

# HAN系推進剤を用いた 1-3kW級直流アークジェットスラスタの開発研究

○岩階 章（大阪工大・工・学），井上 史博（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（JAXA研究開発本部），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. 緒言

電気推進機であるアークジェット推進機は低重力空間で利用され，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<sup>1)</sup>．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( $\text{N}_2\text{H}_4$ )であるが，発がん性物質であるため，安全管理が難しくコストや時間の面で問題があった．(Fig.1-1)そのためヒドラジンの代替として低毒性推進剤を用いた化学推進システムの研究が世界で活発に進められている．現在注目されているのがHAN系推進剤と呼ばれる推進剤である．Hydroxyl Ammonium Nitrate (HAN :  $\text{NH}_3\text{OHNO}_3$ ) 系推進剤はヒドラジンを超える燃焼性能を持ち，低毒性であることから取り扱いも非常に安全であるため(Fig.1-2)，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．HAN系推進剤の特徴として密度がヒドラジン $1.008\text{g}/\text{cm}^3$ であるのに対しHAN系推進剤では $1.435\text{g}/\text{cm}^3$ と高く，比推力もヒドラジンが $210\text{s} \sim 220\text{s}$ であるのに対しHAN系推進剤は $230\text{s}$ 以上である．すなわち比推力は1.6倍にもなる．さらに，密度が高いことで推進剤のタンク容積も小型化することができる利点が生まれる．凝固点もヒドラジンが $2^\circ\text{C}$ であるのに対しHAN系推進剤は $-35^\circ\text{C}$ と低い<sup>2)</sup>ため液体として利用するためのヒーター電力も削減することができる．しかし，HAN系推進剤はその急激な燃焼性能から安定した燃焼が困難であるとされている<sup>2)</sup>．

また推進剤として水も注目されている．水を推進剤として使用する意義は，HAN系推進剤のように化学推進機との燃料共有を目的とするものではなく，宇宙ステーションにある水の再生利用システムを活用して，排水を推進剤として再利用するというコスト削減の目的のためである．この水の再生利用システムであるが，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) というクルーの生活廃水を再生し飲用水に精製することができる装置が搭載されている．(Fig.1-3)現在の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可能であり，将来的には月面基地でレゴリスから水を抽出した際にも水を推進剤とする推進システムが使用できるなどその意義は大きいといえる<sup>3)</sup>．

本研究では独立行政法人宇宙航空研究開発機構 (Japan Aerospace eXploration Agency : JAXA) ，アーストラックコーポレーションとの共同研究として，低電力(1-3kW)直流アークジェットスラスタを用いてHAN系推進剤であるSHP163及び水の適合性の評価を目的とする．



Fig.1-1 ヒドラジン取り扱い時



Fig.1-2 HAN系推進剤取り扱い時

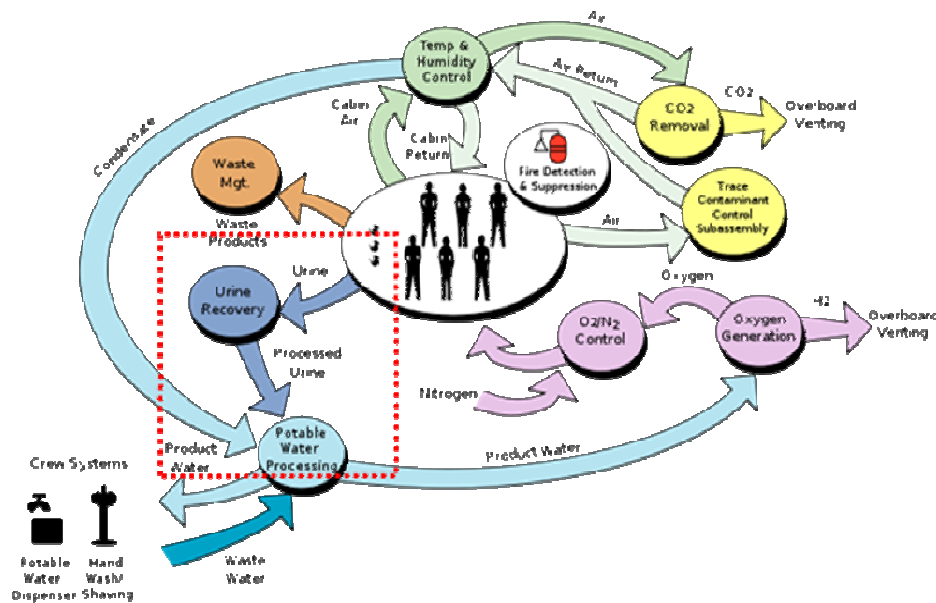


Fig.1-3 環境制御・生命維持システムと水再生システム

## 2. 新型低電力直流アークジェットスラスタ

低電力(1-3kW)直流アークジェットスラスタの断面図をFig.2-1, 本体写真をFig.2-2に示す<sup>4)</sup>. 腐食性のあるHAN系推進剤を使用するため防食性に優れているSUS304をアノード・カソードホルダーに, ボディー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. さらに小型化にあたりコンストリクタ径を1.0mm, コンストリクタ長さは1.0mm, ノズル出口は直径21.5mmと設定した<sup>5)</sup>.

