

水サイクル宇宙推進システムの研究

都木恭一郎 (東京農工大学), 橋本保成 (射水技研), 田中孝治 (JAXA), 藤田孝 (AEC 藤田), 石井忠司 (次世代技術)

A Study of Water-Energy-Cycle Space Propulsion System

Kyoichiro Toki Tokyo University of Agriculture and Technology, 2-24-16 Naka-cho, Koganei-city, Tokyo 184-8588, E-mail: toki@cc.tuat.ac.jp

Yasunari Hashimoto, Imizugiken, *Koji Tanaka* JAXA, *Takashi Fujita* AEC Fujita, *Tadashi Ishii* Jisedaitech L. P.

Abstract: A space propulsion system and a power generation system using Water-Energy-Cycle of multi-hundred watts are designed and integrated into a standard rack unit compatible to the Space Station “KIBOU”. This newly conceptualized system stores hydrogen and oxygen electrolyzed from water by solar cell energy, while in the reverse cycle, these gases are provided into fuel cells to provide electrical power and water. The stored hydrogen and oxygen are also usable for rocket propellants, and furthermore, the water and oxygen are available for the life support system during manned space activities. The stored hydrogen can be also used as reduction of minerals in the lunar base activities in the future. This time, the unit was integrated and dedicated to several ground-based tests with different attitudes against 1G gravity direction.

Key words; Water-Energy-Cycle, Space Propulsion, Fuel Cell, Electrolysis

1. はじめに

「水サイクル宇宙推進システム」は、将来の cis-lunar 宇宙空間で活動する有人宇宙システムにエネルギー貯蔵・発電, 生命維持, 鉱物資源の水素還元, そして姿勢・軌道制御推進の4機能を複合的に提供する。水サイクルシステムとしては、太陽光発電による電力で水を電気分解して水素/酸素として貯蔵し、日陰時などに燃料電池により発電する。この場合、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日間連続夜の発電にも利用できる。一方、水素/酸素を推進剤とすることで人体に無害 (non-toxic) で高性能な推進システムを構成できる。この場合、推進剤として消費する水は別途搭載しておく必要がある。推進システムから見た場合の水サイクルシステムは推進剤供給源であり、これを統合して推進剤タンクを共用することで軽量かつ多機能な魅力的なシステムになる。¹⁾⁻³⁾

2. 全体システム

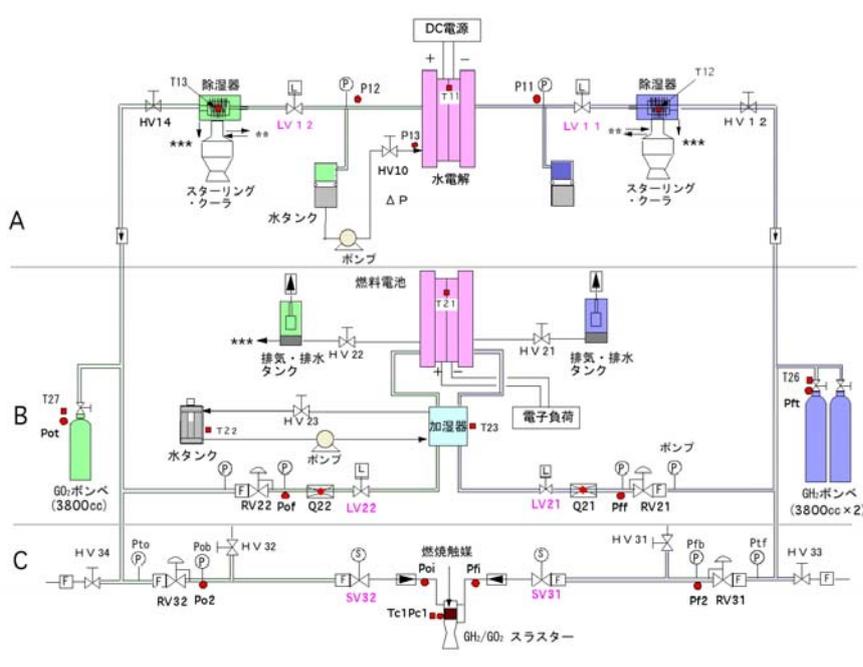
Fig. 1 に水サイクル宇宙推進システムの目標仕様と配管系統図を掲げる。セクションAでは水電解セルスタックが最大 200~250 W で水を電気分解し、発生した水素と酸素をスターリングクーラーを用いた除湿系を通してセクションBのポンペに貯蔵する。セクションBでは貯蔵された水素と酸素ガスを加湿しながら燃料電池に供給して 100 W 程度の発電を行う。いずれも各セルには固体高分子膜を用いている。

