

HAN/水及び水素系推進剤 DC/MPD アークジェットスラスタの研究開発 －姿勢制御から太陽系惑星軌道間航行まで－

Research and Development of DC/MPD Arcjet Thrusters Using HAN/Water and Hydrogen-Series Propellants -from Satellite Attitude Control to Orbital Transportation in the Solar System-

○榎 健太郎・渋谷 和輝・吉田 彩乃・池本 凌・田原 弘一(大阪産大)・
桃沢 愛(東京都市大)・中田 大将(室蘭工大)・鷹尾 良行(西日本工大)・池田 知行(東海大)・
野川 雄一郎(スプリージュ)・脇園 堯(ハイサーブ)・外山 雅也(パセット)

○Kentarō Kaji・Kazuki Shibutani・Ayano Yoshida・Ryo Ikemoto・
Hirokazu Tahara (Osaka Sangyo University)・Ai Momozawa (Tokyo City University)・
Daisuke Nakata (Muroran Institute of Technology)・Yoshiyuki Takao (Nishinippon Institute of Technology)・
Tomoyuki Ikeda (Tokai University)・Yuichiro Nogawa (Splije)・Takashi Wakizono (High-Serve)・
Masaya Toyama (Pasett)

Abstract (概要)

The direct-current (DC) arcjet thruster is one of electric propulsion for satellite attitude control and orbital transportation. Hydrazine is mainly used as the propellant because it can be used together with chemical thrusters. However, hydrazine is high in toxicity, and that is difficult in handling. Therefore, arcjet thrusters using low-toxicity propellants have been investigated all over the world. In this study, 1-3kW class low-power water-cooled DC arcjet thrusters were operated by using Hydroxyl Ammonium Nitrate (HAN: NH_3OHNO_3) series. Performance characteristics were measured using SHP163 (HAN series) decomposed gas. A performance of a thrust of 106 mN, a specific impulse of 215 s, a thrust efficiency of 6.5% was achieved with an input power of 1.4 kW. As a comparison, thrust performances were measured using hydrazine decomposed gas. The results of a thrust of 146 mN, a specific impulse of 338 s, a thrust efficiency of 6.2% were obtained at 1.3 kW with hydrazine composed gas. Accordingly, the performance with hydrazine decomposed gas was higher than that with SHP163 decomposed gas. Furthermore, we measured basic characteristics with 1-3 kW class anode-radiation-cooled arcjet thrusters using pure nitrogen. Then, we compared the performances between the anode-radiation-cooled and the water-cooled arcjet thrusters. As a result, all performances of the anode-radiation-cooled arcjet thruster were higher than those of the water-cooled arcjet thruster. Also, we operated the anode-radiation-cooled arcjet thruster with water using a vaporizing system specially developed. However, because of problems of thermally operational stability, we developed a new arcjet thruster using thermal analysis. The new thruster is under stable operation with HAN and water. Also, a 5-30kW class high-power radiation-cooled arcjet thruster with hydrogen-series propellant is under development for orbital transportation in the Solar System.

1. 序論

アークジェットスラスタは他の電気推進機より推力が高く構造がシンプルで、化学推進機との推進剤の併用ができる利点を持つ。その高い推力を生かし人工衛星の軌道制御や姿勢制御、緊急時の回避運動に使用され日本やアメリカでは実用されている。しかし、従来のアークジェットスラスタの推進剤にはヒドラジン (N_2H_4) という毒性の高い物質が使用されている。ヒドラジンは安全管理が非常に難しく、取り扱いには防護服を着用する等の多くの時間やコストがかかってしまう。また、ロケット

打ち上げ失敗時や衛星がヒドラジン燃料を残したまま軌道を外れて地球に落下した場合など人体や環境に与える被害が甚大となる。そこで近年、低毒性推進剤を用いたアークジェットの開発が進められている^{1,2)}。

