

スーパープレッシャー気球搭載用燃料電池の実証フライト

鶴野 将年*, 嶋田 貴信*, 小川 啓太**, 野口 大輔***,
有山 裕介***, 福澤 直也***, 内藤 均****, 曾根 理嗣*, 齋藤 芳隆*

Demonstration Flight of a Fuel Cell System for Super-Pressure Balloons

By

Masatoshi UNO*, Takanobu SHIMADA*, Keita OGAWA**, Daisuke NOGUCHI***,
Yusuke ARIYAMA***, Naoya FUKUZAWA***, Hitoshi NAITO****,
Yoshitsugu SONE* and Yoshitaka SAITO*

Abstract: Proton exchange membrane fuel cells (PEMFCs), which generate electrical energy as long as they are supplied with fuels and oxidants, have been receiving significant attentions so that they offer higher specific energy densities than existing battery technologies in high-energy applications. We had been developing a 100 W-class fuel cell system that keeps electrolyte membrane well-hydrated without external humidification and can operate stably even under low pressure condition. The system aiming for super-pressure balloons had been tested emulating stratospheric conditions. Based on the previous works, the demonstration flight using the large balloon equipping the fuel cell system was launched to verify its performance in a practical high-altitude environment.

Key words: Fuel Cell, Demonstration Flight, High Altitude, Super-Pressure Balloon

概要

水素と酸素の電気化学反応を利用したエネルギー変換デバイスである固体高分子形燃料電池は大電力量を必要とするミッションにおいて従来の二次電池よりも小型軽量化が図れる電源システムであるため、多方面において注目を集めている。著者らはこれまでに外部からの加湿を行うことなく電解質膜を適切な湿潤状態に維持することが可能であり、且つ低圧環境下においても安定して動作できる 100 W 級の燃料電池システムを開発し、スーパープレッシャー気球搭載を目指して成層圏環境を模擬した動作試験を行ってきた。これらの成果を踏まえ、本燃料電池システムを大気球に搭載し、実証フライトを実施することにより実環境下における特性評価を行ったので報告する。

1. はじめに

燃料電池は水素と酸素の電気化学反応を利用したエネルギー変換デバイスであり、水素と酸素を供給し続けることで継続的に電力を供給することが可能なため、大電力量を要するミッションにおいてリチウムイオン電池等の二次電池よりも小型軽量化が図れる電源システムである^{[1],[2]}。小型軽量かつ長時間に渡る電力供給が必要とされるスーパーブ

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) /JAXA

** Advanced Engineering Services

*** Hosei University

**** Institute of Space Technology and Aeronautics (ISTA) /JAXA

レッシュャー気球において、燃料電池は特に有望な電源の候補の一つである。

一般的に、燃料電池を連続的に安定動作させるためには燃料電池内部をある程度の湿潤状態に維持する必要がある。空気を酸化剤として用いる系においてはガス組成の79%は電池反応に不活性な窒素であるため、セル電圧が低くなると共に燃料電池内部の水蒸気分圧も低下する。よって燃料電池内部の湿潤状態を維持するためには外部に加湿器が必要となるため、システムが複雑となってしまう。また燃料電池の内部の湿潤状態は圧力に大きく依存するため、安定な発電を維持するためには系内の圧力を一定範囲内に保つ必要がある。高高度を飛翔する気球や成層圏領域に滞空する飛行船、あるいは宇宙機等に適用する場合においては、高度の上昇により外気圧が低下して減圧状態となるため、地上とは動作環境が大きく異なる。

このような技術課題に対して、我々は純酸素を酸化剤として用いる系において、外部加湿器を用いず燃料電池反応による生成水のみで内部の湿潤状態を維持し、安定な発電が持続できることを見出してきた。これにより燃料電池システムの構成を簡素化し、また、外気圧の変動によらず燃料電池系内の圧力を一定以上に保つことが可能な圧力制御機能を具備した100 W級の燃料電池システムを開発し、地上試験にて成層圏環境を模擬した動作実証試験を行ってきた^{[3],[4]}。

