

直流アークジェットスラスタの作動特性と高性能化
—太陽系惑星・衛星に存在する物資：二酸化炭素，メタン，アンモニア，
水素，ヘリウム，空気，氷・水などの推進剤への利用—

Operational Characteristics and Performance Enhancement of
DC Arcjet Thrusters -Use of Carbon Dioxide, Methane, Ammonia, Hydrogen,
Helium, Air and Ice/Water etc. in Planets and Satellites in the Solar System
to Propellants-

○古谷 楓真・笹井 優衣・飯干 壮馬・澤邊 陽（大阪産大・学）・池本 凌（大阪産大・院）・
 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）

○Fuma Furutani・Yui Sasai・Soma Iboshi・Ataru Sawabe・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

The direct-current (DC) arcjet thruster is one of electric propulsion for satellite attitude control and orbital transfer. Hydrazine is mainly used as the propellant because it can be used together with chemical thrusters. In this study, performance characteristics of a low-power (0.1-2.0 kW) anode-radiation-cooled arcjet thruster were measured using special gases of carbon dioxide, methane, ammonia and water as original materials in planets and satellites in the Solar System; that is, propellant can be supplied just on the planets and satellites of Moon, Mars and Jupiter Moons, although light gases of hydrazine and hydrogen are normally used with higher performance; argon and nitrogen are also used in basic experiments. Because the performances with carbon dioxide and methane were lower than that with the light gas of ammonia, the structure and operational condition should be examined to design a thruster suitable with acceptable performance for transportation in the Solar System. As for water propellant, steady-state operation was achieved with stable supply of vapor using a metal glow-plug heater or a new water-vaporizing system, which was developed with a long, narrow passage and a large sheet-type heater.

1. はじめに

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ヒドラジン (N_2H_4) 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実用化されている。

近未来の太陽系宇宙の開拓、太陽系宇宙が人類の生活圏になる時代の到来を鑑みると、太陽系惑星とその衛星に存在する原物質を推進剤に利用することが大いに望まれる。すなわち、地球から推進剤を持ち出さず、寄港地惑星・衛星、現地で推進剤を補給できることが期待される。もちろん地球の推進剤供給量も限られており、枯渇の危惧も不要になる。

本稿では、太陽系惑星・衛星間航行用、およびその宇宙機姿勢制御用の電気推進機として、推進剤に太陽系惑星・衛星に存在している、二酸化炭素、メタン、アンモニア、水素、ヘリウム、空気、氷・水を使用した直流アークジェットスラスタ、特にアノード輻射冷却式アークジェットスラスタの性能特性の取得とその高性能化に関する研究について報告する。特に、二酸化炭素、メタン、アンモニア、水素での安定作動に成功しており、詳細に述べる¹⁾⁹⁾。

本研究を進めることにより、有人火星探査、惑星探査、惑星軌道間航行などにおいて惑星・衛星の現地その場での推進剤確保が可能になり、人類の太陽系宇宙への進出を大いに支援できると期待される。

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 2-1 に示す。実験装置は真空排気装置、電源装置、推進剤供給装置、推力測定装置、アークジェットスラスタの 5 つに大別される。

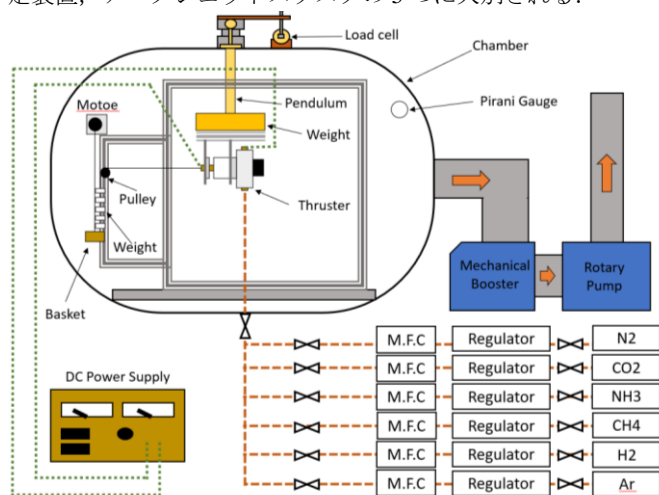


図 2-1 実験装置概略図

2.2 真空チャンバ・真空排気装置

図 2-2 に示す真空チャンバは、直径 1.2 m、長さ 2.0 m の円筒形で、材質はステンレススチールである。排気速度 600 m³/h のロータリーポンプと排気速度 6,000 m³/h のメカニカルブースターを併用して真空排気を行う。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。

