

# 水サイクル宇宙推進システムの研究

Study of Water Energy Cycle Space Propulsion System

橋本保成

宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部  
技術開発部、推進系開発グループ

Yasunari Hashimoto

Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA),  
Institute of Space and Astronautical Science (ISAS)  
Space Technology Development Department,  
Propulsion System Technology Development Group

## Abstract

Water-Energy-Cycle Space Propulsion System was defined as a space system supporting long-term and large-scale space activity. On the test stand which can change a posture, the principle model was assembled, the posture was changed in  $\pm 1G$ , and the performance of a principle model was compared. As a result of experimenting in  $\pm 1G$ , when it operated normally in any case and it did separation of gas and a liquid on the level of each subsystem, under terrestrial gravity environment, it came out enough and a certain thing was understood. The feel referred to as operating satisfactory also under the micro-gravity environment of space was acquired as a result of consideration. The Proton Exchange Membrane (PEM) electrolyzer and the fuel cell which were used for the experiment made the regenerative fuel cell as an experiment, and used the single cell for this research in normal temperature. The phenomenon of ignition delay has been improved by the device of injection structure, and adjustment of injection timing in the catalyst ignition experiment of hydrogen/oxygen thruster. Moreover, it turns out that water adheres to the catalyst layer surface after a combustion end.

## 1. はじめに

「水サイクル宇宙推進システム」は水サイクルシステムと推進システムを統合したもので、地球・月近傍の宇宙空間で活動する将来の有人宇宙システムに生命維持・エネルギー貯蔵・発電および姿勢・軌道制御用推進の3機能を複合的に提供する。その概念を図1に示す。水サイクルシステムは太陽光発電による電力で水を電気分解して水素と酸素にして貯蔵し、日陰時などに燃料電池により発電する。この水素/酸素貯蔵量は任意に設定できるため、衛星や宇宙船などの飛翔体に限らず、月面上での15日間続く夜の発電装置としても利用することができる。一方、水素/酸素を推進剤とすることにより人体に無害 (non-toxic) で高性能な推進システムを構成することができる。この場合には推進剤として消費する水は別途に搭載しておく必要がある。推進システムから見た場合に水サイクルシステムは推進剤供給システムとなり、統合することにより軽量で多機能な宇宙システムになる。

このような宇宙システムは米国において1980年代後半に宇宙ステーション用に検討された<sup>1)</sup>が、固体高分子型燃料電池としてはまだ宇宙での利用は進んでいない。このため、微小重力環境での使用について参考となる例は見当たらない。地上で微小重力環境を長時間模擬することは困難である。水サイクル宇宙システムが宇宙で正常に作動するかどうか地上環境で確認する手段があるだろうか。このような疑問に対して一つの仮説を設けた。地上で水サイクル宇宙システムの性能がその姿勢によらず一定なら、あるいは一定範囲に入っていれば、微小重力環境でも正常に作動するかもしれないと言

うものである。このような仮説に基づいて、水サイクル宇宙システム原理モデルを製作し、±1 Gの範囲で性能を実験的に測定することにした。ここではその実験の内容と結果について述べる。また、推進システムについては推進剤にガス水素／ガス酸素を使用するので微小重力環境でも作動するが、触媒着火の実験を行ったので紹介する。なお、本研究は平成14年と15年に（財）日本宇宙フォーラムが推進している「宇宙利用に関する地上研究公募プロジェクト」の一環として行った。また、共同研究者は都木興一郎（農工大）、田中孝治（JAXA/ISAS）、石井忠治（（資）次世代技術）、藤田 孝（AEC 藤田）で行った。

