

小型燃焼風洞で模擬した水素航空機エンジンの高空再点火基礎実験

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

1. 緒言

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) は、完全再使用型宇宙往還機の初段推進機および極超音速巡行航空機用推進機として、水素を燃料とする予冷ターボジェットエンジンの研究開発を行っている¹⁻³⁾。宇宙往還機推進機に予冷ターボジェットエンジンを用いた場合、大気圏再突入後の再点火が要求される。また将来の航空機に水素エンジンが採用される可能性があることを考慮すると、安全運行のために水素エンジンの高空再点火に関する基礎データを収集しておくことは重要である。

本研究では、低圧環境下における水素噴流インジェクタの点火・保炎限界を調べるため、サブスケール予冷ターボジェットエンジンの燃焼器1次燃焼部を模擬した小型燃焼風洞を製作した⁴⁾。これまでに、圧力、流速、および点火プラグの放電間隙位置が、水素噴流インジェクタの点火・保炎限界に及ぼす影響について調べた。その結果、点火プラグの電極間隙を、燃焼器壁面より3mm、インジェクタ先端より10mm下流に設置することで、点火・保炎が可能な圧力・流速範囲が広がることがわかった。

本報では、燃焼器の点火・保炎性能に及ぼす総当量比の影響を詳細に調べた結果を報告し、燃焼器内での燃料と空気の混合状態を実験結果から考察した。

2. 実験装置および方法

小型燃焼風洞は、真空タンクを用いて、燃焼器入口より大気を吸入するブローダウン方式を採用している。実験装置は、燃焼器、空気供給系、水素供給系、および真空タンクより構成される。空気流量の設定は、マスフローメータ (YAMATAKE CMS1500) とスピードコントローラ (SMC AS600-10) を用いた。燃料となる気体水素流量は、マスフローコントローラ (YAMATAKE MQV500) により制御する。燃焼器流路断面寸法は、幅36mm、高さ18mmの矩形であり、全長477mmである。燃焼器側面には、内部を観察するために直径15mmの観察窓が6対設けられている。実験時は、インジェクタ先端より84, 149, 214, 279, および344mm下流の観察窓5ヶ所が同時に撮影できるように紫外光撮影用 CCD カメラ (SONY XC-EU50) を設置し、火炎の撮影をおこなった。燃焼器と真空タンクの間には、シーケンサで開度が制御されるゲートバルブを設け、フィードバック制御により燃焼器内圧力を一定に保つように制御した。また、ゲートバルブで流れをチョークさせることにより、真空タンク内で起こる圧力擾乱が燃焼器に伝播するのを防止した。ゲートバルブのフィードバック信号には、燃焼器に設けられた絶対圧計 (Kulite XTE-190) からの信号を、シーケンサ (KEYENCE KV-700) で制御出力に変換し、ゲートバルブを駆動するステッピングモータを制御した。燃焼器入口には、JAXA で開発したサブスケールエンジンの実機インジェクタを設置した。燃焼器入口の概略を Fig. 1 に示す。インジェクタは、流入する空気に対して45° 旋回板4枚により旋回を与え、その旋回空気流に対して半径方

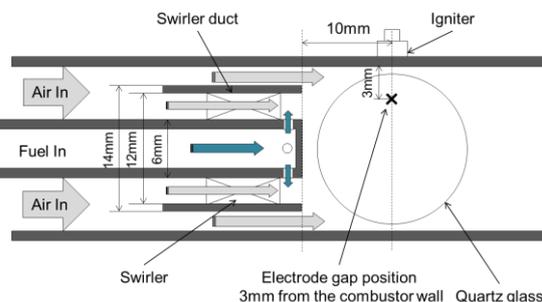


Fig.1 Schematic of the combustor inlet.

