

水推進剤アークジェット推進機の蒸発器の試作評価

Design of Evaporator for Water-Propellant Arcjet Thruster

○水谷 康一郎(宮崎大学大学院・工学研究科)・渡邊 喜一郎(宮崎大学・工学部)・矢野 康之・各務 聡
(宮崎大学)

○Koichiro Mizutani・Kichiro Watanabe・Yasuyuki Yano・Akira Kakami (The University of Miyazaki)

Abstract

This paper describes the design of an evaporator of the water-propellant arcjet thruster. The authors propose to use water as a propellant for arcjet thrusters, because water is non-toxic and easily available, and is stored in liquid form. The water-propellant arcjet thruster would produce the specific impulse that is almost equal to that of the conventional propellants such as hydrazine. However, water has an evaporation enthalpy of 2 kJ/g, and mass flow rate for arcjet thruster is on the order of 100 mg/s. Since the conventional evaporator is not preferable to the thruster, an evaporator is designed. In the evaporator, the mass flow rate of liquid water was adjusted with a piston-cylinder type injector, and the water is gasified with a heater. Moreover, dimethyl ether is produced to the arcjet to present the cathode erosion due to oxygen atoms in water molecules and intense joule heat. The design would enable cathode protection using the carbon layer originating from DME. DME is provided a hollow-cathode-like electrode to suppress cathode erosion. This paper describes the design of the water-propellant arcjet thruster.

1. 緒言

電気推進機は、化学推進機と比べ低推力ではあるが、高い比推力が得られ、高い ΔV （速度増分）が必要なミッションに適している。そのため、静止衛星の南北軌道や小惑星探査機「はやぶさ 2」など軌道変換に供されてきた。今後、電気推進機は、大規模な軌道間輸送に用いられることが期待され、有人火星探査など大規模なミッションには、ホールスラストを用いることが計画されている¹⁾。

本研究では、他の電気推進機に比して大きな推力密度を有し、大推力化が容易なアークジェット推進機に着目し、水を推進剤とすることを提案する。アークジェット推進機は原理上、液体をそのまま推進剤として用いるのは不可能であるため気化させる必要がある。しかし、水蒸気供給では、配管内などで凝縮するため、水蒸気の流量制御は困難であった。そこで、液体の状態での流量制御して、その後ヒーターにより蒸発させる水蒸発器を提案する。

また、水推進剤アークジェット推進機は、ジュール熱によりカソードが損耗するが、水が酸素原子を含むため、さらに損耗が激しくなる可能性がある。そこで、カソードからジメチルエーテル（DME）のような炭化水素を供給し、炭素による保護層をつくり、カソードの損耗を抑制し長寿命化を図る。

本論文では、水推進剤アークジェット推進機の実験系の構築と水蒸発器の設計について述べる。

2. 水推進剤アークジェット

水は、無毒で環境適合性に優れ、地球上に多く存在することから入手性が良い。また、ほとんどの電気推進機は、気体推進剤を用いているが、タンクの貯蔵に高圧ガスタンクが必要であるのに対し、水は、常温・常圧で液体として貯蔵が可能である。また、平均分子量の観点から水は、従来のアークジェット推進機に用られてきたヒドラジンやアンモニアと同程度の比推力が得られる可能性がある。そのため、水は、アークジェットの推進剤として優れていると言える。また、酸素原子によるカソードの損耗を抑制させるため、ホローカソードと DME を用いていることによりカソードに炭素の保護層を形成させる。

これまでに、窒素を代替推進剤としたホローカソードの予備実験を行った。結果、ホローカソードへの流量比が高いほど、カソードの損耗を抑えることができた。また、推進剤に DME を添加し、カソードの損耗を抑制できることを示している。しかし、DME の添加を増すと作動が不安定になった^{2,3)}。そこで、本研究ではホローカソードと DME を用いて、水推進剤アークジェット推進機の実験系を行うための実験系の準備と水蒸発器の設計を行った。

3. 実験装置

3.1 試作機 試作機の水冷式アークジェット推進機の概略図を図 1 に、ノズルの諸元を表 1 に示す。カソードは、耐熱性に優れたトリエーテッドタングステンを使用している。アノードは、水冷するため熱伝導が高い銅(C1100)製で

あり、コンバージェント角を 90° , ダイバージェント角を 30° , 開口比 50 とした. 作動中は, 管体内部の温度も高温になるため, カソード部と管体の絶縁には耐久性と機械加工性に優れているマシナブルセラミックスを使用している.