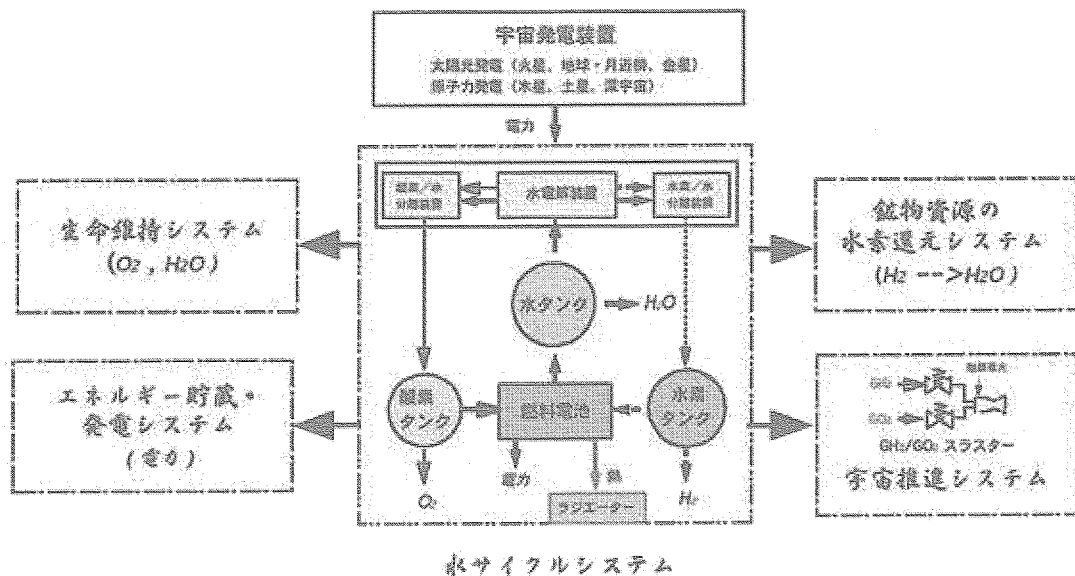


図1. 水サイクル宇宙推進システム概念図

## 2. 研究の概要

水サイクル宇宙推進システム原理モデルの供給配管系統図を図2に示す。このモデルでは水電解と燃料電池を別々につけたが、最初はリバーシブルな固体高分子型燃料電池1個のものを作った。それは固体高分子型水電解と燃料電池の機能を合わせ持つものでどちらか一方が機能していれば他方の機能は使えない。実験では両方の機能とも正常に作動するが、水電解モードから燃料電池モードに移るときにセル内の水を排出してからでないと燃料電池モードが機能しないことが分かった。この問題はそれぞれのガス系にパージラインを設けることで解決した。図2のAで示した部分が水電解モードの供給配管系統である。ピストン式の水タンクから水電解装置に水を供給し、水電解により発生した水素／酸素ガスは規定圧力差の範囲内でガスのみ通す膜を通してセル外にでる。そして除湿器に入り、最終的にポンペに貯蔵される。同時に水タンクも圧力的にバランスするようになっており、ニューマチックによりピストンで $\Delta P$ の圧力差を発生させて水を強制的にセル内に供給する。図2のBで示した部分は燃料電池モードとして使う場合の供給配管である。ポンペを出たガスはほぼ大気圧力まで減圧され加湿器に入る。加湿器は水が循環しており、固体高分子膜を介してガスを加湿する。従ってガス側に移った分だけ水は減少していく。この水タンクは多孔質プラスチックを使用した表面張力タンクとなっており、ギャポンプで水を循環させている。加湿されたガスは燃料電池に入り、酸素極に水を生成する。この場合に、少量のガスが排気・排水タンクに生成水とともにでて行く。排気ガスは流れをチェックするためにも使われ、排気・排水タンクには水を溜めて底からガスを放出する。この監視によるチェックは図4の姿勢でのみ確認できる。このように水電解装置に水を供給するための水タンクと燃料電池の加湿器用水タンクは水だけ排出できるようになっており、燃料電池下流の排気・排水タンクはガスのみ排出するようになっている。

一番下（Cで示した）に示した推進系はガス水素とガス酸素を使用するため微小重力環境の考慮は必要ない。推進系はこの部分をそのまま別の燃焼テストスタンドで実現して触媒着火実験を行った。