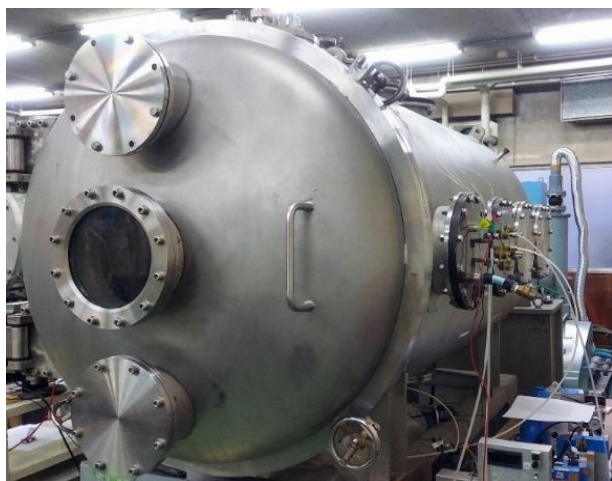


図 2-2 大型真空チェンバ

2.3 電源装置

使用した直流電源は推進剤始動用に使用する高電圧パルス発生装置と、推進剤定席作動時に電力を供給する定電流電源の 2 つの部分からなっている。高電圧パルス回路は約 2kV の高電圧パルスを 160msec 間隔で最高 10 回まで連続して作動させることができる。この回路はパルス回数が 10

回に満たない場合にも、定電流電源が推進機への電流供給を始め、電流センサが約 1.3A 以上の電流を感知すると、自動的に作動を停止する。定電流電源には、パルス幅制御スイッチングレギュレータ（スイッチング固波数 50kHz を用いた直流定電流電源（作動電流 0-20A、作動電圧 0-150V）を使用している。

2.4 推進剤供給装置

アルゴン・窒素・二酸化炭素・メタン・アンモニア・水素・ヘリウム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。

2.5 推力測定装置

推力測定装置は振り子式になっており、推進機は振り子の柱となる真鍮の棒の端に取り付けられる。スラスタが作動し、推進力が発生すると振り子が振れる。振り子が振れると支点の軸線上に取り付けられたアームが回転し、荷重測定器であるロードセルが押される仕組みである。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、インジケータに入力される。

推力の測定にはまず較正を行う必要がある。較正によって得られた校正式に実際に実験して得られた測定値を代入して実際の推力に換算する。較正は、スラスタ後部から軸線方向に重りで引っ張り、擬似的に推力が発生した状態を再現して行う。固定滑車を介して吊るされた 10g の重りを 1 つずつ順に計 5 つをモータによりバスケットに出し入れする。入れた重りの質量に重力加速度をかけた値が擬似推力となる。この際、インジケータの値をデータロギングしておき、これにより得られた各質量のインジケータの値を平均化する。平均した値により与えた荷重の関係をグラフ化し、これを直線近似する。この近似式が校正式となる。較正グラフの一例を図 2-3 に示す。

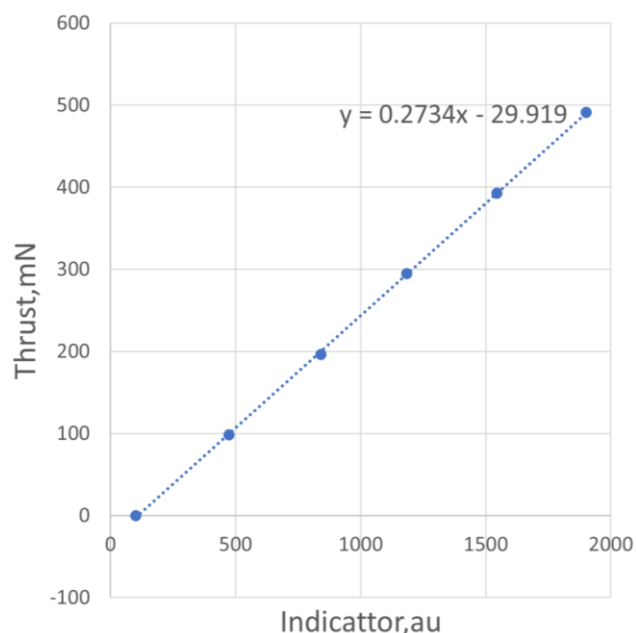


図 2-3 較正グラフの一例

2.6 アノード輻射冷却式アークジェットスラスタ

スラスタの全体図を図 2-4、断面図を図 2-5、に示す。また電極部の概略図を図 2-6、各種寸法を表 2-1 に記す。本実験で使用した陽極輻射冷却式アークジェットスラスタは全長 180mm、最大直径は 105mm、重量は 1428g である。構成部品としては主にボディ、カソードホルダ、カソード、インシュレータ、インシュレータホルダ、ソケット、アノード、アノードホルダがある。