カソードの損耗と DME による不安定作動を抑制するために, ホローカソードに似た電極を用いた. 概略図を図 2 に示し, 断面図を図 3 に示す. 試作したホローカソードは, ロッド型のカソードを 3 本束ねて, その隙間 (中空部分と称す) から DME を供給する. これによりホローカソードの先端のみに炭素を付着させ, カソードを保護する炭素層を形成させる. ホローカソードは, 直径 1.6 mm のロッドカソードを 3 本束ねており, 中空部分の断面積は, 0.103 mm^2 である. また, フィードスルーには, ホローカソードの中空部分に DME を供給するための直径 2 mm の穴を設けている. ホローカソードを用いた場合の推進剤と DME の供給方法を図 4 に示す.

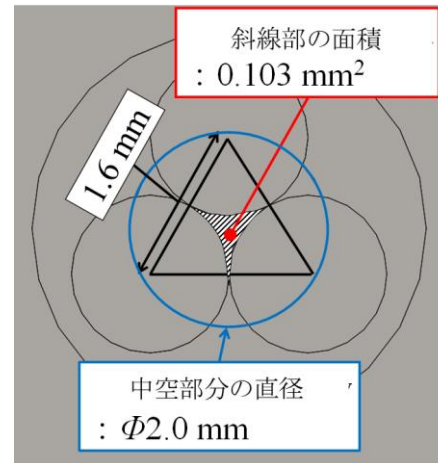


図 3 ホローカソードの断面図

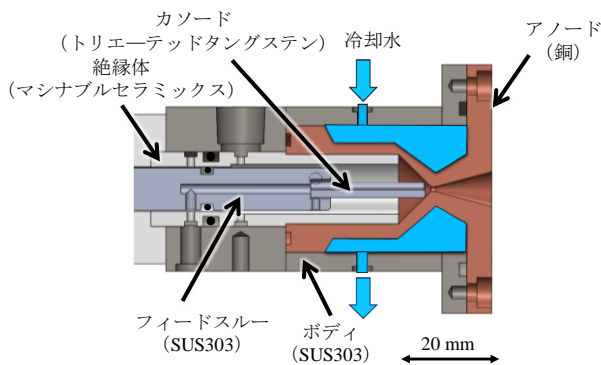


図 1 水冷式アークジェット推進機

表 1 ノズルの諸元

コンストリクタ直径, mm	1.0
コンストリクタ長さ, mm	1.0
開口比	50
電極間距離, mm	1.0

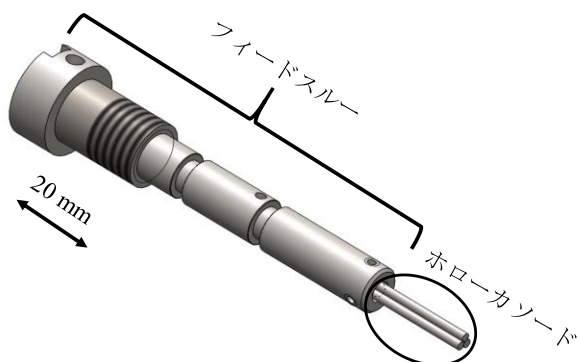


図 2 ホローカソードの概略図

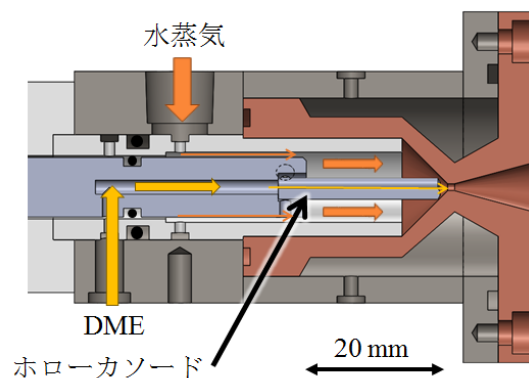


図 4 水推進剤と DME の供給

3.2 実験装置の概要 実験装置全体の概略図を図 5 に示す. アークジェット推進機と水蒸発器は, 真空チャンバ内に設置された振り子式の推力測定装置に固定する. 推進剤の水は水蒸発器で水蒸気に変化させ, DME はマスフローコントローラによって流量を制御し, アークジェット推進機に供給した. 放電電流は, 定格 500 V, 30 A の放電用電源からパラスト抵抗を経てアークジェット推進機に供給している. また, 点火時のみイグニッショントランスにより高電圧パルスを実験装置をアノードとカソード間に繰り返し供給し, アーク放電を誘起する.