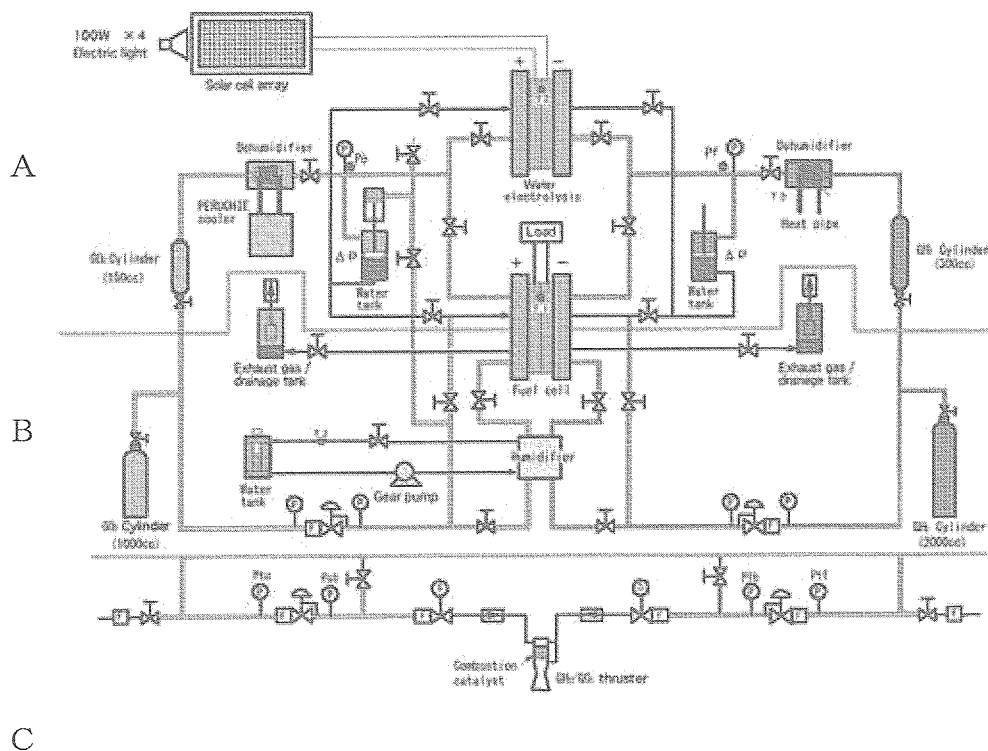


図2. 水サイクル宇宙推進システム供給配管系統図

実験に先立ち原理モデルに装着する固体高分子型水電解装置、及び燃料電池を探したが見つからなかった。このため、本実験には新たに試作したリバーシブルな固体高分子型燃料電池を使用した（図3）。これは水電解の機能と燃料電池の機能を合わせ持つが、同時に両機能を利用することは出来ない。米国では再生型燃料電池とも呼ばれている<sup>2)</sup>。実験に使用したものは触媒塗布面積が約10.18 cm<sup>2</sup>（φ3.6 cm）のもので、特徴はセル内に水／ガス分離膜を持つことである。実験は単セル、常温で行った。

実験に使用する水サイクル宇宙システムの原理モデルを製作した（図4）。これは常温での作動を前提としており、原理モデルは転倒台車上のアルミニウム円盤（φ600）上に組立て、円盤ごと取り外せる。この転倒台車はピッチ軸を回転することができ、円盤支持台はロール方向に回転できる。これにより水サイクル宇宙システムは3軸周りに任意の姿勢をとることができる。