その推進剤の一つとして注目されているのが、Hydroxyl Ammonium Nitrate (HAN: NH_3OHNO_3) である。さらに、水そのものである。HAN系推進剤は化学推進剤としても用いられ、ヒドラジンより燃焼性能が優れ、安全性も高い。

水は人的影響がなく安定した物質であることから安全管理などにコストがかからない上特殊な設備も必要ない。さらには水の入手に関しては、地上ではもちろんのこと、宇宙では国際宇宙ステーション (International Space Station: ISS) の水再生システム (Water Recovery System: WRS) といったシステムや月の堆積層 (レゴリス) には酸素と水素が含まれており、化学分解で水を抽出できる。これらが確立されると入手に期待でき、地上からの推進剤運搬コストを削減することができる。火星など多くの太陽系惑星にもその存在が確認されており、将来の深宇宙探査や宇宙航行用の推進剤として大いに期待される。しかし、水は蒸発潜熱が 2258kJ/kg と高いため、供給前の熱変換でのエネルギー損失や初期作動の着火が困難といった問題がある。

本研究では、HAN 系推進剤 (SHP163 推進剤)、水推進剤を用いて低電力 (1kW クラス) の水冷式アークジェットスラスタ、およびアノード部を輻射冷却したアノード輻射冷却式アークジェットスラスタの作動実験を行った。しかし、作動が不安定であったため、水の蒸気化に焦点を当て、ガスジェネレータを使用し実験を試みた。次に、新しい水蒸気安定供給システムを提案、製作しその基礎実験を行った。

次に、将来の深宇宙探査、惑星間航行を見据えた、大電力 (5-30kW クラス) アークジェットスラスタの開発を目指し、水素系推進剤として水素 (H₂)、アンモニア (NH₃) を用いてアノード輻射式アークジェットスラスタの作動実験を行った。

2. 実験装置

2.1. 実験装置の全体構成

本実験で用いた実験装置の概略図を図 1 に示す。実験装置は真空チャンバ、真空排気装置、電源装置、推進剤供給装置、推力測定装置、ガスジェネレータ、アークジェットスラスタの 7 つに大別される。アークジェットスラスタは真空チャンバ内に設置される。真空チャンバの直径と長さは 1.2m, 2m であり、ロータリーポンプ (排気速度 600m³/h) とメカニカルブースター (排気速度 6,000m³/h) を併用して真空排気される。真空チャンバ内部の圧力はピラニ真空計を用いて測定され、作動実験時、約 1Pa 程度に維持される。

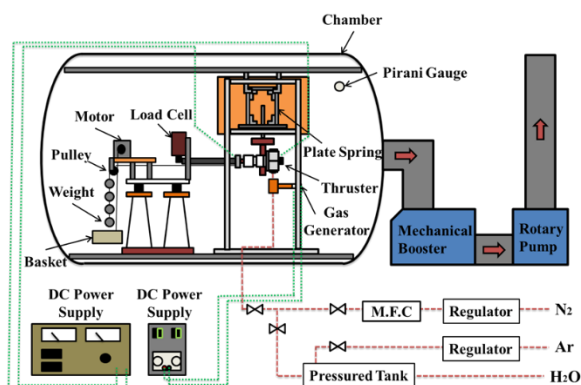


図 1 実験装置概略図

2.2. 推進剤供給装置

窒素はガスボンベからレギュレータによって適当な圧力に減圧した後、マスフローコントローラによって設定された流量に調節し供給される。液体の水は加圧タンクにアルゴンを供給することでタンク内を加圧し、一定量を気体推進剤と共にスラスタに供給を行う。

