

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

○井上 史博, 岩階 章 (大阪工大・工・学), 松本 和真 (大阪工大・工・院),
田原 弘一 (大阪工大・工), 長田 泰一, 増田 井出夫 (JAXA 研究開発本部),
野川 雄一郎 (アーストラック・コーポレーション)

1. 目的および背景

電気推進機であるアークジェット推進機は宇宙飛行体エンジンとして利用される。アークジェット推進機は主に低重力下で利用され、主に人工衛星の軌道制御・姿勢制御を行う二次推進系、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。このとき使用された推進剤は一液、二液推進系と推進剤を共有できるヒドラジン(N_2H_4)である。しかし、ヒドラジンは高い毒性をもつ物質であるため安全管理が難しく、コストや時間の面で問題があった。そのため、現在ではヒドラジンの代替として低毒性である 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を超える燃焼性能を持ち、低毒性であり取り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となっていくと考えられる。Table 1-1 にヒドラジンと HAN 系推進剤のひとつである SHP163 系推進剤の性能の比較を記し、ヒドラジンおよび HAN 系推進剤の取扱時の写真をそれぞれ Fig. 1-1 と Fig. 1-2 に示す。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、衛生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。¹⁻³⁾

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, $\times 10^3 kg/m^3$	1.0	1.4
Melting point, $^{\circ}C$	1.4	-30
Specific impulse, sec	211	256
Density specific impulse, $\times 10^3 sec \cdot kg/m^3$	211	356



Fig. 1-1 ヒドラジン取扱い



Fig. 1-2 HAN 系推進剤取扱い

さらに、ヒドラジンに代わる推進剤として水も注目されている。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) の一部にある水再生システム (Water Recovery System : WRS) が搭載されている。WRS は ISS クルーの尿や汗などの生活廃水を再生し飲食用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あり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^{4,6)}。

2. 実験設備

2.1 実験装置の全体構成

本実験は高真空スペースチャンバを用いて行う。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、作動ガス、電力、冷却水は真空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真空チャンバは安全のために電氣的に接地されている。真空チャンバ内部の圧力はピラニ真空計を用いる。実験装置は DC アークジェットスラスタ、真空排気装置、電源装置、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。

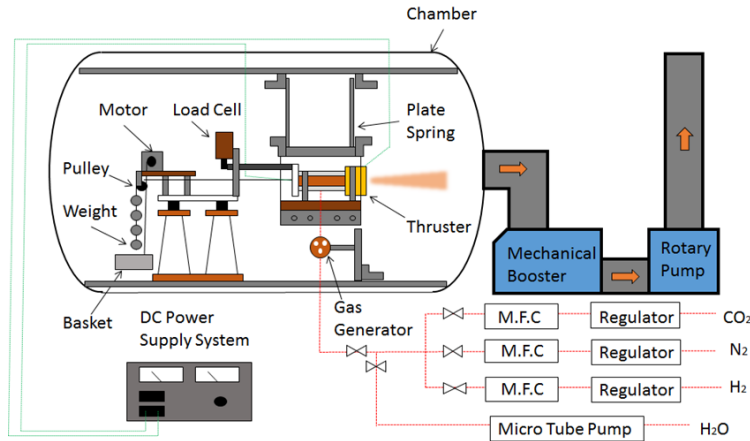


Fig.2-1 実験設備概略図

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概略図を Fig.2-2、本体写真を Fig.2-3、および電極部の概略図を 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蝕性に優れている SUS304 を使用した⁴⁾。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。

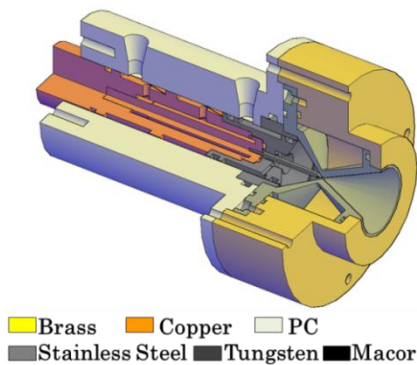


Fig.2-2 アークジェット推進機断面図



Fig.2-3 アークジェット推進機

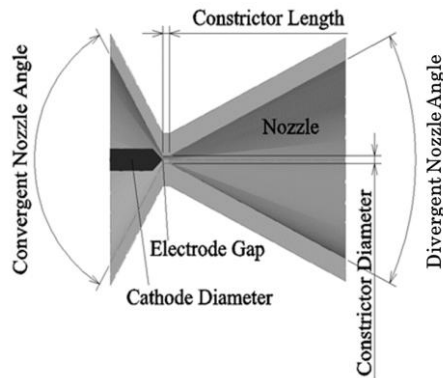


Fig.2-4 電極部概略図

Table 2-1 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	120	
Electrode gap, mm	0.0	