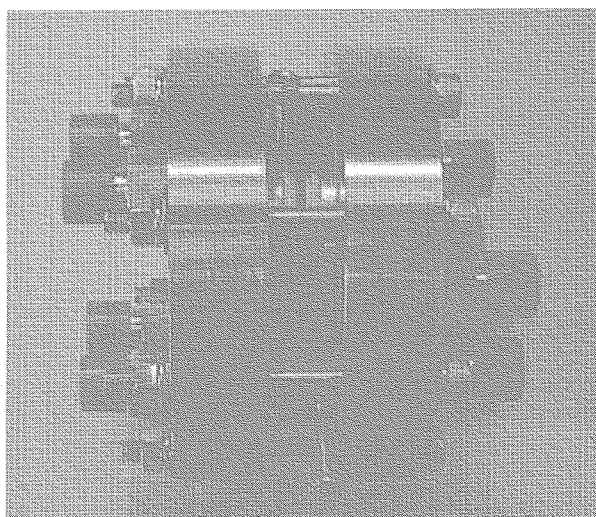


図3. リバーシブル燃料電池

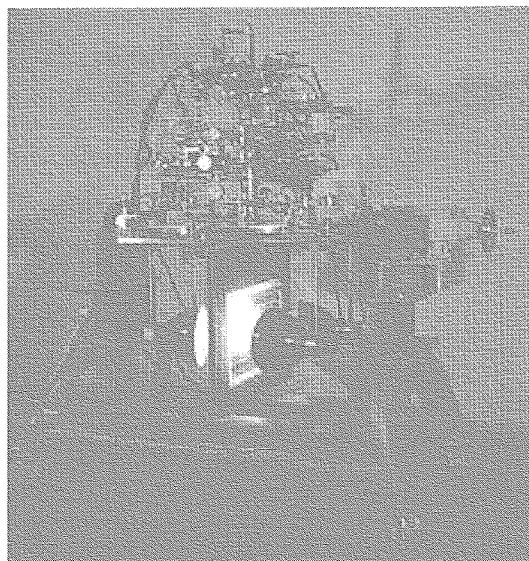


図4. 転倒台車上の原理モデル

## GH<sub>2</sub>/CO<sub>2</sub>スラスタの触媒着火実験

水素／酸素ガスを推進剤とするスラスタ技術は既に確立されているが、その点火にはスパーク・プラグ方式を使う方法が一般的であり、信頼性は高い。しかし、エキサイター (ignition unit) が必要で、重量は400 grを下らない。ここでは数Nクラスの推力規模の水素／酸素スラスタを想定しており、重量が4.5 gr程度のSUSハニカム触媒による点火試験を実施して有効性を試した。米国ではこれまでに水素／酸素の触媒着火を試みた例<sup>8)</sup>はあるが、そこでは粒状の触媒を使用している。ここで行った実験は触媒としてSUSハニカム表面に触媒を付着させて取扱いを容易にしている点の特徴である。実験にあたっては無冷却燃焼器を使用して混合比と燃焼時間を制限した。燃焼器の冷却の問題は先送りしたが数Nクラスのスラスタでは再生冷却は無理であり、発汗冷却やフィルム冷却またはそれに変わる冷却方法<sup>7,9)</sup>が必要である。実験に使用した触媒はステンレス・ハニカムを母材としたパラジウム (Pd) 触媒および白金 (Pt) 触媒である。図5には使用前のPd触媒とPt触媒を示した。また、着火実験は図6に示す燃焼器を使用した。