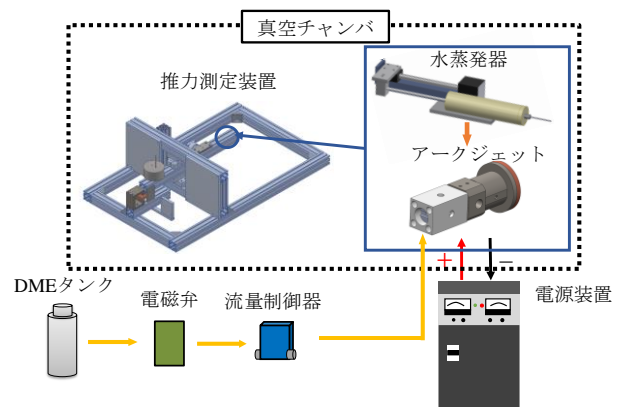


図 5 実験装置の概略図

4. 水蒸発器の設計

4.1 設計条件 試作したアークジェット推進機(図1)の予備実験を窒素で行ったところ、推進剤流量は100 mg/sで安定した作動が得られ、プレナム室内圧力は約0.1 MPaになっていた。そこで、水蒸発器の仕様を表2のようにする。供給圧力を0.2 MPaに定めたのは、目標とするプレナム室内圧力が0.1 MPaであり、圧力損失を考慮したためである。

また、先述の通り水は凝縮するため、水蒸気での流量制御が困難である。そこで、蒸発前の液体の状態での流量制御を行い、蒸発室に供給する方式とした。また、凝縮の防止と推進剤流量の安定化のため、水蒸発器と推進機間の供給ラインを短くしている。

表2 水蒸発器の仕様

目標流量, mg/s	100
供給圧力, MPa	0.2

4.2 水蒸発器 水蒸発器の試作機を図6に示す。試作機は、ステップモーター駆動のリニアステージ、ピストン、シリンダー、蒸発室からなる。シリンダー内の液体の水をピストンで押し、蒸発室に供給することにより、水蒸気に変化させアークジェットに供給する。

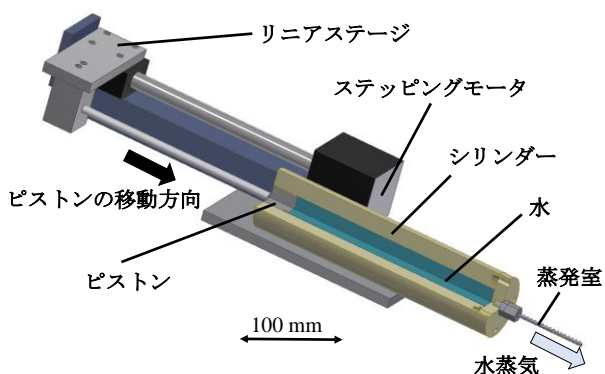


図6 水蒸発器の試作機

4.3 ピストンシリンダー部 ピストンシリンダー部を図7に、リニアステージとピストンシリンダー部の諸元を表3と4にそれぞれ示す。

ピストンシリンダー部は、シリンダー内の水を蒸発室に供給する。一般に推進機では、押しガスを用いた加圧により推進機に供給される。それに対し、本水蒸発器では、推進剤は、シリンダー内の圧力により供給し、ピストンの移動速度により流量をコントロールする。供給圧力0.2 MPa、目標流量100 mg/sで水を蒸発室に供給するようにピストン直径、リニアステージの移動速度を決定した。また、ピストン直径は、リニアステージの推力にも影響するため、リニアステージの推力と移動可能な速度を勘案している。