2.3 実験装置

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，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，6,000m³/h）を併用して約 1Pa まで下げられる。真空チャンバおよび真空ポンプの写真を Fig.2-5、Fig.2-6 に示す。



Fig.2-5 真空チャンバ



Fig.2-6 真空ポンプ

推進機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ー比(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。

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により流量調節を行って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（MP1000-A 型）を介して最大流量 180ml/h まで流量調節を行っての供給が可能である。

HAN(SHP163)系分解ガスの噴射実験にあたり、可燃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試作し、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。本来、グローブプラグはディーゼルエンジンの着火補助に使用される。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 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.4-7 に、メタルグローブプラグを Fig.4-8 に示す。

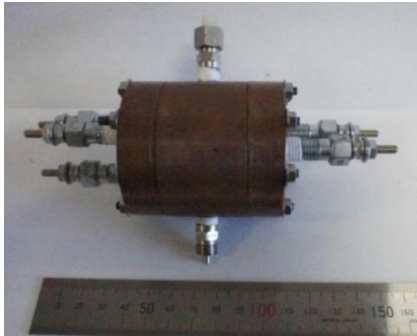


Fig.2-7 ガスジェネレータ



Fig.2-8 自動車用メタルグローブプラグ

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、推進機をチャンバ上部から吊るす機構である。推進機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真空チャンバ側面に取り付けられたフランジを介してデジタルインジケータ(株式会社エー・アンド・ディ, AD-4532B)につながる。本実験で使用した推力測定装置の概略図と写真を Fig.2-9 および Fig.2-10 に示す。

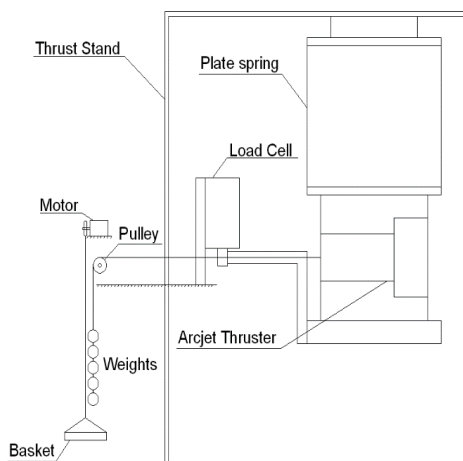


Fig.2-9 推力測定装置概略図

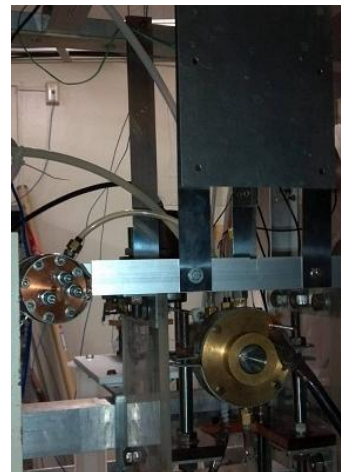


Fig.2-10 推力測定装置

真空中で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げ下げさせることでその荷重を変化させる。加えられた荷重はロードセルを介してインジゲータに表示される。その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 Fig2-11 に示す。また、このとき得られた較正式にスラスタ噴射時のインジゲータの値を代入することで推力を測定する。

3. 実験条件および結果

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 2mm, 3mm の性能比較における実験条件

Cathode diameter, mm	2.0	3.0
Propellant	Pure Nitrogen	
Flow rate, mg/s	30, 40, 50, 60	
Current, A	7, 8, 9, 10	10, 14, 15, 16, 17

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 3mm 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。