ボディは絶縁性の高いポリブチレンテレフタレートを使用している。ソケット、ソケットホルダ、アノードホルダ、インシュレータホルダは耐食性に優れた SUS304 を使用している。カソードホルダの材質は、水冷水の効果を高めるために熱伝導率の高い銅を使用している。アノード部には昇華点が高いカーボン、カソードには融点の高い純タングステンを使用した。アノードとカソードの両電極を電気的に絶縁するためにボロンナイトライド製のインシュレータを設けた。ソケットとインシュレータ、ボディとカソードホルダ、カソードとソケット、アノードとインシュレータの接触面には推進剤の漏れ、水冷水の漏れを防ぐために耐熱ゴム製の Oリングを使用している。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やボディ本体の融解を防ぐ。また、今後行う水推進剤を用いた実験の際に、推進剤供給口を 2ヶ所設けている。



図 2-4 スラスタ全体図

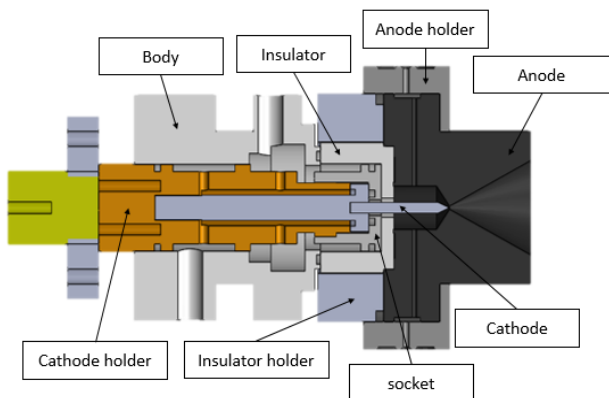


図 2-5 スラスタの断面図

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。カソード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。

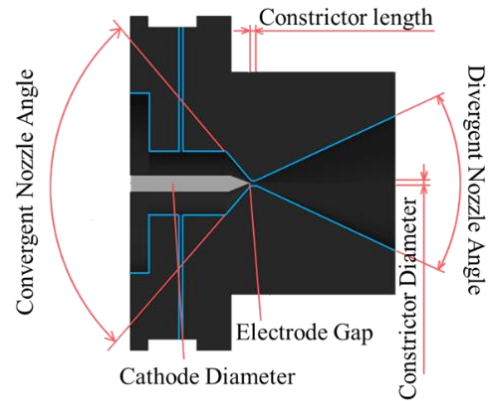


図 2-6 電極部概略図

表 2-1 電極の実験条件.

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

3. 実験結果と考察

3.1 実験条件

各推進剤と電力を推進機に投入し安定作動させ、その性能を評価する。実験条件を表 3-1、各推進剤の特性を表 3-2 に示す。電極の条件としては表 2-1 に示した通りである。本実験では推進剤に合わせたスラスタを製作していないため、安定作動が可能であった条件で性能測定を行った。

表 3-1 実験条件

Propellant	Ar	N ₂	CH ₄	NH ₃	CO ₂
Flow Rate, mg/s	200 150 100	200 150 100	150 100	150 100	200 150
Cathode diameter, mm	3.0				
Current, A	1-20	1-20	14-20	15-20	10-20

表 3-2 各推進剤の特性

	Ar	N ₂	CO ₂	NH ₃	CH ₄
Atomic weight	39.9	14.0	44.0	17.0	16.0
Molecular weight	39.9	28.0	44.0	17.0	16.0
Binding energy(kJ/mol)	—	160	283	390	416
Density, kg/m ³ (100°C)	1.313	0.887	1.4	0.54	0.528
Specific heat, J/(kg・°C)	519	1043	921	2240	2449
Thermal conductivity, W/(m・K) (100°C)	0.02	0.03	0.02	0.03	0.05
Specific gravity (Air=1)	1.38	0.97	1.53	0.59	0.55

3.2 各推進剤の性能特性

アルゴン、窒素、二酸化炭素、メタン、アンモニア、水素の6種類の推進剤を使用して安定作動に成功した。各推進剤の基本性能の比較とその条件を表 3-3 に示す。各推進剤での噴射の様子、放電電圧と放電電流の関係、推力と投入電力の関係、比推力と投入電力の関係を図 3-1 から図 3-6 に示す。