本実験では、将来のスーパーレッシュャー気球による長時間飛翔体用電源として開発を進めてきた燃料電池を大型気球B50-50号機に搭載し、実環境での動作実証試験により各種データを取得するとともに、適用性評価を行った。

この技術開発並びに気球実証フライトにより得られた成果は燃料電池の気球への利用のみならずロケット・人工衛星等宇宙機への適用、民生品への展開を図ることができ、ジオフロントなどの閉鎖環境での適用技術にも道を開くことを期待している。

2. フライト実験概要

2.1. 燃料電池システム

燃料電池システムは大きく分けて燃料電池部、ガス供給系、電気系制御部、により構成されている。

2.1.1. 燃料電池部

小型軽量化が可能であり、且つ、低温においても安定して動作する固体高分子形燃料電池を用いた。燃料電池の発電有効面積は162 cm²であり、16セル直列でスタックを構成している。セルスタックはセパレータ、MEA (Membrane Electrode Assembly)、集電用シートにより構成され、それらをエンドプレートではさみ、タイボルトで固定してセルの気密性を保っている。燃料には純水素、酸化剤として純酸素をそれぞれ用い、燃料電池内部にてガス流を対向させることにより無加湿、つまり外部加湿器なしで安定した連続運転を可能とした。

2.1.2. ガス供給系

ガス供給系の系統図を Fig. 1 に示す。水素と酸素の高圧ガス容器には内容積がそれぞれ2.8 Lと2.0 Lのアルミ・カーボンFRP容器 (JFE コンテナ社製, ACB2.0, ACB2.8) を用いた。搭載用の高圧容器とは並列に逆止弁を介して汎用ガスポンペ (非搭載品) を接続することにより、噛み合わせ試験時やフライト前の動作確認時においては汎用ポンペからガスを供給し、搭載容器内のガス消費量を極力抑えた。ガス流量の制御には真空中においても動作可能な層流差圧式質量流量コントローラ (ACE 社製, AFC-150) を用いた。ガス供給系は水素ガス供給系と酸素ガス供給系により構成されており、供給ガスのうちの未反応分はそのまま外部に排気する開放型を採用した。開放型において未反応ガスをそのまま系外に排気する場合、燃料電池は外部環境から閉鎖されていないため、高度の上昇と共に燃料電池内部の圧力は低下してしまう。燃料電池内部が真空環境にさらされるとMEA内の水分は蒸発してしまい、安定した運転の継続が困難となる。そこで飛翔時においても燃料電池内の圧力が一定以上となるよう、燃料電池の下流部に背圧弁を設けた。スタック出口から排気口までの配管には発電により生成した水が凍結するのを防止するためにヒーターとその周囲に断熱材を施した。燃料電池と高圧容器の間に設けられた電磁弁は、万が一の異常発生時に供給ガスをコマンド操作により遮断するためのものである。また高圧容器と排気口の間に設けられた電磁弁は発電終了後に容器内の残留ガスをコマンド操作により排気するためのものであり、これによりフライト終了後に燃料電池システムを海上にて回収する際に作業者の安全性を確保することができる。

