

ガスタービン燃焼器に設置する SOFC 余剰燃料インジェクタの開発

日大生産工(院) ○古田 大貴 日大生産工 野村 浩司 菅沼 祐介
宇宙航空研究開発機構 小島 孝之 岡井 敬一

1. まえがき

航空輸送の増加に伴って、航空機の環境適合性向上の要求が強まっている^{1,2}。旅客機の推進効率向上策の一つとして、これまではターボファンエンジンの大口径化が行われてきた。しかしながら、エンジンの大型化はエンジンと地表面のクリアランス確保などの観点から、既に限界域にまで達しており、今後エンジンの大型化による推進効率の向上は極めて難しくなっている。そこで、推進力を多数の電動ファンによって得る推進システムが提案されている³。小型電動ファンを多数搭載することによってファンの総面積を増加し、疑似的にバイパス比を向上させることで推進効率の向上が見込まれる。また、SOFC (Solid Oxide Fuel Cell) とジェットエンジンを組み合わせた複合サイクル発電システムを搭載することで、ガスタービンと SOFC の双方で発電し、多発電動ファンに供給することが検討されている。

SOFC では、空気極側で酸素が酸素イオンとなり、YSZ (イットリア安定化ジルコニア) や GDC (ガドリアドープセリア) 等の電解質を通して燃料極側で水素と反応し、水蒸気となって排気される。よって、水素燃料が水蒸気によって希釈され、燃料流の上流から下流に向かって希釈度が増す。そのため、発電に使用する以上の水素 (余剰燃料) を供給する必要がある。排気には反応で生成された水蒸気と余剰燃料が含まれる。この高温の余剰燃料を燃焼させることによってさらなる発電システム全体の熱効率向上をさせ、推進機の総合効率の向上達成を目指す。昨年度までは、ラボスケールの余剰燃料インジェクタとして、セラミック細管インジェクタ⁴⁾による保炎実験を行ってきた。今年度から、ジェットエンジン燃焼器内で余剰燃料が保炎する条件を調査するため、JAXA で行われている SOFC/GT エンジンの実験の流量

スケールを 1/2 にしたインジェクタを製作し、保炎実験を行うことを試みる。本報では、実験装置の準備状況について報告する。

2. 実験装置

実験装置の概略を Fig.1 に示す。SOFC の作動温度は 700 °C と高温なため、排出される水蒸気を含む余剰燃料も高温である。高温余剰燃料を再現するための加熱管を Fig.2 に示す。模擬余剰燃料を加熱する管は、長さ 4 m、直径 1/4 インチの銅管をらせん状に加工して製作した。空気を加熱する管は、長さ 2.5 m、直径 1/4 イン

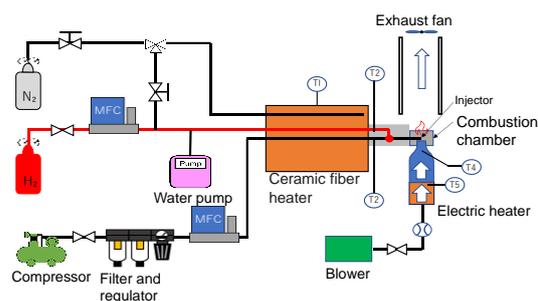


Fig.1 Experimental apparatus.

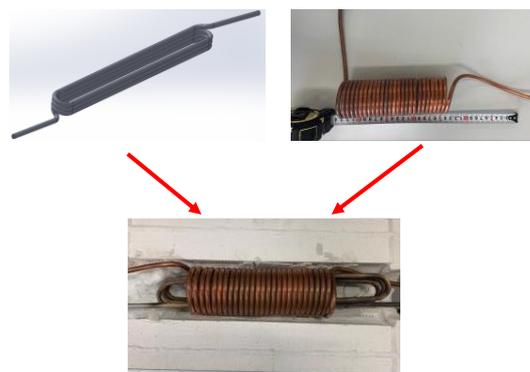


Fig.2 Hydrogen and air heating tubes.

