

小型ジェットエンジン用燃焼器を模擬した燃焼風洞によるメタン火炎の低圧保炎実験

日大生産工(院) ○阿久津 真彦 日大生産工 野村 浩司
日大生産工 氏家 康成 東京大学 岡井 敬一

1. 緒言

地球温暖化の要因であるCO₂排出量低減は、ジェットエンジンや複合発電などに用いるガスタービン機関においても強く求められている。単位CO₂排出量当たりの発熱量が大きく、加えて可採年数が石油に比べて長いことから、石油代替燃料として天然ガス(主成分:メタン)が多方面で利用されている。しかしながら、輸送機械の燃料に天然ガスを使用する場合には、問題点がある。気体で搭載する場合、貯蔵容積効率が低く、高圧ガス容器積載により重量と体積が増大する。また、液体で搭載する場合、極低温状態で貯蔵しなければならないため、大気からの熱流入によって発生するオフガスの処理と、搭載しておける時間が短いことが問題となる。供給所が限定されることも問題である。天然ガスは、通常採取地において液化され、不純物を取り除いた液化天然ガス(LNG)として輸送される。LNGにすることで、大量の輸送と貯蔵を可能にしている。ジェットエンジンの中・長期的な取り組みとして、航空機の燃料に液体水素燃料を使用することが検討されている¹⁾ことを考えると、その前段階としてLNGを使用することも視野に入れておく必要がある。旅客機の場合、搭載する燃料は空港間を飛行できる量であり、搭載しておく時間も比較的短い。インフラに関しても、LNG供給システムを空港に設置することで対応が可能となる。今後、旅客ならびに貨物輸送に対する航空機輸送の需要は拡大することが予想されている²⁾。そのため、環境問題の観点から、ケロシンの代替燃料としてLNGを旅客機に用いることは、有効であると考えられる。宇宙航空研究開発機構(JAXA)では、液体水素を燃料とする予冷ターボジェットエンジンの研究・開発が行われている。開発で培われたジェットエンジン技術をベースラインとして、LNGジェットエンジン開発への展開がなされることも期待される。JAXAが独自に設計・製作した小型水素ジェットエンジンに若干の変更を施してLNGジェットエンジンの実証実験を行うことを想定し、LNGを燃料として用いた場合の既存小型燃焼

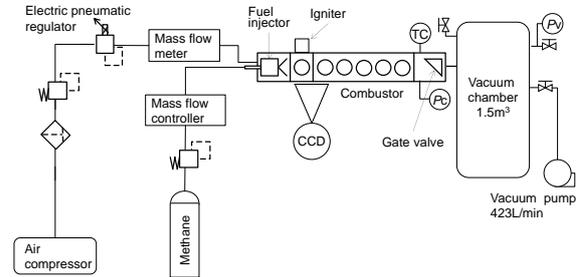


Fig.1 Experimental apparatus.

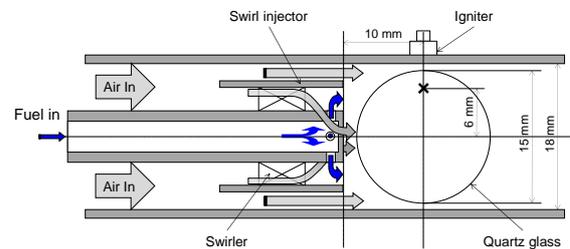


Fig.2 Detail of fuel injector.