当初はリバーシブルセルスタックによる再生型燃料電池による実験を行っていたが、計画途中でプロバイダ撤退による MEA (Membrane Electrode Assembly) の供給ストップ、また、リバーシブルセルでは燃料電池、水電解のどちらかに片寄せた性能になりがちなことから、個々に最適化が可能な独立した燃料電池、水電解スタックの構成とした。セクションCでは乾燥水素と酸素を 1N 級のスラスト推進剤として触媒着火による燃焼方式を採用している。

3. 地上総合試験

3. 1 水サイクルシステム系統

セクションA, Bはガスと水が共存するシステムであるため微少重力環境での作動実験を考えている。「きぼう」で行う想定であるため、将来的には「きぼう」安全・開発保証の観点から、重点課題研究のフェーズで JAXA/NASA の安全審査対象として取り扱われるものとする。本研究フェーズの次期宇宙利用研究ではそのような事を認識することとどめ、むしろ地上での実証システム設計研究を重視した。即ち±1 G環境下の如何なる姿勢でも作動することが微少重力環境でも作動できる保証に繋がると言う仮設に立脚しており、装置を6面体と考え、姿勢を-X, Y, -Zと変えた実験を行った (Fig. 2)。その結果、今回製作した 20セル燃料電池スタックと 20セル水電解スタックとも姿勢による性能の有意な差は認められなかった。長時間作動について水電解の例を Fig. 3に示す。性能については Fig. 4に示す。



性能項目	目標値
水電解入力電力	250 W
水電解効率	> 80 %
燃料電池出力電力	100 W
燃料電池出力電圧	< 12 V
燃料電池出力電流	< 20 A
燃料電池効率	> 40%
水素ガスタンク容量	16 ℓ
水素ガスタンク圧力	< 0.7 MPa
酸素ガスタンク容量	8 ℓ
酸素ガスタンク圧力	< 0.7 MPa
水タンク容量	4 ℓ
燃料電池動作温度	80 °C 以下
燃料電池スタック数	< 20
推力	2 N
比推力	> 330 sec *
最大燃焼時間	> 6 sec
重量	< 90 kg

Fig. 1 Diagram for separated configuration of fuel-cell, electrolyzer and GH₂/GO₂ thruster system.

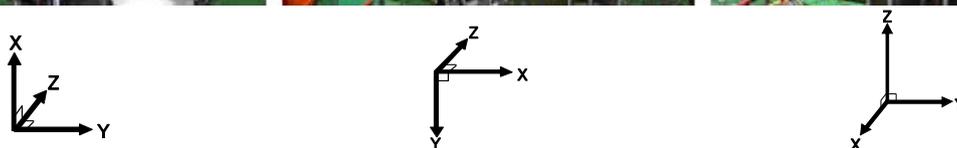


Fig. 2 Ground-based tests for Water-Cycle-Unit (Section A, B) with different attitudes against 1G gravity direction

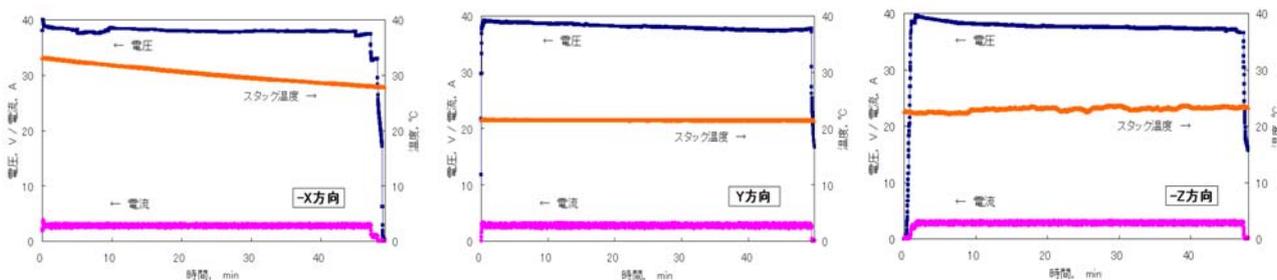


Fig. 3 Results for electrolysis operation stability for different attitudes (-X, Y, -Z is G direction, respectively).

