

**科学研究費助成事業 研究成果報告書**

平成 29 年 6 月 21 日現在

機関番号：34406

研究種目：挑戦的萌芽研究

研究期間：2014～2016

課題番号：26630447

研究課題名(和文)自動車グロープラグを用いた宇宙用小型水蒸気発生装置の研究開発

研究課題名(英文) Research and Development of Small and Compact Vapor Gas Generator in Space Using Automobile Glow Plugs

研究代表者

田原 弘一 (Tahara, Hirokazu)

大阪工業大学・工学部・教授

研究者番号：20207210

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,000,000円

研究成果の概要(和文)：宇宙空間や宇宙船内で使用することを想定した蒸気ガスジェネレータの開発研究を行った。その熱源には自動車業界で長年利用され実績と信頼性が高く、小型軽量、省電力で高温となる点に注目し、ディーゼルエンジンの燃料予備加熱時に使用されるグロープラグを用いた。大気中における実験から定常的に蒸気の発生を確認し、ガスジェネレータの開発に成功した。更なる蒸気の利用方法として電気推進機の推進剤としての利用を想定したガスジェネレータの開発を行い、真空中で約30分間の蒸気の生成に成功した。各種ガスジェネレータと電気推進機アークジェットを使用して、水を推進剤とした作動を行った。最大25秒の水での作動を確認した。

研究成果の概要(英文)：About ten years ago, it was difficult to obtain water in space because there was no technology to recover purified water from domestic wasted water. However, WRS (Water Recovery System) was developed and astronauts staying at ISS (International Space Station) can get water easily with the system. Because WRS using distillation is large, a low-power and small-sized device to vaporize liquid water is needed. In this study, a gas generator to generate vapor was designed and developed. Furthermore, water recovered in ISS is presently left over. Therefore, application of water to electric propulsion was considered. When using water as a propellant, a water-cooled arcjet thruster system achieved stable operations during maximum 10 seconds. In order to realize long time operation, an arcjet thruster with radiation-cooled anode was developed. Using water and nitrogen mixture gas, the anode-radiation-cooled arcjet thruster system confirmed operations during about 7 minutes.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：グロープラグ タ 推進剤 ガス発生装置 水蒸気発生装置 水 宇宙用機器 電気推進機 アークジェットスラス

### 1. 研究開始当初の背景

地球上において水の確保は容易であるが、宇宙空間での水の確保は困難であり、水は大変貴重で入手するには地球からの供給に頼る必要がある。しかし、一度に補給船に搭載できる量には限りがあるため、水の利用には制限があり、宇宙空間における水の再利用は非常に重要となる。そのため、国際宇宙ステーション (International Space Station: ISS) では乗組員の汗や尿などの排水を回収し、再生水として再利用できる水再生システム (Water Recovery System: WRS) が搭載されている。このシステムは排水を蒸留し再生水に変換し、水の確保を行うものである。しかしこのシステムは大型のため、本研究では蒸留を行う過程に注目し、直接加熱による小型の蒸気発生装置による方法を考案する。これにより、水の再生だけでなく、新しい設備の搭載や乗組員の皮膚に水蒸気を当てることでリフレッシュメントに利用できる。現在、地球以外の惑星にも水が存在する可能性が多くあり、今後宇宙開発が進歩し、他の惑星で水を採取することが可能となれば、様々な場面で水が使用できる。また、水を加熱した際に発生する蒸気を宇宙船に搭載されている姿勢・軌道制御に用いられる電気推進機への推進剤として利用することも考えられる。そのため宇宙空間における直接加熱による蒸気発生装置の開発には大きな意義がある。

### 2. 研究の目的

自動車ジーゼルエンジンの燃料予備加熱に用いられるグロープラグ (Glow Plug) は、1) 小型軽量 (直径 10mm・長さ 100mm・重量 30g 程度)、2) 小電力 (10-50W)、3) 高表面温度 (最大 1千°C前後) である。さらに、自動車用汎用機器であるので、1) 安価 (数千円程度)、2) 高耐久性 (1年以上) という特徴を持つ。本研究では、この自動車用グロープラグを用いた宇宙用小型水蒸気発生装置の開発を目指す。宇宙における水蒸気の用途として、国際宇宙ステーション (ISS) 廃棄水、月起源の水などを蒸気化し、宇宙用スラスタ (例えば電気推進の一種であるアークジェットスラスタ) の推進剤に用いること、ISS 船内・月基地にて滞在者のリフレッシュメントに利用 (将来の動植物飼育・栽培に利用) することなどが考えられ、その実用的価値は非常に高い。3年間の研究期間中に、小型水蒸気発生装置の試作、性能特性の取得、内部の熱流体物理現象の計測・把握、数値計算による現象解明と性能予測、実用器の設計・試作、航空機・ISS による無重力下での実験提案を行う。