器の保炎性能を明らかにすることとした。本報では、初段階として、JAXAが開発した気体水素用インジェクタの燃料噴出孔総面積を0.04倍に減少させたインジェクタを用い、低圧条件での保炎限界燃焼器入口平均流速に総当量比および燃焼器内圧力が及ぼす影響について調べた結果を報告する。航空機の安全運航を確保するため、高空での確実なエンジン再始動シーケンスを策定しておく必要がある。低圧条件における燃焼器の保炎性能の把握はその資料となる。

2. 実験装置および方法

実験装置概略を図1に示す。低圧燃焼風洞には、燃焼器下流に真空タンクを用いたブローダウン方式を採用している。燃焼器形状は18 mm × 36 mm の矩形断面とした。燃焼器上流にあるエアコンプレッサ (HITACHI BEBICON) より空気を供給し、マスフローメータ (KEYENCE FD-A100) と電空レギュレータ (SMC ITV2050) を用いて、流量を調節した。供試燃料であるメタンは加圧ポンペより供給

し、流量はマスフローコントローラ（Azbil MQV0050）とシーケンサにより、総当量比が一定となるように、燃料流量を自動追従させるように制御した。燃焼器には、内部可視化のために直径15 mmの観察窓が4ヶ所設けられている。実験時は上流の2ヶ所を観察できるようにCCDカメラを設置し、火炎の観察を行った。燃焼器と真空タンクとの間には、燃焼器内圧力を一定に保つための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。燃焼器入口には、気体燃料用のスワールインジェクタを設置した。燃焼器入口の概略を図2に示す。インジェクタは、先端の燃料噴射部およびスワラが交換可能な構造となっている。気体燃料用インジェクタの構造は、流入する空気に旋回をあたえるスワラとその旋回空気流に対して垂直に燃料を噴射する燃料管から構成される。スワラは60°の旋回板が4枚、燃料管は直径約0.2 mmの燃料噴射孔が4ヶ所設けられている。また、インジェクタの外周を旋回のない空気が流れる。

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、空気を供給して実験開始時の圧力になるように、ゲートバルブの開度を調整する。真空タンク内圧力を再度5 kPaまで減圧した後、実験を開始する。空気供給、燃料供給を開始し、空気流量、燃料流量および燃焼器内圧力が安定した後、アーク放電を行う。燃焼器内温度および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。安定した保炎が確認された後、圧力を一定に保ちながら、電空レギュレータにより燃焼器上流圧力をステップ的に増大させ、空気流量を徐々に増大、あるいは減少させた。実験は、燃焼器内圧力 P_c を40 ~ 80 kPa、総当量比 ϕ_t を0.4 ~ 0.7の範囲で変化させて行った。燃焼器入口平均流速 U_c は、燃焼器内圧力における燃料と空気の体積流量の和を燃焼器断面積で除して求めた。

3. 実験結果および考察

3.1 低圧保炎実験

燃焼器内圧力、総当量比、燃焼器入口平均流速および燃焼器内温度の時間履歴を、一例として図3に示す。燃焼器内圧力を80 kPa、総当量比を0.6の条件におけるデータである。実験開始後、アーク放電による点火で瞬間的に圧力が上昇するが、ゲートバルブの制御により目標圧力に収束していることがわかる。点火後、安定した保炎を確認した後、流速をステップ上に増大させた。流速が増大しても、燃焼器内圧力と

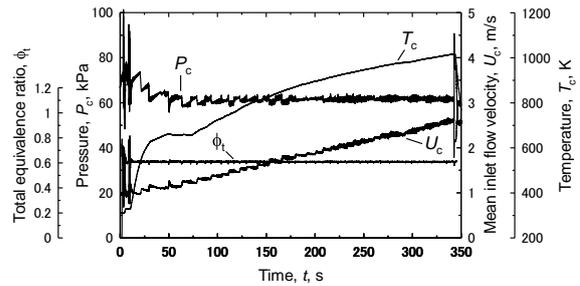


Fig.3 Time histories of output data when methane flame was blown off at pressure of 60 kPa, total equivalence ratio of 0.6.

