

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

福留 佑規, 白木 優, 松本 和真, 井上 史博, 田原 弘一 (大阪工業大学)
野川 雄一郎 (スプリージュ), 桃沢 愛 (東京都市大学)

Performance Characteristics of Low-Power DC Arcjet Thrusters By Using HAN Decomposed Gas

Yuki Fukutome, Suguru Shiraki, Kazuma Matsumoto, Fumihiro Inoue, Hirokazu Tahara

(Osaka Institute of Technology),

Yuichi Nogawa (Splije), Ai Momozawa (Tokyo City University)

Abstract

Hydrazine is used as a propellant for spacecraft thruster. However, hydrazine is high toxicity liquid. Spacecraft researchers need low toxicity propellants. Hydroxyl Ammonium Nitrate (HAN) is proposed as low toxicity propellant. In this study, the capability of HAN as DC arcjet thruster propellant is examined. By using the decomposed gas of H_2O , CO_2 and N_2 , an arcjet thruster was operated and the basic characteristics were obtained.

1. 研究概要

電気推進機である直流アークジェットスラスタの推進剤として、従来は化学推進機との併用が可能かつ安定噴射が可能なヒドラジン (N_2H_4) が用いられてきた。しかし、ヒドラジンは爆轟性・発癌性が高い物質であり、安全管理が難しく、コストや時間の面で問題があった。そこで低毒性推進剤の開発が行われるようになり、現在注目されているのが Hydroxyl Ammonium Nitrate (HAN : NH_3OHNO_3) 系推進剤である。HAN 系推進剤はヒドラジンに比べ低毒性であるため取り扱いがヒドラジンと比較すると非常に容易である。また、HAN 系推進剤は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、次世代衛星推進系の中心となっていくと考えられる。ヒドラジンおよび HAN 系推進剤の取扱時の写真を Fig. 1.1, Fig. 1.2 に示す。



Fig. 1.1 ヒドラジン取り扱い様子



Fig. 1.2 HAN 系推進剤取り扱い様子

2. 実験装置

2.1 実験装置の全体構成

本実験における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いる。実験装置は DC アークジェットスラスタ、真空排気装置、電力供給装置、推進剤供給系、ガスジェネレータ、推力測定装置の 6 つに大別される。

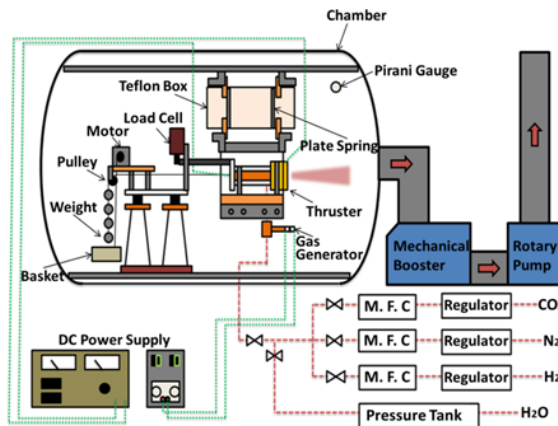


Fig. 2.1 実験装置概略図

2.2 低電力 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本体写真と概略図を Fig. 2.2, Fig. 2.3 に示す。電極部の概略図を Fig. 2.4 に示す。また電極部の寸法を Table 1.1 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腐性に優れている SUS304 を使用した。