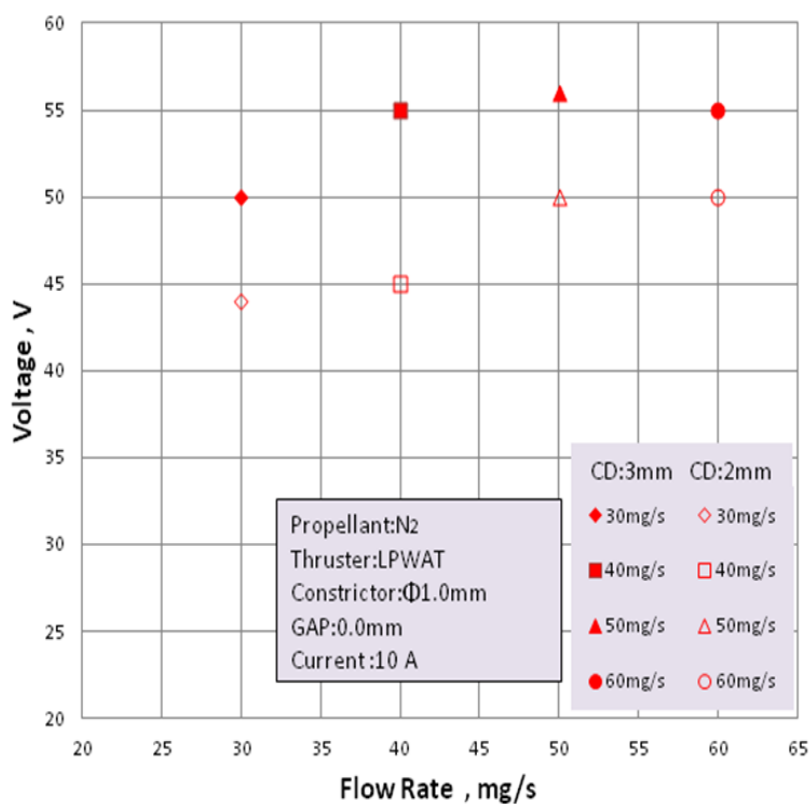


Fig.3-1 カソード径 2mm, 3mm における電流-流量の比較(投入電流 10A)

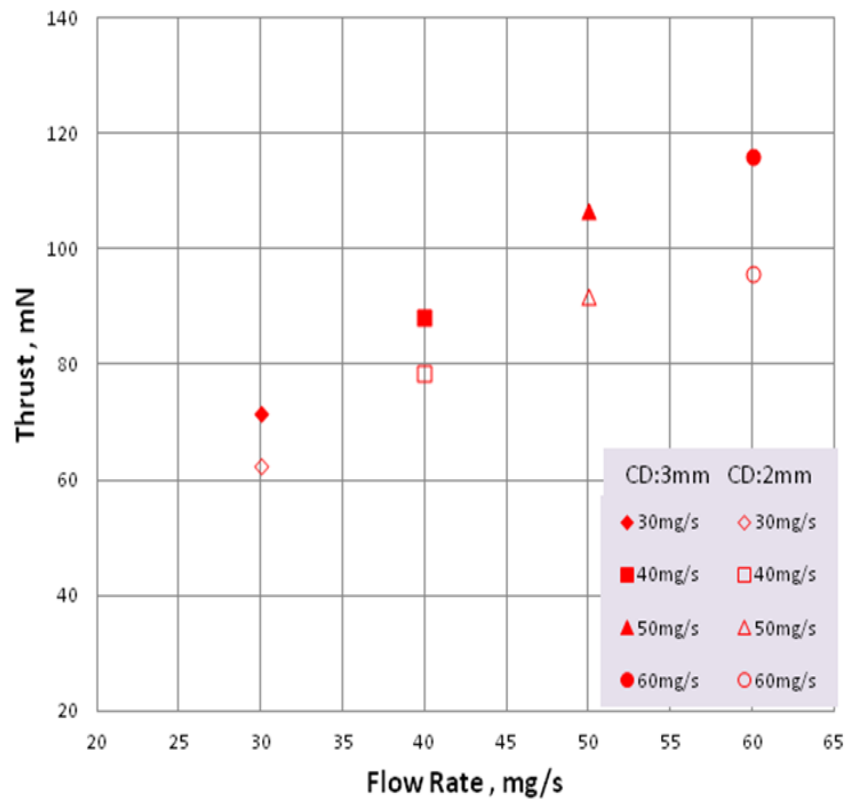


Fig.3-2 カソード径 2mm, 3mm における推力-流量の比較(投入電流 10A)