向に気体水素を燃料管から噴射する。燃料管の外直径は6mmであり、直径1mmの燃料噴射孔が8個設けられている。旋回流の周囲を旋回のない空気が流れる。点火装置は横河航空電子社製のローテン点火装置5102-11であり、点火エネルギーは2J、放電周波数は3Hzである。燃焼器中心軸上から高さ方向に電極間隙の位置を変更できるように、針端状スパークプラグを製作した。電極は先端角60°に仕上げられた直径1.2mmのタンガステン線である。本実験では、点火プラグの電極間隙位置を、点火・保炎が可能な燃焼器入口流速・圧力範囲が既報⁴⁾の実験で広がった、燃焼器上壁面より3mm、インジェクタ先端より10mm下流の位置で固定した。インジェクタ先端より431mmの位置にK種熱電対を設置し、燃焼器内温度を測定した。燃焼器内温度が1200Kを超えた場合、水素供給が停止するようにシーケンサで制御した。実験においては、燃焼器内圧力、燃焼器内温度、空気流量、水素流量、および真空タンク内圧力をオシロスコープ (KEYENCE NR-2000) で記録した。燃焼器入口流速は、空気流量、水素流量、室温・燃焼器内圧力における空気密度、水素密度、および燃焼器断面積より算出した。点火・保炎の確認は、燃焼器内温度およびUV-CCDカメラ画像で行った。

実験方法を記述する。まず真空タンク内圧力を2kPaまで減圧し、空気供給系のソレノイドバルブを開け、スピードコントローラを実験条件の空気流量になるように調整する。真空タンク内圧力を再度2kPaまで減圧した後、実験を開始する。空気供給、続いて水素供給を開始し、燃焼器内圧力、空気流量、水素流量が安定した後、最長5秒間の繰り返し放電を行う。燃焼器内温度の上昇、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。放電終了後、燃焼器内温度が1200Kを超えた場合、または5秒以上の保炎が確認された場合を「保炎成功」(パターン1)、放電中に10K以上の燃焼器内温度上昇を確認できたが放電終了後直ちに温度が低下した場合を「点火のみ成功」(パターン2)と定義した。放電中、および放電終了後も燃焼器内温度に10K以上の上昇が確認できなかった場合を「点火失敗」(パター

ン3)と定義した。燃焼器内圧力 P_c を8から40 kPa, 総当量比 ϕ を0.4から0.8, 燃焼器入口流速 U_c を2から60 m/sの範囲で変化させて実験を行った。

3. 実験結果および考察

燃焼器内圧力, 燃焼器入口流速および総当量比が, 点火・保炎限界に与える影響を調べた結果を Fig. 2 に示す。実験を行った全ての条件において, 点火に至らないパターン3は観測されなかった。図中の実曲線は, 点火から保炎に移行する限界圧力を示している。総当量比0.8以外の総当量比においては, 限界圧力線に極小値が存在することがわかる。限界圧力の最小値(以下, 最小限界圧力とする)は, 総当量比0.4の場合が最も小さく, 10 kPaであった。総当量比の増大に伴って, 最小限界圧力を示す燃焼器入口流速は増大し, 総当量比0.6で最大となった。さらに総当量比を増大させると, 最小限界圧力を示す燃焼器入口流速は減少した。

燃焼器入口付近の混合気を, 燃料濃度むらのある不均一予混合気と仮定して考察を行った。限界圧力が燃焼器入口流速に対して負の傾きを示す領域は, 総当量比の増大に伴って上方に移動し, 総当量比0.8では消滅している。水素-空気予混合気最大の燃焼速度は圧力の増大に伴って増大する⁹⁾。放電間隙から火炎付着部(燃料管直後)に存在する混合気の当量比が, 燃焼速度が最大となる当量比(ほぼ圧力に依らず約1.8)より大きく, 総当量比の増大に伴ってさらに増大したため, 限界圧力が燃焼速度の大きくなる高圧側に移動したと考えられる。低流速域で限界圧力が燃焼器入口流速の増大に伴って減少するのは, 燃焼器入口流速の増大によって, 放電間隙から火炎付着に至る領域で燃料と空気の混合が促進されるためだと考えられる。限界圧力線が燃焼器入口流速に対して正の傾きを示す部分だけに注目すると, 総当量比0.6の限界圧力線が高流速域で最も低い限界圧力を示している。燃焼器入口流速が大きい領域においては, 燃料と空気の混合が進んでいると考えられる。本報で使用したインジェクタの構造は Fig. 1 に示されるように, 旋回空気流とその外周の旋回のない空気流により構成され, 両者を流路断面面積で比較した場合, その比率はおおよそ17:32である。総当量比0.5, 0.6および0.7を旋回流空気のみで計算した当量比に換算した場合, それぞれ約1.5, 1.7および2.0となる。燃焼器入口流速の増大に伴って旋回流内での燃料と空気の混合が進み, 総当量比が0.6の場合には最高燃焼速度を示す当量比1.8の予混合気に近い状態の混合気が放電間隙から火炎付着部に生成されたため, 高い燃焼室入口流速域で点火から保炎に移行する限界圧力が最も低い値を示したと考えられる。