Fig. 2.2 アークジェットスラスタの本体写真

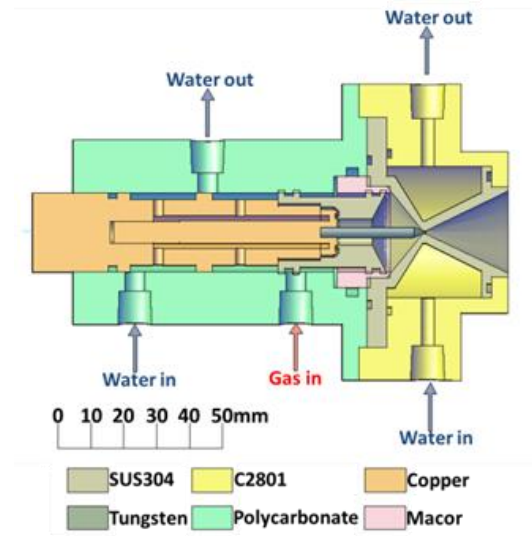


Fig. 2.3 アークジェットスラスタの概略図

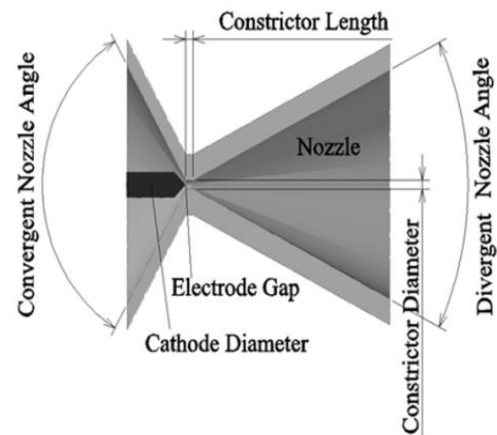


Fig. 2.4 電極部の概略図

Table 1.1 電極の実験条件

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

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株製作所製，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 ままで下げられる。

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 電源に変更した。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。

2.5 推進剤供給系

推進剤供給に関しては，窒素および二酸化炭素・水素のガス系はマスフローコントローラ（KOFLOC 社製 MODEL3,660 シリーズ）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性,MP1000-A 型）及び加圧タンクを介して供給する。推進剤供給系の概略図を Fig. 2.5 に示す。

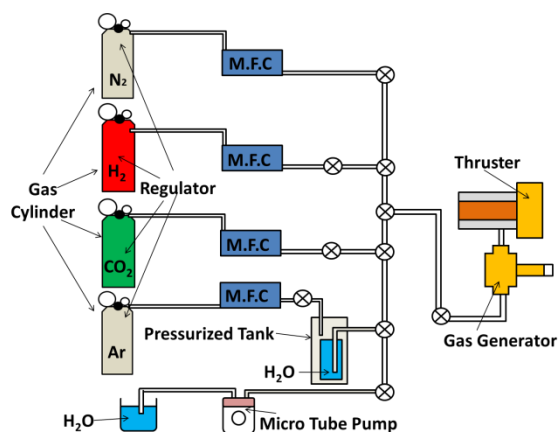


Fig. 2.5 推進剤供給系の概略図

2.6 ガスジェネレータ

SHP163 分解ガスの噴射実験にあたり，燃焼性成分の一つである水をガス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メタルグローブプラグを 5 本使用している。メタルグローブプラグは，ディーゼルエンジン用の始動補助機器として市販されているものであり，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 1100℃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，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。ガスジェネレータの容量は 39.7ml である。ガスジェネレータの写真を Fig. 2.6 に，メタルグローブプラグを Fig. 2.7 に示す。

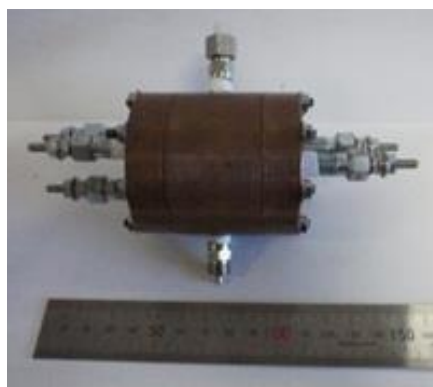


Fig. 2.6 ガスジェネレータ



Fig. 2.7 メタルグローブプラグ

2.7 推力測定装置

推力測定装置には板ばね式を使用した。板ばねは長さ 270mm, 幅 20mm, 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である。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・ディ製, 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・ディ製, AD-4532B) につながる。本実験で使用した写真を Fig. 2.8 に示す。



Fig. 2.8 推力測定装置

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。板ばね式推力測定装置で測定した較正グラフの一例を Fig. 2.9 に示す。