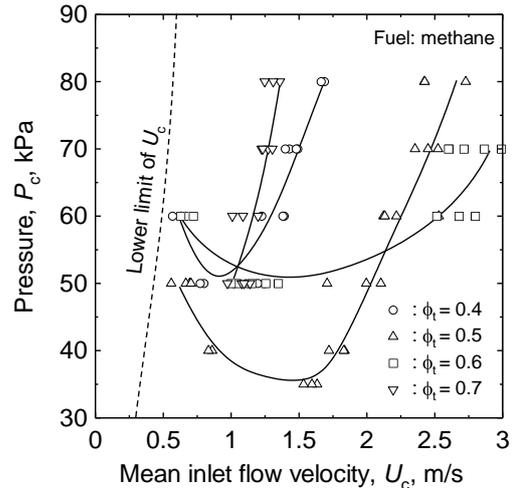


Fig.4 Map of flame-holding limits as a function of mean inlet flow velocity and pressure.

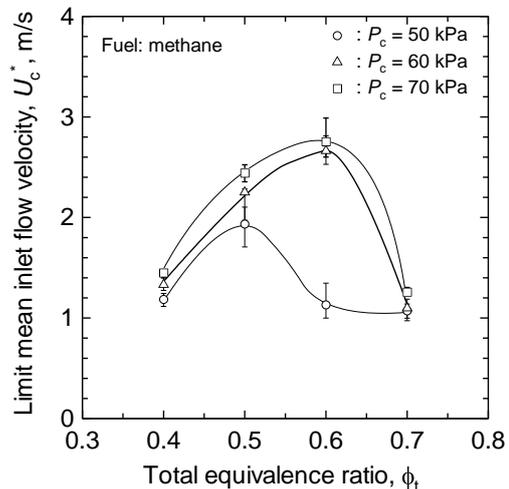


Fig.5 Mean inlet flow velocity of flame-holding limit as a function of total equivalence ratio.

総当量比は、自動制御により一定に保たれている。流速の増大中に、CCDカメラと急激な温度降下から消炎を確認できる。その消炎した際の流量から算出した流速を、保炎限界燃焼器入口平均流速（以下、保炎限界流速）とした。燃焼器内圧力、燃焼器入口平均流速および総当量比

が保炎限界（消炎）に与える影響を調べた結果を図4に示す。図中のプロットは、各総当量比において、消炎が起こった燃焼器内圧力と保炎限界流速 U_c^* の関係を示している。全閉状態においても、ゲートバルブには漏れがあるため実験が行える燃焼器入口平均流速は下限があり、それを破線で図中に示した。総当量比0.6の条件については、燃料のマスフローコントローラの最大流量を超えてしまったため、80 kPaの実験は行えなかった。いずれの燃焼器内圧力においても、0.7は減少領域を示さなかった。燃焼器内圧力の減少に伴い、保炎限界流速の上限は減少した。また、60 kPa以下の燃焼器内圧力においては、総当量比0.7の条件を除いて、保炎限界流速に下限が現れ、その値は燃焼器内圧力の減少に伴い増大した。すなわち、総当量比0.7の条件を除いて、燃焼器内圧力の減少に伴って保炎が可能な燃焼器入口平均流速の範囲が狭まり、ある燃焼器内圧力以下になると保炎できる燃焼器入口平均流速が存在しなくなることがわかった。この保炎が可能な燃焼器内圧力の下限を保炎限界圧力と呼ぶことにする。この傾向は水素を燃料として用いた場合³⁾と同様であった。メタン/空気予混合気の燃焼速度は、圧力の減少に伴って増大する⁴⁾。水素/空気予混合気の燃焼速度⁴⁾と逆の圧力依存性を示すにもかかわらず、燃焼器内圧力の減少に伴って保炎限界流速の上限が減少したのは、火炎から燃焼器壁面への熱損失が大きく、発熱量に対する熱損失の比が圧力の減少に伴って増大したためと推察される。計測された燃焼ガス温度が圧力の減少に伴って低下したことが推察の裏付けになると考えられる。燃焼器内圧力の減少に伴って保炎限界流速の下限が増大したのは、レイノズル数の減少に依る空気と燃料の混合悪化が原因と推察される。