Fig. 5 に今回製作した 20 セル燃料電池スタックと 20 セル水電解スタックを示す。燃料電池各セル電圧のバラ付き具合と水電解各セル電圧の分布は、いずれも実験開始直後の負荷の小さい状態ではほぼ均等である。燃料電池にあつては負荷電流を上げて行く

と、水電解にあつては貯蔵ガス圧が上がって来るとバラ付くようになる。しかし、燃料電池にあつてはガスパーズ、水電解にあつてはセル間電圧のバラつきを押さえるためのクランプダイオード接続が有効であることが実験により判明した。

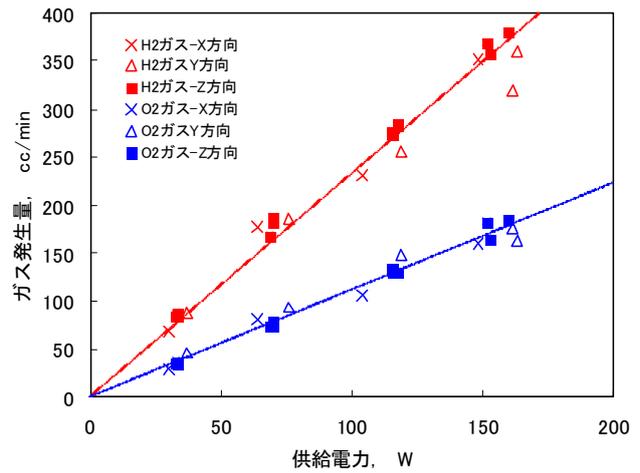
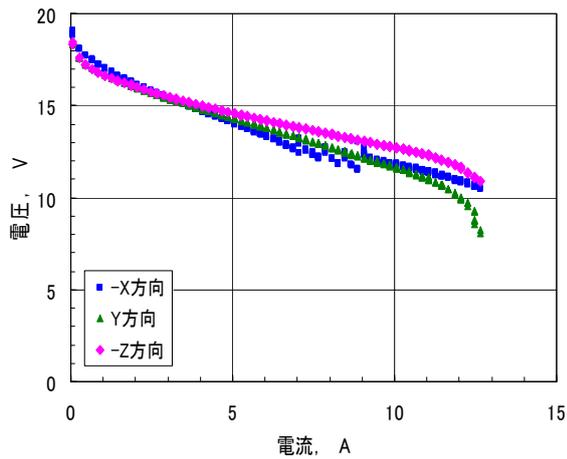


Fig. 4 Fuel-cell (left) and electrolyzer (right) performance for different attitudes (-X, Y, -Z is G direction, respectively).

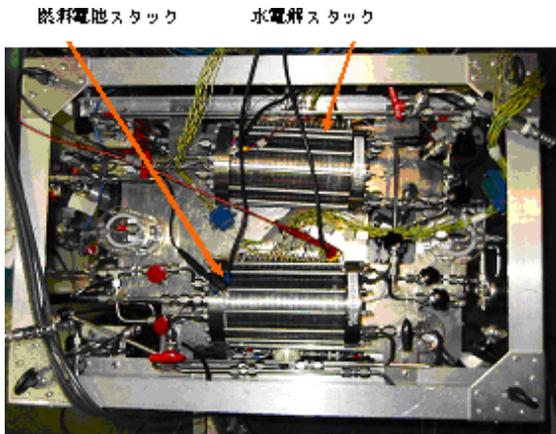


Fig. 5 Fuel-cell stack and electrolyzer stack.

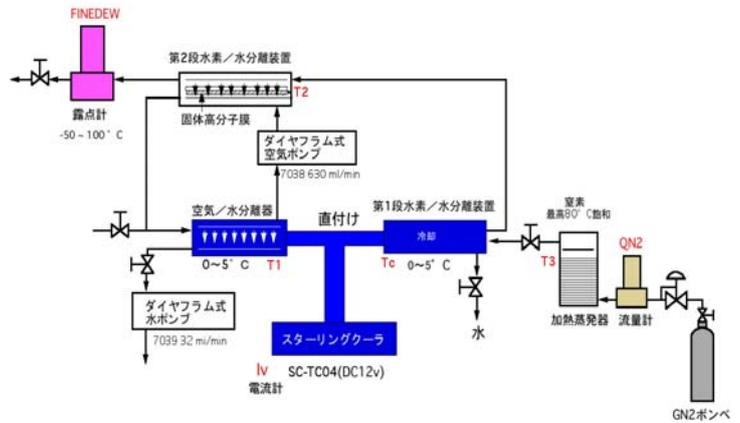


Fig. 6 Diagram of dehumidifier.