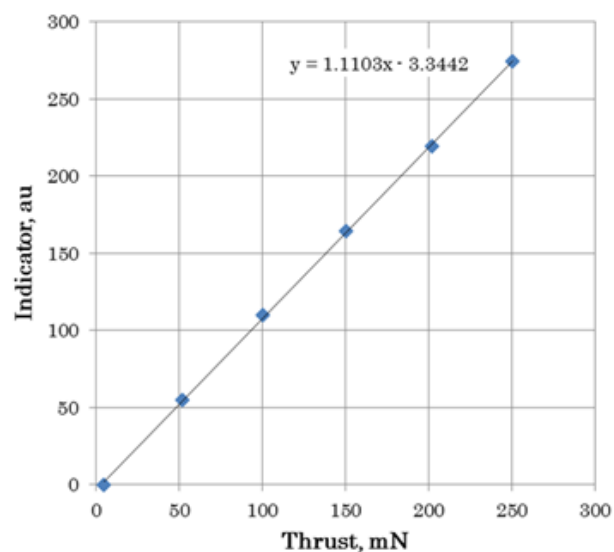


Fig. 2.9 較正グラフの一例

3. 実験結果

3.1 カソード径 2mm および 3mm の比較

推進剤に窒素を用いて噴射実験を行い, カソード径の変化による性能特性の相異を比較した。実験条件を Table 3.1 に記す。

Table 3.1 カソード径 2, 3mm での実験条件

Cathode diameter, mm	2.0, 3.0
Propellant	Pure Nitrogen
Flow rate, mg/s	30, 40, 50, 60
Current, A	10

カソード径 2mm と 3mm の比較は投入電流 10A で行う。本実験で得られた投入電流 10A における性能特性を Fig. 3.1 から Fig. 3.4 に示す。カソード径 2mm において推力 71.63mN, 比推力 243.72s, 推進効率 8.30% となり, カソード径 2mm の推力 62.49mN, 比推力 212.61s, 推進効率 5.11% を上回る結果となった。

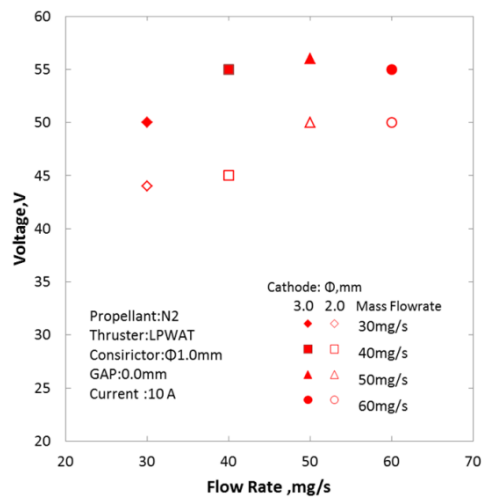


Fig. 3.1 カソード径 2mm, 3mm における電流・流量の比較(投入電流 10A)

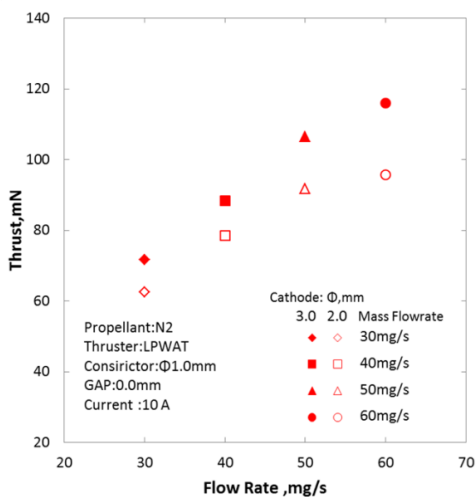


Fig. 3.2 カソード径 2mm, 3mm における推力・流量の比較(投入電流 10A)