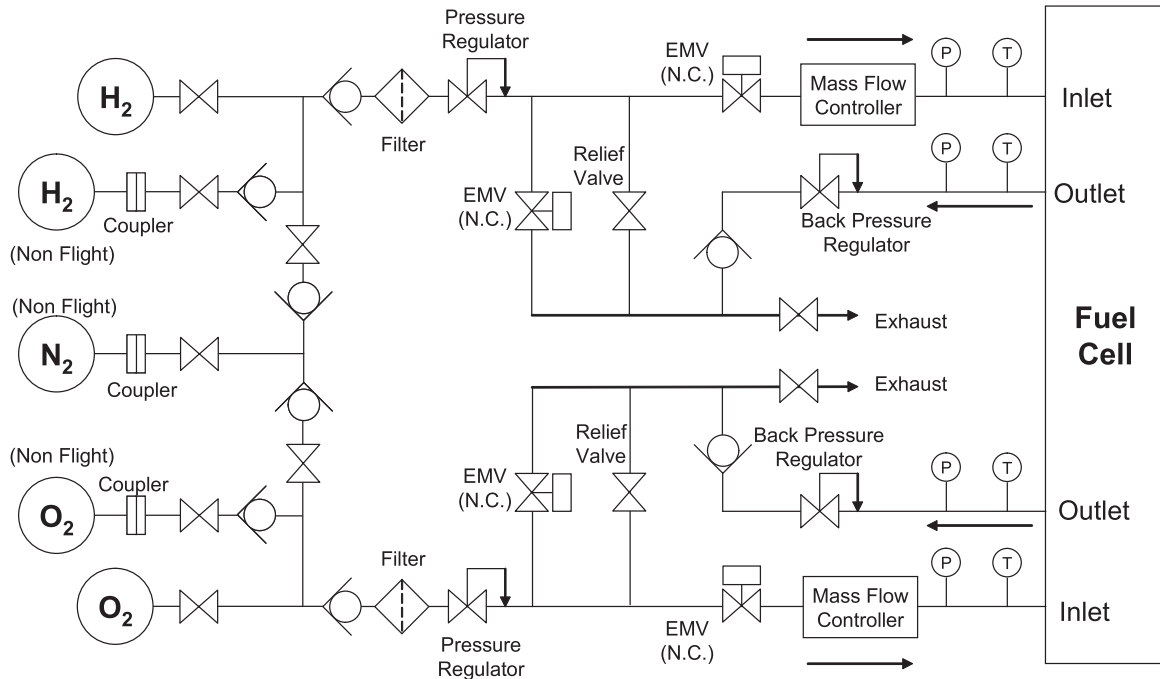


Figure 1. A gas distribution subsystem for a non-humidified fuel cell system.



Figure 2. A photograph of a fuel cell stack and a gas distribution subsystem.

燃料電池部とガス供給系が一体となったシステムの外観を Fig. 2 に示す。燃料電池部とガス供給系が一体となったシステムの寸法は $50 \times 50 \times 60$ cm、重量は約 40 kg（燃料電池部は 18.6 kg）である。

2.1.3. 電気系制御部

燃料電池システムにおける電気系統図を Fig. 3 に示す。ガス流を制御する電磁弁や質量流量コントローラ、各種信号を増幅させるアンプ類、燃料電池の負荷となる電子負荷、などにより構成されている。各機器の接続には主に D-sub コネクタやプラスチックコネクタを用いた他、拡張性に富み、不具合時においても各端子を直接テスターでチェックすることが容易な DIN レールタイプの端子台を要所において採用することにより、作業の効率化を図った。

