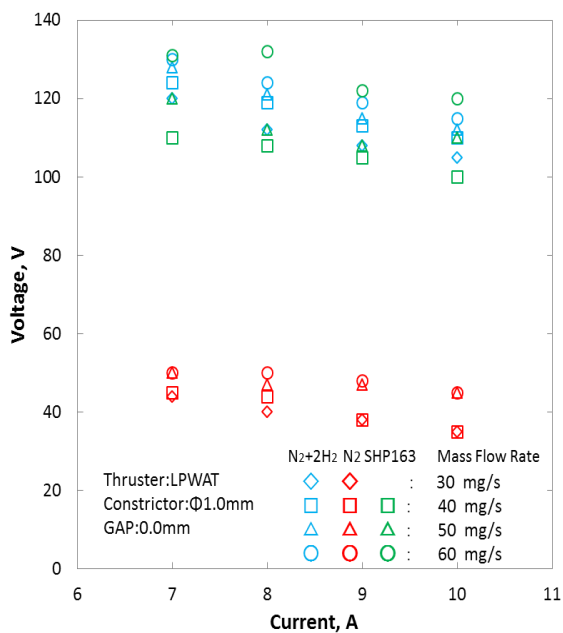
3. 実験条件・結果

3.1 HAN系分解ガス性能評価

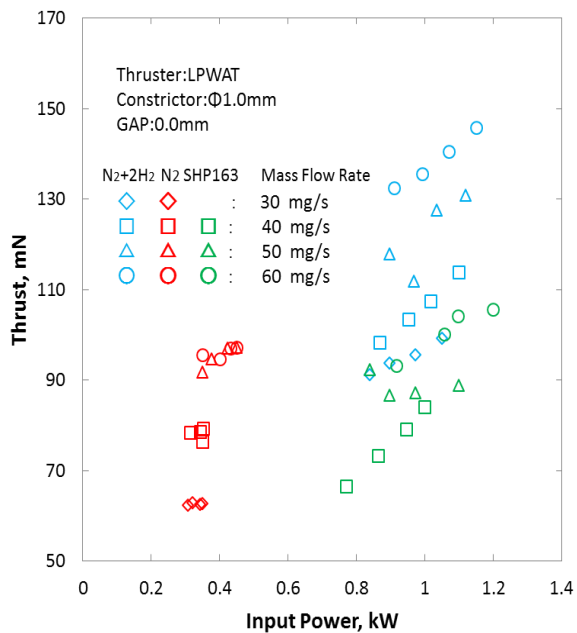
本実験では HAN 系推進剤の一種である SHP163 の模擬分解ガスの性能評価を行った。SHP163 の燃焼生成物のモル分率により窒素、二酸化炭素、水を混合し、旧型ガスジェネレータを介してスラスタへ供給した。SHP163 分解ガスの性能評価のためにヒドラジン分解ガスおよび窒素を比較対象とした。本研究における実験条件を Table3-1 に記し、各種推進剤における推進性能を Fig.3-1 に示す。

Table 3-1 実験条件。

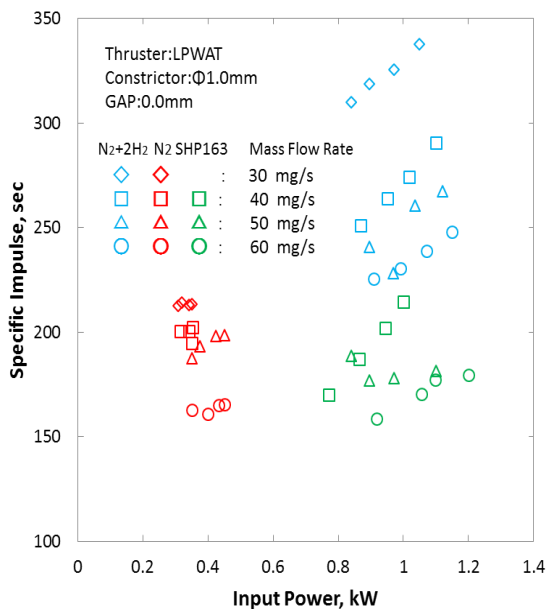
	SHP163 Decomposed Gas	Hydrazine Decomposed Gas	Pure Nitrogen
Flow Rate, mg/s	40 - 60	30 - 60	30 - 60
Discharge Current, A	7 - 10	7 - 10	7 - 10
Cathode Diameter, mm	2	2	2