2.3. 推力測定装置

推力測定装置には板バネ式を採用し、フレームに取り付けられた 4 枚の板バネである SUS304 の板によりスラスタを吊り下げる。原理としては、まずスラスタに推力が発生すると板バネがたわみ、同軸上にスラスタと丸棒で取り付けられた荷重測定機であるロードセルが押される。検出された荷重は、電気信号としてロードセルから出力された値として、ロードセルとケーブルでつながれたデジタルインジケータに表示される。デジタルインジケータはデータロガーと接続されている。また、スラスタの噴射の熱により板バネに使用している 4 枚の SUS304 板が熱膨張し、測定値が変化することを防ぐために、板バネ部分の周辺に銅製の熱遮蔽板を取り付けた。

2.4. アノード輻射冷却式アークジェットスラスタ

アノード輻射冷却式アークジェットスラスタの本体写真と断面図を図 2 と図 3 に示す。また電極部の概略図を図 4、各種寸法を表 1 に記す。このアークジェットスラスタは全長 146.7mm、最大直径は 98mm である。アノード部には昇華点が高いカーボンを用い、カソードには純タングステンを用い、絶縁体にはボロンナイトライドを使用した。また電極部形状は水冷式のものと同じ形状にしている。絶縁体を推進剤供給口周りに設けることによりガスジェネレータを電氣的に独立させた。

カソードは先端で約 3500K となるため、融点が約 3700K の金属である純タングステンを用いた。カソードの形状は先端角が 45° の円錐形状の棒状で、その直径は 3.0mm である。陰極先端からコンストリクタ入り口までの軸方向距離を表す電極間距離は 0mm に設定した。陽極と陰極の両電極を電氣的に絶縁するためにボロンナイトライド (BN) を用いた。ボディ本体は絶縁性を有するポリブチレンテレフタレート (PBT) である。ボディ本体の内部に水を流すことで作動中のスラスタの高温化から誘発されるカソードホルダーやボディ本体の融解を防ぐ。カソードホルダーには水冷の効果を高めるために熱伝導率の高い銅を用いた。また、推進剤供給口を水蒸気とその他の推進剤に分けている。



図2 アノード輻射冷却式アークジェットスラスタ本体写真

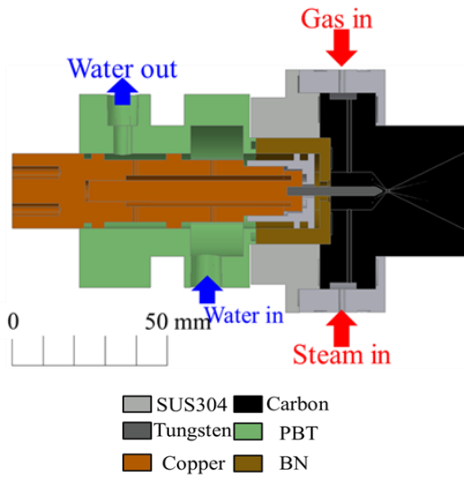


図3 アノード輻射冷却式アークジェットスラスタ断面図

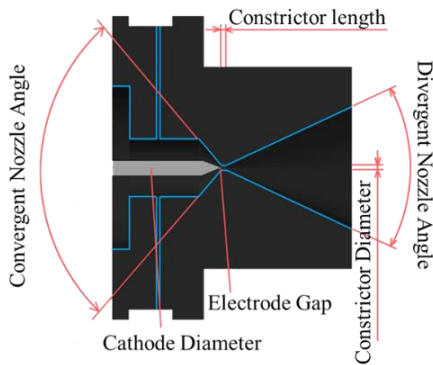


図4 アノード輻射冷却式アークジェットスラスタ電極部形状

表1 輻射冷却用アノードの電極部の各種寸法

Cathode Diameter, mm	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

2.5. ガスジェネレータ

本実験で使用したガスジェネレータの写真を図5に示す。ガスジェネレータは水を直接加熱し蒸気化させる装

置である。最大直径が約60mmである。蒸気化用熱源には自動車ディーゼルエンジンに用いられるグロープラグを用いた。小型軽量であり、安価な汎用品である。ボディ自体は銅製であり、蒸気化後の流量を一定にするためオリフィスを取り付けている。