表 3-3 各推進剤の基本性能

	Ar	N ₂	CH ₄	CO ₂	NH ₃
Flow Rate, mg/s	200	200	100	200	150
Input Power, W	312	1520	1320	1482	1425
Maximum Thrust, mN	176	338	201	331	405
Flow Rate, mg/s	100	150	100	150	100
Input Power, W	135	1440	1320	1520	770
Maximum Specific Impulse, s	105	179	205	191	208
Thrust Efficiency, %	12	9	6	14	14

アルゴンと窒素はよく基礎実験などで扱われており、かなり安定した作動を得ることができた。作動時間も電圧と電流の関係もアーク放電特有の垂下特性を示し、電流の増

加と共に電圧は極度に小さくなり、比較的低い電圧でも作動可能であった。また、アノードやカソードに大きな損耗は見られず、融点を超えるような高温になっていないと考えられる。このことから内部ではカソードから発生したアーク柱がコンストリクタを通り抜けず、コンストリクタ入口付近で放電を行う低電力モードで作動していたと考えられる。アルゴンでは、投入電力 1,660W、流量 10SLM で、本実験で測定した中で最大推力 334mN を記録した。また、10分以上の連続安定作動も確認できた。アルゴンはピンク色のプルームが、窒素は朱色のプルームが発生していた。

メタン、アンモニア、二酸化炭素、水素は単体での点火が安定しなかったため、アルゴンと同時に供給し、スラスタを作動させた。作動を確認してからアルゴンの供給を停止し、目的の推進剤単体での噴射を行った。

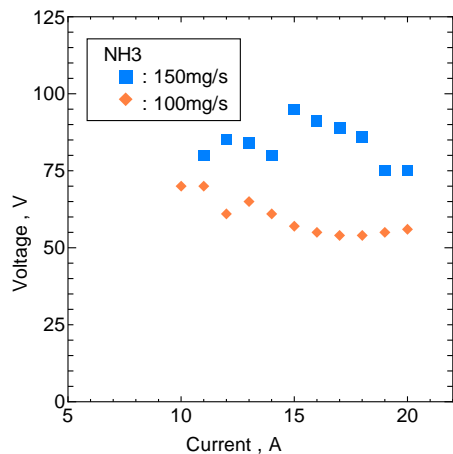
アンモニアと二酸化炭素はメタンや水素と比べると比較的安定した作動を得ることができたが、カソードの損耗などにより前述の推進剤ほどの安定作動は得られなかった。メタンと水素はかなり不安定な作動、噴射となった。これらの推進剤は低電圧ではほとんど安定した作動ができず、測定を通して比較的電圧が高かった。これらの推進剤を使用した際のスラスタを内部では、カソードの先端から電流密度の高い、つまり温度の高いアーク柱がコンストリクタ出口付近に向けて放電していたと考えられる。アーク柱が空気などで冷却されることで収縮し、電流密度が増加することを熱的ピンチ効果といい、本スラスタではコールドガスにより冷却され発生したと考えられる。熱の影響により性能の向上に繋がるが高温のプラズマが先端に集中して発生するため、高温化によるカソードの損耗が発生する原因となる。また、これらの推進剤は数分程度の作動後、噴射が停止した。実験終了後スラスタを確認したところ、カソードが大きく損耗していた。カソードが損耗し短くなったことにより、電極間距離が変化し正常に放電が行えなかったためと考えられる。

二酸化炭素とメタンの実験後のアノードとカソードには黒い煤が付いていた。各推進剤に含まれた炭素が電離し、スラスタに残ったものと考えられる。

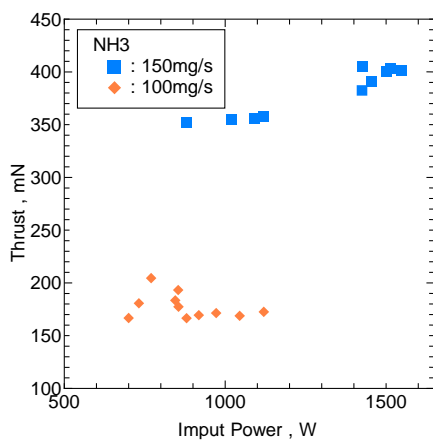
水素では安定した噴射を得られず現在は正確な測定に至っていない（我々の他のアークジェットスラスタを用いては性能がすでに得られている）。瞬間的な測定のため評価パラメータとしては算出できないが、測定値は高い値を記録しており、密度も小さいため、安定した作動を得ることができれば高い比推力を期待することができる。水素に加えて、データの少ないメタンにおいても、作動条件次第ではより良い性能を得ることができるのではないかと考えられる。今後は各推進剤に適した作動条件の検討を行い、今回不安定であった推進剤の性能特性について再度測定を行う。