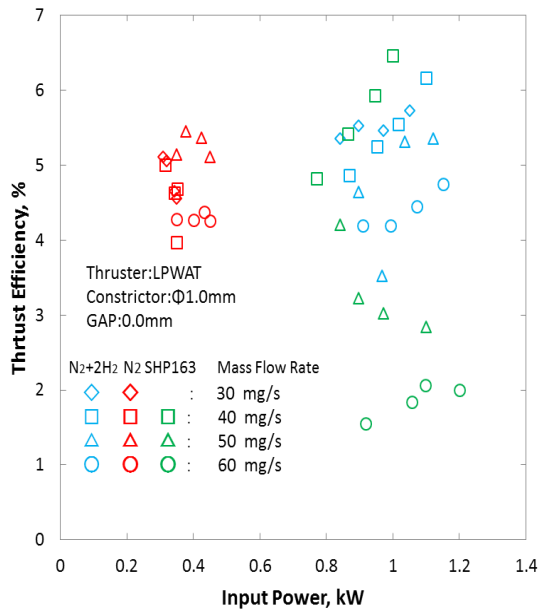
(a)投入電圧 VS. 投入電流.



(b)推力 VS. 投入電力.



(c)比推力 VS. 投入電力.



(d)推進効率 VS. 投入電力.

Fig.3-1 窒素, ヒドラジン分解ガス, SHP163 分解ガスにおける推進性能特性.

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 系分解ガスでは推力 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%, 窒素では推力 79.36mN, 比推力 202.51s, 推進効率 4.69% という結果となり, SHP163 系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. さらに, SHP163 系分解ガスにおける噴射後の両電極に激しい損耗を確認した. 損耗したアノードおよびカソードの写真を Fig.3-2 から Fig.3-4 に示す. カソード部についてはヒドラジン分解ガス噴射後のものと比較すると, SHP163 系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た. SHP163 系分解ガス使用時における陰極損耗の大きな原因として, 推進剤中に含まれる酸素が原因であると推測される. この酸素により陰極材質であるタングステン(融点: 3,700K)が酸化タングステン(融点: 1,400K)に酸化反応したため, スラスタ作動時の陰極温度に耐え切れずに損耗したと考えられる.



Fig. 3-2 SHP163 系分解ガス噴射後のダイバージェントノズル損耗.

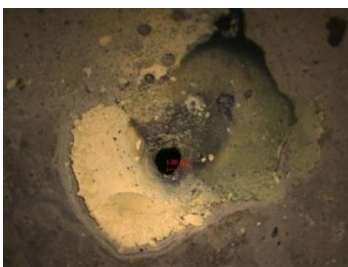


Fig. 3-3 SHP163 系分解ガス噴射後のコンバージェントノズル損耗.

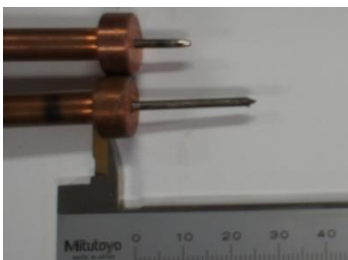


Fig.3-4 カソードの損耗(上: SHP163 系分解ガス, 下: ヒドラジン分解ガス).

3.2 陰極損耗

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大きな要因となる. 酸素を含有する SHP163 や水推進剤において, タングステン陰極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. 酸化タングステンの融点は 1,400K 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. そこで陰極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 2,000 K とタングステンより低い, 窒化ジルコニウムの融点は 3,700 K 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⁶⁾. 本実験では, ジルコニウム表面に 3 μ m の窒化ジルコニウムを被膜して損耗実験を行った.

本実験では, タングステン陰極について SHP163 系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, 窒化ジルコニウム陰極について HAN 系分解ガスを用いた作動と損耗速度の測定を行った. 実験前後で質量を電子天秤(AND 製:GX-4000)で計測し, さらに, デジタル顕微鏡(KEYENCE 製: VHX-900)を用いて陰極先端損耗および陽極損耗の観測を行った.

Fig.3-5 に実験後のタングステン陰極の損耗, Fig.3-6 にその拡大写真を示す. の写真を示す. さらに SHP163 系分解ガス作動後の窒化ジルコニウム陰極の損耗について Fig.3-7 に, 各陰極の損耗速度について Fig.3-8 に示す.