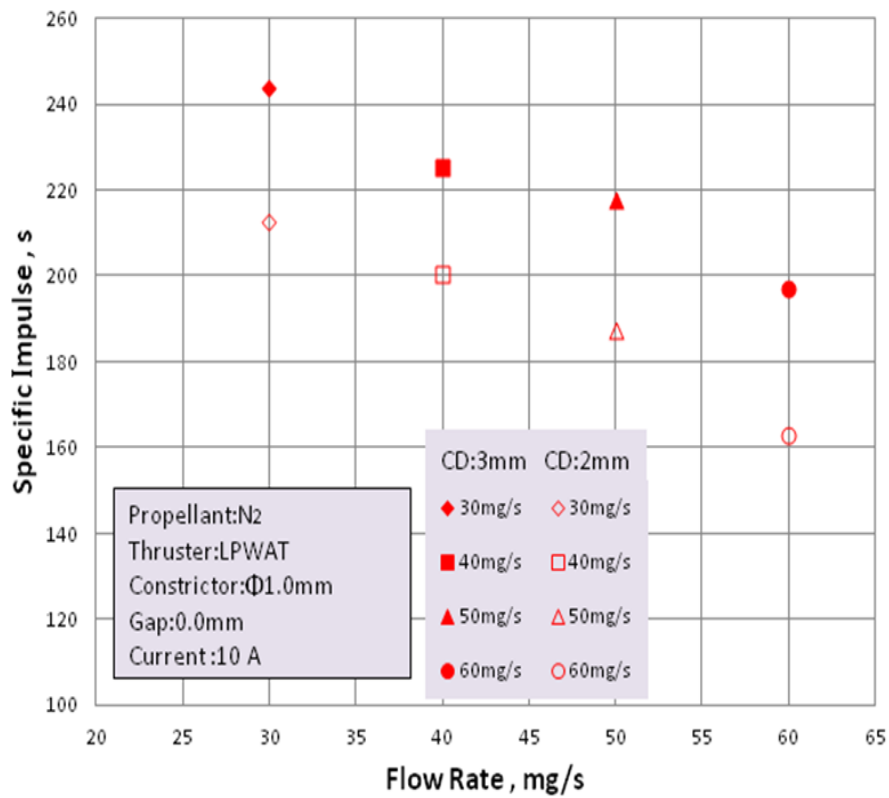


Fig.3-3 カソード径 2mm, 3mm における比推力-流量の比較(投入電流 10A)

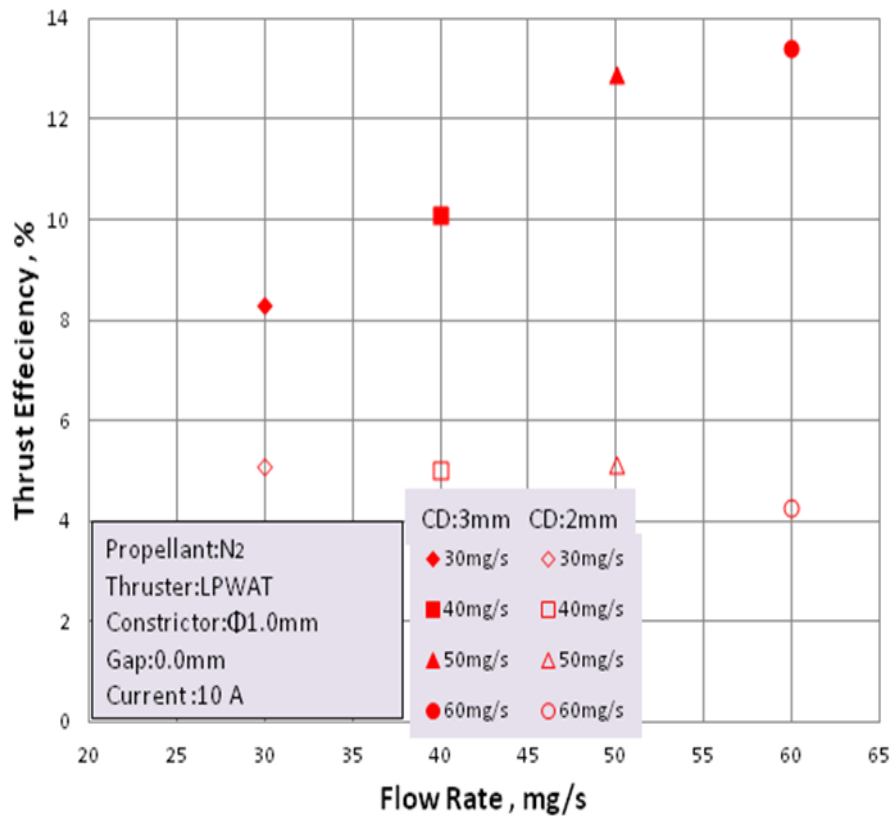


Fig.3-4 カソード径 2mm, 3mm における推進効率-流量の比較(投入電流 10A)