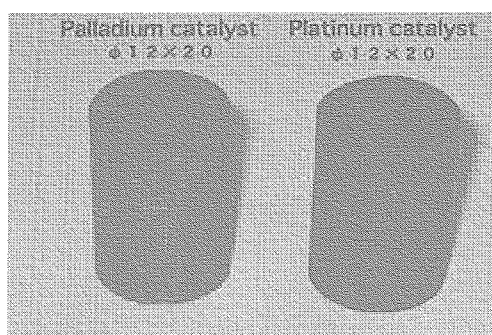


図5. 触媒

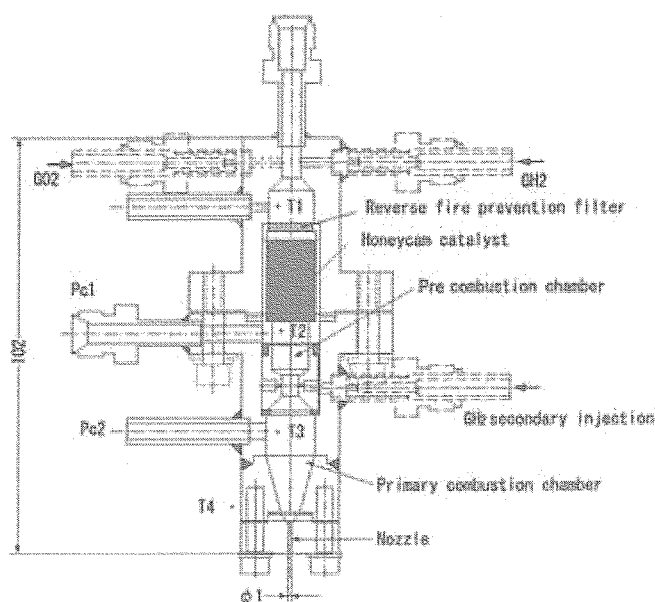


図6. 触媒着火試験用燃焼器

### 3. 成果の概要

微小重力環境で水サイクル宇宙システムを作動させるためには気・液分離と注排水システムがうまく機能することが必要である。本実験に先立ち、地上重力環境 (±1 G) で問題なく作動すれば、このシステムは宇宙の微小重力環境でもうまく動作できるかもしれないという仮説をたてた。具体的には水サイクル宇宙システムをテストスタンドに載せ、重力方向に対して任意の姿勢をとって (±1g) システムを運転した。宇宙での作動時間のリズムを考えると、一周が約90分のLEOミッションでは太陽光が当たる間に水電解しておき、日陰になったら燃料電池で発電するサイクルが特徴的であり、宇宙実証モデルもこの約45分間周期をとる。軌道によりこのサイクル時間は違ってくるが、水サイクル宇宙システムの利用が生きる月面基地では15日間周期である。実験では45分間以上の運転時間で重力に対する姿勢を変化させてデータを取得した。

液体推進剤を使用した宇宙推進システムは古くから使われており、主に問題となるのはタンク加圧供給システムであった。微小重力環境で推進剤を供給する方法は圧力差によるが、ブラダー方式により完全な加圧ガスと推進剤を分離するか、表面張力型多孔質板の適当な設置により加圧ガスはタンク内に保持され、タンク出口では推進剤のみが出るように工夫されている<sup>4,5)</sup>。

水サイクル宇宙システム原理モデルでは燃料電池の加湿器系が表面張力タンク方式を採用し、水電解セルへの水供給はピストンによりガス系と水が完全に分離されている。排水・排気系ではタンク内に水とガスを排出するが

分離膜によってガスのみ投棄し水をタンクに残すようにしている。水電解セル内では水・ガス分離膜を設置して原則として水はセル内に留まり、発生したガスのみ排出できるようにしている。セル内の構造は水電解・燃料電池とも同じである。前節での実験結果から姿勢により最大12%程度の性能の違いが生ずる可能性はあるが、いずれの姿勢を取っても正常に動作することが分かった。この結果を見ればセルへの水供給と加湿器への水供給、ガス排気系の分離膜は微小重力環境でも問題なく機能し、セル内の水・ガス分離膜も同様にうまく機能するよう見える。実際には軌道実証モデルでの宇宙実験をまたないと分からないが、水サイクル宇宙システムを地上の±1Gの環境で正常に作動するか試験しておくことは有意義であるように見える。