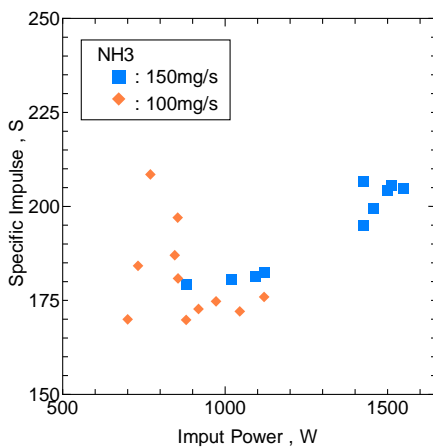
(a) 噴射の様子



(b) 放電電圧と放電電流の関係



(c) 推力と投入電力の関係

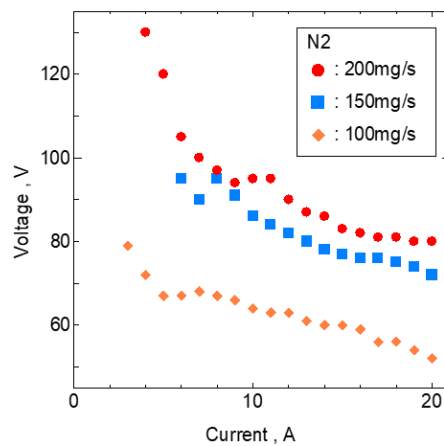


(d) 比推力と投入電力の関係

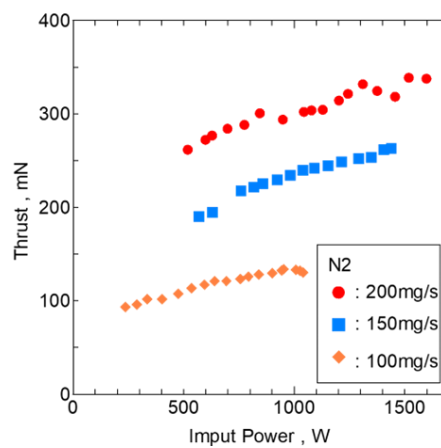
図 3-1 アルゴンの性能特性



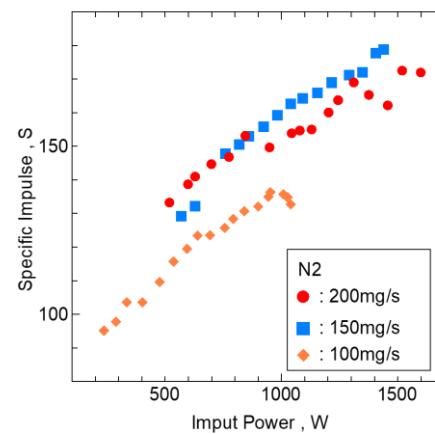
(a) 噴射の様子



(b) 放電電圧と放電電流の関係



(c) 推力と投入電力の関係



(d) 比推力と投入電力の関係

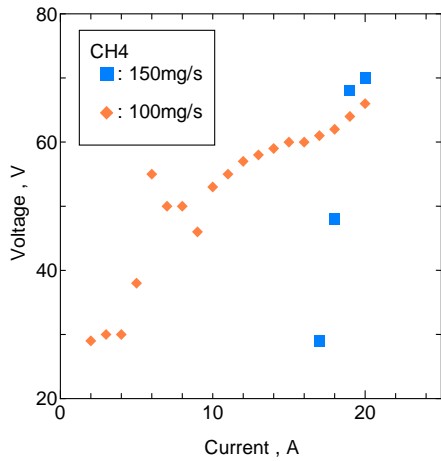
図 3-2 窒素の性能特性



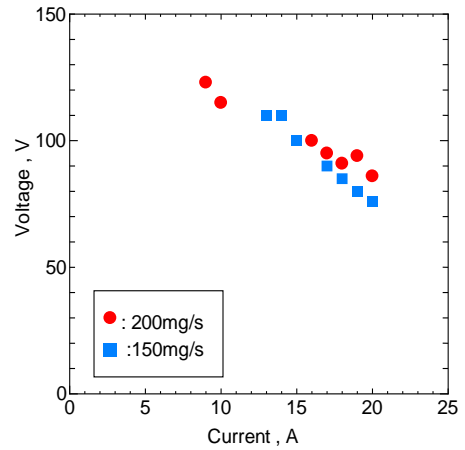
(a) 噴射の様子



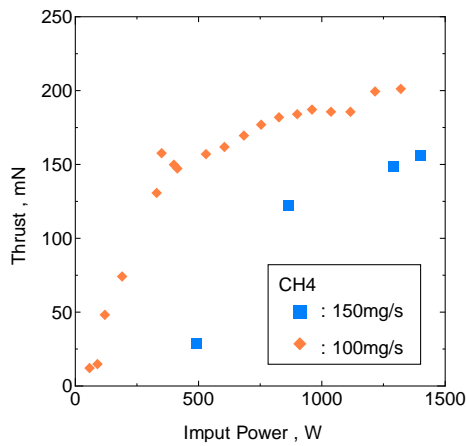
(a) 噴射の様子



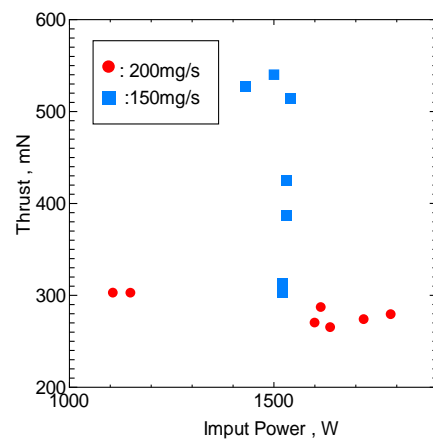
(b) 放電電圧と放電電流の関係



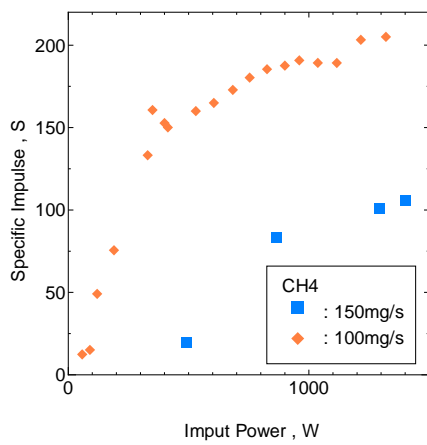
(b) 放電電圧と放電電流の関係



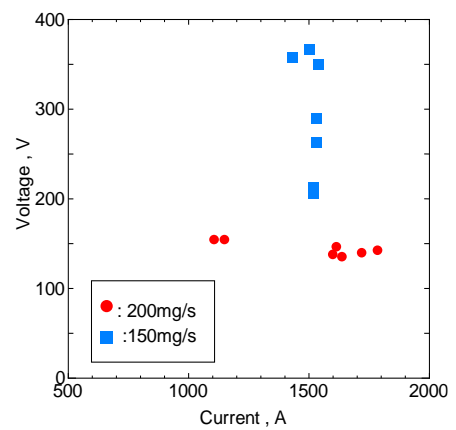
(c) 推力と投入電力の関係



(c) 推力と投入電力の関係



(d) 比推力と投入電力の関係



(d) 比推力と投入電力の関係

図 3-4 二酸化炭素の性能特性

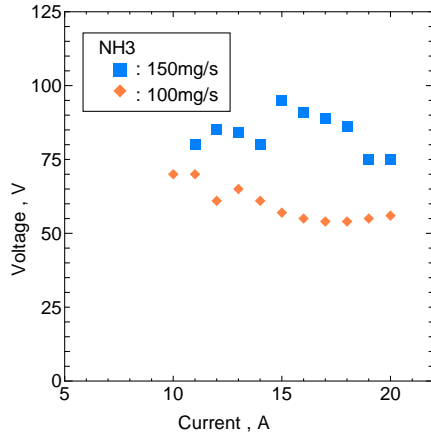
図 3-3 メタンの性能特性



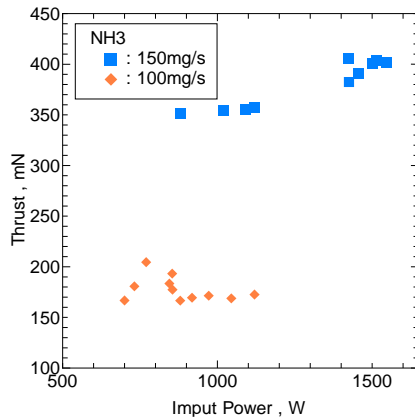
