

科学研究費助成事業 研究成果報告書

令和元年5月28日現在

機関番号：32665

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2015～2018

課題番号：15K06608

研究課題名(和文) 航空機用燃料電池 - ガスタービン複合発電機のリアクタに関する研究

研究課題名(英文) Study on Reactor for Fuel Cell/Gas Turbine Combined Electric Power Generator for Airplane

研究代表者

野村 浩司 (NOMURA, Hiroshi)

日本大学・生産工学部・教授

研究者番号：30246847

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,700,000円

研究成果の概要(和文)：SOFCの発電によって生ずる水蒸気がSOFCの余剰燃料噴出孔における保炎に及ぼす影響を調べた。余剰燃料噴出細管噴出孔面積を一定とした場合、1本のSOFCインジェクタあたりの燃料流量を増大させると、保炎可能な燃料濃度の最低値は減少し、極小値を取った後に増大することがわかった。また、保炎可能な燃料濃度の最小値は、空気流速の増大に伴って増大する傾向がある。SOFCインジェクタをスタック状にした場合、単一インジェクタの場合と比較して、若干保炎領域が低燃料濃度側に拡大する。また、SOFCのOCVが理論値に近い起電力であったことから、SOFCリアクタ内はSOFCの発電に適した環境であることがわかった。

研究成果の学術的意義や社会的意義

航空機用電動推進機の実現を目標に、その発電機となる固体酸化物形燃料電池(SOFC)を組み込んだハイブリッドガスタービンの基礎研究を行った。円筒SOFCスタックと余剰燃料燃焼器を合体させた実験室規模のリアクタを製作したことにより、リアクタの設計・運用で問題となる点を実験的に明らかにできた。航空機巡航時におけるリアクタの動作パラメータとして、数値計算により効率を考慮した目標値、実験により実現可能な値を導いた。これらの結果から、航空機用ハイブリッドガスタービンのリアクタ設計指針となる基礎的な知見が得られた。学術的には、高温場における水素/水蒸気拡散火炎の保炎に関する知見が得られた。

研究成果の概要(英文)：Effect of water vapor produced by electrochemical reaction at the anode on flame stabilization of simulant excess fuel (hydrogen/water vapor mixture) at the injection hole exit was examined. It was found that, when the hole area of the injector is constant, the minimum value of fuel concentration at which a flame can be stabilized at the injector decreases with the increase in fuel flow rate, takes the minimum value, and then increases. The minimum fuel concentration for flame stabilization tends to increase with the increase in air flow velocity. In the case of the stack of seven SOFC injectors, the minimum fuel concentration for flame stabilization slightly decreases compared to the single injector case. Since the open circuit voltage of the SOFC was close to the theoretical value, the internal environment of the reactor was suitable for electric power generation.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：推進・エンジン 燃料電池

様式 C - 19、F - 19 - 1、Z - 19、CK - 19 (共通)

1. 研究開始当初の背景

航空輸送量は年間5%の割合で今後も増大することが予想され、国際航空におけるCO₂排出の規制が議論されるところであるが、IATAの示す2050年までの2000年代比50%超のCO₂削減目標を達成するためには、多くの技術革新が求められ航空機の動力・推進システムの革新は一つの解決手段として注目を集めているところである。

地上機関用途に開発が進む燃料電池は、高効率発電機器として注目されている。近年では電動自動車の基盤技術を背景にして小型の電動機技術の飛行実証が実現しているが、自動車技術の延長では、旅客機規模の電動化に対応できない。航空機はガスタービンを推進用に搭載しており、排熱が有効利用できる固体酸化物型(高温型)燃料電池(SOFC)を組み込んだシステムは、航空機の機関効率向上・運転自由度の拡大という観点から研究開発の価値が非常に高い。燃料電池・ガスタービンの複合システム(FC-GT 複合システム)を利用した航空機搭載発電システムは、申請者が実現を目指す主推進系電源としてだけでなく、その進展の過程では推力アシスト電源、補助電源と幅広い要求出力レベルへの活用も期待される。航空機に搭載される燃料電池は、運転要件や飛行環境を満足するものでなければならない。複合発電機において燃料電池はガスタービンと、空気供給源および燃料電池のオフガス処理を介して結びついており、燃焼器と燃料電池を組み合わせた反応器システム(リアクタ)としての評価が重要である。特に航空用途での検討には効率運用・安定作動の視点が重要であり、また未解明な点が多くある。