3.2 HAN(SHP163)系分解ガスによる性能比較

HAN(SHP163)系分解ガスを用いて実験を行い性能の測定を行った。比較対象にヒドラジン分解ガスと窒素のみを測定し、HAN(SHP163)系分解ガスの性能を検討した。各推進剤における実験条件および性能特性を Table 3-2 に記す。HAN(SHP163)系分解ガスにおいては試作したガスジェネレータを通して主燃焼生成物のひとつである水をガス化させての供給を行った。

Table.3-2 各種推進剤における性能比較における実験条件

	HAN(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		

HAN(SHP163)系分解ガス、ヒドラジン分解ガス、窒素での噴射の様子を Fig.3-5 に示す。さらに、本実験での各推進剤の性能特性のグラフを Fig.3-6 から Fig.3-9 に示す。

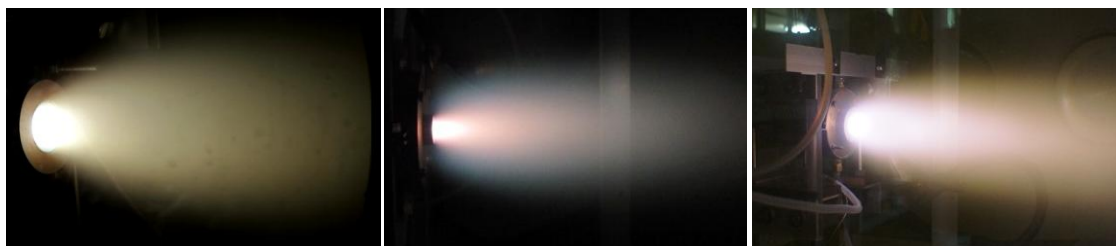


Fig.3-5 アークジェットスラスタ作動時(左: HAN(SHP163)系分解ガス, 中: ヒドラジン分解ガス, 右: 窒素)