### 3. 研究の方法

(1) ガスジェネレータ：本研究では宇宙空間における水の利用方法として蒸気化させる蒸気発生装置 (ガスジェネレータ) の開発を行った。熱源には小型・軽量、省電力で高温となる点に注目し、ディーゼルエンジンの燃

料予備加熱時に使用されるグロープラグを用いた。このガスジェネレータの開発により宇宙空間での水の利用の幅が広がる。

(2) 試作型ガスジェネレータ：宇宙空間の特に宇宙船内における蒸気の利用を目的として開発されたガスジェネレータの写真と断面図を図1と図2に示す。ボディには熱伝導率の高い銅を用いた。グロープラグは円筒の両端に計5本挿入し、水を直接加熱し蒸気化させる。グロープラグの先端素子に水が直接接触することで即座に水を加熱・蒸気化させることを目的としている。

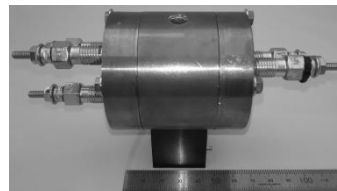


図1 試作型ガスジェネレータの写真

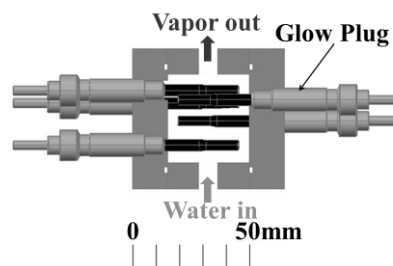


図2 試作型ガスジェネレータの断面図

大気中での作動実験を行い、作動時の温度測定を実施することでその特性を調べた。実験条件として水の流量を 100-180 ml/h で 10分ごとに水の流量を 20 ml/h ずつ変化させてマイクロチューブポンプで供給し、グロープラグへの投入電力は 165 W で、電力供給後約 3分程度の予備加熱を行い、水の供給を開始した。ガスジェネレータの内部と出口の蒸気の温度を熱電対にて測定した。実験開始から約 7分後に内部温度が低下し、同時に出口から蒸気が発生したことを目視にて確認した。その後 10分ごとに流量を変更したが流量に関係なく蒸気は発生し続けていた。内部温度は約 100°C で定常となり、出口の温度は最高で 220°C となっていた。このことからガスジェネレータ内部の温度は水の沸点に依存していることが推測できる。本実験から宇宙船内で使用することを前提としたガスジェネレータの開発に成功した。

(3) 改良型ガスジェネレータ：改良型ガスジェネレータを設計制作した。ボディには試作型と同様に銅を用い、より低消費電力・コンパクトな形状にするためにグロープラグは 5本から 1本に変更した。さらに即座に水を加熱・蒸気化させるために、流路を狭めることでグロープラグの一番温度が高くなる先端付近のみに水が接触する構造にした。

改良型の小型化および低電力化によって

蒸気の生成が行えるか実験を行った。前述の実験において流量に依存しないことがわかっているため水の流量は一つの流量で固定した。水の供給はマイクロチューブポンプから加圧タンクに変更し、流量測定を行ったところ 28.3 mg/s であった。本実験では流路を狭めたため内部ではなくボディの表面と出口の温度を測定した。グロープラグへの電力は 76.5 W とし、前節と同様に予備加熱を行ってから水の供給を開始した。予備加熱の時間は前章から 7 分程度行った。実験開始から約 8 分後に内部温度が低下し、同時に出口から蒸気が発生したことを目視にて確認した。出口の温度は最高で 80 °C、ガスジェネレータの表面温度は約 170 °C で定常となっていた。出口付近の温度が低い結果となったが、ボディが 100 °C 以上を保っていたこと、目視による蒸気の確認から、グロープラグの本数を減らしても定常に蒸気を発生させることに成功した。本実験から宇宙船内で使用することを前提とした低電力の小型ガスジェネレータの開発に成功した。

(4) オリフィス付改良型ガスジェネレータ：先の実験にて大気中における低電力の小型ガスジェネレータの開発に成功した。そこで今度は宇宙船外の推進機への利用を想定したガスジェネレータの開発を行った。真空中では水は凍結してしまう。そこで気体状態となった水を一定流量で凍結することなく推進機に供給するために、さらに流路を絞ったオリフィスを設けた。オリフィスの直径は 0.5 mm とし、熱源となるグロープラグの下流に取り付けた。オリフィスを取り付けた改良型ガスジェネレータの写真と断面図を図 3 と図 4 に示す。