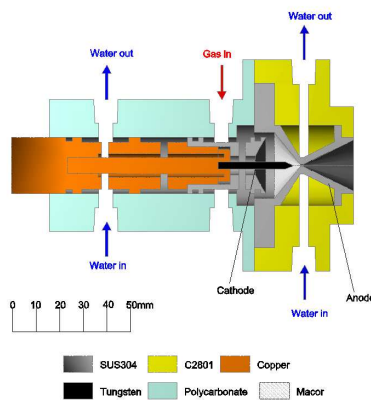


Fig.2-1 低電力直流アークジェットスラスタ断面図

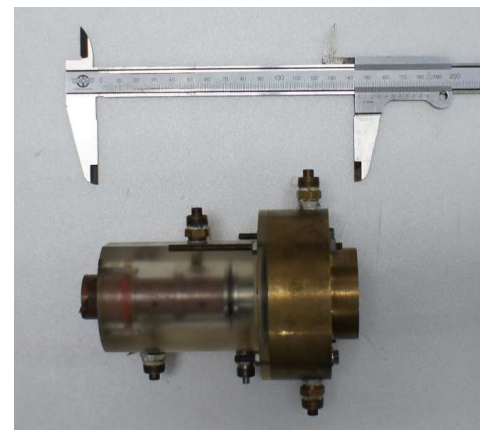


Fig.2-2 スラスタ本体写真

## 3. 実験装置

本研究で用い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. (Fig.3-1)実験は真空チャンバ内で行う. 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600m<sup>3</sup>/h)とメカニカルブースタ(大阪真空機器製作所, 排気速度6000m<sup>3</sup>/h)を併用して約1Pa程度まで下げられる. 写真をFig.3-2に示す.

スラスタスタンドには従来の振り子式からより測定精度の高い板ばね式に変更し, 真空中でも較正が行えるようにモータ内蔵式でチャンバの外部から遠隔操作可能なものとした.

さらに, SHP163分解ガスに含まれる水を気化するためにガスジェネレータを試作した. これは内径38mm長さ35mmの銅製の円筒である. 側面に挿入された5本のディーゼルエンジン用グロープラグによって水を直接加熱し, 気化させる. 写真をFig.3-3に示す.

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を介して流量調節を行う。マイクロチューブポンプは最大流量が180ml/hである。写真をFig.3-4に示す。



Fig.3-1 真空チャンバ



Fig.3-2 真空排気ポンプ

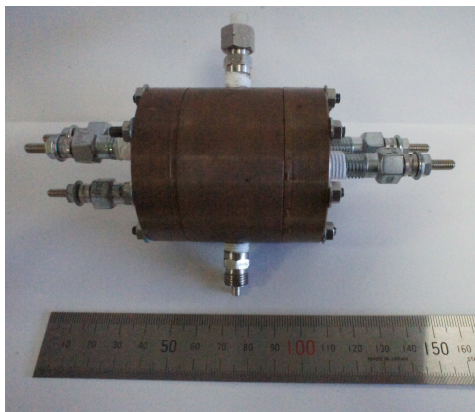


Fig.3-3 ガスジェネレータ



Fig.3-4 マイクロチューブポンプ

## 4. 実験条件および結果

### 4.1 カソード径変更による性能比較

1-3kW級直流アークジェットにおけるカソードの最適化を目的として直径3mmのカソードと直径2mmのカソードの性能比較を行った。推進剤には安定噴射が比較的可能である窒素のみを使用する。推進剤を30mg/sから60mg/sまで10mg/sずつ変化させて、各流量で電流値を変化させ実験を行った。Fig.4-1に噴射の様子を示す。直径2mmのカソードで投入電流を11A以上になるとエロージョンが発生し、噴射が不安定となることが確認された。直径3mmでは投入電流による問題はなかった。そこで電流値10Aにおける性能パラメータを比較した。各性能パラメータのグラフをFig.4-2, Fig.4-3, Fig4-4, Fig4-5に示す。