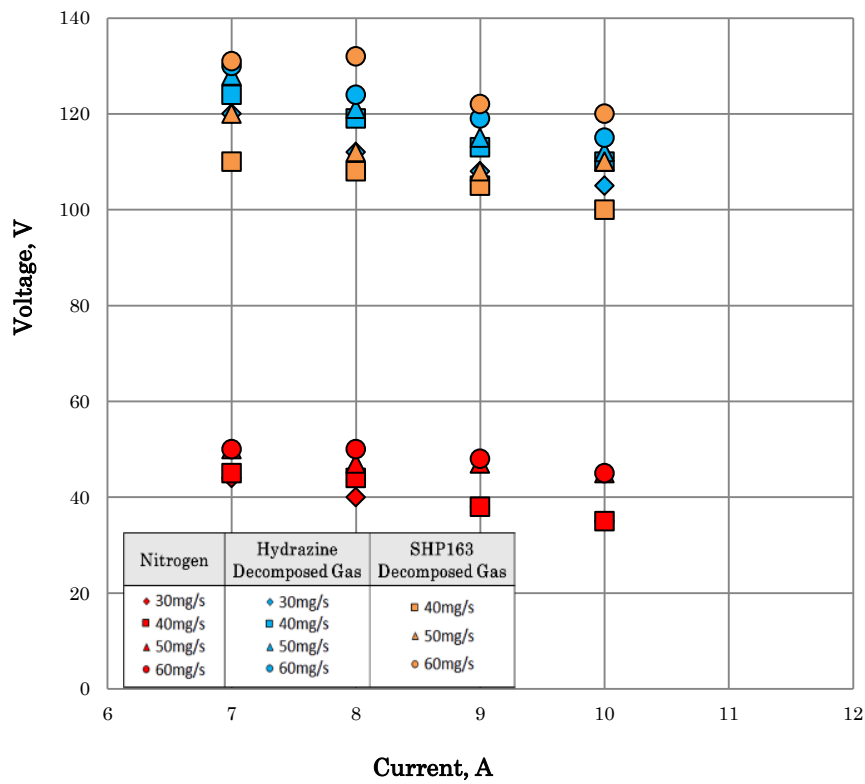


Fig.3-6 各種推進剤における電流-電圧の比較

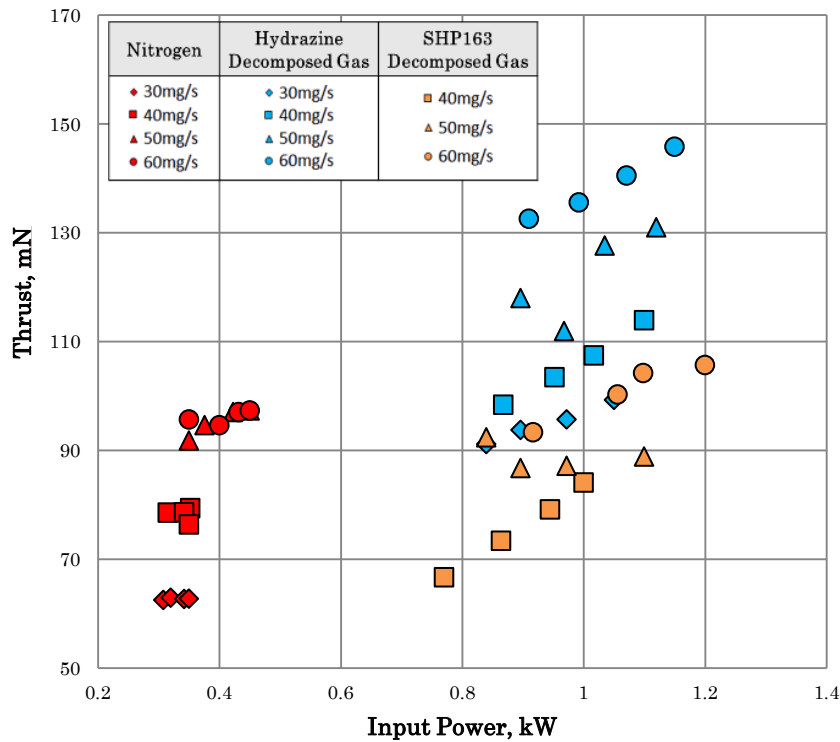


Fig.3-7 各種推進剤における投入電力-推力の比較

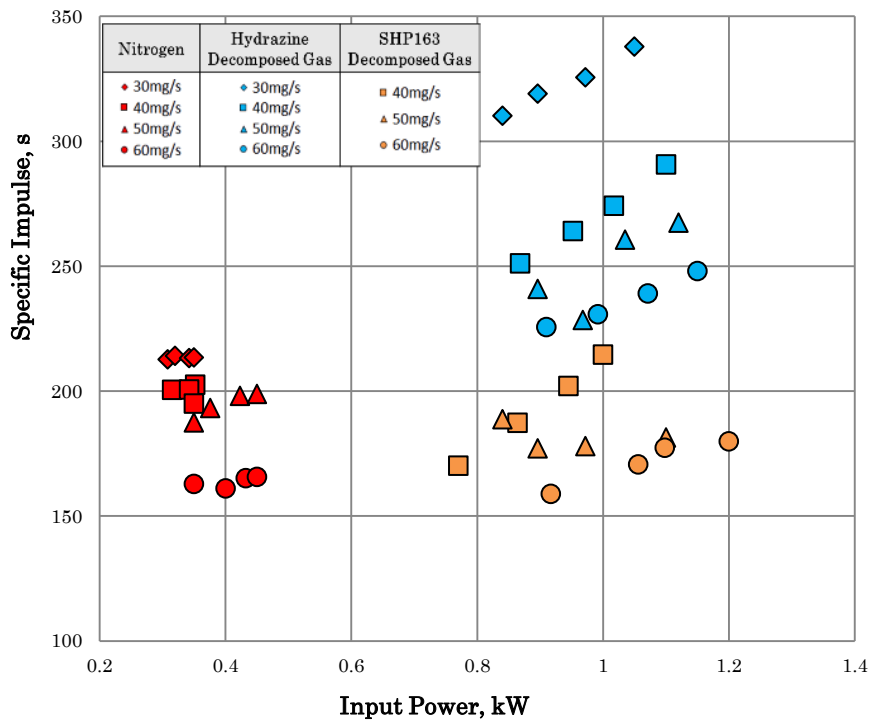


Fig.3-8 各種推進剤における投入電力-比推力の比較

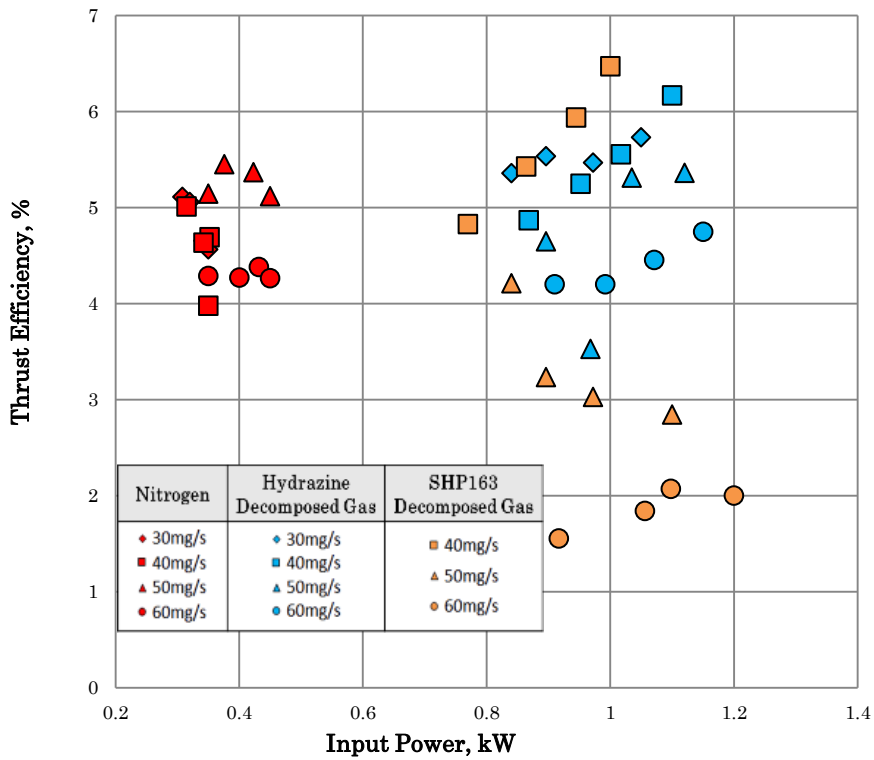


Fig.3-9 各種推進剤における投入電力-推進効率の比較

各推進剤での流量 40mg/s, 投入電流 10A における性能を測定した. HAN(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, HAN(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, HAN(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.3-10 