著者らは、FC-GT 複合システムを発電機としたコア分離型電動ファン推進システムを航空機推進系として提案している。FC-GT 複合システムについては、SOFCセル製作法の研究を行う研究代表者が、JAXAと東京大学が実施する航空機用発電システム検討に協力を行っているところであり、本研究はその検討を元に立案された。

2. 研究の目的

FC-GT 複合システムは、地上用発電システム用途では、プラント実証段階に至っている(三菱重工など)。FC-GT 複合システムの航空機への適用を地上システムとの相違点に注目しながら検討する。必要な技術課題を明確化するために最優先して取り組むべき課題として、

- ・航空機用複合発電機システムにおける高温高圧流れ場中での燃料電池発電特性評価
- ・航空機用複合発電機システムの特性評価
- ・航空機用複合発電機リアクタ(燃料電池+燃焼器)の燃焼基礎特性評価

を行う。具体的には、小型の単一セルによる高温高圧燃料電池発電データを取得し、ジェットエンジンシステム解析モデルに試験データを踏まえた燃料電池要素を加え、改修した発電機解析評価モデルを用いて飛行環境における燃料電池入口等境界条件を設定する。その上で、実用的な流路形状を持つ円筒形SOFCスタックの設計・製作、およびSOFC-GT複合発電機の航空機適用条件下(飛行条件想定)における実環境発電特性試験を行い、高圧環境下での特性データを得る。また、燃料電池と燃焼器からなる反応器システム(リアクタ)の形態を提案し、システム効率・安定運転といった重要な課題についての燃焼特性試験データを取得、適用性評価を行う。以上の結果を基に発電機としての特性解析を実施し、航空機飛行環境特性を考慮した発電機の初期設計手法、評価指針をまとめる。

3. 研究の方法

(1) 実験装置

実験装置の概略を図1、リアクタの詳細を図2に示す。実験装置は、SOFCリアクタ、7本の円筒SOFCあるいは模擬円筒SOFC、円筒ヒータ、リアクタ加熱用ヒートガン、リアクタへの空気供給用のヒートガン、燃料ヒータなどから成る。実験装置の主要部分は、外径60.5mmのSUS304管の中に組み込まれており、その周りに円筒ヒータを配置している。火災の観察を行うため、リアクタ上部には外直径50mm、内直径47mmの石英管を用いた。SOFCは外直径7.4mm、内直径6mmの円筒型であり、内側から燃料極、電解質膜、空気極の順に積層されている。SOFCは燃料極支持型であり、全体の長さ40mm、うち空気極部長さは30mmである。開回路電圧(OCV: Open Circuit Voltage)だけを計測する実験においては、SOFCの電解質材料であり、比較的安価で機械的特性がSOFCに近い外径8mm、内径5mmのイットリア安定化ジルコニア(YSZ)管(ニッカトー ZR-8Y)をSOFCと同じ長さの40mmに加工したものを模擬SOFCとして用いた。

模擬SOFCを用いる場合、発電がほぼ起こらないので、模擬SOFCから排出される余剰燃料に水蒸気が含まれない。そこで、想定する発電量で生成される水蒸気をあらかじめ水素燃料に混合した模擬余剰燃料を供給して燃焼実験を行った。本来、発電しているSOFC周辺を通った空気は酸素濃度が低下するが、本報ではその影響は少ないとして無視した。

余剰燃料噴出孔に設置したアルミナ細管(余剰燃料噴出細管)は、外直径が0.402mm、内直径が0.211mmである。余剰燃料噴出細管は、SUS303製円板に7つ開けられた直径3mmの空気噴出孔(図2参照)のそれぞれに、同軸に設置される。7つの空気噴出孔は、1辺が10mmの正六角形の頂点と中心に配置されている。余剰燃料噴出細管先端は、空気噴出部より10mm突出させた。円筒SOFCと余剰燃料噴出細管を組み合わせたものをSOFCインジェクタと呼称する。

(2) 実験方法

燃焼実験を行うにあたり、航空機に搭載されるSOFC/GTハイブリッドエンジンの飛行中の環境条件を考慮したリアクタの目標作動条件を設定した。リアクタの小型化とシステムの単純化を重視し、リアクタは発電時の発熱を利用して動作温度を保つ自己加熱条件で運転することを目指した。リアクタ内の