(a) 噴射の様子



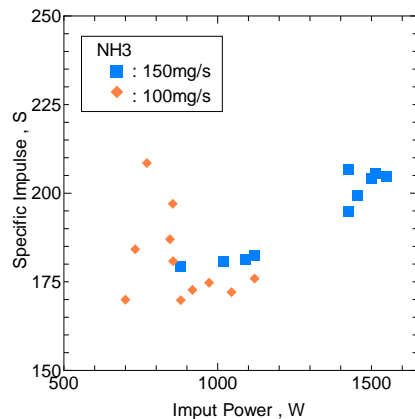
図 3-6 水素での噴射の様子



(b) 放電電圧と放電電流の関係



(c) 推力と投入電力の関係



(d) 比推力と投入電力の関係

図 3-5 アンモニアの性能特性

3.3 電極損耗

融点が約 3422°Cの純タングステンを使用したカソードは、噴射時の温度上昇に耐えられず損耗が発生する。カソードが損耗し短くなると、0mm に設定していた電極間距離が変化し先端からの正常な放電を行うことができなくなる。実験前のカソードと水素での作動中、噴射が停止した際のカソードを図 3-7 に示す。電極間距離が離れたことであまり放電することができず、先端以外からも放電してしまい、先端が丸まったと考えられる。このカソードの特徴はスラストの性能に密接に結びついている。長期間の作動に耐えられるように材質や形状の検討が必要である。

実験前とアルゴン、アンモニア、水素、二酸化炭素の噴射後のカソード先端を図 3-8 に示す。メタン、二酸化炭素、アンモニア、水素では大きな損耗が発生した。コールドガスによる冷却で熱ピンチ効果が起こったことが原因であると推測される。カソードの先端から温度の高いプラズマが発生し、融解、大きく損耗したと考えられる。また、二酸化炭素では電離により発生した酸素と、スラスト内の高温の環境により、純タングステンが酸化され酸化タングステンとなる環境ができています。酸化タングステンの融点は 1473°Cと純タングステンを下回っており、スラストの高温化に耐えることができず大きく損耗したと考えられる。



図 3-7 実験前のカソードと水素での噴射後のカソード。



(a) 実験前



(b) アルゴン作動後



(c) アンモニア作動後



(d) 水素作動後