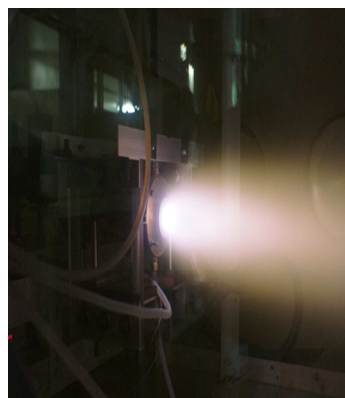


Fig.4-1 窒素による噴射

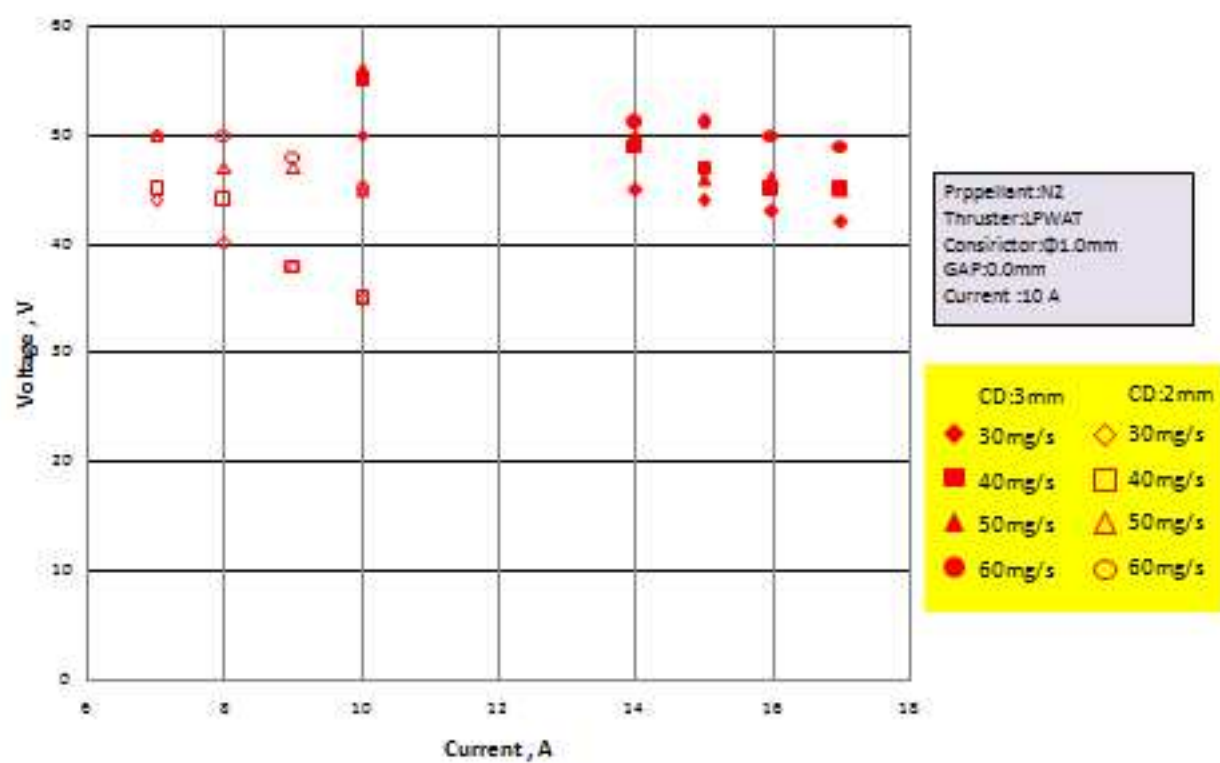


Fig.4-2 電流－電圧特性

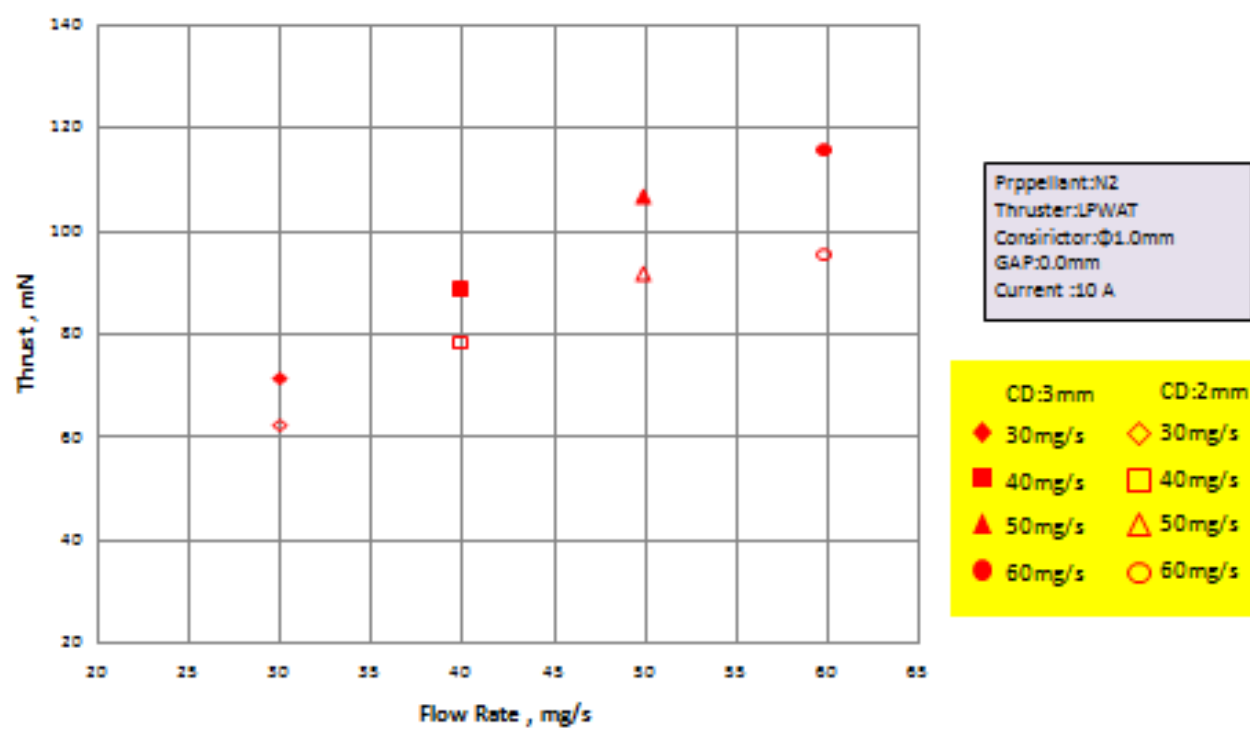


Fig.4-3 推力－流量特性



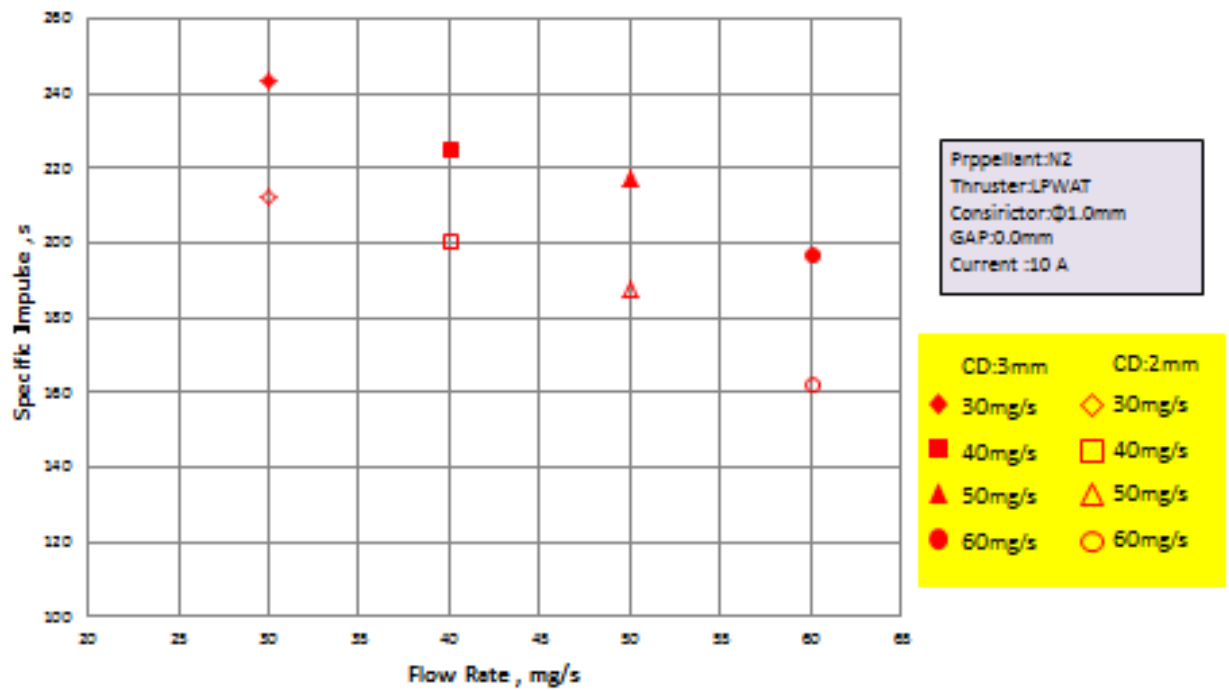


Fig.4-4 比推力 - 流量特性

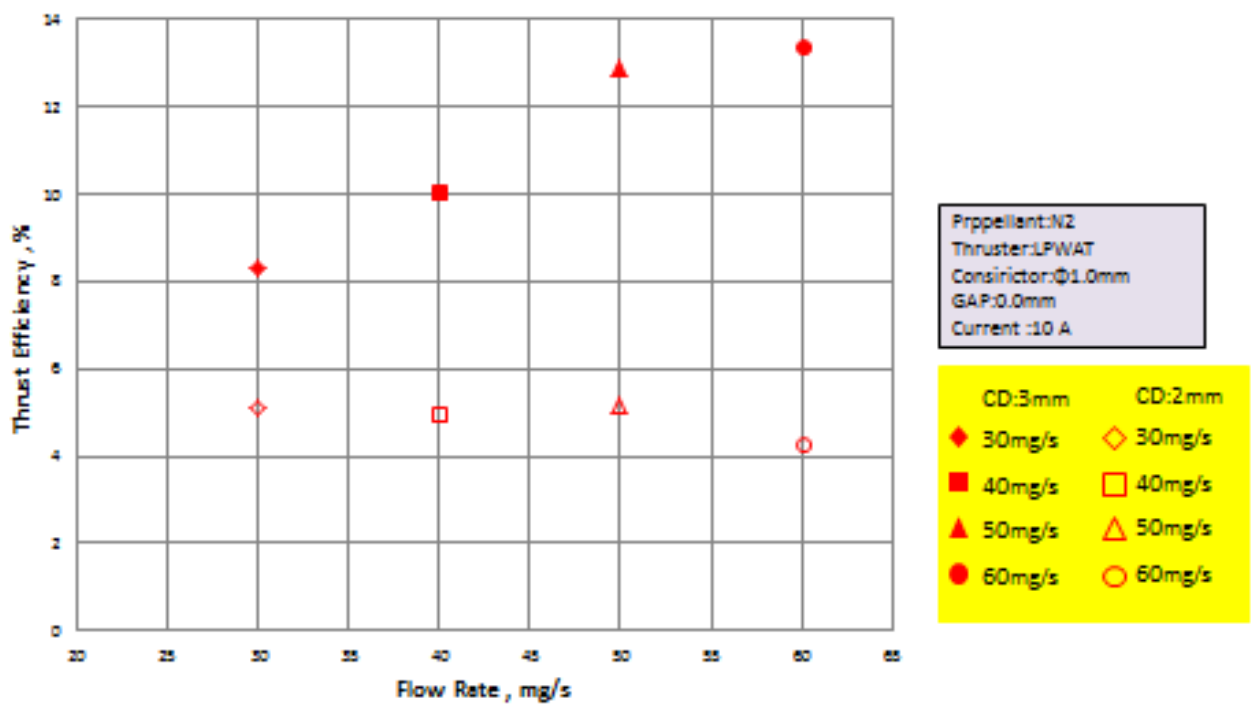


Fig.4-5 推進効率 - 流量特性