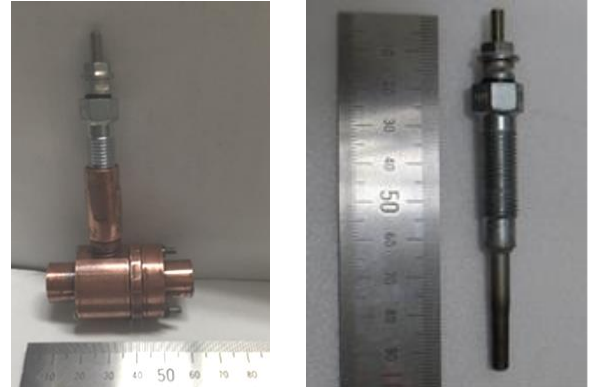


図5 ガスジェネレータ本体とグロープラグ

2.6. 熱電対

ガスジェネレータの作動時の温度状況の確認のためにK型熱電対を使用した。計測温度範囲は-200℃から1050℃である。寸法はガスジェネレータへの取付けを考慮して、シースの長さを100mmとし、外径は1mmである。電気信号として熱電対から出力された温度はデータロガーを介して、パソコンに入力される。

3. 実験結果

3.1. HAN系推進剤の性能測定

HAN系推進剤 (SHP163) とヒドラジン (N_2H_4) を用いて、水冷式アークジェットスラスタの推進性能を測定し比較した。その結果を図6-9に示す。HANでは、投入電力1.4kWにて、推力106mN、比推力215sec、推進効率6.5%であり、 N_2H_4 では、投入電力1.3kWにて、推力146mN、比推力338sec、推進効率6.2%であった。ヒドラジンの性能が若干高い。これは成分原子組成や解離エネルギーの違いによる。推進性能が共に非常に小さいが、水冷式スラスタなので完全輻射式スラスタでは10-20%を期待できる。しかしながら、HAN系推進剤の場合、電極の損耗が非常に激しく、今後、電極材料やスラスタ構造の改良が必要である。

