ハイブリッドジェットエンジン用の燃料インジェクタ開発

日大生産工(院) ○久保 諒 日大生産工 野村 浩司 日大生産工 菅沼 祐介 宇宙航空研究開発機構 岡井 敬一 宇宙航空研究開発機構 田頭 剛

1 緒言

将来の航空機の需要増加や,環境問題への対 応として,航空機の低エミッション化や高効率 化が求められている.現在宇宙航空研究開発機 構(JAXA)では、将来型の航空機として図1のよ うな形態の航空機を想定し,様々な検討が行わ れている.この航空機の特徴は、高効率な発電 システムを搭載し、推進用の電動ファンを多数 配置することで,推進効率を増大させるととも に燃料消費率を減少させ,環境適合性を向上さ せることである.この様な航空機の推進システ ムにおいて着目されているのが固体酸化物型 燃料電池(SOFC: Solid Oxide Fuel Cell)を組み込 んだハイブリッドジェットエンジンシステム である. SOFCは高温環境で作動する燃料電池 であり, ガスタービン(GT)と組み合わせること で高効率な発電システムになる.図2は、航空 機適応にあたって現在考えられている SOFC/GTハイブリッドシステムの概念図であ る. このシステムでは、SOFCとGTを組み合わ せたサブシステムを,メインのガスタービンに 組込む形になっており,メインとサブのシステ ムで使用する燃料も異なる.このサブシステム では、サブシステム専用コンプレッサを用意す ることでSOFCの運転環境を安定させることや、 SOFCを燃焼器に組み込み一体化することで重 量削減を狙っている.

航空機用の推進システムでは,軽量化は重要 な検討事項である.SOFCを組み込んだ燃焼器 については,内側が燃料極となる円筒型の SOFCを燃料インジェクタとして用いる形式が 考えられている.しかしながら,インジェクタ に保炎される火炎の形態や燃焼状態によって は燃料インジェクタの破損などを招く恐れが ある.また高温状態のSOFCの燃料極側に空気 が逆流した場合,燃料極の酸化が起こり燃料電 池として機能しなくなってしまうだけでなく, 破損に繋がる.これらの問題を解決するために は,燃料インジェクタの形状を十分に検討する 必要がある.また,列挙した問題以外にも,ガ







Figure 2. A schematic of FC/GT hybrid core.²⁾

スタービンの運転とSOFCの運転が並行して安 定に行えるのかどうかなどを実験的に検討す る必要もある.

そこで我々は、燃料電池を組み込んだ発電サ ブシステムの燃焼器を模擬したラボスケール の実験装置を開発した.SOFC等の燃料電池は、 通常ひとつのセルを複数つなげてスタックと する.実機においても燃料インジェクタとなる SOFCを複数並べて配置することが想定されて いるが、今回はSOFC燃料インジェクタを一本 配置する実験装置とした.本報では現在までに 行った実験装置設計と実験計画について記述 する.

Development of fuel injector for hybrid jet engine

Makoto KUBO, Hiroshi NOMURA, Yusuke SUGANUMA, Keiichi OKAI and Takeshi TAGASHIRA

2 実験装置

実験装置の概略を図3に示す.実験装置は燃 焼器, SOFC燃料インジェクタ, 電気ヒーター, 空気供給系,燃料供給系などからなる.燃焼器 には、火炎の観察を行うため、内径17.5 mm、 長さ125mmの石英ガラスを用いる. SOFC燃料 インジェクタは、外径8mm、内径5mmのイッ トリア安定化ジルコニア(YSZ)製のセラミック スチューブ(ニッカトー ZR-8Y)であり, SOFC を電解質材料のみで模擬した. 模擬SOFCは発 電効率が非常に低いが,発電環境をモニタリン グするために計測する開回路電圧(OCV: Open Circuit Voltage) はSOFCと同じ値が得られる. 模擬SOFC燃料インジェクタの内壁と外壁には 図4の様に先端露出型K種熱電対を挿入して測 温接点を接触させることができるようになっ ており、これをリード線として用いることで OCVを測定する. 燃焼実験中はOCVを測定す ることで、セラミックスチューブがSOFCとし て正常に動作する環境条件かどうかの判断を 行う.実験時には装置全体をSOFCの作動環境 温度である800 ℃程度まで昇温する必要があ るため,燃焼器上流全体をセラミックファイバ ーヒータ(坂口電熱 VC404A06 A)で覆う.

燃料供給系には少流量用(KOFLOC FCC-3000-G2-H2)と大流量用(Azbil MQV0050)のマ スフローコントローラを設置し、少流量用は主 に燃料ラインの窒素パージなどに用いる.空気 もマスフローコントローラ(Azbil MQV0200)で 流量制御を行う.空気は最大で65 NL/minを供 給できる.装置本体内部に挿入された燃料供給 管には燃料加熱用のシースヒータ(坂口電熱 1M-2-700)が巻かれており、また装置本体空気 導入口にはヒートガン(ヒートテック ABH200V-650W)が取り付けられており、それ ぞれ加熱して燃焼器に供給できるようにした.

3 実験方法

まず燃料ラインに窒素を少量流しながら実 験装置全体が500 ℃程度になるまで昇温する. 水素の自発点火温度以上である600 ℃を超え た段階で窒素を水素に切り替え,800 ℃程度ま でさらに昇温し,燃料流量および空気流量を実 験条件に合わせて保炎実験を開始する.

実験中は火炎の状態をUV用CCDカメラ (SONY XC-EU50)で観察するとともに、燃焼器 出口での燃焼ガス温度およびOCVを測定する. 想定されるシステムでは、燃焼器下流にタービ ンが設けられることから、燃焼ガス温度は重要 な基礎データの一つと考えられる.また、実験



中OCVを監視することで、その流量条件下で SOFCが正常に作動するかどうかを確認するこ とができると考えられる.

4 まとめ

現在は,装置の部品製作および実験装置を制 御するシーケンサ用プログラムの作成を行っ ている.装置が完成次第,実験を行う予定であ る.

参考文献

1) Okai, K., Himeno, T., Watanabe, T., Nomura, H., Tagashira, T., Nishizawa, A. "Potential of Aircraft Electric Propulsion with SOFC/GT Hybrid Core", 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Salt Lake City, UT (AIAA 2016-4713) 2) Okai, K., Himeno, T., Watanabe, T., Nomura, H., Tagashira, T., Nishizawa, A. "Investigation of FC/GT Hybrid Core in Electrical Propulsion for Fan Aircraft", 51nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Orlando, FL

(AIAA 2015-3888)