(e) 二酸化炭素作動後

図 3-8 カソードの先端部の様子

アノードはアーク柱がコンストリクタを通り抜ける際、すなわちアノード上のアーク付着点がアノードコンバージョン部からダイバージェント部へ移動する際、損耗が発生する。

二酸化炭素とメタンの実験後のアノードのコンストリクタ付近には黒い煤が付いていた。前述の推進剤に含まれた炭素が電離し、スラスタに残ったものと考えられる。本研究中には発生しなかったが、今後長時間の作動実験を行う際にコンストリクタを周辺に付着して、噴射を阻害する原因となることが懸念される。

4. まとめ

アルゴン、窒素、メタン、二酸化炭素、アンモニア、水素を用いて、陽極輻射冷却式直流アークジェットスラスタの安定作動を確認できた。また、水素を除く推進剤にて、基本性能特性を把握することができた。

アルゴンでは流量 10SLM, 投入電力 1,660W で、最大推力 334mN となった。二酸化炭素では流量 1SLM, 投入電力 1,330W で、最大比推力 536sec となった。またアルゴンや窒素に比べてメタンやアンモニアも比較的、比推力が高い結果を得ることができた。作動時の安定性は良いものから順に、アルゴン、窒素、アンモニア、二酸化炭素、メタン、水素となった。しかし不安定であった推進剤のほうが、比推力は高い傾向があった。データの少ないメタンや今回は測定に至っていない水素においても、作動条件次第ではより良い性能を得ることができるのではないかと考えられる。今後は各推進剤に適した作動条件の検討を行い、今回不安定であった推進剤の性能特性について再度測定を行う。

タングステンを使用したカソードはスラスタ作動時の温度上昇に耐えることができず、損耗が発生する。特に水素が含まれる推進剤や、酸素が含まれる二酸化炭素では顕著に影響があった。電極はスラスタの寿命に直結する部品であるため、形状や材質などの改良が必要である。