図 3 オリフィス付改良型ガスジェネレータの写真

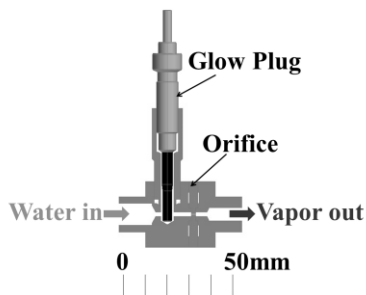


図 4 オリフィス付改良型ガスジェネレータの断面図

真空チャンバ内にて蒸気を一定供給することが可能であるかの実験を行った。実験条件はグロープラグへの投入電力は 74.59 W で水の流量は 21.82 mg/s とした。温度測定点はガスジェネレータの上流、下流のボディと出口の 3 箇所に変更し、予備加熱は 25 分程度行った。この条件における結果を図 5 に示す。実験開始から約 35 分後に内部温度が低下したが、目視による蒸気の発生は確認できなかった。しかし、真空チャンバ内の圧力が 6 Pa から 11.5 Pa まで上昇し、氷の発生も確認されていないことから、真空中での蒸気の生成に成功したと判断する。また、出口の温度が約 160 °C で定常になったため実験を終了し、約 30 分間の蒸気の生成に成功した。よって、本実験から宇宙空間の推進機に使用することも可能となったガスジェネレータの開発に成功した。

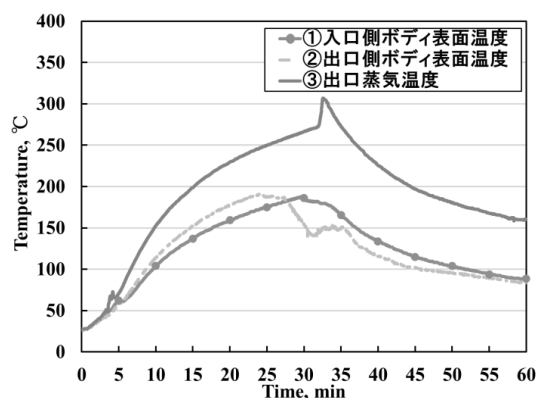


図 5 各部温度・出口蒸気温度の時間変化

(5) 電気推進機への応用：宇宙空間における水の利用として電気推進機であるアークジェットスラスタへの応用を行った。アークジェットの推進剤には液体状態のヒドラジンを触媒で気体状態にしてから使用している。このことから水をアークジェットの推進剤として蒸気の使用が可能であると考え、宇宙空間における新たな水の利用方法を確立することができる。本実験では各種ガスジェネレータとアークジェットスラスタを用いて実験を行った。

試作型ガスジェネレータを用いた水作動実験では水単体での作動という点に注目して、アークジェットの作動が行えるかの確認を行った。実験条件は、水冷式アークジェットを使用し、投入電流は 10 A、水の流量は 90 mL/h (25 mg/s) とし、マイクロチューブポンプで供給した。水冷式アークジェットの写真を図 6 に示す。ガスジェネレータへの投入電力は 165 W とした。実験を行ったところ、白いプルームが発生し、約 5 秒間作動が継続した。作動時の様子を図 7 に示す。当初目標としていた水単体での作動に成功することができた。

改良型ガスジェネレータを用いた水作動実験では、改良型ガスジェネレータを用いて、



図6 水冷式アークジェットの写真

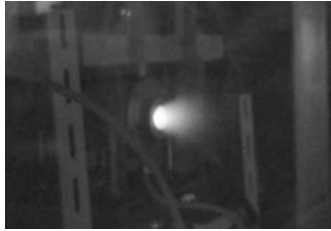


図7 試作型ガスジェネレータを用いた水冷式アークジェットの水作動

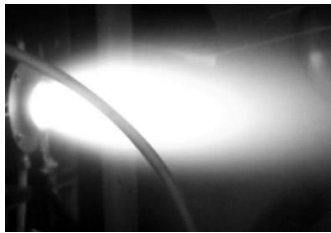


図8 改良型ガスジェネレータを用いた水冷式アークジェットの水作動

水単体での作動を目標に実験を行った。実験条件は、水冷式アークジェットを用い、スラストの水冷を行うと蒸気が放電室で水に戻ることが予想されたため、冷却を行わずに実験をした。また、窒素を4.0 SLMで供給し初期作動を行い、水を33.3 mg/sで加圧タンクを使用して供給した。徐々に窒素の供給量を減らし、流量が0 mg/sになった時に水のみで作動しているのかを確認した。ガスジェネレータへの投入電力は56 Wで、温度が約300 °Cになるまで十分に予備加熱し、実験を開始した。図8に窒素流量0 mg/s、水33.3mg/s時での作動の様子を示す。青白いプルームを放ち、綺麗に発散している様子が確認できる。しかし、真空中において水の流量が一定とならず、供給が追い付かなかったため10秒程度で消弧させてしまった。