から Fig.3-13 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, その長さは半分ほどにまで損耗した.



Fig.3-10 HAN(SHP163)系分解ガス噴射後のダイバージェントノズル損耗



Fig.3-11 HAN(SHP163)系分解ガス噴射後のコンバージェントノズル

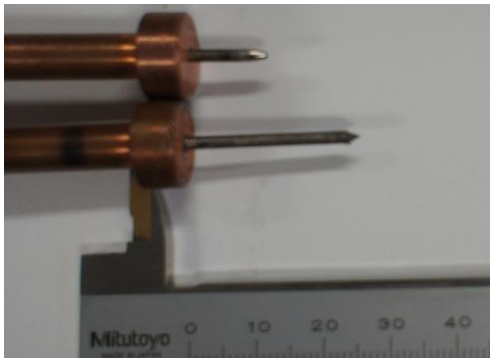


Fig.3-12 カソードの損耗(上: HAN(SHP163)分解ガス, 下: ヒドラジン分解ガス)

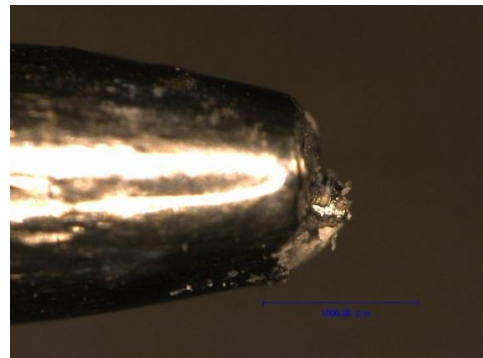


Fig.3-13 HAN(SHP163)系分解ガス噴射後のカソード先端損耗

3.3 水推進剤の噴射確認実験

推進剤として水を使用して実験を行なった. 流量 90ml/h で水推進剤を流し, ガスジェネレータを介してガス化させての供給を行った. カソード径は 2mm で実験を行った. 水単体での噴射の写真を Fig.3-14 に示す.