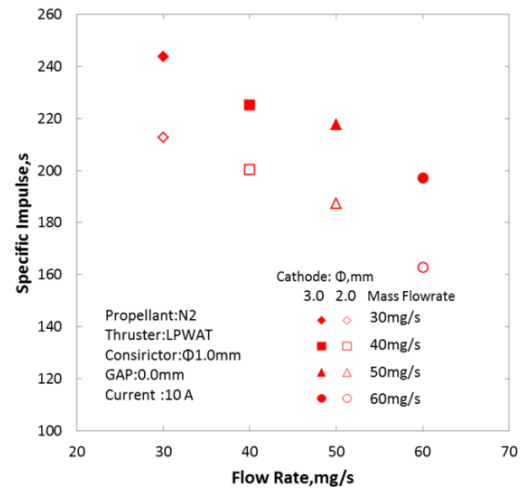


Fig. 3.3 カソード径 2mm, 3mm における比推力・流量の比較(投入電流 10A)

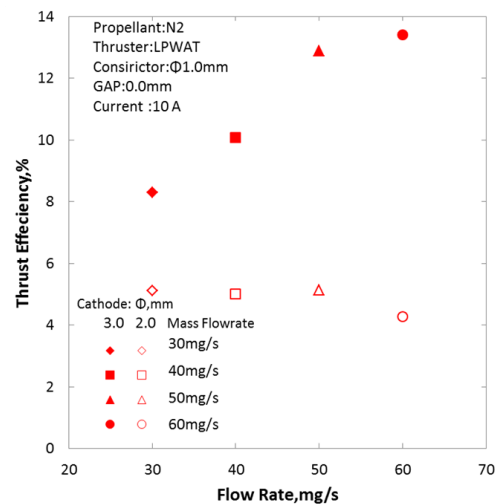


Fig. 3.4 カソード径 2mm, 3mm における推進効率・流量の比較(投入電流 10A)

3.2 SHP163 分解ガスによる性能比較

SHP163分解ガスを用いて性能測定を行なった。また、ヒドラジン模擬ガスと窒素を比較対象としそれぞれの推進剤におけるスラストの性能特性を調べた。各推進剤における実験条件を Table 3.1 に記す。ただし、SHP163 分解ガスにおいてはガスジェネレータを通して水をガス化させて供給を行った。SHP163 分解ガス、ヒドラジン模擬ガス、窒素での噴射の様子を Fig. 3.5 から Fig. 3.7 に示す

Table 3.1 各推進剤における実験条件

	SHP163 decomposed gas	Hydrazine decomposed gas	Pure nitrogen
Flow rate, mg/s	40, 50, 60	30, 40, 50, 60	
Current, A	7, 8, 9, 10		
Cathode diameter, mm	2		