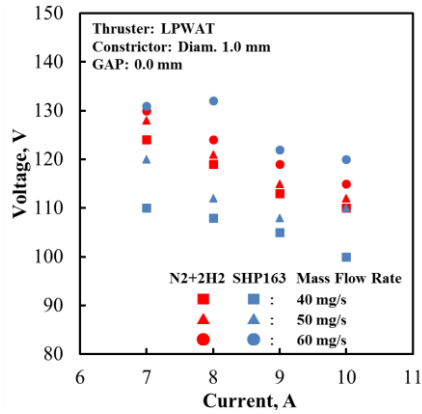


図6 放電電圧と放電電流の関係

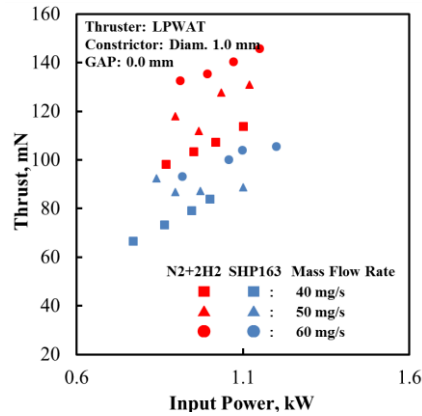


図7 推力と投入電力の関係

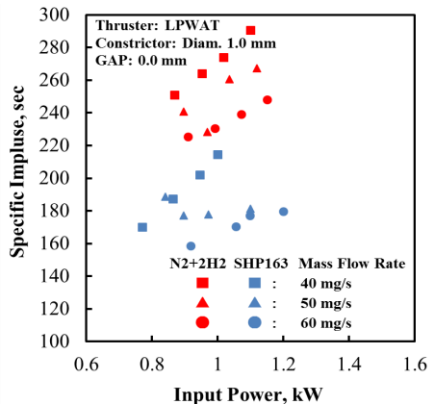


図8 比推力と投入電力の関係

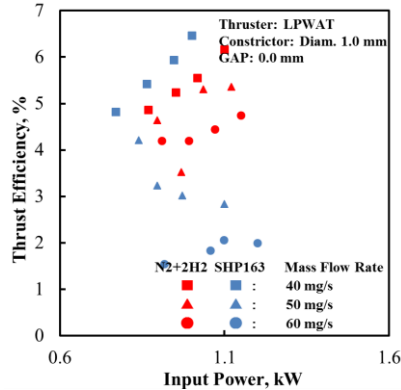


図9 推進効率と投入電力の関係

3.2. アノード輻射冷却式アークジェットスラスタの水作動実験

アノード輻射冷却式アークジェットスラスタを用いて水推進剤での噴射確認実験を行った。水は潜熱が大きく単体での着火が困難であるため窒素を用いて初期着火を行う。予備加熱を行った後、窒素の流量を減らし、水推進剤を徐々に供給していき噴射確認を行う。水推進剤の供給には加圧タンクを用いて一定流量の供給を行えるようにし、ガスジェネレータを介して水を蒸気化し供給を行った。窒素の流量 6.5 SLM (約 135mg/s) で初期着火後約 20 分間スラスタの予備加熱を行った。その後、水の供給を開始し窒素の供給を絞り水単体の作動を試みた。スラスタへの投入電流は 17A, 水の流量は 24.3mg/s である。

その結果、窒素と水の混合の時にプレームの色がオレンジ色から時々青白くなるような不安定な噴射となり、最終的には作動が停止してしまう様子となった。停止前の噴射の様子を図 10 に示す。

不安定な噴射になった原因の一つとして水蒸気の一定供給が行われていないことが考えられる。水推進剤の蒸気圧より放電室内圧力が高くなって押し戻しが発生しているのではないかと推測される。



図10 水推進剤アークジェットの状態

3.3. ガスジェネレータの安定作動実験

先の水推進剤を用いた水単体噴射実験にて水の断続的な供給で作動停止となり、水蒸気の一定の安定供給が行われていないことが原因の一つであると考えられたために、ガスジェネレータに焦点を当て、安定作動時に熱電対を用いての温度測定を真空中で行った。水の流量は約 30mg/s である。予熱時間約 20 分で水の供給を開始した。実験条件を表 2 に、測定結果を図 11 に示す。

温度推移を見ることができたのは 10 分程度であったが正常なガスジェネレータの作動で安定供給が行われていたことを確認することができた。30 分を過ぎたあたりで急激な温度低下し作動が停止した。この時、氷が付着しているのではないかと考えられたが、これは、熱電対の先端が噴出口を塞いでしまい蒸気化できずに水が詰まってしまったために起こった挙動ではないかと推定した。

グロープラグ 1 本での蒸気化可能な流量より水の流量が多いとグロープラグで蒸気化された水の圧力が上がり、次に流れてくる液体の水の圧力を上回ってしまうことで押し戻しが起こることが考えられる。よって、押し戻し

が起こらず、一定供給できる新しい蒸気安定供給システムの開発が必要であると考えられる。

表 2 実験条件

	In vacuum
Back pressure, Pa	3.0
Water flow rate, mg/s	30
Current, A	7.8
Voltage, V	10.0