Fig.3-14 水単体での噴射

わずか 10 秒程度の噴射であったが写真のような噴射を確認することができた. 噴射は不安定で点

火・失火を何度か繰り返した。

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 よりも推力、比推力、推進効率において低い性能を示す結果となった。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 HAN(SHP163)系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 HAN(SHP163)系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。また、カソードの損耗に関しては HAN(SHP163)系分解ガスに含まれる酸素によりカソードの純タングステンが酸化され酸化タングステンになったことが原因だと考察する。純タングステンの融点は 3,422 度であるが、酸化タングステンに変化すると 1,473 度にまで低下する。酸化したカソードが噴射時の熱で融解され損耗したと予測する。現在、カソード損耗の対策としてジルコニウムの使用が提案されている。ジルコニウムは融点 1,855 度と純タングステンに比べて低い。しかし、酸化してジルコニアになると融点が 2,715 度と酸化タングステンに比べ高い融点を持つ物質であるためカソード損耗低減に有効であると予想する。⁷⁾

4.3 水推進剤の噴射確認実験

今回、水単体での噴射実験に成功した。しかし、噴射は不安定で断続的であった。現在のガスジェネレータは試作機であるため、今後改良を進める必要がある。また、この断続的な噴射の原因として液体状態の水推進剤の供給が連続的にできてないためと予想する。そのため、推進剤供給系の改良も進めていく必要がある。現在、陰極にポーラスカーボンを用いての水単体の供給および噴射を検討中である。⁸⁾

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 (33rd IEPC), 2013 年 10 月, George Washington University, Washington, D.C., USA, IEPC-2013-95.
- 2) Kazuma Matsumoto, Yuya Sugimura, Katsuya Fujita, Hirokazu Tahara, Taiichi Nagata and Ideo Masuda 「Performance Characteristics of Low-Power Arcjet Thrusters Using Low Toxicity Propellant HAN」 29th International Symposium on Space Technology and Science (29th ISTS), 2013 年 6 月, Nagoya Congress Center (Nagoya City, Aichi, Japan), ISTS 2013-b-04.
- 3) 松本和真, 杉村勇也, 藤田雄也, 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の性能特性」電気学会 プラズマ研究会, PST-12-026, 2012 年 5 月, 豊橋技術科学大学 ベンチャービジネスラボラトリー (愛知県豊橋市) .
- 4) Fumihiko Inoue, Akira Iwakai, Kazuma Matsumoto, Hirokazu Tahara, Taiichi Nagata, Ideo Masuda and Yuichiro Nogawa : Performance Characteristics of 1-3 kW Arcjet Thrusters Using Green Propellants of HAN and Water, 9th High Energy Materials, 2013.
- 5) Fumihiko Inoue, Akira Iwakai, Kazuma Matsumoto, Yuya Sugimura, Katsuya Fujita, Hirokazu Tahara, Taiichi Nagata, Ideo Masuda and Yuichi Nogawa 「Performance Characteristics of Low-Power Arcjet Thrusters Using Green Propellants of HAN and Water」 29th International Symposium on Space Technology and Science (29th ISTS), 2013 年 6 月, Nagoya Congress Center (Nagoya City, Aichi, Japan), ISTS 2013-b-56p.
- 6) Yuichiro Nogawa, Hirokazu Tahara and Akira Tsuchida “Crew Waste Water Electric Propulsion System Development and Small Satellite Development from ISS with Its Arcjet Thruster” 33rd International Electric Propulsion Conference (33rd IEPC)
- 7) 松井信, 池本智之, 高柳大樹, 小紫公也, 荒川義博 「ジルコニウム陰極を用いたアーク風洞による原子状酸素気流の生成」宇宙技術, Vol. 5, pp.27-31, 2006

8) (株)東海カーボン http://www.tokaicarbon.co.jp/products/fine_carbon/special/porous.html, (閲覧日：2014年2月18日)