流れを準一次元流に単純化して熱流体数値シミュレーションを行い、自己加熱で作動温度を一定に保つことが可能な作動条件を求めた。SOFC の燃料電池評価モジュールとして、岡井らによる動的モデルを用い、複数の干渉効果は格子状に等間隔に並ぶ円筒 SOFC の間の空気流路断面積、空気流速、および SOFC の発熱率を考慮した。SOFC の効率は 70%、発熱は一様であるとして計算している。入口条件は、ターボ発電機の巡航時圧縮機出口圧 0.95 MPa、600 (巡航時)とした。空気流速を一定としたとき、燃料電池セル間隔で定まる空気過剰率をパラメータとした。燃料過剰率一定の条件のもと、空気過剰率を変化させ、定常作動温度の 900 まで昇温可能な限界空気過剰率を求めた。作動温度は、SOFC を通過した空気、燃料および水蒸気の混合気温度とした。加えて、実機で想定されている SOFC リアクタの燃料過剰率および空気過剰率には設計制約がある。燃料過剰率が過小な場合 SOFC が破損することが実験からわかった。燃料過剰率が過大であるのも効率の面から好ましくない。これらの制約も運用条件として考慮した。図 3 に計算結果を示す。限界空気過剰率をプロットで示している。プロットを結んだ直線より上の領域では、作動温度が 900 に達しないことを意味している。この検討結果を参考にして、本研究における実験条件を設定した。製作した実験装置では、温度は 700 まで、圧力は大気圧の実験に制限されるので、燃料過剰率と空気過剰率を目標作動条件付近で変化させて実験を行った。

(3) 燃焼実験

本実験では、SOFC インジェクタ・スタックの実験に先立ち、模擬 SOFC インジェクタ 1 本での実験を行った。火炎の観察は、目視およびデジタルカメラ (Panasonic GH-1) で行った。実験パラメータは、水素流量、空気流量、模擬余剰燃料中の水蒸気濃度、およびリアクタ内温度である。リアクタ内温度は 700 に固定した。リアクタ内平均空気流速 V_{air} および余剰燃料/水蒸気混合気流速 $V_{f/w}$ は、理想気体を仮定し、温度を考慮した流量をそれぞれリアクタ断面積(リアクタ内径: 47 mm)および余剰燃料噴出細管出口面積で除して求めた。

まず、水蒸気を添加せずに水素のみを供給して実験を行った。空気平均流速を 0.041 m/s で一定とし、水素流量を徐々に増加させた。次に、SOFC の発電による燃料極側の水蒸気発生を模擬する模擬余剰燃料を使用した実験を行った。反応面積(円筒外表面積とした)が 6.975 cm²である円筒 SOFC が、電流密度 0.25 から 4.05 A/cm²で発電した場合を想定し、それぞれ、12.3 から 196 NmL/min の流量で水蒸気を添加した。SOFC インジェクタに供給する水素流量については、燃料過剰率 1.25, 1.5, 1.75, および 2 の場合を検討した。燃料過剰率とは、発電に必要な燃料の量に対し、何倍の燃料を供給したかを表す値であり、燃料利用率の逆数に相当する。SOFC インジェクタに供給する空気流量については、空気過剰率 2.1, 4.2, 8.4, および 10.5 の場合を検討した。空気過剰率とは、発電に必要な酸素を含む空気の量を 1 とし、その何倍の空気を供給したかを表す値である。なお、空気の酸素濃度は 21%とした。本実験では、使用する SOFC インジェクタの数が 1 本と 7 本の場合がある。そのため、リアクタ内の平均空気流速を SOFC インジェクタ 1 本の場合と 7 本の場合で同一にすることとした。即ち、SOFC インジェクタを 1 本だけ使用して実験を行う場合は、リアクタに供給した空気流量の 7 分の 1 が、1 本の SOFC インジェクタに供給された空気流量であるとして空気過剰率を計算した。

(4) 発電環境確認試験

模擬 SOFC として用いた YSZ 管は、電極を貼り付けることで、微弱ながら SOFC のように発電する。開回路電圧(OCV)を計測することで、SOFC リアクタ内の環境が SOFC の発電に適しているか調べた。図 4(a)に