Fig. 3.7 窒素ガスによる噴射

さらに、本実験での各推進剤の性能特性のグラフを Fig. 3.8 から Fig. 3.11 に示す。



Fig. 3.5 SHP163 分解ガスによる噴射

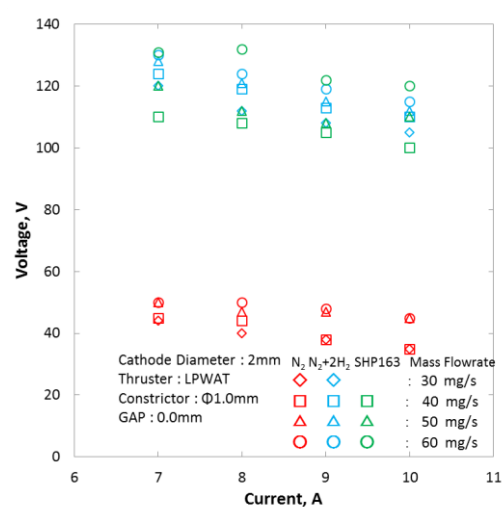


Fig. 3.8 各種推進剤における電流-電圧の比較

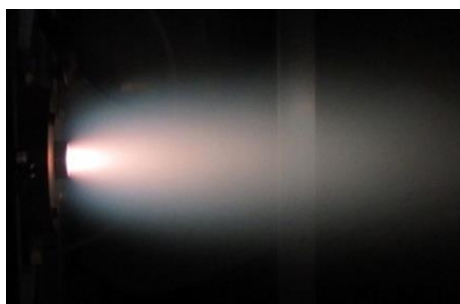


Fig. 3.6 ヒドラジン模擬ガスによる噴射

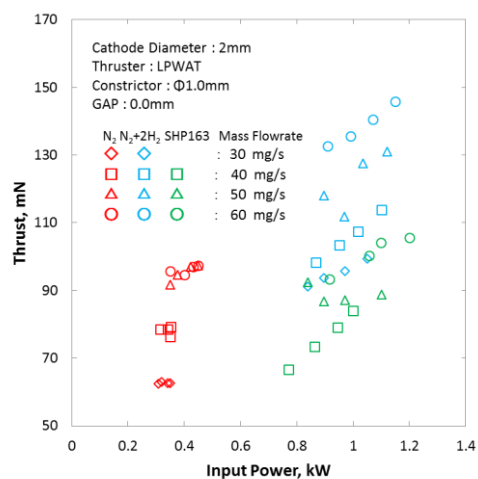
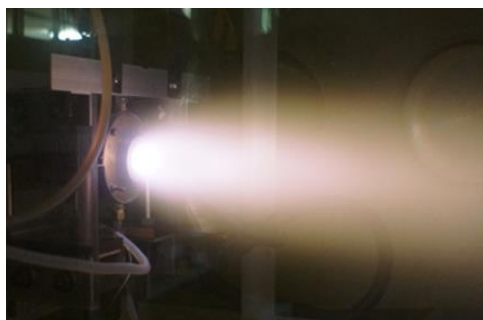


Fig. 3.9 各種推進剤における投入電力-推力の比較



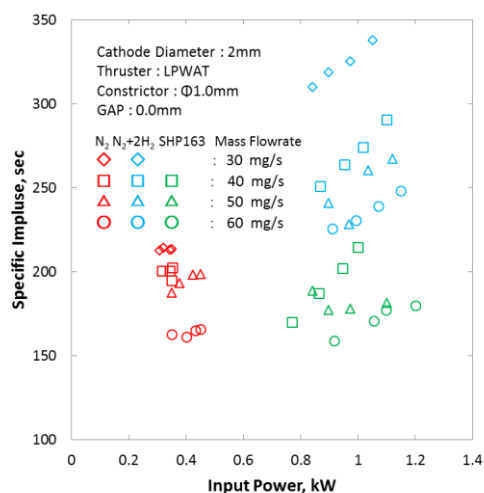


Fig. 3.10 各種推進剤における投入電力・比推力の比較

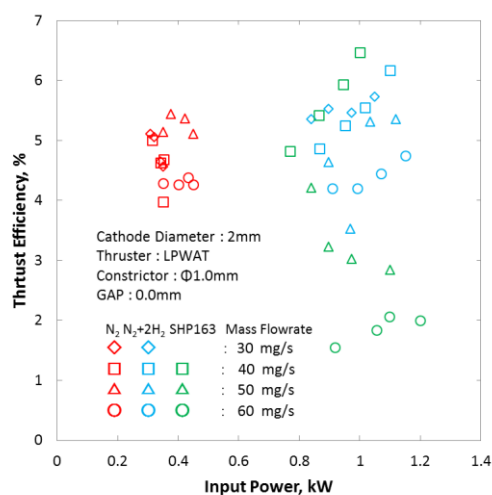


Fig. 3.11 各種推進剤における投入電力・推進効率の比較

各推進剤での流量 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 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 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。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, その長さは半分ほどにまで損耗した。SHP163 分解ガスにより噴射したアノードおよびカソードの写真を Fig. 3.12 から Fig. 3.14 に示す。



