燃料噴射方向の異なるガスタービン 筒形燃焼器内部のガス温度と濃度分布*

田丸 卓**, 山田 秀志**
久山 利之***, 宮城 幸治****

Temperature and Gas Composition Analysis in Can-Type Gas Turbine Combustors with Different Fuel Injection Nozzles

by Taku TAMARU, Hideshi YAMADA,
Tosiyuki KUYAMA, and Kohji MIYAGI

The direction of fuel injection in a gas turbine combustor has significant effects on the performance, especially on its flame blow-off characteristics. Combustion by two kinds of fuel injection nozzles in the same combustion liner was investigated experimentally by measuring the temperature and gas composition. The combustor with one of the fuel nozzles, which injects fuel inward around the center axis, shows good performance for weak mixture conditions, but experienced a sudden blow-off of the flame at high pressure conditions. Present results revealed that it has a poor flame holding structure without recirculation of hot gas at the moderate mixture condition; whereas it has a stable diffusion type flame at the lean mixture condition. The accuracy and the nature of the obtained temperature and the gas concentration data were discussed.

Key Words: Gas Turbine Combustor, Gas Analysis, Flame Holding, Can-type Combustor, Temperature, Natural Gas Combustion

1. 緒 言

本研究は設計点圧力が5.5 MPaである高効率ガスタービン⁽¹⁾用高圧燃焼器の特性を明らかにする目的で行ったものである。

ここでは燃料噴射方向の異なる2種のノズルを採用した燃焼器内部のガス温度および組成濃度分布を調べ燃焼器性能にどのような関連があるかを調べた。一方のノズルは実機の負荷遮断時などの条件に対応するため設計されたもので、特に燃料希薄条件で良好な特性を示したものである⁽²⁾。ところがそのノズルを用いた高圧燃焼試験において使用条件範囲内で火炎の吹消えが起きた⁽³⁾。そのため本研究ではその原因などを明らかにするため燃焼器内部の測定を行った。

このような燃焼器内部の温度やガス濃度分布を知ることが燃焼火炎からライナへの熱伝達の評価や燃焼器全長の短縮化を検討する際の貴重な資料ともなる。また燃焼器内部の計算機 simulation にたいする実験の一例として参考にすることができる。

最終目標は高圧燃焼器設計点での資料を得ようとするものであるが計測上の困難さからここでは大気圧条件で実験を行った。

2. 供試燃焼器および試験装置

供試燃焼器の概略寸法形状は図1に示す。この燃焼器は高効率ガスタービンの高圧燃焼器として採用されているものの1/2寸法模型である。使用した2種の燃料供給ノズルはそれぞれ図2に示す方向に燃料を噴射

図1 供試燃焼器

* 昭和61年4月2日 第63期通常総会講演会において講演、原稿受付 昭和60年10月28日。

** 正員、航空宇宙技術研究所 (〒182 調布市深大寺東町7-44)。

*** 正員、川崎重工業(株) (〒673 明石市川崎町1-1)。

**** 丸和電機(株) (〒213 川崎市高津区新作1729)。

するものでOIノズルおよびRIノズルと呼称する。

空気源は150 kWのプロフで、燃料の天然ガス(CH_4 成分98%以上)はポンプより減圧弁を介して供給した。流量計測は共にオリフィス流量計を用いた。

あらかじめ燃焼器内部の概略の流れを知るためにストリーマを用いて非燃焼時の流れ模様を測定した。ガス温度を知るためには図3(a)に示す素線径0.5 mmのRタイプ熱電対温度計を用いた。その先端部は触媒反応を阻止するためにシリコンコーティングを行った。ガス採取には図3(b)に先端部を示すステンレス製水冷プローブを用いた。

採取ガスの分析はガスタービン内部ガス分析装置MEXA 2000 Sを用いた。これは全炭化水素成分を水素炎イオン化検出器、COとCO₂を非分散形赤外線吸収法、O₂を磁気モーメント式で測定するものである。

図2 燃料噴射ノズルと燃料噴出方向
(上図は側視、下図は後視)