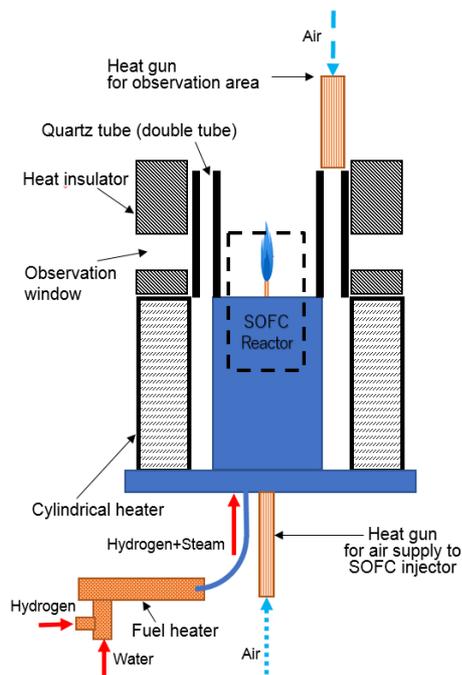


図 1 実験装置

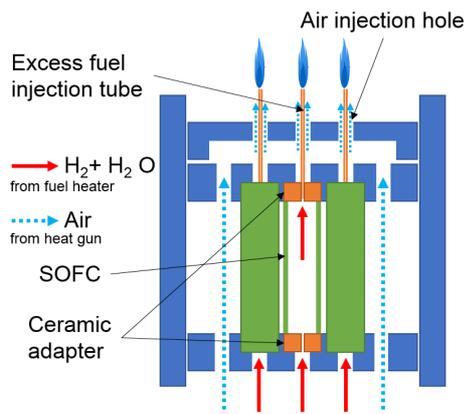


図 2 実験室規模のリアクタ

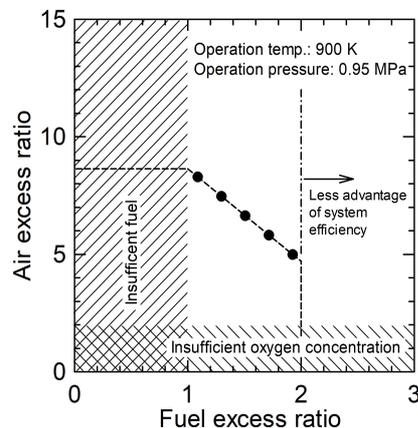


図 3 リアクタの目標作動条件

模擬 SOFC の外観を示す。空気極となる空気側には、リード線としてのロジウム 20% / 白金線 (Pt-Rh20%) を貼り付けた。燃料側には、同じロジウム 20% / 白金リード線を貼り付けた。取り付け位置は、YSZ 管出口から 8 mm の位置とした。OCV の計測には、ポテンシオガルバノスタット(Princeton Applied Research VersaSTAT4)を用いた。空気を 1.2 NL/min、水素を 100 NmL/min 供給し、模擬 SOFC の温度が常温から 700 °C まで OCV の履歴を計測した。常温の状態から水素と空気を供給し、保炎を行いながら昇温した。この点を除いては、燃焼実験と同様に昇温を行った。また、SOFC についても OCV 計測を行った。図 4(b) にリード線を貼り付けた SOFC の外観を示す。空気極側リード線は模擬 SOFC と同様にロジウム 20% / 白金リード線を LSM/GDC インクにより貼り付けた。使用した SOFC は外周部に燃料極材料が露出しているため、この部分にロジウム 20% / 白金リード線を貼り付けた。また、外周部に露出している燃料極を空気から保護するため、この部分を、貼り付けたリード線の上からアロンセラミック C によりコーティングした。SOFC は YSZ 管よりも急激な温度変化で破損する恐れが大きいので、温調機器により 4 °C/min の昇温速度制限をかけて昇温した。