Fig. 3.12 噴射後ダイバージェントノズルの損耗



Fig. 3.13 噴射後コンバージェントノズルの損耗

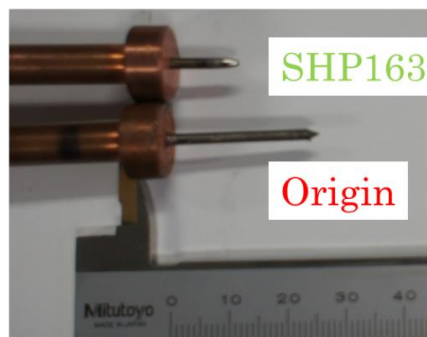


Fig. 3.14 カソードの損耗

3.3 電極の損耗測定

3.3.1 タングステンカソードによる損耗測定

SHP163 の損耗速度を測定した。また比較のためにヒドラジン模擬ガスとの比較を行った。実験条件を Table 3.3 に示す。Fig. 3.15 に実験後のタングステンカソード電極を示した。Fig. 3.15 から実験前のカソードとヒドラジン模擬ガスとの長さの変化は少なく、SHP163 分解ガスにおける変化が大きいことが見てとれる。数値としても実験前のカソードが 26mm に対し、ヒドラジン模擬ガス噴射後は 25.9mm、SHP163 分解ガス噴射後は 17.7mm とヒドラジンと比べ 8.2mm 多く損耗している。



Fig.3-15 実験後のタングステンカソード

3.3.2 ジルコニウムカソードによる損耗測定

損耗低減の方法としてジルコニウムカソードの使用が挙げられる。ジルコニウムカソードは先端に窒化ジルコニウムを被膜させている。窒化ジルコニウムは融点が 3400℃程度と高く高温時には導電体になる性質を持つ。この窒化ジルコニウムを先端から 20mm の位置まで 3μm の厚さで被膜したカソードを使用し SHP163 分解ガスによる噴射を行い、タングステンカソードと比較した。比較方法としては、SHP163 分解ガスにより 10 分間噴射を行い電極の重量の変化量により 1 秒間あたりの損耗量を求めこれを損耗速度とし、これを比較した。

推進剤流量、電流値の条件を Table 3-4 に示す。

Fig.3.16 に実験前のジルコニウムカソードを、Fig.3.17 に実験後写真を示した。噴射実験は 10 分間行う予定であったが、1 分間で消弧してしまった。実験後カソードは、先端が丸くなり白色になっている。Fig.3.18 にタングステンカソードとジルコニウムカソードにおける損耗速度を示した。

Table 3.3 タングステンカソードによる損耗測定の実験条件

Propellant	SHP163 Decomposed Gas	Hydrazine Decomposed Gas
Flow Rate, mg/s	30	
Cathode diameter, mm	3.0	
Current, A	15	
Time, min	10	

Table 3.4 ジルコニウムカソードによる損耗測定の実験条件

Propellant	SHP163 Decomposed Gas
Flow Rate, mg/s	30
Cathode diameter, mm	3.0
Current, A	15
Time, min	10

Fig.3.18 損耗速度

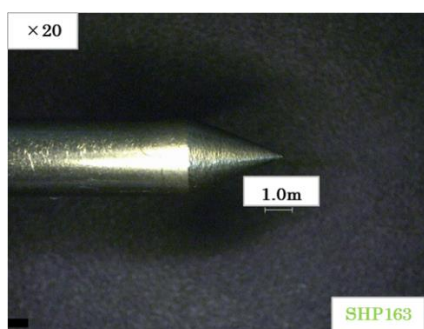
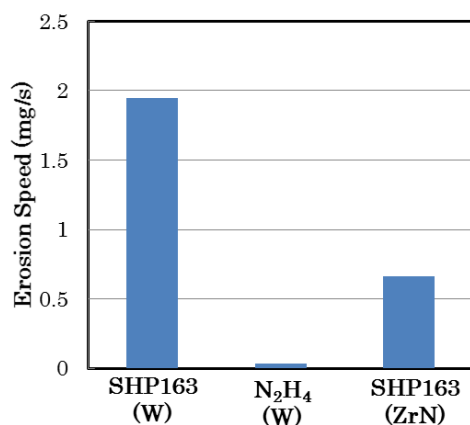