3. 2 除湿系統

水電解により発生する飽和蒸気圧の水素ガスおよび酸素ガスを市販 (-40 °C) ガス並に除湿するための装置を開発した。第一段目はスターリングクーラーによって 0°C程度に冷却した除湿セル, 第二段目には固体高分子膜を用いた水蒸気交換型のセルを採用している(Fig. 6)。これによって凍結を経ないで除湿が可能となる。今回の水分離装置はこの露点を -40 °Cまで下げる可能性があるとの結果を得た。

3. 3 推進システム系統

推進システムは微小重力環境による影響が少ないため, 全体システムから分離して独立した燃焼テストスタンドで試験を行った。これまで真空中での触媒着火実験を行なうため小さな真空タンクに真空配管を使用して来た。今回は Fig. 7 のように混合比 7 ~ 8 程度を目標とした 1N スラスタをグラファイトノズル採用の耐熱設計とした。大気中での燃焼結果を Fig. 8 に示す。燃焼は 60 秒間にわたって安定かつスラスタの損傷も見られなかった。また, 燃焼後の

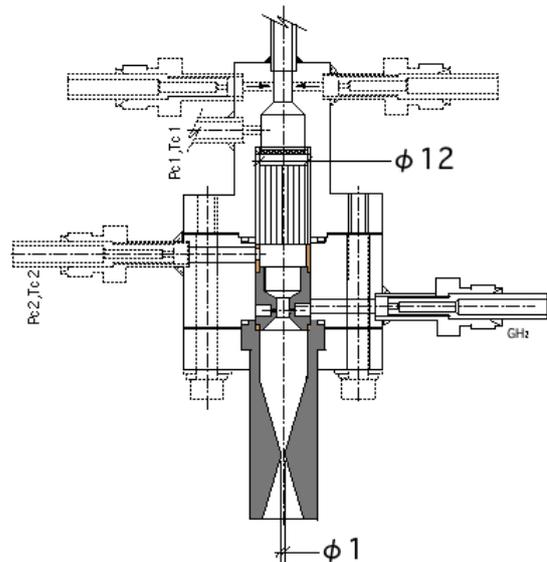


Fig. 7 1N-class catalyst ignition graphite nozzle thruster.

スラスタ内部の残留水分も無視できるほどであった。計画当初は、ディフューザを用いた燃焼試験も試行したが、十分な真空度が得られないことが判明したため、真空チェンバー内部での燃焼方式に切り替えることになった。

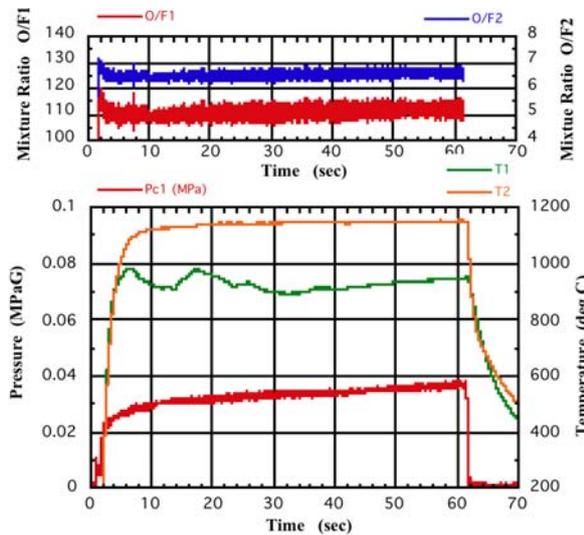


Fig. 8 Stable combustion of GH2/GO2 mixture ratio around 7.