## 4.2 SHP163模擬分解ガスを用いた低電力アークジェットスラスタの性能特性

次にSHP163模擬分解ガスを使用して実験を行った。比較対象にヒドラジン模擬ガス( $N_2+2H_2$ )と窒素ガスのみを使用して其々の推進剤に対してのスラスタの性能特性を調べた。Fig.4-6にはSHP163模擬分解ガス・ヒドラジン模擬ガス其々の噴射の様子を示す。SHP163模擬分解ガスと比較対象でのスラスタの性能パラメータはTable4-1.に示す。各推進剤の性能パラメータを比較したグラフをFig.4-7, Fig.4-8, Fig.4-9, Fig.4-10に示す。

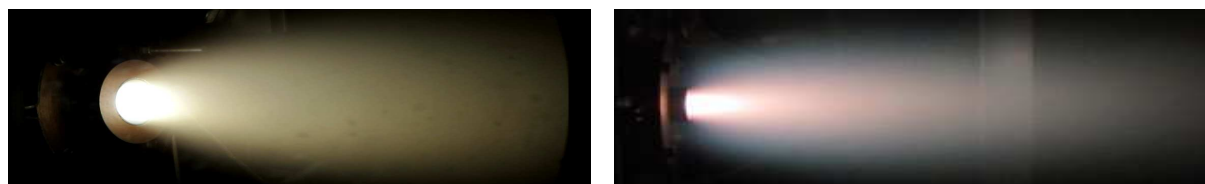


Fig.4-6 SHP163分解ガス・ヒドラジン模擬ガス・窒素のみ其々の噴射

Table3-1. SHP163推進剤と比較対象の実験条件

|            | SHP163分解ガス | ヒドラジン模擬ガス | 窒素 |
|------------|------------|-----------|----|
| 推進剤流量 mg/s | 40-60      | 30-60     |    |
| 放電電流 A     |            | 7-10      |    |
| カソード径 mm   |            | 2         |    |
| 電極間距離 mm   |            | 0         |    |