4. 研究成果

(1) 燃焼実験

模擬余剰燃料を用いた実験で得られた保炎マップを図 5 に示す。縦軸は模擬余剰燃料の余剰燃料噴出細管出口流速、横軸は燃料過剰率である。図 5(b) のプロットは、保炎ができていない状態から模擬余剰燃料流速を増大させる過程では保炎しなかったが、保炎した状態から模擬余剰燃料流速を減少させる過程では保炎した条件である。保炎特性にヒステリシスがあることがわかった。燃料過剰率が 1.25 の場合、全ての条件で保炎を確認できなかった。空気過剰率が增大するに伴い、保炎領域は燃料過剰率が大きい方へ移動した。また、模擬余剰燃料の流量増大に伴い、即ち想定発電量の増大に伴い、燃料過剰率が低い領域に保炎領域が広がり、更に増大すると保炎領域が燃料過剰率の大きい方に移動した。模擬余剰燃料流量の増大で保炎領域が燃料過剰率の低い方に広がるのは、火炎の単位時間あたりの発熱量が保炎に対して支配的な場合と考えられ、さらに模擬余剰燃料流量が増大すると保炎領域が急激に狭まったのは、吹き消えが原因であると考えられる。空気流量が多い条件で保炎領域が狭まったのは、空気流速の増大によって火炎基部に下流の火炎からの熱が伝わりにくくなったことが原因で、模擬余剰燃料流量の小さい領域で吹き消えが起こったと考えられる。以上の実験結果から、余剰燃料噴出細管噴出孔面積を一定とすると、1 本の SOFC インジェクタあたりの燃料流量を増大させると、保炎可能な燃料過剰率の最低値は減少し、極小値をとった後に増大することがわかった。また、保炎可能な燃料過剰率の極小値は、空気過剰率の増大に伴って増大する傾向があることがわかった。吹き飛びが燃料過剰率の最低値を決定していることより、実機のリアクタの想定作動圧力が 0.95 MPa なので、保炎領域はさらに低燃料過剰率側に拡大することが予想される。リアクタの想定作動温度が 900 K であることも、保炎領域拡大につながると考えられる。

模擬 SOFC インジェクタを 7 本配置した模擬 SOFC インジェクタ・スタックを用いて、保炎の実験を行った。スタックの場合、全てのインジェクタに保炎がなされている場合を保炎成功とした。全てのインジェクタから模擬余剰燃料を噴出し、保炎の成否を調べた結果を図 6 に示す。インジェクタ・スタックの場合、単一インジェクタの場合と比較して、若干保炎領域が低燃料過剰率側に拡大していることがわかる。空気過剰率が 2.1 の場合、燃料過剰率 1.25 まで保炎領域が拡大した。実機においてこの