オリフィス付改良型ガスジェネレータを用いた水作動実験では、実験条件としてはガスジェネレータに81 Wの電力を供給し、15分間の予備加熱を行った。アノード輻射冷却式アークジェットで窒素を用いて初期着火を行い、約1分間スラストの予備加熱をした。水の供給開始後、徐々に窒素の供給量を減らし、水単体での作動の確認を行う。スラストへの投入電流は19 A、窒素の初期作動時の流量は60 mg/s、水推進剤流量は25.2 mg/sである。アノード輻射冷却式アークジェットの写真を図9に示す。図10はアノード輻射冷却式アークジェットにおける水単体時の作

動の様子である。水冷式アークジェットが10秒程度だったのに対して、アノード輻射冷却式アークジェットは約25秒まで向上した。しかし、実験後にスラストの分解を行うと部品が破損しており、今後長時間作動を行うためには改良する必要がある。

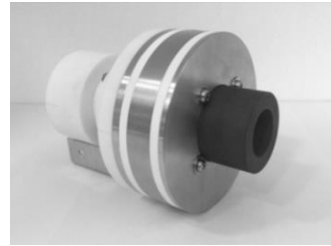


図9 アノード輻射冷却式アークジェットの写真



図10 改良型ガスジェネレータを用いたアノード輻射冷却式アークジェットのの水作動



図11 改良型アノード輻射冷却式アークジェットの写真



図12 改良型ガスジェネレータを用いた改良型アノード輻射冷却式アークジェットのの水・窒素混合作動

水を推進剤として用いるためにアノード輻射冷却式アークジェットの改良を行った。図11にスラストの写真を示す。改良型アノード輻射冷却式アークジェットを用いて水での作動実験を行った。実験条件としてはガ

スジェネレータに 81 W の電力を供給し、5 分間の予備加熱を行い、窒素流量 6.5 SLM での初期着火後約 10 分間スラスタの予備加熱をした。その後水の供給を開始し、窒素の供給を絞り水単体での作動を行う。スラスタへの投入電流は 17 A、水の流量は 24.3 mg/s である。図 1 2 に窒素と水の混合時の作動の様子を示す。本実験では水単体での作動には至らなかったが、アークジェット改良により、窒素と水を混合した状態で約 7 分間の作動を確認した。

#### 4. 研究成果

(1) 宇宙用小型ガスジェネレータの開発：宇宙空間の特に宇宙船内で使用することを想定したガスジェネレータの試作を行った。その熱源には自動車業界で長年利用され実績と信頼性が高く、小型軽量、省電力で高温となる点に注目し、ディーゼルエンジンの燃料予備加熱時に使用されるグロープラグを用いた。大気中における実験から定常的に蒸気の発生を確認し、ガスジェネレータの開発に成功した。

小型・軽量化と低消費電力に注目し、試作型のガスジェネレータを大きく改良した改良型ガスジェネレータの製作を行った。グロープラグの本数を 1 本に変更して大気中で実験を行ったところ、蒸気の発生を確認した。この結果からガスジェネレータの小型・軽量化・低消費電力での作動に成功した。

更なる蒸気の利用方法として電気推進機の推進剤としての利用を想定したガスジェネレータの開発を行った。実験は真空中で行い、約 30 分間の蒸気の生成に成功した。この結果から宇宙空間において多くの場面での蒸気の生成とその利用を行えるガスジェネレータの開発に成功した。

(2) 電気推進機への蒸気の応用：宇宙空間における水利用の応用として電気推進機であるアークジェットスラスタへの応用を行った。各種ガスジェネレータとアークジェットを使用して、水を推進剤とした作動を行った。最大 25 秒の水での作動を確認した。この結果から、ガスジェネレータとアークジェットスラスタの組み合わせによる新たな宇宙空間における水の利用に成功した。しかし、アークジェット本体の部品が破損したため、長時間の作動が困難であった。

