

小型ジェットエンジン用予蒸発インジェクタの開発

日大生産工(院) ○吉川 勝也 日大生産工 野村 浩司
JAXA 岡井 敬一

1. 緒言

航空機の旅客ならびに貨物輸送に対する需要は今後更に拡大すると考えられており、化石燃料の枯渇や CO_2 排出量のさらなる増加が懸念されている。¹⁾ これらの問題に対し、長期的な視点では化石代替燃料の実用化、また短・中期的な視点では、既存燃料による燃焼の更なる改善が求められている。²⁾ 既存燃料による燃焼排気物低減のために用いられる方法の一つとして、希薄予混合予蒸発噴霧燃焼が一般的に多く用いられている。しかし噴霧燃焼に用いられる霧化装置は、燃料噴射孔径や流路断面積が非常に小さく、コーキングによる霧化不良が起こる可能性が高いという問題がある。今後、コーキング（熱分解に伴う煤の析出）を起こしやすいバイオマス燃料³⁾ が使用されることを想定すると、従来の燃料霧化装置を見直す必要があると考えられる。そこで本研究では、霧化に依存しない新しい予蒸発燃料噴射方式として、保炎部で燃焼ガスの熱を回収し、その熱で燃料を加熱・気化して保炎部に供給する再生加熱式予蒸発インジェクタの開発を行った。本報では、開発したインジェクタを小型燃焼風洞試験装置に装着し、作動試験を行った結果を報告する。

2. 実験装置および方法

再生加熱式予蒸発インジェクタの概略を図1に示す。中央を主流空気が流れ、それに対してスロート設ける。スロート管とインジェクタ外管との間に、同軸環状に燃料流路を設け、ネジ山を施すことで燃料の旋回・熱伝達を促す構造とした。燃料はインジェクタに対して接線方向から導入し、主流の上流に

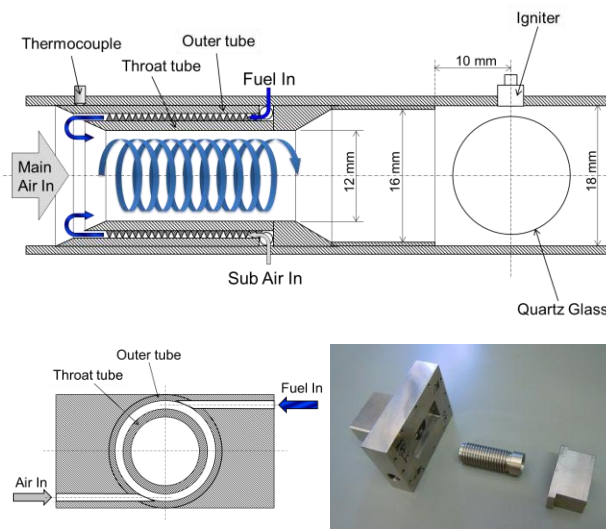


Fig.1 Schematic of the combustor inlet.

逆上させる。インジェクタから噴出させる燃料を空気との予混合気にする場合には、燃料導入孔と 180° 異なる位置から同一方向に旋回をかけた空気を導入した。環状流路から出た燃料は、主流空気と混合されてスロート内を主流方向に流れる。またインジェクタ入口部壁面に K 種熱電対を設置し、火炎によるインジェクタの加熱度合いの指標として温度を計測した。この形状を基本形とし、更にスロート内側にスワールを取り付け、位置を変更して実験を行った。

実験装置全体の概略を図2に示す。小型燃焼風洞には、真空タンクを用いた大気吸入式のブローダウン方式を採用している。供試燃料には、パイロット燃料として水素、主燃料として灯油を使用した。燃焼室形状は $36 \text{ mm} \times 18 \text{ mm}$ の矩形とした。空気流量はマスフローメータ（YAMATAKE CMS1500）とスピードコントローラ（SMC AS600-10）を用い、手動で調節した。気体水素流量 Q_H はマ