燃料電池の起動手順においては流量コントローラや電磁弁などの搭載機器を用いてガス流量ならびに燃料電池の出

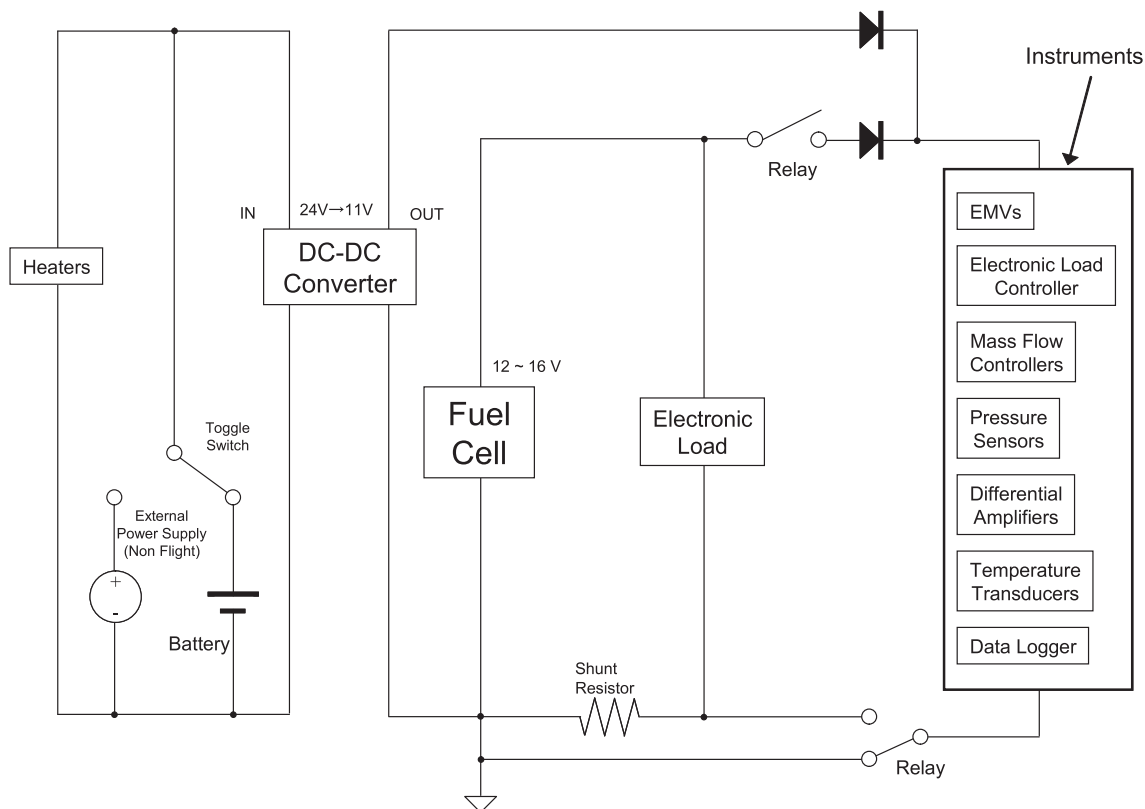


Figure 3. A schematic drawing of the electronic subsystem for the fuel cell system.

力を徐々に増加させて起動する必要があるため、燃料電池以外から搭載機器に電力を供給する必要がある。本システムでは、燃料電池の起動時においては非搭載品の外部安定化電源もしくは搭載バッテリーを用いて機器を動作させ、起動初期において燃料電池は搭載電子負荷に対して出力を行う。燃料電池の起動が完了して出力が十分得られた後はパワーリレーにより搭載機器への電力供給経路が切り替えられ、燃料電池は電子負荷と搭載機器の双方に対して電力を供給する燃料電池駆動モードに切り替えられる。この時、ヒーターを除く全ての機器の電力は燃料電池によって供給され、バッテリーはヒーターへの電力供給と搭載機器のバックアップ電源として機能する。バッテリーと燃料電池の出力はダイオードを介して並列に接続されているため、燃料電池の出力異常時においてもバッテリーと燃料電池は無瞬断で切り替えられシステムの停止には至らなくなっている。また、本システムにおいてはコマンド操作による気球バス部からの接点信号により、ガス流量の増減、負荷電流の増減、電磁弁の開閉（遮断および排気）、をそれぞれ行うことが可能である。

2.2. 計測項目

本燃料電池システムにおける計測項目は、セル電圧 (cell 1~16)、スタック電圧、燃料電池の負荷電流、供給ガス流量、燃料電池の出入口におけるガス圧力、燃料電池温度 (4箇所)、燃料電池の出入口における供給ガス温度、である。それぞれの項目は必要に応じて各種アンプにより 0~5 V の信号に変換され、搭載データロガーにより 1 秒間隔にてデータ収集を行った。