(a) 使用熱電対先端部

(b) ガス採取プローブ先端構造

図3 温度計およびガス採取管先端部

3. 実験方法

測定設定条件は、燃焼器入口空気温度を25°C、燃焼器断面平均風速を10 m/s、供給燃料と空気量から算定する全体当量比 ϕ_t を0.30および0.17とした。

温度測定およびガス採取点は同一位置とし、燃焼器主軸上およびそれに平行な4本の軸上にそった各軸上約24の点とした。そのうち2本は空気孔を含む断面上であり他の2本は空気孔のない断面上である。またそれら2本はそれぞれ主軸から半径方向に35%および71%離れた位置とした。ノズル端面から供試ライナ後端まで250 mmの各測定軸上で現象の複雑な上流領域55 mmまでは5 mm間隔、155 mmまでは10 mm間隔、それ以降の領域は20 mm間隔とした。

上記の条件および測定点での計測をOIノズルおよびRIノズルの場合について行った。

4. 測定結果

全体当量比 ϕ_t が0.30の場合の燃焼器内部のガス温度 T_g の分布を図4と図5に示す。図4、5は上記計測点の補間を行い同レベル点を求めたものである。中心軸より上半分は空気孔を含む断面の分布を示しており下半分は空気孔を含まない断面を表している。見やすさのために図4、5では1000°C以上の領域をハッチン

○ $T_g=400^\circ\text{C}$ □ $T_g=800^\circ\text{C}$ × $T_g=1000^\circ\text{C}$ ★ $T_g=1200^\circ\text{C}$
△ $T_g=600^\circ\text{C}$ ◇ $T_g=900^\circ\text{C}$ † $T_g=1100^\circ\text{C}$ ※ $T_g=1300^\circ\text{C}$

図4 OIノズルを用いたときの燃焼器内部温度分布 ($\phi_t=0.30$)

○ $T_g=500^\circ\text{C}$ □ $T_g=800^\circ\text{C}$ × $T_g=1000^\circ\text{C}$ ★ $T_g=1200^\circ\text{C}$
△ $T_g=600^\circ\text{C}$ ◇ $T_g=900^\circ\text{C}$ † $T_g=1100^\circ\text{C}$ ※ $T_g=1300^\circ\text{C}$

図5 RIノズルを用いたときの燃焼器内部温度分布 ($\phi_t=0.30$)

グで示している。

ガス濃度分布についても温度分布と同様な等濃度分布点を局所当量比, THC, CO, CO₂, O₂, 局所燃焼効率, 酸素消費効率などについて得た。その一部として $\phi_t=0.30$ の場合の燃焼効率分布を図 6 と図 7 に, $\phi_t=0.17$ の場合のそれを図 8 と図 9 に示す。

5. 検討と考察

5・1 温度およびガス濃度計測結果 熱電対の先端は露出しているため主としてライナ壁面の温度レベルに従ってふく射損失による温度低下がおきる。周囲のガスふく射の影響はこの場合のように青色炎で CO₂ や H₂O の分圧の低い場合は無視できる。他の実験結果などを参考に入口空気温度が 25°C のときのライナ壁温を推定すると 400°C 程度である。この温度の無限円筒を仮定して熱電対先端部からのふく射損失と対流による加熱の平衡状態を求めると 1500°C, 流速 10 m/s のガス流では熱電対は 130°C の温度低下を示す。ここで熱電対先端の白金のふく射率を 0.2 とした。

本実験で得られた最高温度は, 両ノズルの場合とも $\phi_t=0.30$ で主軸から 71% 半径分離れた空気孔のない断面でノズル端面より 85 mm の位置で 1380°C である。したがってこの場所でのガス温度は上記同様のふく射補正をすればほぼ 1520°C となる。

一方, その場所における局所当量比 (ほぼ 1.0) と

CO および CO₂ などの濃度が化学反応の平衡条件にあると仮定したときガス温度は 2200~2400°C となる⁽⁴⁾。

これら両温度の相違は使用熱電対感温部がガス温度の時間的空間的変動に対する追従が十分でないことによると考えられる。しかし燃焼ガスが燃焼器ライナにおよぼす熱的影響を考える時は瞬間の高温値を基準にする必要はなく今回得た実測値のような時間的空間的平均値で差しつかえないと考えられる。

また火炎がすでに存在せず混合も十分に進んだ燃焼器最終端での温度およびガス濃度 (CO₂) を上記同様化学反応が平衡に達した状態として比較してみるとそれらは 10% 程度高温側あるいは高濃度側にある。この値は燃焼に関与しない空気などが存在するライナ壁面近傍のガスが実測値に含まれないことを考慮すると十分妥当な値と考えられる。