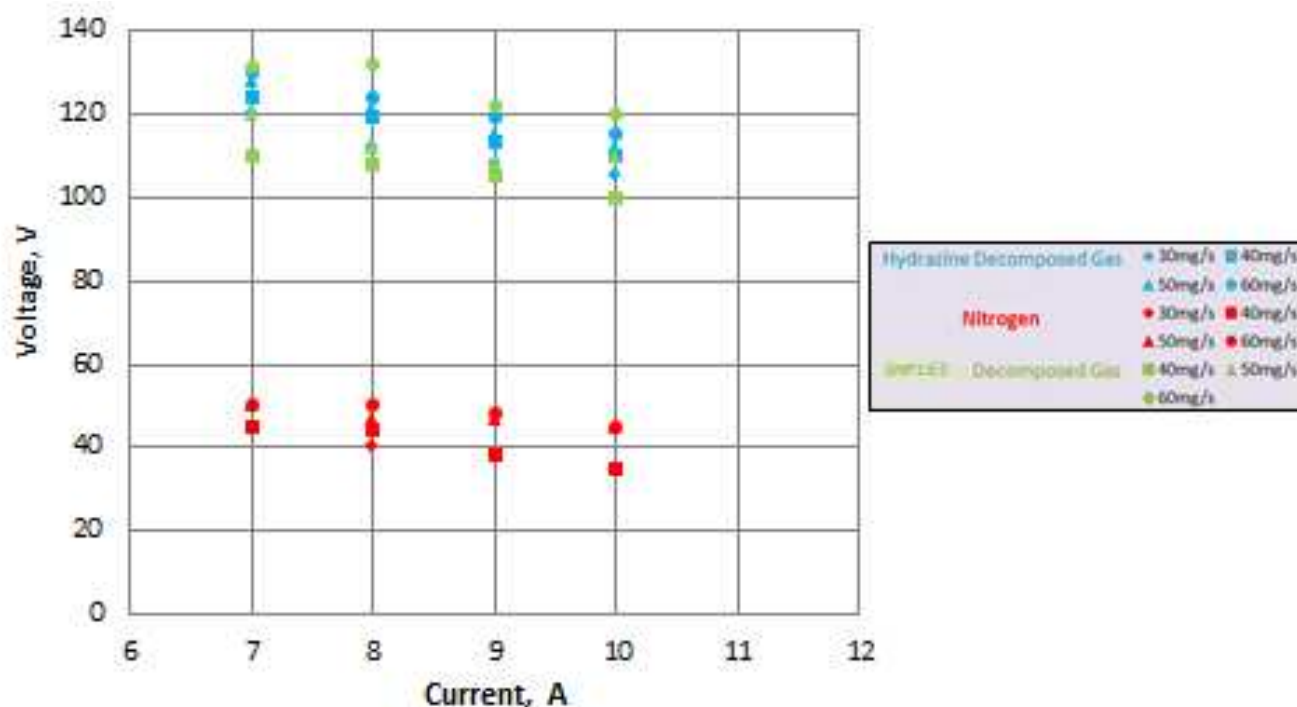


Fig.4-7 電流 - 電圧特性

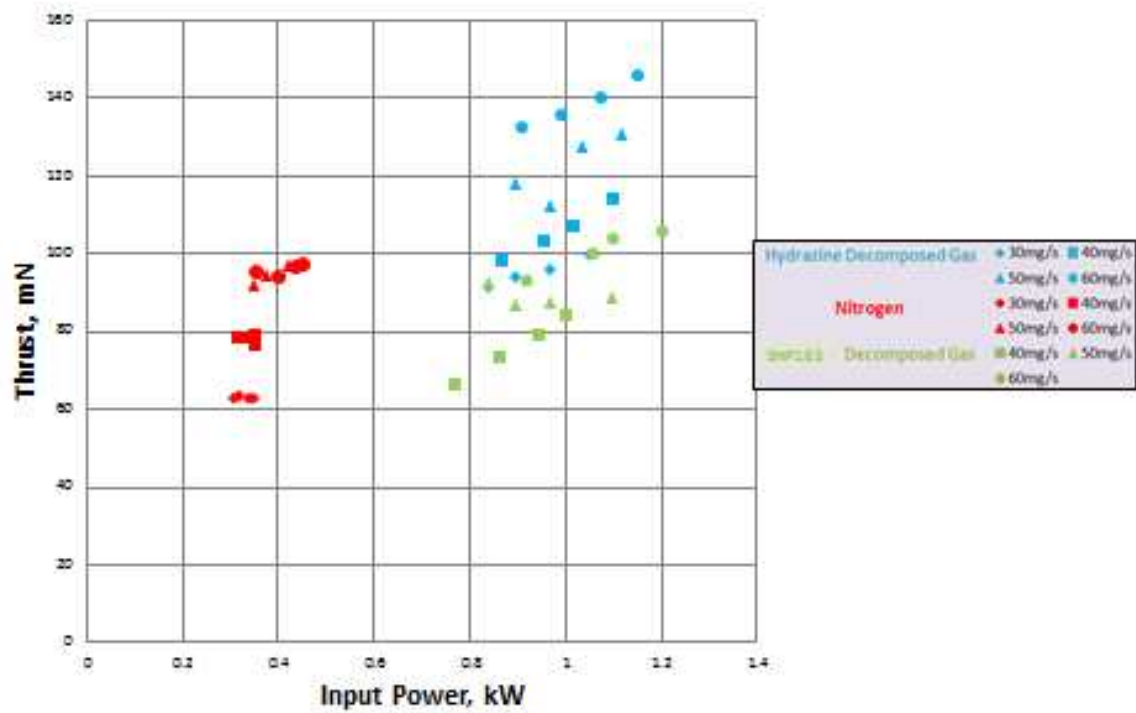


Fig.4-8 推力 - 電力特性

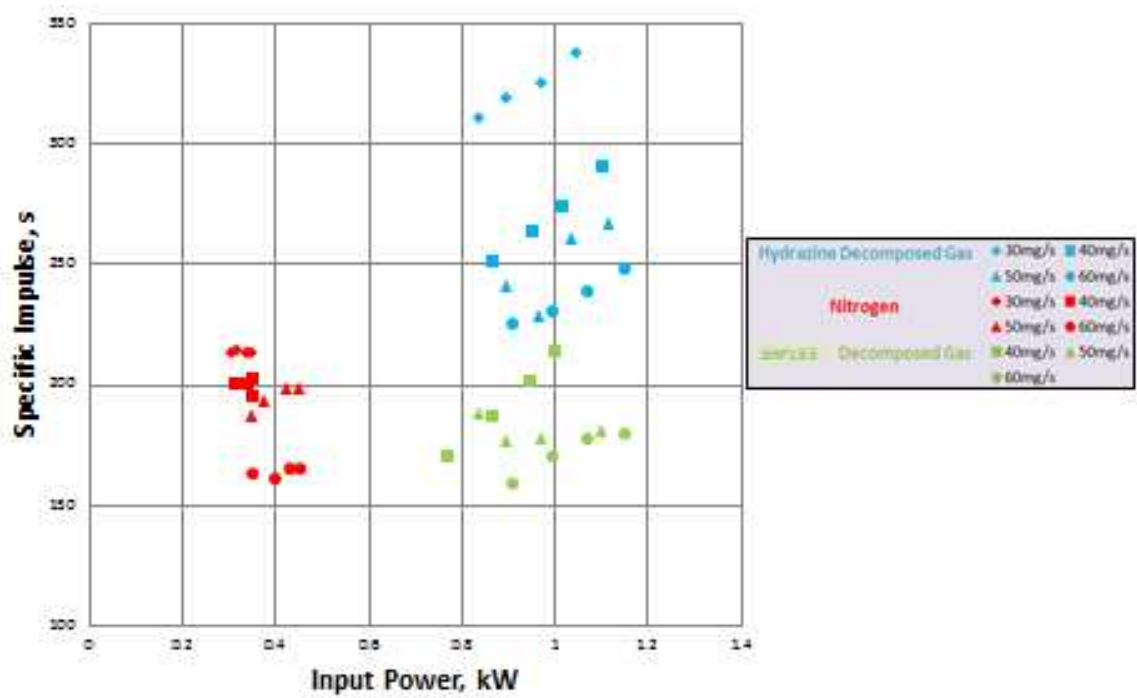


Fig.4-9 比推力 - 電力特性

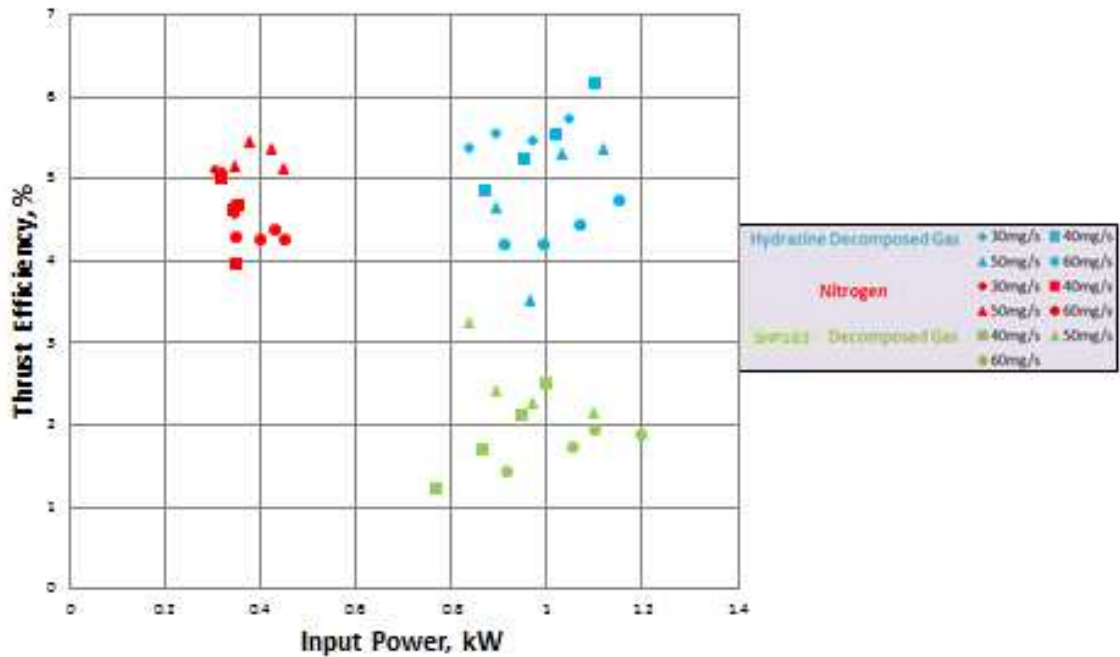


Fig.4-10 推進効率 - 電力特性

## 5. 考察

2種のカソード径の比較では直径3mmのものが全般に優れた性能を示した。原因としてカソード径が大きくなることによってコンストリクタ入口の断面積が狭まり放電室内圧力が高まることでダイバージェントノズルまで届く長く安定したアーク柱が形成されスラストの安定動作につながり、一方で2mmの場合放電室内圧力が上がらずアーク柱が短くなり、放電室内コンバージェントノズルの付着し、スラストの不安定噴射につながり、性能が伸びなかったことが考えられる。

次にSHP163模擬分解ガスの比較実験について述べる。電流 - 電圧特性においてSHP163模擬分解ガスとヒドラジンは非常に近い値で推移していることが分かる。しかし、その他のパラメータについてはいずれもヒドラジンに劣る値であることが分かる。これは噴射が不安定であったことが関係していると考えられる。噴射時に激しい、エロージョンが見られ、噴射時間も5分程度と短時間であった。実験終了後、スラストを分解したところコンバージェントノズルとダイバージェントノズルに激しい損耗が確認された(Fig.5-1, Fig.5-2)。カソードについては長さが半分になり、先端部が丸く光沢を帯びた様になるといった損耗があった(Fig.5-3, Fig.5-4)。これらのことから噴射中にカソードが短くなったことにより電極間距離が変化し、アーク柱がコンバージェントノズル側に付着し、またダイバージェントノズルが変形してスラストの不安定作動と性能低下に繋がったと考えられる。電極の損耗に関しては純タングステン製のカソードがSHP163模擬分解ガスの水に含まれる酸素原子に反応し、酸化タングステンに変化し、融点が下がったことが考えられる。