4. まとめ

地上総合試験はこの3年間で行って来た(財)日本宇宙フォーラムが推進する「宇宙環境利用に関する

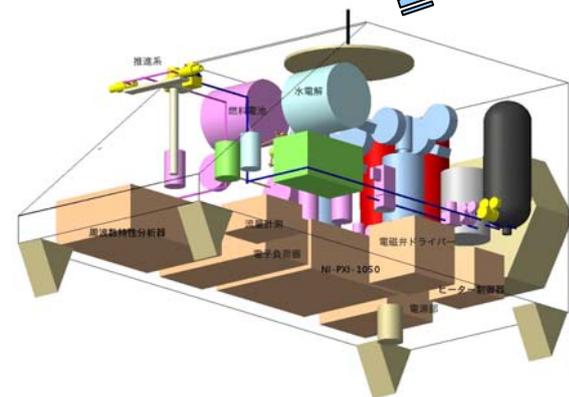
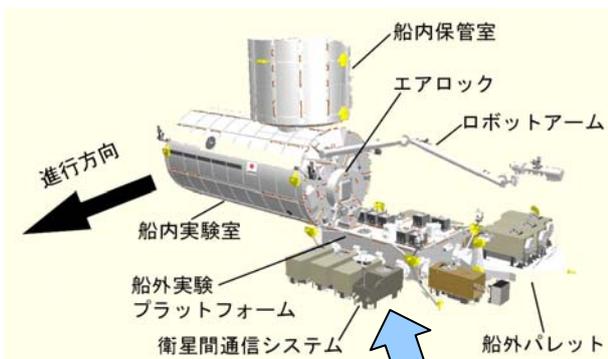


Fig. 9 Installation envisioned on the exposed palette of KIBOU.

地上研究公募」プロジェクト次期宇宙利用研究の集大成となるものである。リバーシブルセル構想は断念したが、水電解、燃料電池、除湿、触媒燃焼スラスタ、全般にわたって当初の予定通りの実験結果が得られた。あとはまた、我々の仮説である「地上の重力環境で水サイクルシステムの性能がその姿勢によらず(±1G)で、ある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。」のデータを取得した結果ほぼ期待通りの成績が得られた。近い将来これらの成果はISS「きぼう」日本モジュールの宇宙実験で実証すべきと考える。Fig. 9は「きぼう」パレット型暴露部、Fig. 10は船内実験室への搭載概念図を示す。

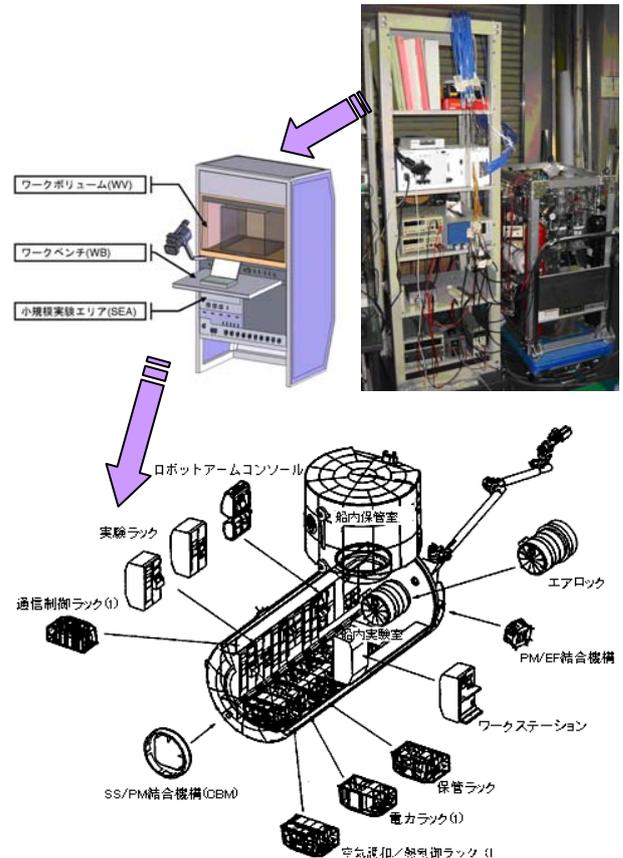


Fig. 10 Installation envisioned on the experiment rack inside the cabin.

参考文献

- 1) Y. Hashimoto, et al., AIAA 2007-5438, 43rd AIAA/ASME/SAE/AES Joint Propulsion Conference, 2007.
- 2) K. Toki, et al., the 26th ISAS Space Energy Symposium, pp. 92-95, 12 March 2007.
- 3) Y. Hashimoto, et al., the 27th ISAS Space Energy Symposium, 7 March 2008 (in printing).