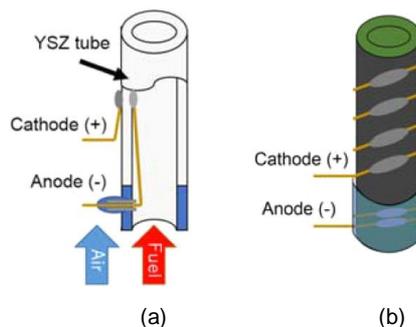


図 4 使用した円筒燃料電池。(a) 模擬 SOFC、(b) SOFC。

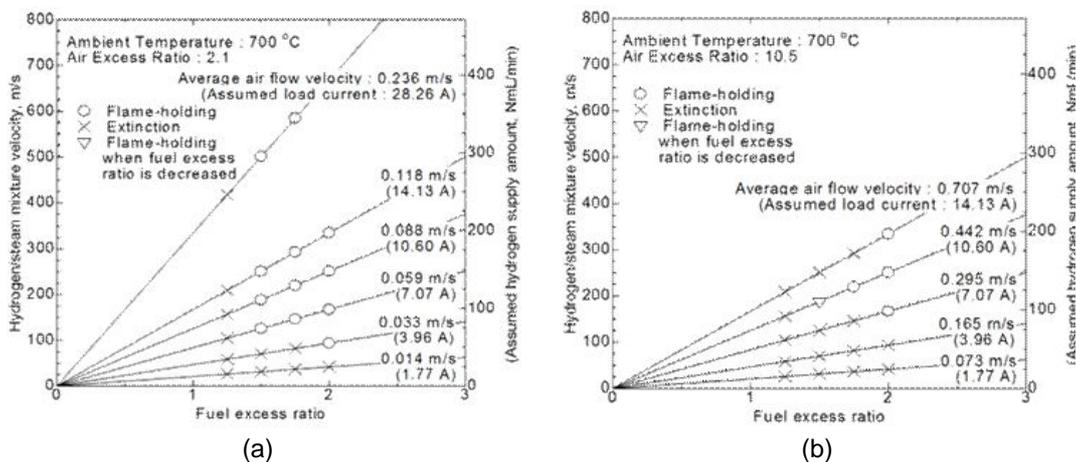


図 5 模擬 SOFC インジェクタが 1 本の場合の保炎マップ

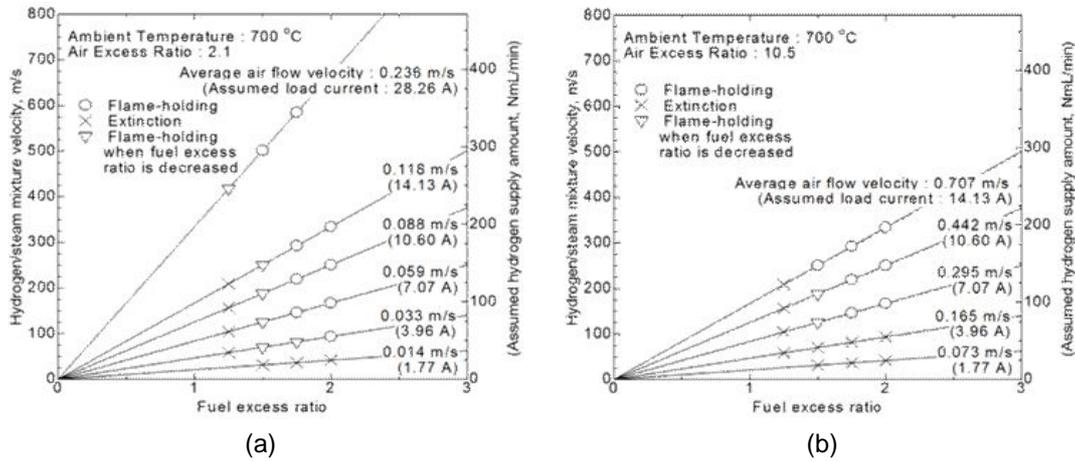


図6 SOFC インジェクタ・スタックに保炎された火炎。

燃料過剰率で保炎が安定に実現できれば、ハイブリッドシステムとしての効率を高くすることができると考える。

(2) 発電実験

図7に、模擬SOFCのOCV履歴および、SOFCの700℃時のOCV測定値を示す。SOFCは前述したように高温環境で作動する。模擬SOFCも300℃程度からOCVが上昇していることが確認できる。700℃での燃料電池の起電力の理論値は1.12Vである。模擬SOFCの700℃におけるOCVの測定結果は1.07Vだったので、理論値の95%であり、理論値に近いOCVを示していることがわかる。この結果より、SOFCリアクタ内の環境がSOFCの発電に適した環境であり、保炎も同時に行えることが確認できた。また、SOFCを使った場合、OCVが模擬SOFCと極めて近い値になったことから、OCV計測試験においては、模擬SOFCをSOFCの代替として利用することが確認できた。

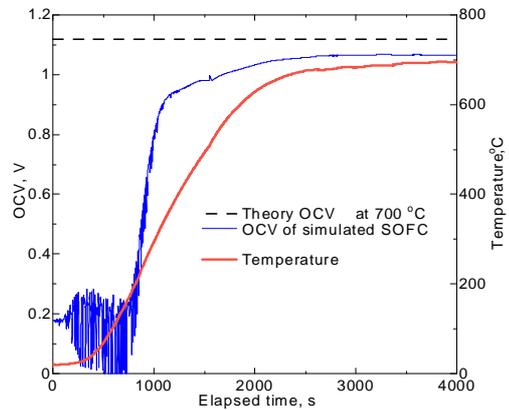


図7 単一SOFCインジェクタの昇温履歴と開回路電圧

< 引用文献 >

C. J. Steffen et al., NASA/TM-2005-213586.
M. K. Bradley et al., NASA-CR-2012-217556.
K. Okai et al., AIAA Paper 2012-4238.
小林他, SOFC と GT のハイブリッド及びトリプルコンバインドシステムについて, 日本ガスタービン学会誌 Vol. 40 No. 3 pp. 89-93, 2012.