Development of Prevaporization Injector for Small Jet Engine

Katsuya KIKKAWA, Hiroshi NOMURA and Keiichi OKAI

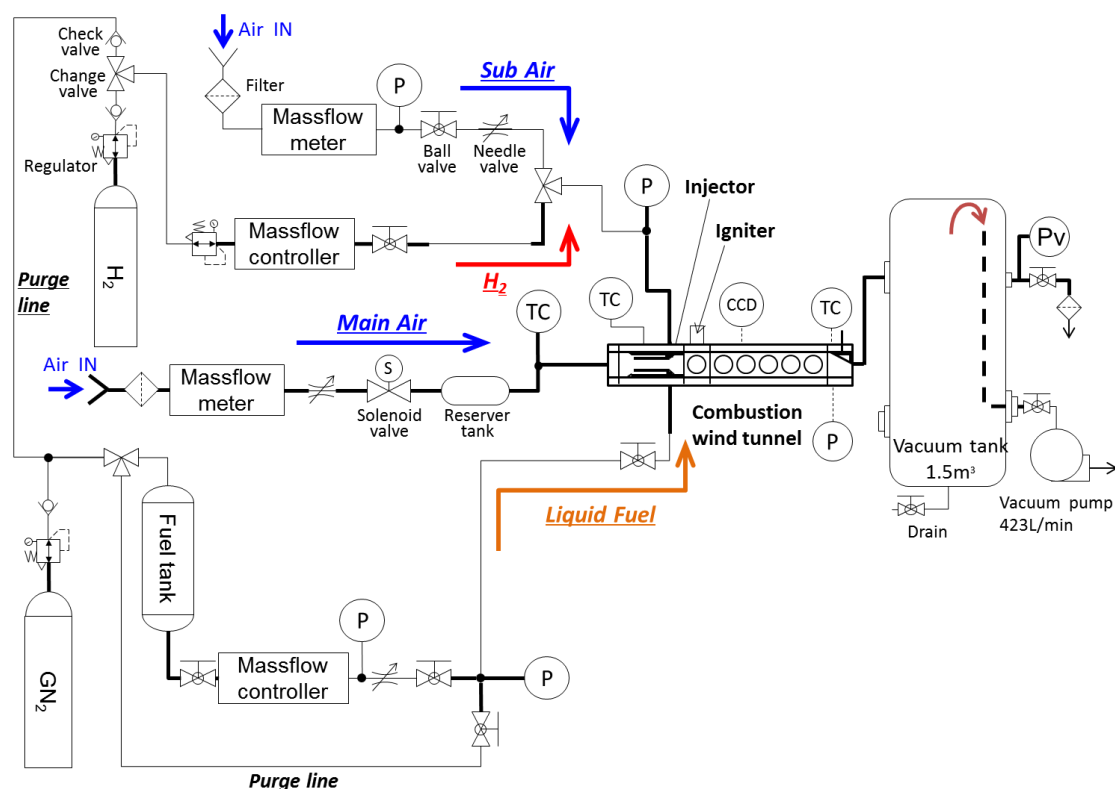


Fig.2 Experimental apparatus.

スフローコントローラ（YAMATAKE MQV500）により制御した。灯油の供給流量 Q_F は、燃料タンク上流を窒素で加圧して行い、流量はマスフローコントローラ（HORIBA LV-F60 P0）により制御した。

燃焼器には、内部可視化のために直径 15 mm の観察窓が 6 カ所設けられている。実験時は上流の 2 カ所を撮影できるよう UV-CCD カメラ（SONY XC-EU50）および CCD カメラ（Panasonic HDC-SD1）を設置し、火炎の撮影を行った。燃焼器と真空タンクの間には、燃焼器内圧力を一定に保つためにゲートバルブを設け、燃焼器内圧力をフィードバック信号として開度を制御した。燃焼器入り口に、開発したインジェクタを設置した。

実験方法を以下に記述する。まず真空タンク内圧力を 5 kPa まで減圧した後、パイロット燃料・空気の供給を開始する。燃焼器内圧力、空気流量、パイロット燃料流量が安定した後、点火を行う。燃焼器内温度 T_c の上昇、および UV-CCD カメラ画像より保炎に移行したことが確認できた場合は、すぐに放電を停止する。その後、インジェクタの燃料入口部温度 T_1 を計測し、十分に予熱されたことを

確認した後、灯油の供給を開始する。水素火炎の発光波長は紫外領域にあるため、UV-CCD カメラにより観察を行う。主燃料供給後の火炎は CCD カメラにより撮影し、記録する。

実験は、燃焼器内圧力 P_c を 80 kPa、パイロット燃焼時の当量比 ϕ を 1.0 で一定とし、灯油燃焼時の当量比 ϕ を 0.2 ～ 0.8、燃焼器入口流速 U_c を 1 ～ 3 m/s の範囲で変化させて行った。

3. 実験結果および考察

3. 1 水素パイロット火炎による保炎・予熱性能

開発した再生加熱式予蒸発インジェクタについて、パイロット燃料として水素を使用した際の保炎、および予熱性能について調査した。水素は主燃料が通る環状流路より供給し、予混合化用空気は供給しなかった。また、火炎による予熱の効果を高めるため、当量比は、燃料・空気の濃度が化学量論比となり断熱火炎温度が最高となる $\phi = 1$ 付近⁴⁾で固定して実験を行った。インジェクタの基本形で点火を行った結果、燃焼器入口流速 2 m/s ま