4. 結言

サブスケール予冷ターボジェットエンジン燃焼器の1次燃焼部を模擬した小型燃焼風洞を用い, 低圧環境下における水素噴流インジェクタの点火・保炎試験を圧力, 燃焼器入口流速, および総当量比を変化させて詳細に調べた。以下に得られた知見を列挙する。

1. 総当量比が0.4から0.7の条件においては, 点火・保炎が可能な圧力の限界線に極小値が存在することがわかった。限界圧力の最小値は, 総当量比が0.4の場合に最も小さく, 10 kPaであった。総当量比の増大に伴って, 限界圧力の最小値を示す燃焼器入口流速は増大し, 総当量比0.6で最大となった。さらに総当量比を増大させると, 限界圧力の最小値を示す燃焼器入口流速は減少した。

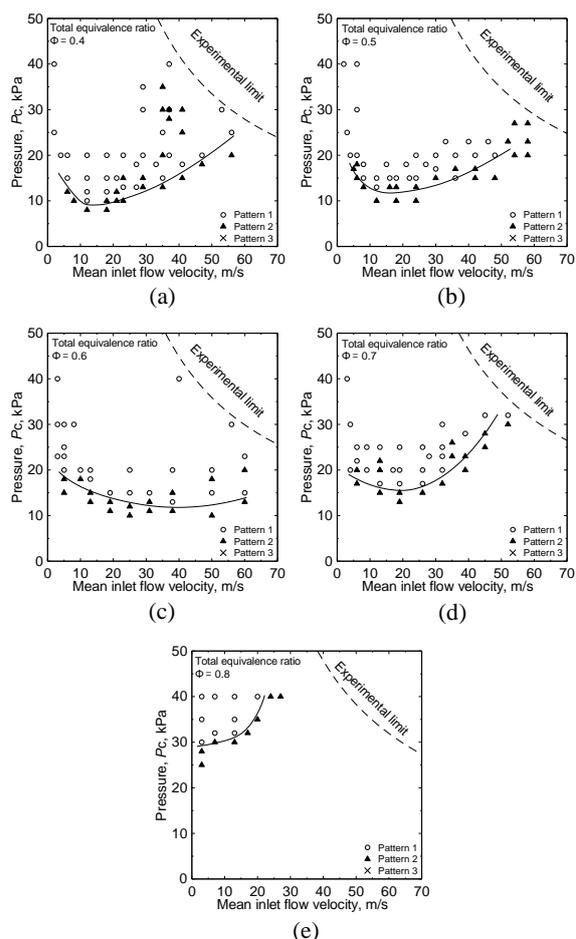


Fig.2 Maps of successful flame-holding condition as a function of pressure and mean inlet flow velocity.

2. 限界圧力線が燃焼器入口流速に対して正の傾きを示す部分だけに注目すると, 総当量比0.6の限界圧力線が高流速域で最も低い限界圧力を示す。

参考文献

- 1) Taguchi, H., Kojima, T., Fujikita, K., Kobayasi, H., Okai, K., Sato, T., Design Study on Pre-Cooled Turbojet Engines for Hypersonic Airplanes, ISTS 2006, Kanazawa, June, 2006, a-43.
- 2) Okai, K., Simodaira, K., Kurosawa, Y., Taguchi, H., Sato, T. and Hongo, M., Development and Tests in a Small Hydrogen-Fueled Reverse-Flow Annular Combustor for Hypersonic Flight Experiment, (2005), JAXA-RM-05-011.
- 3) Fujita, K., Sawai, H., Tsuboi, N., Taguchi, H., Kojima, T., Okai, K., Sato, T. and Miyaji, K., Precooled turbojet engine flight experiment using balloon-based operation vehicle, Acta Astronautica 59, (2006), 263-270
- 4) 道下和隆・野村浩司・氏家康成・岡井敬一, 小型燃焼風洞で模擬した水素ターボジェットエンジン燃焼器の低圧環境における点火・保炎性能基礎実験, 第48回燃焼シンポジウム講演論文集, 福岡, 2010年12月, 122-123.
- 5) Isadore L. Drell, Frank E. Belles, Survey of Hydrogen Combustion Properties, NACA Report 1383, (1957), 1161-1194.