2.3. 運転条件

燃料電池の起動手順として、発電開始前に窒素ガスによる燃料電池内部のパージを約 5 分間行った後に水素と酸素の供給を開始した。燃料電池の開回路電圧が十分に上昇したのを確認した後、2.0 A の負荷電流にて 10 分間の発電を行い、最終的に負荷電流を 4.0 A まで上昇させた。放球後、気球が水平浮遊に移行したのを確認した後にコマンド操作により負荷電流を約 8.0 A に上昇させた。放球後の高度の上昇に伴い外気圧が低下するのを考慮し、燃料電池内の圧力は 101.3 kPa(gauge) となるよう背圧弁を調節した。背圧弁の圧力制御特性にはガス流量依存性があるため、アノード (水

素極)とカソード(酸素極)における消費ガス量の差に起因する差圧が発生しないよういずれの電流値においても水素ガス利用率は50%、酸素ガス利用率は33%とし、それぞれの出口ガス流量が等しくなるようガスを供給した。

3. フライト結果

平成19年8月30日AM6:02に本燃料電池システムを搭載した大型気球B50-50号機を三陸大気球観測所より放球した。動作実証試験により得られた結果をFig.4に示す。フライト時における燃料電池システムの起動には、搭載バッテリーや搭載燃料の消費を極力抑えるために、外部安定化電源ならびに汎用ガスポンペを用いた。燃料電池の起動フローとして、地上でのシステムセットアップ後の4:57に窒素パージを開始し、パージ終了後の5:03に水素と酸素の供給を開始した。水素と酸素の供給に伴い、燃料電池スタックの開放電圧は14.9Vまで上昇した。開放電圧が十分安定したのを確認した後、5:07に2.0Aの負荷電流にて発電を開始した。5:12にはガスの供給量を増加させ、5:17に負荷電流を4.0Aまで上昇させた。その後、リレーを駆動させて機器への電力供給経路を切り替えることによりシステムを燃料電池駆動モードに切り替え、定常運転状態へと移行させた。定常運転状態における発電電力は約50Wであった。5:20頃に見られる流量や電流値の急激な変動は、地上でのコマンド送受信の動作確認によるものである。5:24には外部安定化電源を切り離し、搭載バッテリーによるヒーターへの通電ならびに搭載機器への電力供給のバックアップを開始し、5:25には汎用ガスポンペを切り離して搭載容器からのガス供給を開始した。その後、約30分間に渡る気球部へのヘリウム充填作業を経て、6:02に本燃料電池システムを搭載した大型気球B50-50号機は放球された。放球約2時間後の8:00に流量増加コマンドを、直後の8:03には負荷電流増加コマンドをそれぞれ送信し、ガス流量と負荷電流をともに約2倍に増加させ発電電力を増加させた。この時の発電電力は約90Wであった。8:55には搭載容器内残留ガスの排気コマンドを送信し、燃料電池の発電実験を終了した。

各セルの電圧は負荷電流約4A時において0.75~0.84V、発電電力増加後は0.72~0.80Vとばらつきはあるものの、非常に安定した特性が得られた。放球後、時間の経過とともにセル電圧の僅な低下が確認されたが、これは高度の上昇に伴い燃料電池内の圧力が低下したためであると考えられる。生成水によるフラッディングや流路の閉塞によりセル電圧が低下することが危惧されたが、このときの運転条件においては安定した発電を維持できることが確認された。セルNo.16の電圧に関してはガス供給直後の開回路電圧は他のセルとほぼ同じであるが、電流を流すと他のセルと比較して大きく低下した。この原因として、No.16のセルはスタックの最下部に位置しているため、生成水が蓄積しフラッディングが発生しやすく、フライトに至るまでの各種地上試験においてMEAが劣化し膜抵抗が増大したためであると考えられる。