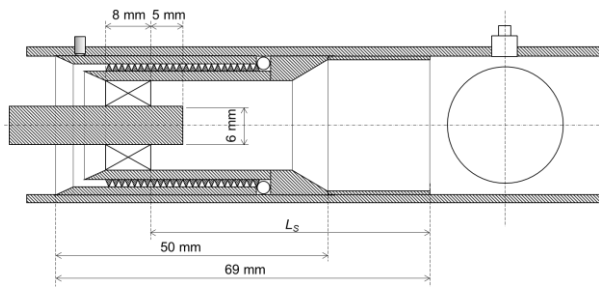


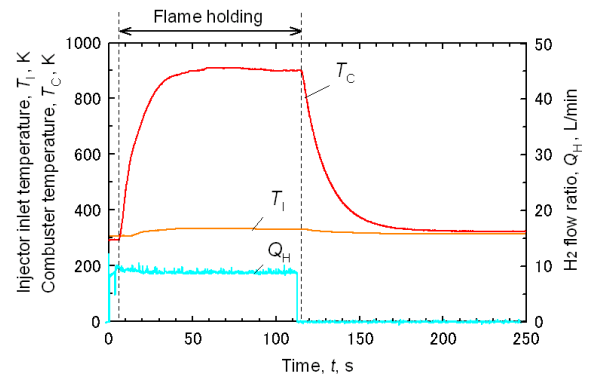
Fig.3 Schematic of the combustor inlet include swirler and bluff body.

での条件で、燃焼器内温度が上昇し、定常状態に移行する安定した保炎が確認された。しかしながら、燃料入口部の温度は 400 K 程度にしか上昇せず、灯油の気化に十分な温度には至らなかった。これは、保炎位置がスロート部よりも下流にあるため、熱のフィードバックが十分に行えなかったためだと推察された。

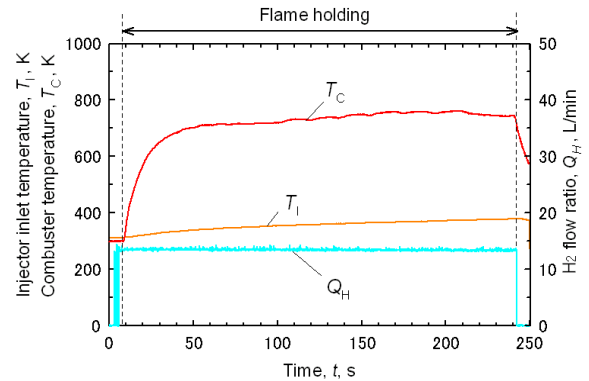
そこでスロート内部に直径 12 mm、羽根角度 45deg×4 枚のスワラおよび $\phi=6$ mm のブラフボディ⁵⁾を配置し、保炎位置の移動、および混合の促進を図った。概略を図 3 に示す。インジェクタ出口からスワラ先端までの距離 L_s を変更し、点火実験を行った結果を図 4 に示す。スワラ無しの場合と比較し、燃焼が定常状態に移行した後も燃料入口温度は継続して上昇し続けた。また $L_s=44$ mm (スロート部の中間位置) から $L_s=56$ mm (スワラ後端がスロート部入口) に変更することで、インジェクタの燃料入口部温度の上昇速度がわずかに増大した。各インジェクタ形における燃料入口部温度の時間履歴をまとめた結果を図 5 に示す。これらの結果より、保炎位置が上流に移動したことで、熱のフィードバック量が増大したと考えられる。また、スワラ羽根角度を 60 deg に変更して同様の実験を行ったが、45 deg の場合と比較し、大きな変化は確認されなかった。

3. 2 灯油燃焼実験

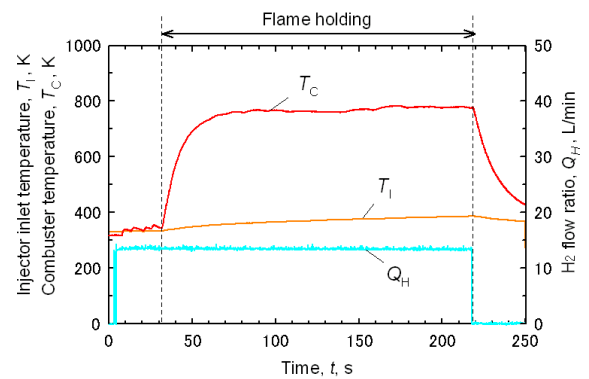
パイロット火炎が安定したインジェクタ形状および作動条件を用いて、水素パイロット火炎中に灯油を供給し、予蒸発燃焼を行った。灯油は水素とは別の供給口から環状流路



(a) Normal type.



(b) Swirler type ($L_s=44$ mm)



(c) Swirler type ($L_s=56$ mm)

Fig.4 Histories of output data when stable flame was stabilized ($U_c = 1$ m/s).