さらに CO₂ 生成が即熱発生という一段反応を仮定して CO₂ 濃度と温度の関連を求めてみると図 10 のようになる。傾向, レベルともに反応が進行中の最上流部を除き良い一致を示している。ここで用いた CO₂ 濃度と温度の相関比率は燃焼器出口に相当する条件での化学反応平衡状態の値を用いた。すなわち $\phi_t=0.30$ の場合は 242°C/CO₂%, $\phi_t=0.17$ の場合は 239°C/CO₂% である。

図 6 OI ノズルを用いたときの燃焼器内局所燃焼効率分布 ($\phi_t=0.30$)

図 8 OI ノズルを用いたときの燃焼器内局所燃焼効率分布 ($\phi_t=0.17$, 等レベル記号の区別は図 6 と同じ)

図 7 RI ノズルを用いたときの燃焼器内局所燃焼効率分布 ($\phi_t=0.30$, 等レベル記号の区別は図 6 と同じ)

図 9 RI ノズルを用いたときの燃焼器内局所燃焼効率分布 ($\phi_t=0.17$, 等レベル記号の区別は図 6 と同じ)

図 10 CO₂ 濃度と温度の相関 (燃焼器中心軸上, 白記号: RI ノズル, 半黒記号: OI ノズル)

5・2 燃料噴射方向による燃焼状況の相違 図 4 と図 5 の比較に示されるように燃焼器の第 2 列空気孔近傍以降の主燃焼領域は両ノズルの場合とも大きな差はなく空気孔の中間部領域の比較的ライナ壁面に近い所に最高温度部が存在する。両ノズルの燃焼器とも図 6 と図 7 の比較によって示されるように局所燃焼効率が 90 % を超えるのは燃焼器の半ばの位置で, 中心部は比較的早く, 壁面に近づくにしたがってそれが遅れる傾向にある。

保炎領域について言えば OI ノズルの場合, 第 1 列空気孔より上流は温度が著しく低い。また図 6 と図 7 の局所燃焼効率の分布からも OI ノズルの場合には第 1 列空気孔付近までは燃焼がほとんど進捗していないことを示している。しかるに RI ノズルの場合には第 1 列空気孔より最上流部に高温領域が存在しこれは図 7 によると主軸にそって逆流してくる既燃焼ガスによるものであることがわかる。すなわちこの場合は良好な保炎循環流を形成している。

全体当量比が 0.17 の場合の局所燃焼効率を図 8 と図 9 に示す。OI ノズルの場合, 図 8 に示されるように中心に過濃混合気を有し燃焼室内を大きく使った拡散炎的燃焼状態である。RI ノズルの場合には図 9 に示されるごとくごく上流部のみに燃焼領域が存在するのでスワラや空気孔からの気流によってそれが希釈または冷却されやすい状況にある。これが OI ノズルの場合が比較的燃料希薄条件で良好な燃焼効率と吹消え特

性を示すのにたいし RI ノズルの場合燃焼効率の低下が早く吹消えしやすい⁽⁵⁾原因である。

6. 結 論

(1) 全体当量比 0.30 では OI, RI 両ノズルの場合とも同様な主燃焼領域が空気孔噴流の間などに形成される。しかし OI ノズルの場合には保炎器による流れ模様にかかわらず保炎のための再循環流の形成が極めて弱い。これが高圧条件での吹消えの原因と考えられる。

(2) OI ノズルの場合, 燃料希薄条件では主軸を中心とし燃焼室内に大きく広がった柱状の拡散炎的燃焼を呈し燃焼効率も高く安定である。RI ノズルの場合は保炎領域にスワラや空気孔などから新気が流入し燃焼状態が劣化しやすい状況にある。

(3) 測定したガスの最高温度はふく射の補正をおこなっても 1520°C 位でありこれはガスの時間的空間的平均値と判断される。ガス濃度から推定される最高温度は 2200°C 付近であるがライナなどに対する熱的影響評価に対しては本実験で得られた温度レベルが妥当と考えられる。

(4) さらに燃焼器入口空気温度が高い場合の燃焼器内温度分布を熱電対で計測することは困難であるが CO₂ 濃度分布によって関連づけられる平均温度は一つの目安とすることができよう。

本研究は通産省工技院による省エネルギープロジェクト「高効率ガスタービンの研究開発」の一環として行ったものである。

文 献

- (1) 岡部・坂田, 日本ガスタービン学会誌, 11-42(昭 58), 19.
- (2) Mori, K., ほか 3 名, *Proc. 1983 Tokyo Int. Gas Turbine Congr.*, (1983), 159.
- (3) 田丸・ほか 4 名, 第 12 回ガスタービン定期講演会講演論文集, (昭 59-6), 1.
- (4) Wear, J. D., ほか 3 名, *NASA Tech. Publ.*, 2435 (1985), 1.
- (5) 田丸・ほか 3 名, 機論, 52-474, B (昭 60-11), 981.