燃料電池内の圧力は地上においては約200kPa(abs)であり、放球後は高度の上昇、つまり周囲の気圧が低下するとともに下がり、高度約20km以上においてはほぼ100kPa(abs)で運転がなされていることから、背圧弁が正常に動作していることが確認できた。高度の上昇と共にアノード側の圧力が比較的滑らかに低下したのに対して、カソード側の圧力はほぼ一定の周期で段階的に低下したことが確認された。この圧力変動はアノード側ではほとんど発生しておらず、カソードの入口側と出口側の両方において発生していることから、燃料電池内部ではなく燃料電池カソードの下流部における流路の閉塞が原因であると考えられる。燃料電池の下流部には燃料電池の圧力を調節する背圧弁が設けられており、背圧弁内部には圧力調整機構のため流路の細い部分が存在する。また、プロトン交換膜を用いた本燃料電池において生成水は主にカソードから排出される。この生成水が背圧弁内部の流路を一時的に閉塞し、高度の上昇に伴い背圧弁の出入口の差圧が増加すると流路を閉塞している水が外に排出されることにより周期的な圧力変動が発生したものと考えられる。8:00以降にカソードの圧力が比較的激しく変動しているのは、発電電力増加により水の生成量が増加したためであると考えられる。今回の運転条件においてはこのような圧力変動が燃料電池性能に悪影響を及ぼすことはなかったが、圧力変動と同期したセル電圧の微小な変動が確認されていることから、運転条件や用途によっては大きなノイズ源になりかねないと考えられる。その他、アノード/カソード間の差圧の発生や急激なカソード圧力変動によるMEAの損傷などに繋がる恐れがあるため、このような流路閉塞が発生しない運転条件や背圧弁の取り付け姿勢などを模索する必要があると考えられる。