得られた結果を、縦軸を保炎限界流速、横軸を総当量比、サブパラメータを圧力として、図5に示す。燃焼器内圧力が50 kPaの条件では、保炎限界流速は総当量比0.5で最大となった。メタン/空気予混合気の最大燃焼速度は、ほぼ圧力に依らず当量比1.1を示す⁵⁾。本報で使用したインジェクタの構造は図2に示されるように、スワラによる旋回空気流と、その外周の旋回のない空気流により構成され、両者を流路断面積で比較した場合、その割合はおよそ26:31である。総当量比0.4, 0.5, 0.6および0.7を内側の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0.9, 1.1, 1.3および1.6となる。燃焼器入口までにスワラを通った空気が燃料と均一に混合していたと仮定した場合、総当量

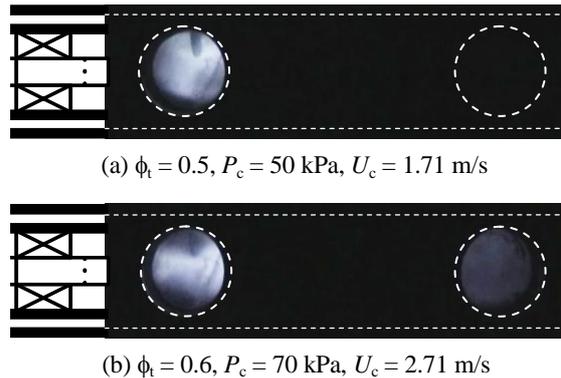


Fig.6 Flames stabilized at the inlet of combustor.

比0.5の条件では、最大燃焼速度を示す当量比1.1の予混合気が、旋回流により発生する再循環領域に多く存在していると考えられる。そのため、火炎基部が再循環領域に保炎されやすく、比較的保炎限界流速が小さい圧力の低い条件においては、保炎限界流速が最大となる総当量比が0.5になったと考えられる。燃焼器内圧力が60 kPa以上になると、保炎限界流速が最大となる総当量比は0.6であった。燃焼器内圧力が50および70 kPaの条件について、保炎限界流速が最大となる総当量比における U_c 最大時の火炎画像を図5に示す。燃焼器内圧力が50 kPaである図6 (a)では、火炎基部が燃焼器入口近傍の観察窓全体に存在していることがわかる。一方、燃焼器内圧力が70 kPaである図6 (b)では、火炎基部が外周流によりくびれており、火炎が下流の第二観察窓に達するほど長くなっていることがわかる。燃焼器入口平均流速が大きい条件においては、メタン/空気予混合気の旋回流と空気のみを外周流の混合が促進され、再循環領域の当量比が減少したため、保炎限界流速が最大となる総当量比が0.5から0.6に遷移したと考えられる。

3.2 ゲートバルブ制御システム改良試験

本報では、圧力一定で流速をステップ状に増大、あるいは減少することにより、保炎限界流速を調べている。現段階では、流速の変化率の影響を考慮していない。そこで流速の変化率が保炎限界流速に及ぼす影響を今後調べる予定である。流速が連続的に変化しても圧力を一定に保つようにゲートバルブの制御をする必要があるため、ゲートバルブの開度をPID制御することにした。適切なPID制御のパラメータを決定するため、シミュレーションによるパラメータ検討を行うこととした。モデルの構築およびシミュレーションにMATLABのSimulinkを用いた。はじめに、制御対象となる燃焼器モ