Development of SOFC Excess-Fuel Injector Installed into Turbine Combustor

Daiki FURUTA, Hiroshi NOMURA, Yusuke SUGANUMA,
Takayuki KOJIMA, and Keiichi OKAI

チのSUS304管をトラック状に加工した。二つの加熱管は1つの内径80 mmのセラミックスファンヒーターの中に配置するため、トラック状加熱管をらせん状加熱管内部に配置する。

加熱区間の下流側配管は、模擬余剰燃料管が直径3/8インチのSUS304管、空気管が直径3/4インチのSUS304管となっており、空気配管内部を模擬余剰燃料配管が通る2重管形状となっている。また、模擬燃料配管内側には、直径1.5 mm、長さ1 mのSUS304管が配置されており、水蒸気を発生させるための水がダイアフラムポンプにより供給される。水蒸気を燃料に混合させることにより、SOFCの発電の際に生じる水蒸気を模擬した。

インジェクタ先端はFig.3のようになっている。模擬余剰燃料および空気の開口部は流量スケールが1/2であるため、流速をJAXAの実験条件と同条件になるよう1/2の面積にした。燃焼ガスは高温のため、直接排気用ブロアで吸引するとブロアが破損する恐れがあるため、バッファータンクを介して吸引し、排気される⁵⁾。

電気ヒータ内部温度、空気の加熱管出口温度、模擬余剰燃料の加熱管出口温度、およびインジェクタ噴出孔周囲温度をK種熱電対で計測する。温度データの記録は、データロガーで行う。

3. 実験手順

実験開始時、高温にさらされる水素用加熱管が酸化しないように、微量の窒素を水素用加熱管周囲および内部に流す。温度データの記録を開始する。排気ブロアを起動させる。ヒータ電源をオンにし、スライダックを用いて、80 Vまで5分ごとに10 V昇圧させる。その際、ヒータ内部温度が銅管の融点である1085°Cに達しないように確認を随時行う。空気およびページ用窒素温度が450°Cまで昇温していることを確認し、水素を0.1 NL/min流し、同時に水素用加熱管に供給していた窒素の供給を遮断する。空気および水素が700 °Cに到達した時点で燃焼試験を開始する。

4. 実験条件

JAXAで試験を行っているSOFCスタックを定格で運転する場合、14 NL/minの水素と52 NL/minの空気を供給する必要がある。本実験では7 NL/minの水素、26 NL/minの空気を定格の供給量として実験を行う。実験は流量、流速、模擬余剰燃料中の水蒸気濃度(水素利用率)に着目し、実験を行う。昨年度の細管インジェクタの実験結果および、JAXAで行われた実験結果から、SOFCスタックの運転時、水素利用率50~55%の範囲で消炎することが確認され



Fig.3 Double-pipe injector.

ていることから、本実験では水素利用率が高い条件での保炎を目指し実験を行う。

5. まとめ

昨年度と比較して、より実機に近い余剰燃料の燃焼環境を実現できる実験装置を開発することができた。今後、電気ヒーターで700 °Cの燃焼器内燃焼ガス流を模擬する、1/6セクタモデルの模擬燃焼室を製作し、インジェクタ先端を模擬燃焼室内に設置する。ガスタービン燃焼器内環境に近い環境を実現し、水素/水蒸気混合気である模擬余剰燃料の保炎試験を行う予定である。

参考文献

- 1) 航空分野におけるCO2削減の取り組み状況(参考資料), 国土交通省, (2021),p.2.
- 2) 航空機等に関する技術開発動向調査報告書, 公益財団法人航空機国際共同開発促進基金, 技術資料提供, 20210330航空P第3号.
- 3) 水素社会に適応する航空機の検討, 宇宙航空開発機構特別資料, (2016), p.33.
- 4) 阿部翔一, SOFC/GT複合発電機用インジェクタの保炎・発電特性, 日本大学院生産工学研究科修士論文, (2019), p.8.
- 5) 道下和隆, 水素航空機エンジンの航空点火に関する基礎研究, 日本大学大学院生産工学研究科修士論文, (2011), p.16.