参考文献

- 1) Kentaro Kaji, Kazuki Shibutani, Takahiro Itsuki, Hirokazu Tahara, Yoshiyuki Takao, Ai Momozawa, Daisuke Nakata, and Tomoyuki Ikeda, "Performance Characteristics of Direct-Current Arcjet Thrusters -Use of Carbon Dioxide, Methane, Ammonia in Planets and Satellites in the Solar System to Propellants-," Frontier of Applied Plasma Technology, Vol.15, No.1, July 2022, pp.1-6.
- 2) Takumi Yamamoto, Takahisa Shimada, Soma Mizuide, Atsushi Mimura, Hirokazu Tahara, Yoshiyuki Takao, Ai Momozawa, Daisuke Nakata, Tomoyuki Ikeda, Takashi Wakizono, and Masaya Toyama, "Research and Development of High-Power Steady-State Radiation-Cooled DC/MPD Arcjet Thrusters for Transportation in the Solar System," Frontier of Applied Plasma Technology, Vol.13, No.2, July 2020, pp.59-64.
- 3) 古谷楓真, 笹井優衣, 飯干壮馬, 澤邊陽, 池本凌, 田原弘一, 桃沢愛, 中田大将, 鷹尾良行, 池田知行, 野川雄一郎, 脇園堯, 外山雅也, "直流アークジェットスラスタの作動特性と高性能化—太陽系惑星・衛星に存在する物資:二酸化炭素,メタン,アンモニア,水素,ヘリウム,空気,氷・水などの推進剤への利用—," 2022年度 JAXA 宇宙輸送シンポジウム, JAXA 宇宙科学研究所(神奈川県相模原市), STEP-2022-015, 2023年1月.
- 4) 笹井優衣, 古谷楓真, 池本凌, 田原弘一, 桃沢愛, 中田大将, 池田知行, 鷹尾良行, 野川雄一郎, 脇園堯, 外山雅也, "直流アークジェットスラスタの推力特性と高性能化—太陽系惑星・衛星に存在する二酸化炭素,メタン,アンモニア,水素,ヘリウム,空気,氷・水などの推進

- 剤への利用一,” 第 59 回 日本航空宇宙学会 中部・関西支部 合同秋期大会, オンライン開催, SBM000004, 2022 年 11 月.
- 5) 田原弘一, 池田知行, 鷹尾良行,” 太陽系惑星・衛星に存在する物質を推進剤に用いた電気推進,” 第 66 回宇宙科学技術連合講演会, 熊本城ホール (熊本県熊本市), 2K01, 2022 年 10-11 月.
- 6) 池本凌, 笹井優衣, 古谷楓真, 田原弘一, 桃沢愛, 中田大将, 池田知行, 鷹尾良行, 野川雄一郎, 脇園堯, 外山雅也,” 直流アークジェットスラスターの推力特性と最適設計ー太陽系惑星・衛星に存在する二酸化炭素, メタン, アンモニア, 水素, ヘリウム, 空気, 氷・水などの推進剤への利用一,” 第 66 回宇宙科学技術連合講演会, 熊本城ホール (熊本県熊本市), 4K07, 2022 年 10-11 月.
- 7) Kentaro Kaji, Kazuki Shibutani, Ryo Ikemoto, Ayano Yoshida, Hirokazu Tahara, Ai Momozawa, Daisuke Nakata, Tomoyuki Ikeda, Yoshiyuki Takao, Yuichiro Nogawa, Takashi Wakizono, and Masaya Toyama,” Performance Characteristics of Direct-Current Arcjet Thrusters -Use of Carbon Dioxide, Methane, Ammonia, Hydrogen, Helium, Air and Ice/Water etc. in Planets and Satellites in the Solar System to Propellants-,” 37th International Electric Propulsion Conference, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA USA, IEPC-2022-574, June 19-23, 2022.
- 8) 田原弘一, 伊月貴大, 池田知行,” 太陽系惑星・衛星に存在する物資を推進剤に用いた電気推進,” 第 61 回航空原動機・宇宙推進講演会, 米子コンベンションセンター BIGSHIP (鳥取県米子市), 3C07, 2022 年 3 月.
- 9) Kentaro Kaji, Kazuki Shibutani, Ryo Ikemoto, Ayano Yoshida, Hirokazu Tahara, Ai Momozawa, Daisuke Nakata, Tomoyuki Ikeda, Yoshiyuki Takao, Yuichiro Nogawa, Takashi Wakizono, and Masaya Toyama,” Performance Characteristics of DC Arcjet Thrusters -Use of Carbon Dioxide, Methane, Ammonia, Hydrogen, Helium, Air and Water/Ice etc. in Planets and Satellites in the Solar System to Propellants-,” 33rd International Symposium on Space Technology and Science (33rd ISTS), Beppu, Oita, Japan, ISTS 2022-b-21, Feb.-March 2022.