5. 主な発表論文等

(学会発表) (計 12 件)

阿部翔一, 野村浩司, 菅沼祐介, 岡井敬一, 田頭 剛, SOFC/ガスタービンハイブリッド推進機用リアクタにおける水素火炎の保炎, 第59回航空原動機・宇宙推進講演会, 2019年.
清水慎也, 野村浩司, 菅沼祐介, 岡井敬一, 田頭 剛, 西沢 啓, 急速昇温が平板固体酸化物形燃料電池の発電性能に及ぼす影響, 第59回航空原動機・宇宙推進講演会, 2019年.
清水慎也, 野村浩司, 菅沼祐介, 岡井敬一, 田頭 剛, 西沢 啓, 平板固体酸化物形燃料電池の急速昇温試験, 第56回燃焼シンポジウム, 2018年.
Shoichi ABE, Hiroshi NOMURA, Yusuke SUGANUMA, Keiichi OKAI and Takeshi TAGASHIRA, Study on Performance Improvement of a Tip-Driven Electromagnetic Fan for Aircraft Propulsion using a Lab-Scale Model, The Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2018, 2018.
清水涼矢, 清水慎也, 野村浩司, 菅沼祐介, 静電噴霧堆積法による固体酸化物形燃料電池の空気極製作および性能試験, 第26回微粒化シンポジウム, 2017年.
岡井敬一, 清水涼矢, 菅沼祐介, 野村浩司, 田頭 剛, 航空機電動化に向けた負荷・入口条件変動下での固体酸化物型燃料電池特性に関する実験・解析評価, 第55回飛行機シンポジウム, 2017年.
久保 諒, 野村浩司, 菅沼祐介, 岡井敬一, 田頭 剛, 西沢 啓, 燃料電池/ガスタービンハイブリッド推進機用燃料インジェクタの開発, 第55回燃焼シンポジウム, 2017年.
Keiichi OKAI, Hiroshi NOMURA, Takeshi TAGASHIRA, Akira NISHIZAWA, Effects of Fuel

Type on Aircraft Electric Propulsion Performance with SOFC/GT Hybrid Core, AIAA Propulsion and Energy, 2017.

阿部翔一, 野村浩司, 菅沼祐介, 岡井敬一, 田頭 剛, 実験室規模航空推進機用外周電磁駆動ファンのトルク・出力計測, 第57回航空原動機・宇宙推進講演会, 2017年3月9日, 那覇. 久保 諒, 野村浩司, 菅沼祐介, 岡井敬一, 田頭 剛, 西沢 啓, 固体酸化物形燃料電池/ガスタービンハイブリッドエンジン用の燃料インジェクタ実証実験装置の開発, 第57回航空原動機・宇宙推進講演会, 2017年.

岡井敬一, 野村浩司, 田頭 剛, 西沢 啓, 燃料電池ハイブリッド推進系の概念検討, 第57回航空原動機・宇宙推進講演会, 2017年.

D. Shimizu, H. Nomura, Y. Suganuma, K. Okai, T. Tagashira, A. Nishizawa, Fabrication of Lab-scale Tubular Solid Oxide Fuel Cell for Basic Research on Fuel Cell - Gas Turbine Combined Electric Generator for Airplane, The 8th Asian Joint Conference on Propulsion and Power, 2016.

〔産業財産権〕

出願状況(計 1 件)

名称: 燃料電池システム, ハイブリッドシステム, 航空機及び航空機に搭載される補助動力装置

発明者: 田頭 剛, 野村 浩司, 岡井 敬一

権利者: 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構, 学校法人日本大学

種類: 特許

番号: 2015-143776

出願年: 2015年

国内外の別: 国内

6. 研究組織

(1) 研究分担者

研究分担者氏名: 岡井 敬一

ローマ字氏名: (OKAI, keiichi)

所属研究機関名: 独立行政法人宇宙航空研究開発機構

部局名: 航空本部

職名: 主任研究員

研究者番号(8桁): 00358516

研究分担者氏名: 田頭 剛

ローマ字氏名: (TAGASHIRA, takeshi)

所属研究機関名: 独立行政法人宇宙航空研究開発機構

部局名: 航空本部

職名: 主任研究員

研究者番号(8桁): 00344250

(2) 研究協力者

研究協力者氏名: 渡辺 紀徳

ローマ字氏名: (WATANABE, toshinori)

研究協力者氏名: 立花 繁

ローマ字氏名: (TACHIBANA, shigeru)

研究協力者氏名: 山根 敬

ローマ字氏名: (YAMANE, takashi)

研究協力者氏名: 菅沼 祐介

ローマ字氏名: (SUGANUMA, yusuke)

科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属されます。