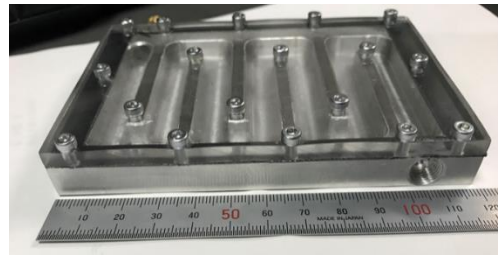


図 1 2 作成した試作モデルの写真

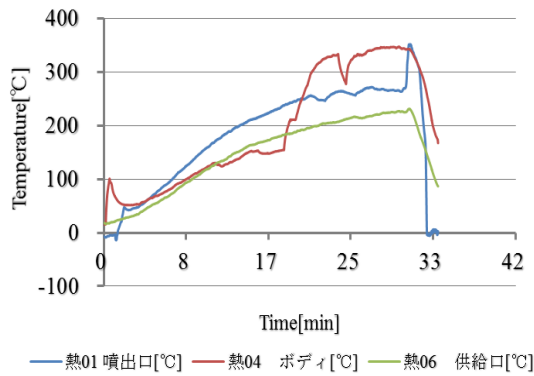


図 1 1 温度測定結果

3.4. 「流路を有するアルミ板を面状発熱体で挟みこむ方式」試作モデルの作動実験

新しく考えた蒸気安定供給システムである「流路を有するアルミ板を面状発熱体で挟みこむ方式」モデルは、片面にザグリを入れてもう片面のプレートを挟み込む構造であり、その外側に面状発熱体を配置し発熱させることで蒸気化させる案である。今回の実験ではどのように蒸気化するかを内部の様子で確認するために、プレート側を透明なアクリルにして、試作モデルを製作した。試作モデルの写真を図

1 2 に示す。流量は流路の手前にある流量調節弁で調節し、約 30mg/s を供給した。実験条件を表 3 に示す。蒸気温度、面状発熱体温度、水残量の時間推移を図 1 3 に示す。面状発熱体の温度については実験中に正確な値が測定できなかったため参考値になる。

作動実験の結果、流量が 33mg/s の時ぎりぎり蒸気化が追い付かない様子が確認された。今回は片面のみ熱源を当てたので、両面に熱源を与えて入熱をもう少し増やせば、長時間の実験を行っても安定した気液分離、蒸気化が望めるであろうと考えられる。しかしながら、蒸気は気体であり、液体のように熱したアルミに接地して全体が温度上昇していくとは考えられない。そのため、蒸気全体の蒸気温度が上昇するように改良を加える必要があると考えられる。

表 3 実験条件

Flow rate, mg/s	33
Pressurized gas	Ar
Pressurized pressure, MPa	0.4
Planar heating element setting temperature, °C	170~200
Atmospheric pressure, atm	1

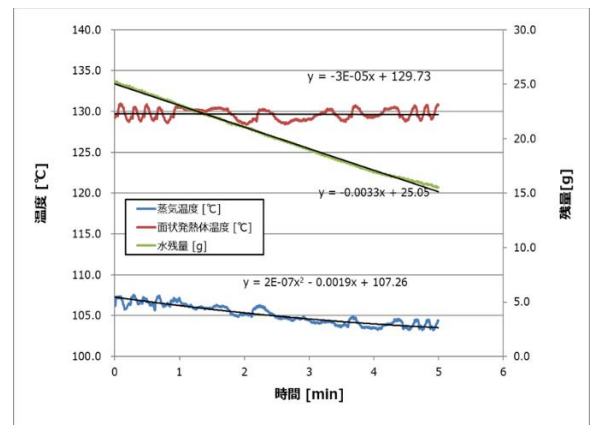


図 1 3 蒸気温度・面状発熱体温度・水残量の時間変化

4. 大電力アークジェットスラスタの作動実験

大電力 5-10kW クラスのアノード放射冷却式アークジェットスラスタを試作し、水素とアンモニア推進剤を用いて長時間作動させた。図 1 4 にアークジェットスラスタを、図 1 5 に放電写真を示す。アノードはカーボン製であり、陰極は純タングステン製である。投入電力は 5-8kW で、約 30 分の安定作動が確認され、推力は 500-1mN、比推力は 500-800sec が最大得られた。作動時間 20 分を越えると、図 1 6 に示すようにアノードは赤熱し温度平衡に達した。放射温度計によりアノード表面温度を測定すると、約 800 度であり、スラスタ温度解析の結果とほぼ一致した。