以上より、リニアステージの移動速度を0.3 mm/sとした。また、10 分間程度の作動を目指し、シリンダー容積は72 cm³としている。

表3 リニアステージの諸元

ストローク, mm	200
1 パルスで進む距離, mm	0.025
推力, N	72

表4 ピストンシリンダー部の諸元

シリンダーの噴射口径, mm	1
ピストンの直径, mm	26
シリンダーの容積, cm ³	72

4.4 蒸発室 蒸発室を図8に示す。初期水温を20℃の水100 mg/sを蒸発室に供給するとして、ヒーターの温度と長さを決めた。先述の通り目標とするプレナム室内圧力が0.1 MPaであることから、圧力損失を考慮して供給圧力を0.2 MPaとしている。水の飽和蒸気圧が120℃のときに0.2 MPaとなることから水の目標温度を120℃とした。次に、ヒーターの温度を決定する。ヒーターの温度が高いほど加熱長さを短くできるが、材料やヒーターに耐熱性が求められる。また、蒸発室の大きさは、設置を考えるとアークジェット推進機より小さくする必要がある。以上より、ヒーターにはニクロム線、蒸発室にはステンレスパイプを用いて、ヒーター温度はこれらが耐えられる400℃とした。

次にヒーター温度400℃で初期水温20℃の100 mg/sを蒸発させるのに必要な蒸発室の長さを求めた。簡単のために、温度分布は軸方向に対して一次元的であり、水が水蒸気に変化する際、飽和温度までの昇温の過程を経て、飽和温度で沸騰しながら蒸発するとした。その結果、長さを100 mmとした。また、ヒーターの電力は、水の温度上昇と蒸発に必要なため、最低でも280 Wは必要である。なお、熱損失を抑えるため、ヒーター周囲に蒸発室と同じ長さの断熱材で覆う。

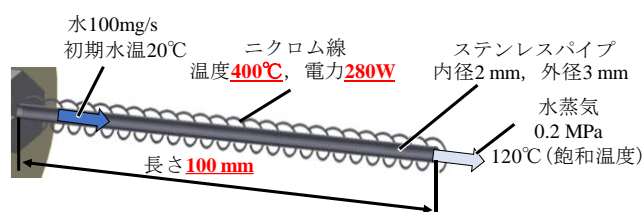


図8 蒸発室

5. 今後の方針

ピストンシリンダー部を重量計に乗せ、流量評価を行う。水蒸気供給の安定性を見るために、噴射の様子をカメラで撮影し、噴射した水蒸気を容器に回収し、冷却して重量を計測する。また、水推進剤アークジェット推進機の性能を明らかにするために、放電電圧と放電電流、プレナム室内圧力、推力を測定し、作動の安定性と性能評価を行う。さらに、安定作動とカソードの損耗の抑制を両立するために水推進剤とDMEの流量比を明らかにする予定である。

6. 結言

以下に結論を述べる。

1. 大電力電気推進機として水を推進剤としたアークジェット推進機を用いる。水を水蒸気に変化させて推進機に供給するが、水蒸気の流量制御は困難であるため、液体の状態での流量制御を行い、その後ヒーターにより蒸発させる水蒸発器を提案した。
2. 長寿命化のためにホローカソードと DME を用いる。カソードに炭素の保護層を形成させるため、ホローカソードの中空部分から DME を供給することを提案した。
3. 今回は、水推進剤アークジェット推進機の実験系の構築と目標流量 100 mg/s, 供給圧力 0.2 MPa の水蒸発器の設計を行った。
4. 水蒸発器の今後の方針として、ピストンシリンダー部を重量計に乗せ、流量評価を行う。また、水蒸気供給の安定性では、カメラで撮影し、噴射した水蒸気を容器に回収し、冷却してその重量を計測する。
5. 水推進剤アークジェット推進機の性能を明らかにするために、作動の安定性と性能評価を行う。さらに、安定作動とカソードの損耗の抑制を両立するために水推進剤と DME の流量比を明らかにする予定である。

参考文献

- 1) Kathleen C. Laurini, Bernhard Hufenbach, Juergen Hill, Alain Quellet. “The Global Exploration Roadmap and Expanding Human / Robotic Exploration Mission Collaboration Opportunities”. Proceedings of 66th International Astronautical Congress, IAC-15. A3.1.1, 2015.
- 2) 村田 浩章, 各務 聡, 岸田 利久, 矢野 康之, ジメチルエーテルの添加によるアークジェットの電極損耗の抑制, 平成 28 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2016-004, 2017.
- 3) 岸田 利久, 鶴井 翔悟, 矢野 康之, 各務 聡, ホローカソードと炭化水素ガスを用いたアークジェット推進機の電極損耗の抑制, 平成 31 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2018-061, 2019.