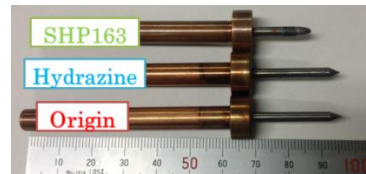
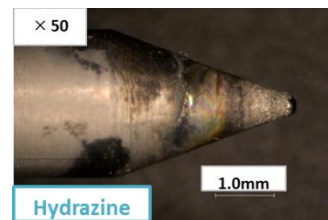
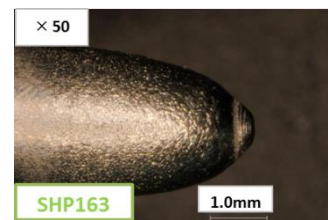


Fig.3-5 実験後陰極の外観.

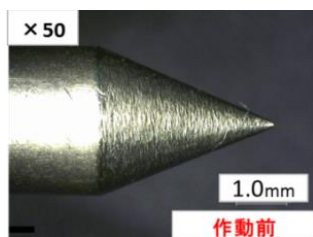


(a) ヒドラジン噴射後.

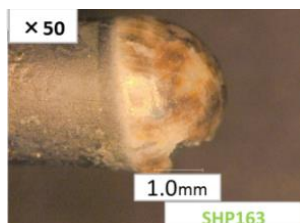


(b) SHP163 系分解ガス噴射後.

Fig.3-6 タングステン陰極の外観.



(a) 作動前.



(b) SHP163 分解ガス噴射後.

Fig.3-7 窒化ジルコニウムの外観.

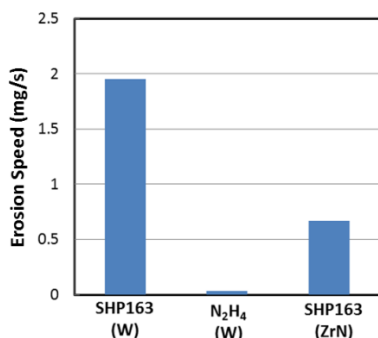


Fig.3-8 各陰極の損耗速度.

それぞれの陰極損耗については、ヒドラジン分解ガス噴射後のタングステン陰極が 0.67mg/s, SHP163 分解ガス噴射後のタングステン陰極が 1.95mg/s, 窒化ジルコニウム陰極が 0.33mg/s となり, SHP163 分解ガスにおけるタングステン陰極の大きな損耗と窒化ジルコニウム陰極による 66%の損耗低減を確認した.

陰極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陰極は陰極先端部のみが丸まっており、ここで集中してアークスポットができており、推進機は正常に作動していることがわかった。しかし、SHP163 分解ガス噴射後のタングステン陰極については長さが 8.3mm ほど短くなっている。前記した通り、アーク放電下で陰極が 3,000K 程度の高温下に晒され、酸素と結合する事で酸化タングステンへと変化することで、陰極融点の大幅な低下を引き起こし、電極損耗が深刻なものになった可能性が極めて高い。SHP163 分解ガス噴射後の窒化ジルコニウム陰極においては陰極が丸まっており、表面が白色に変色していた。陰極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、今後は窒化ジルコニウムの厚みを増やし陰極の最適化を行う必要がある。

3.3 水推進剤

ガスジェネレータ開発前の実験として水と窒素を混合 (水 : 25mg/s, 窒素 : 146mg/s) した推進剤の性能評価を行った。窒素のみおよび混合推進剤の性能比較を Table3-2 に記す。水と窒素の混合ガスにおいて推力 411.2mN, 比推力 221 秒と比較的高い性能を確認した。窒素と水の混合推進剤を使用したスラスト作動時の写真を Fig.3-9 に示す。

さらに、水単体を推進剤として利用するために、液体状から水蒸気に状態変化させるためのガスジェネレータを開発し、作動実験を行った。始動の際には、着火応答性を向上させるために窒素ガスを 83.3mg/s を水 33.3mg/s に混合した。その後、窒素の流量を減らしていき、窒素の流量ゼロになった時に水のみで着火しているか、ダイバージェント側にアーク柱が付着して噴射を行えているかを確認した。推進剤供給には加圧タンクを使用した。推進剤供給前に約 570K に保ちながら実験を行った。グローブラグに投入する電力は 60W 程度である。

Fig.3-10 に窒素 0mg/s, 水 33.3mg/s 時での噴射の様子を示す。以前に窒素・水の混合で噴射した時同様青白いプルームを放ちながらダイバージェント側をアーク柱が抜けて綺麗に発散している様子が見える。しかし、水の供給が追い付かなかったため 20 秒程度で消弧させてしまった。

Table 3-2 水推進剤における性能特性.