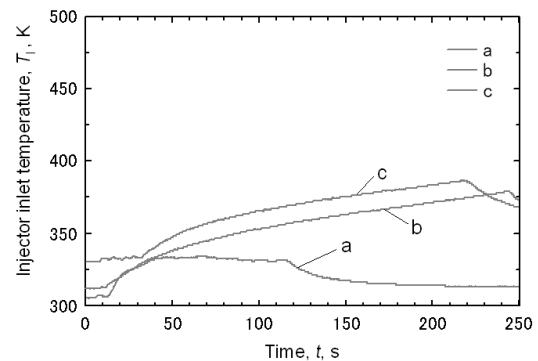


Fig.5 Injector inlet temperature.

に供給し、点火・保炎が確認された後、水素供給を停止、灯油・主流空気のみでの燃焼を行う。スワラの有り無し共に、灯油供給開始直後に消炎する場合があった。これは、この時の灯油噴出圧が 0.3 MPa と高すぎたことで、灯油供給開始時に急激に灯油がインジェクタ内に流入し、インジェクタ内の温度が急激に低下したことが原因と考えられた。噴出圧を大気圧程度にし、徐々に供給を開始した結果、灯油と同時に水素を供給している間は保炎が可能であった。このときの火炎画像を図 6 に示す。水素火炎の発光波長は紫外領域にあり、目視できない。そこに灯油を加えていくことで、徐々に青炎が現れた。このときの水素・灯油総合当量比は約 1.6 程度と過濃であったが、今回行った作動条件では、輝炎は確認されなかった。水素供給停止後、どの条件においても保炎はできなかった。インジェクタの基本形で、燃焼器入口流速 1 m/s の条件において、灯油供給時の各計測データの例を図 7 に示す。灯油、水素流量および燃焼器内温度から、安定して保炎していることが確認されるが、水素供給停止後に消炎していることがわかる。

4. 結言

燃焼ガスの熱を回収し、液体燃料の加熱・気化が可能な小型の再生加熱式予蒸発インジェクタを試作し、小型燃焼風洞試験装置を用いてパイロット火炎の保炎・予熱性能、および灯油を燃料とした場合の保炎性能について調査した結果、以下の知見を得た。

- (1) スワラおよびブラフボディを設置した場合、保炎位置が上流に遷移し、スロート部の予熱が可能となる。
- (2) 本インジェクタ形状では、スワラ羽根角度が保炎位置に及ぼす影響は小さい。
- (3) 水素と灯油を同時に供給した場合、保炎が可能となる条件があった。
- (4) 灯油の供給圧力を大気圧程度にすることで、水素パイロット火炎を維持した状態で、灯油の保炎が可能となった。

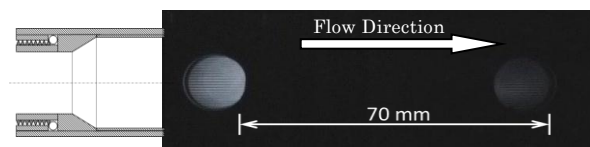
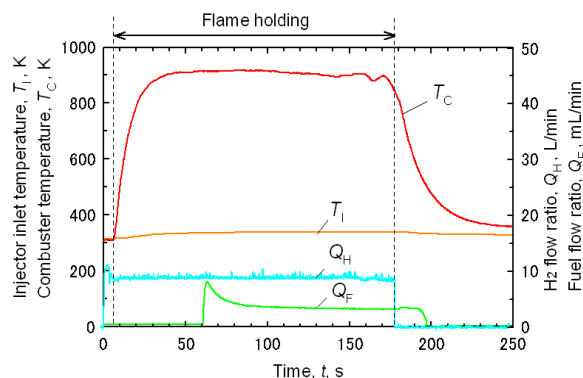


Fig.6 Photograph of a stabilized flame of kerosene and hydrogen fuel.



(a) Normal type.

Fig.7 Histories of output data when stable flame was stabilized ($U_c = 1$ m/s).

参考文献

- 1) 岡井敬一, 野村浩司, et al. 水素燃料航空機の国内外検討調査. 宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-08-005, (2008). 1-31
- 2) 岡井敬一, 小林宙, 西沢啓, 航空機のCO2 排出量を革新的に低減する将来技術-バイオ燃料と電動化-(1)(2), 航空技術, (2011). pp. 58-64, 50-55.
- 3) 笹山容資. 再使用型ロケットエンジンの再生冷却に影響する冷却材の化学的挙動に関する研究. (2012).
- 4) Lefebvre AH. ガスタービンの燃焼工学. 日刊工業. (1983). p.82.
- 5) 吉川勝也, 野村浩司, 道下和隆, 岡井敬一, 本郷素行. サブスケール予冷ターボジェットエンジン燃料インジェクタの液体燃料対応に関する低压環境保炎性能試験. 機械学会 関東支部第 18 期総会講演会. (2012).