Fig.5-1 実験後のコンバージェントノズル

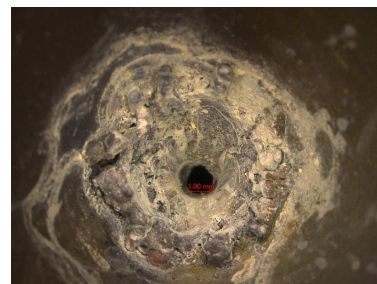


Fig.5-2 実験後のダイバージェントノズル



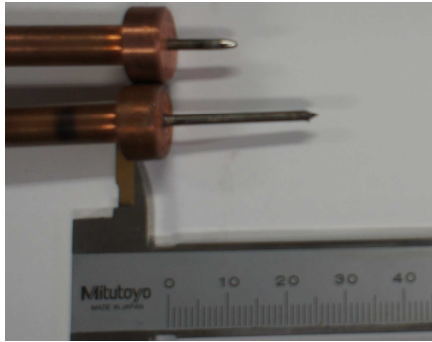


Fig.5-3 実験後のカソード（上）

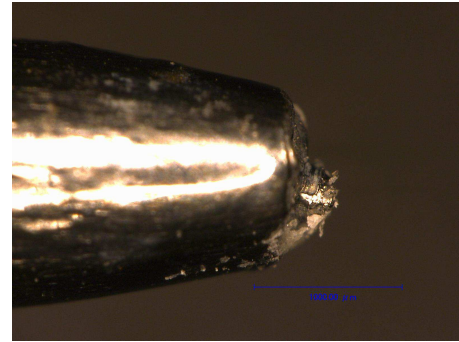


Fig.5-4 カソード先端

## 6. まとめ

### 6.1 カソード径

直径を小さくすることでカソードに、より熱が集中し、安定したアーク放電となることが期待されたが実験により大きな電力に耐えられず、噴射も不安定となることが確認された。低電力直流アークジェットスラスタにおいて直径3mmのカソードが適しているという結果が得られた。

### 6.2 SHP163模擬分解ガス性能比較

SHP163模擬分解ガスでは、比較対象である推進剤に比べ不安定作動が目立った。そのため推進パラメータが比較対象よりも落ち込んだ結果となった。原因としては電極部の損耗が非常に激しく、作動中に電極間距離が著しく変化したことが上げられる<sup>6)</sup>。

今後の課題として、カソードの材質を純タングステンからジルコニウムへ変更する。ジルコニウムはSHO163模擬分解ガス噴射時に酸化ジルコニウムに変化することが期待される。酸化ジルコニウムの融点は2715℃である。これは酸化タングステンの融点は1473℃と比較して非常に高い値であるためにSHP163での安定噴射の実現に寄与するものであると考えられる。また本実験で試作したガスジェネレータの改良も課題としたい。SHP163模擬分解ガスに含まれる水がガスジェネレータによってガス化しきれずに液体のまま放電室内に供給された可能性があるからである。

## 参考文献

- 1) 栗本恭一，荒川義博．「電気推進ロケット入門」，東京大学出版本，2003 年 5 月．
- 2) 藤田雄也，松本和真，杉村勇也，田原弘一，長田泰一，増田井出夫  
「低毒性推薬分解ガスを用いた低電力直流アークジェットスラスタの性能評価」  
第 5 6 回宇宙科学技術連合講演会，3J02，  
2012 年 11 月，別府国際コンベンションセンター（ビーコンプラザ）（大分県別府市）
- 3) 野川雄一郎，田原弘一，土田 哲  
「ISS クルー再生水を推進剤とした DC アークジェットスラスタの開発」  
平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム，STEP-2012-032，JAXA 宇宙科学研究所（神奈川県相模原市），2013 年 1 月．
- 4) 松本和真，杉村勇也，藤田雄也，田原弘一，長田泰一，増田井出夫  
「HAN 系推進剤及び水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 24 年度宇宙輸送シンポジウム，STCP-2012-001，JAXA 宇宙科学研究所（神奈川県相模原市），2013 年 3 月
- 5) 松本 和真，杉村 勇也，藤田 雄也，田原 弘一，長田 泰一，増田井出夫  
「HAN 系推進剤を用いた低電力アークジェットスラスタシステムの開発研究」  
第 53 回航空原動機・宇宙推進講演会，JSASS-2013-0013，  
2013 年 3 月，倉敷市芸文館（岡山県倉敷市）．

- 6) 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」

29<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science (29<sup>th</sup> ISTS), 2013 年 6 月, Nagoya Congress Center (Nagoya City, Aichi, Japan), ISTS 2013-b-04