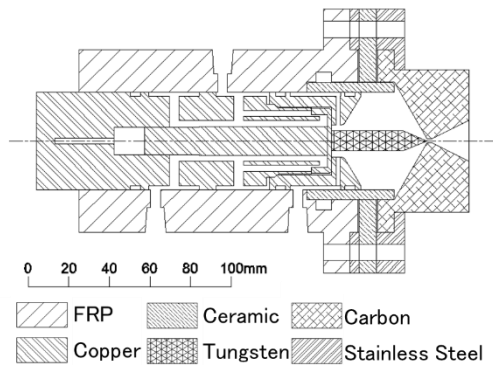


図14 アノード輻射冷却式
大電力 (5-10kW クラス) アークジェットスラスタ



図15 アンモニア (左) と水素 (右) 推進剤の
大電力アークジェット噴射写真



図16 赤熱アノード (表面温度 約 800 度)

5. 結論

1) HAN 系推進剤の推進性能

HAN 系推進剤 (SHP163) の推進性能はヒドラジンのそれに比べて若干劣ることがわかった。電極損耗は大きく、更なる改良が必要である。

2) アノード輻射冷却式アークジェットスラスタの水作動実験

窒素と水の混合の時にプレュームの色がオレンジ色から時々青白くなるような不安定な噴射となり、最終的には作動が停止しまった。不安定な噴射になった原因の一

つとして水蒸気の安定一定供給が行われていないことが考えられる。水推進剤の蒸気圧より放電室内圧力が高くなって押し戻しが発生しているのではないかと推測される。

3) ガスジェネレータの安定作動実験

水の流量約 30mg/s の供給を始めて短時間ではあるが安定作動が確認できた。しかし、その後は不安定な作動となり、作動が停止した。グロープラグ 1 本での蒸気化可能な流量より水の流量が多いとグロープラグで蒸気化された水の圧力が上がり、次に流れてくる液体の水の圧力を上回ってしまうことで押し戻しが起こることが考えられる。よって、押し戻しが起こらず、安定一定供給できる新しい蒸気安定供給システムの開発が必要であると考えられる。

4) 「流路を有するアルミ板を面状発熱体で挟みこむ方式」試作モデルでの作動実験

流量が 33mg/s の時ぎりぎり蒸気化が追い付かない様子が確認された。今回は片面のみ熱源を当てたので、両面に熱源を与えて入熱をもう少し増やせば、長時間の実験を行っても安定した気液分離、蒸気化が望める。しかしながら、蒸気は気体であり、液体のように熱したアルミに接地して全体が温度上昇していくとは考えられない。そのため、蒸気全体の蒸気温度が上昇するように改良を加える必要があると考えられる。

5) 大電力アークジェットスラスタの作動実験

大電力のアノード輻射冷却式アークジェットスラスタが試作され、水素とアンモニアを用いて作動された。投入電力は 5-8kW で、約 30 分の安定作動が確認され、推力は 500-1mN、比推力は 500-800sec が最大得られた。

参考文献

- 1) 奥田 和宜, 三村 岳史, 下垣内 勝也, 奥村 俊介, 田原 弘一, 高田 恭子 (大阪工業大学), 桃沢 愛 (東京都市大学), 中田 大将 (室蘭工業大学), 野川 雄一郎 (スプリージュ): 水を推進剤に用いた低電力 DC アークジェットスラスタの研究開発, 平成 61 年度宇宙科学技術連合講演会 2E02, 2017.
- 2) Shunsuke Okumura, Kazuyoshi Okuda, Takefumi Mimura, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada, Ai Momozawa, Yuichiro Nogawa, Daisuke Nakata and Tomoyuki Ikeda, "Performance Characteristics of Low-Power Water-Cooled and Anode-Radiation-Cooled DC Arcjet Thrusters Using Water and HAN Propellants with Special Vaporizing Systems," 32nd ISTS, b-082p, 2019.