(3) 窒素を用いた基礎性能取得：アノード輻射冷却式アークジェットの改良を行い、基礎性能として窒素流量 40 から 60 mg/s を用いた推進性能を測定した。性能測定の結果、投入電力 728-935 W の範囲で、推力 120.13-180.02 mN、比推力 282.22-357.10 s、推進効率 13.33-17.48% を達成した。この結果を水冷式の同条件における実験と比較を行ったところすべての推進性能が向上していた。

(4) 改良型アノード輻射冷却式における水作動：改良型アノード輻射冷却式アークジェッ

トを用いて水での作動実験を行ったところ、水単体での作動には至らなかったが、オリフィスを取り付けたガスジェネレータによる蒸気の一定供給とスラスタの改良による窒素と水を混合した状態で約 7 分間の作動を確認した。

#### 5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計 3 件)

① 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), 2013 年 10 月, George Washington University, Washington, D. C., USA, IEPC-2013-192. 査読有

② Suguru Shiraki, Yuki Fukutome, Fumihiro Inoue, Kazuma Matsumoto, Hirokazu Tahara, Yuichiro Nogawa, Ai Momozawa 「Performance Characteristics of Low-Power Arcjet Thruster Systems with Gas Generators for Water」 Joint Conf.: 30th International Symposium on Space Technology and Science (30th ISTS), 34th International Electric Propulsion Conference (34th IEPC), 6th Nano-Satellite Symposium (6th NSAT), IEPC-2015-230/ISTS-2015-b-230. 2015 年 7 月, 神戸国際会議場・ポートピアホテル (兵庫県神戸市). 査読有

③ Yuki Fukutome, Suguru Shiraki, Fumihiro Inoue, Katsuya Shimogaito, Takashi Nakanishi, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada, Yuichiro Nogawa and Ai Momozawa 「Research and Development of Low-Power Arcjet thrusters with Green Propellants of HAN and Water」 Space Propulsion 2016, Paper No. 3124903. 2016 年 5 月, マリオット ローマ パーク ホテル (ローマ・イタリア). 査読有

〔学会発表〕(計 6 件)

① 奥田和宜, 三村岳史, 下垣内勝也, 白木 優, 福留佑規, 田原弘一, 高田恭子, 桃沢 愛, 野川雄一郎, 中田大將 「グリーン推進剤を用いたアノード輻射冷却式低電力 DC アークジェットスラスタの研究開発」 第 57 回航空原動機・宇宙推進講演会, 1A18, 2017 年 3 月 9 日, 沖縄県市町村自治会館 (沖縄県沖縄市).

② 三村岳史, 奥田和宜, 下垣内勝也, 高田恭子, 中田大將, 田原弘一, 桃沢 愛, 白木 優, 福留佑規, 野川雄一郎 「低毒性推進剤を用いた低電力 DC アークジェットスラスタの性能特性」 平成 28 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2016-001, 2017 年 1 月 19 日, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市).

③ 奥田和宜, 福留佑規, 白木 優, 下垣内勝也, 三村岳史, 田原弘一, 高田恭子, 桃沢 愛, 野

川雄一郎「低毒性推進剤を用いた低電力アノード輻射冷却式 DC アークジェットスラスタの性能特性」第 53 回日本航空宇宙学会 中部・関西支部合同秋期大会, A3, 2016 年 11 月 26 日, 名城大学 ナゴヤドーム前キャンパス (愛知県名古屋市) .

④ Yuichiro Nogawa and Hirokazu Tahara  
「The Latest Development Status for Direct Water Propellant Type DC Arcjet Thruster and Small Satellite Development」The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, R1-5, 2016 年 10 月 24 日, Toyama International Conference Center (Toyama, Japan).

⑤ 野川雄一郎, 田原弘一「水推進剤直接利用型アークジェットスラスタ及びアークジェットスラスタ搭載小型衛星の研究開発ステータス」第 60 回宇宙科学技術連合講演会, 3I17, 2016 年 9 月 6 日, 函館アリーナ (北海道函館市) .

⑥ 下垣内勝也, 井上史博, 福留佑規, 白木優, 中西隆史, 田原弘一, 高田恭子, 桃沢愛, 野川雄一郎「低毒性推進剤を用いたアノード輻射冷却式低電力直流アークジェットスラスタの研究開発」平成 27 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2015-001, 2016 年 1 月 14 日, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市) .

〔図書〕 (計 0 件)

〔産業財産権〕

○ 出願状況 (計 0 件)

○ 取得状況 (計 0 件)

〔その他〕

ホームページ等

<http://www.oit.ac.jp/med/~tahara/jp/index-j.html>

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

田原 弘一 (TAHARA, Hirokazu)

大阪工業大学・工学部・教授

研究者番号: 20207210