討 論

〔質問〕 廣 安 博 之 (広島大学工学部)

(1) 燃焼器の大きさを 1/2 のものでやっておられるが, この種の研究において寸法効果というものほどのような効果があるか。

(2) 燃料ノズルを 2 種類使用されているが, この種のノズルでは中央部は空洞になっているか, あるい

は中央部も燃料がつまっているのか。

(3) 大変むずかしい実験をなされているが, この燃焼器において, critical な要因, 例えば, 空気の入力方か, ノズルの形式なのか, 燃焼器の構造なのか, その点についてお教え願いたい。

〔回答〕 (1) 燃焼器の寸法効果については詳し

く検討した文献〔たとえば文献(付1)～(付3)〕がいくつかある。われわれの研究の際にもそれを考慮してスタートしている(付4)。ここではガス燃料を使用しているため燃料の微粒化や噴霧の気化プロセスについては考慮する必要がなく Damköhler 数(以下, Da と記す) PD/U を一定とする条件を基準としている。ここで P は供試圧力, D は燃焼器代表直径, U は代表断面平均風速である。 D を $1/2$ にした本実験では P の影響を無視して U を原燃焼器($D=1$)の $1/2$ にして実験している。燃焼器出口大気開放の燃焼状況観察ではそれがほぼ妥当であることを確認している。

もともと大気圧付近の圧力条件で試験開発した原燃焼器では高圧の作動条件になると Da 数が増大してより安定な燃焼状態になるという予想があった。そのとおりであると大気圧($P=1$)で安定燃焼を行う本燃焼器は高圧(たとえば $P=50$)の条件では風速 U を 50 倍としても対応できることを示す。しかし現実には高圧で意外に早く吹消えがおきる(付5)(付6)。

これは Da 数導出の際の「発熱量が反応論から圧力の平方に比例する」という仮定(付4)が燃料・空気の混合,あるいは混合気の乱れなどの影響を受け現実には圧力べき指数が低下してしまうためと考えている。

この点に関しては別に単純化した燃焼モデルで実験的研究を行うつもりである。

(2) RI ノズルの場合は空洞である。OI ノズルの場合は中心軸上ノズル近傍に最も燃料濃度の高い領域がある。

(3) ご質問の主旨が何に critical なのか明確でないが、一応本研究の動機である「吹消え」特性についてと解釈する。

ひとことでいえば「流れに起因する混合」が問題である。これは作動条件によっても異なってくる。たとえば本報によって明らかになったことから言えば OI ノズルを用いた燃焼器の当量比 0.30 の条件の場合、保炎空気流に対する「燃料の供給法(流れと分布)」が不適切で良好な保炎循環流が形成されないことである。RI ノズルを用いた燃焼器の場合では、当量比 0.17 の条件で「空気の取り入れ方」がやや不適当で、燃焼反応が完了しないうちに燃焼ガスが新気で希釈されている。

-
- (付1) Stewart, D. G., Scaling of Gas Turbine Combustion Systems, *Selected Combustion Series*, II, (1956), 384-413, AGARD Butterworths.
 - (付2) Bragg, S. L. and Holliday, J. B., The Influence of Altitude Operating Conditions on Combustion Chamber Design, *Selected Combustion Series*, II (1956), 270-295 AGARD Butterworths.
 - (付3) 棚沢, ガスタービン燃焼器の合理的な特性曲面について, 機械の研究, 15-1, (昭38), 203-210.
 - (付4) 田丸・ほか4名, ガスタービン燃焼器研究用高圧燃焼試験装置, 航技研報告, TR-801 (昭59), 1-4.
 - (付5) 田丸・ほか3名, 高圧(55 atm)ガスタービン燃焼器の燃焼安定性と層流燃焼速度, 機論, 52-474, B (昭61), 981-984.
 - (付6) Tamaru, T., ほか3名, Combustion Instability of a Gas Turbine Combustor upto 50-Atmosphere Condition, *Proc. 31st ASME Int. Gas Turbine Conf.*, 86-GT-175 (1986-6), 1-7.