Fig.3.16 実験前の窒化ジルコニウム(ZrN)



Fig.3.17 実験後の窒化ジルコニウム(ZrN)



タングステンカソードでは、SHP163 分解ガス使用時の損耗速度が 1.95mg/s、窒化ジルコニウムカソードの SHP163 分解ガス使用時の損耗速度は 0.67mg/s であり、窒化被膜のはがれる前の窒化ジルコニウムカソードによる損耗の低減が確認できた。

4. 考察

4.1 カソード径 2mm および 3mm の比較

カソード径 2mm の方がカソード径 3mm よりも性能が低くなる結果となった。カソード径 2mm の性能が低かった原因はカソード径 3mm よりも放電室内の容積が大きくなるため、カソード径 2mm での実験中において放電室内圧力は低くなったと推測する。これにより、アーク放電はコンバージェントノズルのコンストリクタ付近に付着し、低電圧モードになるため性能が低下したと予測される。

4.2 SHP163 分解ガスによる性能比較

各推進剤の性能比較を行ったところ SHP163 分解ガスの性能はヒドラジン分解ガスよりも低い結果となった。この原因はカソードが短くなったことで、アーク放電がコンバージェントノズルのコンストリクタ付近に付着し、低電圧モードになったことだと推測する。

4.3 電極の損耗測定

4.3.1 タングステンカソードによる損耗測定

SHP163 分解ガス、ヒドラジン模擬ガス噴射後のタングステンカソードの損耗速度を測定すると、ヒドラジン模擬ガスに比べ SHP163 分解ガス使用時のタングステンカソードの損耗が大きい結果となった。これは SHP163 分解ガスの成分に含まれる酸素により、カソードが酸化されて融点が純タングステンの 3,422℃から酸化タングステンの 1,473℃まで低下したことが損耗の原因と考えられる。

4.3.2 ジルコニウムカソードによる損耗測定

噴射実験は 10 分間行う予定であったが、1 分間で消弧してしまった。実験後カソードは、先端が丸くなり白色になっている。原因としては皮膜した窒化ジルコニウムが剥がれ落ちてしまい、ジルコニウムが酸化することで白色のジルコニアに変化しそのことにより電極が損耗し消弧したと考えられる。また、今回の実験では窒化被膜の厚さを 3μmで行ったが、ジルコニウム陰極を用いた文献では窒化被膜の厚さ 25μmで行っており、被膜の厚さが薄いために窒化ジルコニウムが剥がれ落ちてしまっていると考えられる。タングステンカソードでは、SHP163 分解ガス使用時の損耗速度が 1.95mg/s、窒化ジルコニウムカソードの SHP163 分解ガス使用時の損耗速度は 0.67mg/s であり、窒化被膜の剥がれる前の窒化ジルコニウムカソードによる損耗の低減が確認できた。今後は窒化ジルコニウムの被膜の厚さを変更し噴射実験を行うことで最適な被膜の厚さのカソードを生成することが課題として挙げられ、性能に関してもタングステンカソードとの性能の比較も必要だと考えられる。

5. 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) Ai Momozawa, Sven Taubert, Satoshi Nomura, Kimiya Komurasaki, Yoshihiro Arakawa, “Nitriding of zirconium cathode for arc-heater testing in air ”Vacuum85, 591-595, 2010.
- 3) 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.
- 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.
- 5) Yuki Fukutome, Suguru Shiraki, Fumihiko Inoue, Kazuma Matsumoto, Hirokazu Tahara, Taiichi Nagata and Ideo Masuda “ Research and Development of Direct-Current Arcjet Rocket Engines in Space Using Hydroxyl-Ammonium-Nitrate Propellant” 5th International Symposium on Energetic Materials and their Applications,2014.
- 6) 井上史博, 岩階章, 松本和真, 田原弘一, 長田泰一, 増田井出夫, 野川雄一郎「グリーンプロペラントを用いた低電力アークジェットスラスタの性能特性」平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム, 2014