スタック温度は反応に伴う発熱により発電開始から徐々に上昇し、発電電力増加後の温度の上昇速度は高くなった。

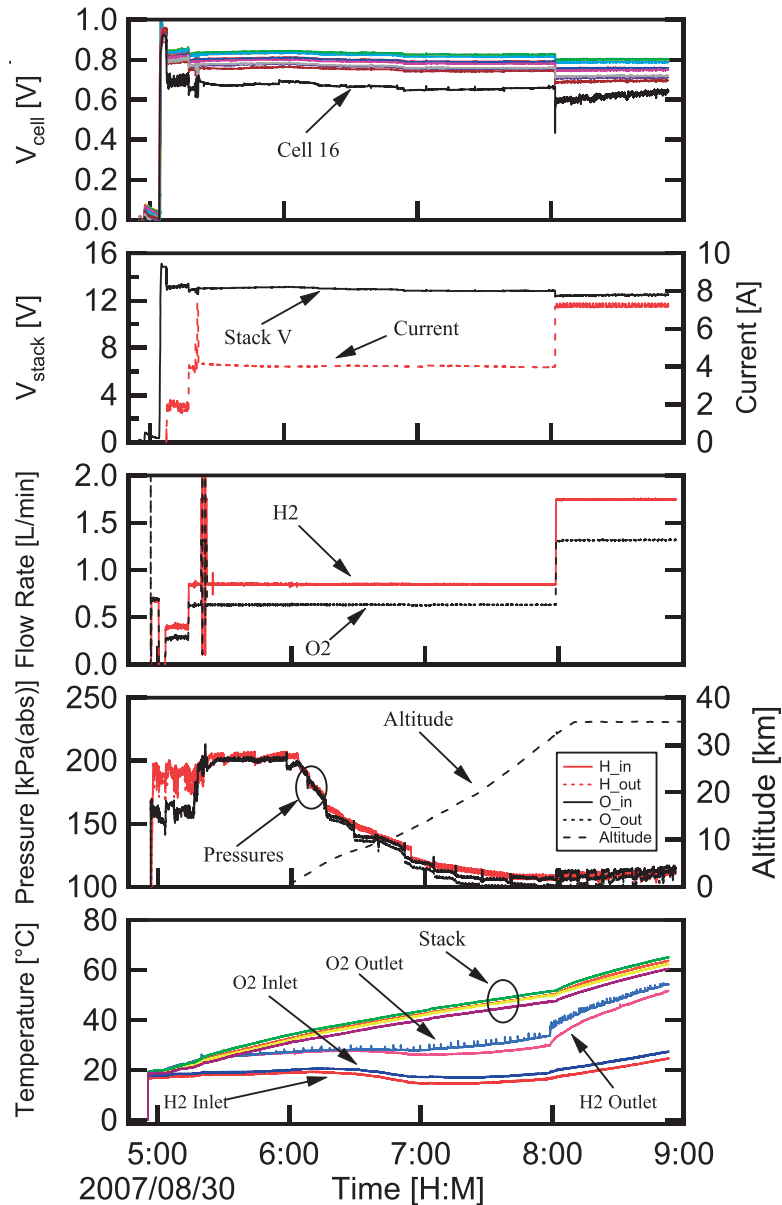


Figure 4. Performance of the fuel cell system during the demonstration flight. From the top to the bottom, cell voltage, stack voltage and load current, flow rate, pressure or altitude, and temperature are plotted.

燃料電池出口におけるガスの温度は入口における温度よりも高くなった。これは、供給ガスが燃料電池内部を通過する間に燃料電池自体の熱により暖められたためである。また燃料電池出口側のカソードにおいて微小な温度変動が確認され、発電電力増加後においては更に頻繁に発生した。これは、生成水量が多く燃料電池内部の相対湿度が高くなるような運転条件において発生する現象であり^[5]、燃料電池内部に溜まった水が供給ガスにより排出される過程に起因しているものと考えられる。また、この微小な温度変動の一部は前述のカソードの圧力変動にも同期しており、出口圧力の瞬間的な低下に伴い流速が増加し、燃料電池内部で温められたガスがまとまって排出されたためであると考えられる。

4. まとめ

スーパープレッシャー気球用電源として開発を進めてきた燃料電池システムの実証フライト実験を実施した。本燃料電池システムにおいて安定した燃料電池出力が得られたが、更なる出力の安定化ならびに内部の水管理のために

はシステムとしての改善や運転条件の模索などが必要であることが分かった。今後は得られたデータより実利用に向けた技術の成熟を図りつつ、ガスを系外に排出しない閉鎖型燃料電池の開発を推進していく予定である。

謝 辞

本研究は科学研究費補助金（基盤研究(A)、スーパープレッシャー気球による長時間飛翔システムの開発、課題番号16206081)、ならびに新エネルギー・産業技術総合研究機構（NEDO）のからの助成（宇宙及び民生展開を目指した無加湿／閉鎖環境用固体高分子形燃料電池の開発）により実施されたものである。関係各位に深く感謝致します。

参考文献

- [1] K. A. Burke, "Fuel Cells for Space Science Applications," 1st International Energy Conversion Engineering Conference, AIAA 2003-5938, (2003).
- [2] F. Barbir, T. Molter and L. Dalton, "Efficiency and Weight Trade-off Analysis of Regenerative Fuel Cells as Energy Storage for Aerospace Applications," International Journal of Hydrogen Energy, 30, pp. 351-357, (2005).
- [3] 内藤均, 曾根理嗣, 瀬上剛, 上野三司, 曾根理嗣, 岐部公一, "固体高分子形燃料電池のパッシブ温度制御下での無加湿連続運転の研究", 第46回電池討論会, 3A-25, pp134-135, (2005)
- [4] 内藤均, 瀬上剛, 岐部公一, 曾根理嗣, 鶴野将年, 斎藤芳隆, "低圧環境下での固体高分子形燃料電池の適用性評価", 第14回燃料電池シンポジウム, A7, pp25-28, (2007)
- [5] 福澤直也, 曾根理嗣, 内藤均, 有山裕介, 野口大輔, 須磨健太郎, 鶴野将年, M. Niklas, 新井和吉, 川上忠重, "水素／酸素を供給する固体高分子形燃料電池の無加湿運転時における出力安定性", 第47回電池討論会, 3A-16, pp92-93, (2006)