	Water + Pure Nitrogen	Pure Nitrogen
Flow Rate, mg/s	H ₂ O: 25 N ₂ : 146	N ₂ : 146
Discharge Current, A	21	21
Discharge Voltage, V	80	60
Input Power, kW	1.63	1.26
Thrust, mN	411.2	275.6
Specific Impulse, sec	221.0	126.2
Thrust Efficiency, %	7.52	8.87

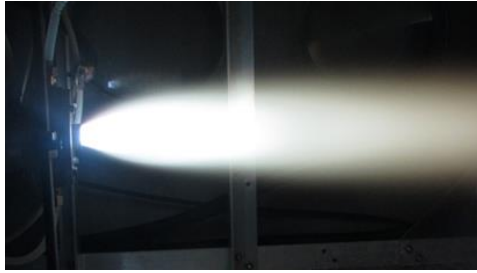


Fig.3-9 水+窒素を用いた低電力直流アークジェットスラスタ作動.

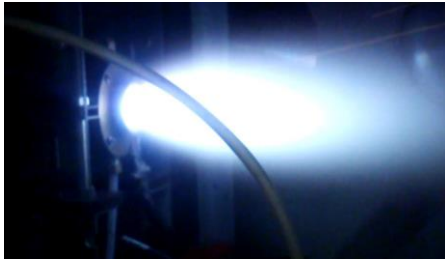


Fig.3-10 水を用いた低電力直流アークジェットスラスタ作動.

4. 結論

本研究では、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および水単体でのスラスタ作動を確認した。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って、カソードに使用された純タングステンの酸化による融点の低下であると推測する。純タングステンの融点は 3,700K であるが、酸素と結合して酸化タングステンになると融点が 1,400K まで低下する。これによりスラスタ作動時の陰極温度に陰極自体が耐えられず損耗を引き起こしたと考えられる。

SHP163 分解ガス性能取得後の陰極損耗に伴い、陰極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用い、材料表面に 3 μ m の窒化皮膜を施した陰極を使用し、タングステン陰極と損耗速度を比較した。タングステン陰極については損耗速度 1.95mg/s、窒化ジルコニウム陰極については 0.33mg/s を示し、66.6% の損耗低減に成功した。しかし、スラスタ作動後の窒化ジルコニウム陰極は先端表面が白くなっており、窒化ジルコニウムの表面がスラスタ作動により剥離され、酸化ジルコニウムが生成されることが推測される。そのため窒化ジルコニウム被膜の厚みを変更して陰極の最適化を行う必要がある。

また水推進剤に関しては、ガスジェネレータ

を使用することで水単体でのプラズマプルームの確認に成功した。グロープラグによる水の直接加熱が実証され、青白いプルームを放ちながらダイバージェント側をアーク柱が抜けて綺麗に発散している様子が確認された。しかし、窒素と水の混合ガスから水単体の供給に移行してから 20 秒ほどでアークは消弧してしまった。この原因として、水の供給が追いつかなかったことが推測され、今後は水推進剤供給系の改善も必要となる。

参考文献

- 1) Kazuma Matsumoto, Akira Iwakai, Fumihiko Inoue, Hirokazu Tahara, Taiichi Nagata and Ideo Masuda : Performance Characteristics of Low-Power Arcjet Thrusters Using Low Toxicity Propellant HAN Decomposed Gas, 33rd International Electric Propulsion Conference, 2013, IEPC-2013-95.
- 2) 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, 2014, PST-14-018.
- 3) 野川雄一郎, 田原弘一, 土田 哲 : DC アークジェットスラスタとガスジェネレータの組み合わせによる再生水電気推進システムの開発-ISS と月を宇宙ガステーションに-, 平成25年度宇宙輸送シンポジウム, 2014, STEP-2013-041.
- 4) Fumihiko Inoue, Akira Iwakai, Kazuma Matsumoto, Hirokazu Tahara, Taiichi Nagata, Ideo Masuda and Yuichiro Nogawa : Performance Characteristics of Low-Power Arcjet Thrusters Using Green Propellants of HAN and Water, AIAA Propulsion and Energy 2014, 2014, AIAA-2014-3506.
- 5) 白木 優, 福留佑規, 井上史博, 松本和真, 田原弘一, 野川雄一郎 : 低毒性推進剤用新型ガスジェネレータを用いた低電力アークジェットスラスタの作動実験, 第51回日本航空宇宙学会 中部・関西支部合同秋期大会, 2014, A8.
- 6) Ai Momozawa, Sven Taubert, Satoshi Nomura, Kimiya Komurasaki and Yoshihiro Arakawa : Nitriding of zirconium cathode for arc-heater testing in air, Vacuum85, 591-595, 2010.