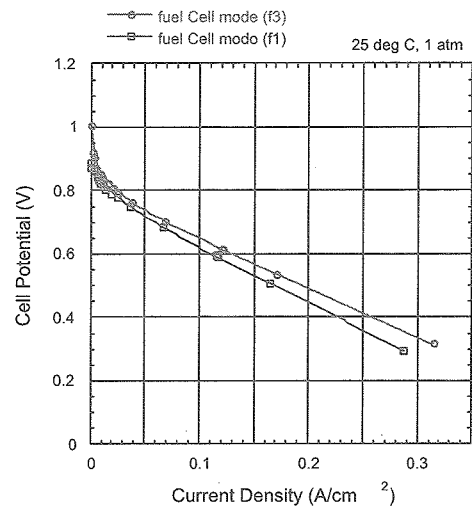


図6．燃料電池セル特性

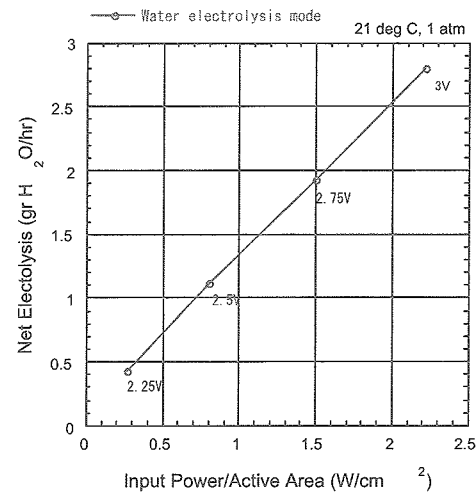


図7．水電解セル特性

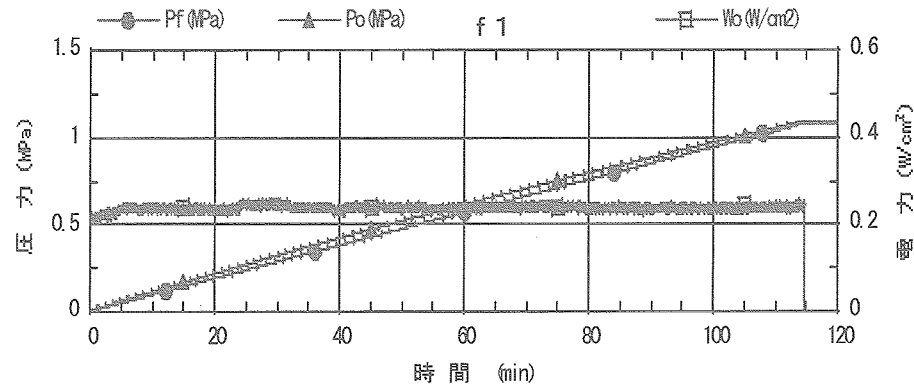


図8. 水電解性能（例）

### 触媒着火特性

P t触媒はP d触媒に比べて活性が高いが、触媒層上流の混合気に火が着きにくいことから、ここではP d触媒を選んだ。水素と酸素はそれぞれマッハ・オリフィスから噴射され、混合（温度T 1）し、逆火防止フィルターを通してハニカム触媒で点火される（温度T 2）。このとき触媒層が9 0 0℃を超えないように一次混合比（O／F＝1 2 7）を決めている。触媒層で点火し燃焼した流れは二次噴射した水素とともにメイン燃焼室に入る。これまでの実験では二次噴射した水素ガスに着火遅れが見られ、今回の実験ではこの着火遅れを無くすることが課題であった。この燃焼器は特に冷却対策は行っていないので、熱的な損傷を考慮して最終的な混合比を5 0～6 0程度にした。約5秒間の燃焼試験では、水素二次噴射器と噴射タイミングの改善によりこれまで問題になっていた着火遅れを無くすることができた（図1 0）。高混合比での水素／酸素ガスの触媒燃焼実験結果を図9に示す。酸素中での水素発火温度4 5 0℃以下でも燃焼することが分かる。なお、今回は大気中での触媒燃焼しか行わなかったが、燃焼後にはハニカム触媒表面に水が付着していることが分かった。

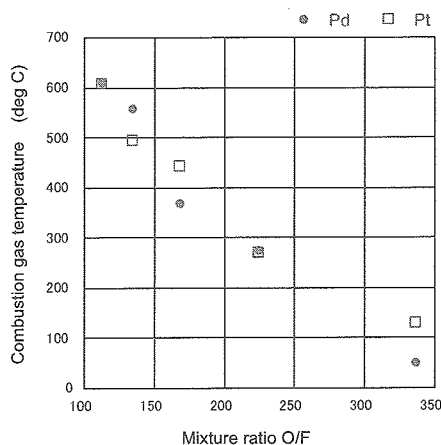


図9. 触媒着火燃焼試験結果 (例)