デルの作成を行った。燃焼器モデルは、入力をゲートバルブの開度 x mm, 出力をそのときの燃焼器内圧力 P_c kPaとした。空気流量 Q_A を30 L/minで一定、絞りの部分でチョークすることを前提条件として、スロートの一次元流れから理論式を導いた。理論式の係数の部分を、実験値を用いて最小二乗法により決定した。この半実験式は静的な燃焼器モデルである。現実の燃焼器では圧力応答に遅れを生じることから、静的モデルから動的モデルにする必要がある。静的モデルの出力にその一次微分の a 倍をフィードバックし、簡易的な動的モデルとした。ゲイン a の調整を行った結果を図7に示す。ゲートバルブを0.38 mmから1 mm/sの一定速度で全閉(ただし、本ゲートバルブには全閉でも漏れ流れがある)まで閉めたときに得られた圧力履歴とシミュレーションの結果である。ゲイン a が-0.65 sではほぼ両者が一致することがわかった。この値を用いて、パルスモータモデル、動的燃焼器モデルにP制御を加えたブロック図でシミュレーションを行った結果と実験結果を図8に示す。図8より周期に差があるものの、実験した際の挙動を表現できていることがわかった。周期を合わせるための調整を課題とし、モデルの修正を行う予定である。適切なモデルを構築した後、本来の目的である適切なPID制御の決定を行い、実験装置において適切な制御を行えるようにする。

4. 結言

小型ジェットエンジンの燃焼器を模擬した燃焼風洞を用い、低圧条件における、メタン火炎の保炎実験を、燃焼器入口平均流速、総当量比および燃焼器内圧力を変化させて行った。総当量比が0.4から0.7の範囲について、消炎が起こる燃焼器内圧力—燃焼器入口平均流速の条件をマッピングした。また、シミュレーション用の燃焼器モデルの作成を行った。以下に得られた知見を示す。

1. 燃焼器内圧力の減少に伴い、保炎限界流速が減少する流速領域と増大する流速領域が存在し、保炎限界圧力に極小値が存在する。
2. 燃焼器内圧力が50 kPa以下の条件では、総当量比0.5において保炎限界流速は最大となる。一方、燃焼器内圧力が60, 70 kPa以上の条件では、総当量比が0.6において保炎限界流速が最大となる。
3. 燃焼器の動的なモデルを構築することができた。

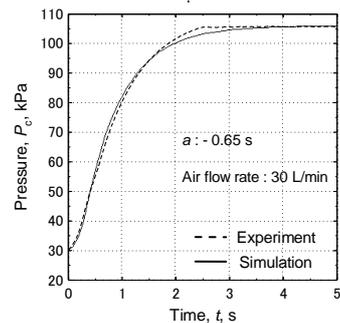


Fig.7 The experimental and numerical results of pressure history of the combustor in the case that gate speed is 1 mm/s, pulse rate is 500 pps, and air flow rate is 30 L/min.

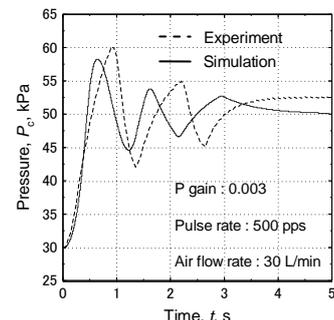


Fig.8 Comparison between experimental and numerical results of combustor pressure history at constant flow rate when the gate valve position was controlled by proportional control.

参考文献

- 1) M. Ponater, S. Pechtl, R. Sausen, U. Schumann, G. Hutting, Potential of the cryoplane technology to reduce aircraft climate impact: A state-of-the-art assessment, Atmospheric Environment 40(2006) 6928-6944
- 2) 日本航空機開発協会, 平成23年度 民間輸送機に関する調査研究, JADC, <http://www.jadc.or.jp/jadcf12.pdf>, (2014) p.3.
- 3) K. Michishita, H. Nomura and K. Okai, Trans. Observation of Flame Stabilized at a Hydrogen-Turbojet-Engine Injector Installed into a Lab-Scale Combustion Wind Tunnel, JSASS, Aerospace Tech. Japan, Vol. 10 (2012) p.19-24.
- 4) T. Iijima, T. Takeno, Effects of Temperature and Pressure on Burning Velocity, COMBUSTION AND FLAME, 65 (1998) p.35-43.
- 5) M. I. Hassan, K. T. Aung, and G. M. Faeth, Measured and Predicted Properties of Laminar Premixed Methane_Air Flames at Various Pressures, COMBUSTION AND FLAME, 115 (1998) p.539-550.