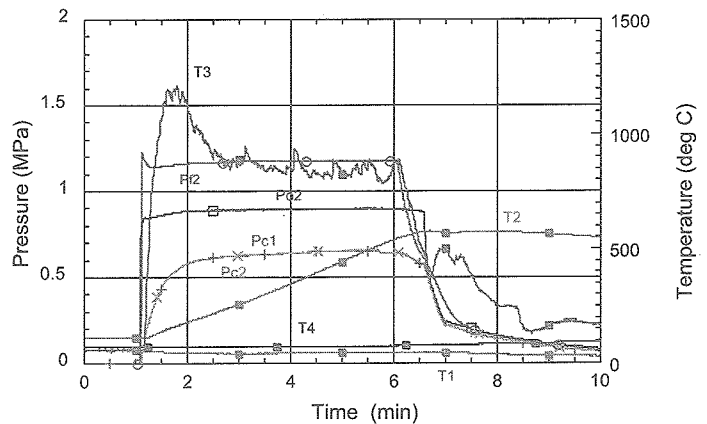


図10. 触媒着火試験結果の例

#### 4. まとめ

微小重力環境での使用を想定した水サイクル宇宙システムの原理モデルを製作し、地上で±1 Gの範囲で原理モデルの姿勢を変えて性能を測定した。その原理モデル用に小型の固体高分子型リバーシブル型燃料電池を試作して単セルで常温における実験に使用した。リバーシブル・セルであることから、最初は1個のセルで水電解モードと燃料電池モードを切り換えて使用した。その結果、燃料電池モードから水電解モードへの変換はスムーズに行われたが、水電解モードから燃料電池モードへの切換えで起動できなかった。これはセル内が水で満たされている状態であり、パージラインを設けてセル内をパージする方法で解決した。もうひとつの方法として水電解モードと燃料電池モードを別々のスタックを使用することにした。実験の結果、姿勢の違いにより燃料電池モードでは約12%の性能に違いが生じ、水電解モードでは約11%の性能に違いがでることが分かった。これはセル内に水・ガス分離膜を設置したこと、そして水の供給・排出系をそれぞれ微小重力対応にしておくことであらゆる姿勢において正常に運転できたと考える。これは宇宙の微小重力環境でも正常に運転できることを示唆する。触媒着火実験では主に水素と酸素の噴射タイミングを改善して水素2次噴射時の着火遅れを無くすことができた。また、燃焼終了時に触媒層に水の付着することが分かり、課題となった。

#### 【参考文献】

- 1) Stephen A. Evans, "PROPULSION FOR THE SPACE STATION", THRESHOLD NUMBER TWO, AN ENGINEERING JOURNAL OF POWER TECHNOLOGY, Rockwell International Rocketgyne Division, DECEMBER 1987
- 2) J. F. McElroy, "SPS Regenerative Hydrogen/Oxygen Fuel Cells for Extraterrestrial Surface Applications", 1989 IEEE 899524
- 3) F. Mitlisky, A. H. Weisberg, P. H. Catter, M. D. Dittman, B. Myer, R. W. Humble and Jordin T. Kare, "Water Rocket - Electrolysis Propulsion and Fuel Cell Power", AIAA 99-4609
- 4) W. H. T. Loh, "Propulsion : Theory and Design - Zero g Propulsion Problems", pp.644~727, 1968
- 5) J. R. Rolling, R. K. Grove and D. E. Jaekle, Jr., "Twenty-Three Years of Surface Tension Propellant Management System Design, Development, Manufacture, Test, and Operation", AIAA85-1199
- 6) R. J. JOHNSON, P. N. HERR, "HYDROGEN-OXYGEN CATALYTIC IGNITION AND THRUSTER INVESTIGATION", NASA CR-120869, Nov. 1972
- 7) L. Schoenman, "4000° F Materials For Low Thrust Rocket Engines", AIAA 93-240
- 8) Brian D. Reed, "Long Life Testing of Oxide-Coated Iridium/Rhenium Rocket.", AIAA Paper 95-2401