

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

2次燃料噴射による燃焼制御の数値解析

新城 淳史, 松山 新吾, 溝渕 泰寛, 小川 哲

2008年2月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

2次燃料噴射による燃焼制御の数値解析*

新城淳史^{*1}、松山新吾^{*1}、溝渕泰寛^{*1}、小川哲^{*1}

Numerical simulation of combustion control by secondary fuel injection*

Junji SHINJO^{*1}, Shingo MATSUYAMA^{*1}, Yasuhiro MIZOBUCHI^{*1}, Satoru OGAWA^{*1}

Abstract

In this study, flame dynamics of secondary fuel injection control is investigated by large eddy simulation (LES) in a lean premixed combustor to elucidate the oscillation suppression phenomenon observed in the previous experiment. Without secondary fuel injection, large amplitude longitudinal oscillations were observed. With constant injection of secondary fuel, the oscillation amplitude reduced and with harmonic feedback injection, it further reduced. In this process, the flame shape and the flame behavior were changed. To understand the flame dynamics, large eddy simulations are carried out. The LES results show that the oscillation reduction is attributed to the roles of both main flame and secondary flame. The interaction of the main flame and vortices is reduced when the injection is on, thus heat fluctuation is reduced. The secondary flame helps the flame base stabilization and directly modulates the heat release in the case of feedback injection. The phase relations between the pressure, secondary heat release and injection velocity are also shown here. With these effects combined, the oscillations are suppressed. The present study indicates that the LES can be a tool to understand flame dynamics with control.

概 要

本研究は、宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部にて行われた希薄予混合燃焼器の2次燃料噴射による燃焼制御実験の制御機構の解明を目的に行った large eddy simulation (LES)結果についての報告である。実験では、2次燃料噴射を施さない場合、燃焼器内には縦方向の強い圧力振動が観察された。2次燃料を一定量で噴射した場合には振動が抑制され、さらに振動と同じ周波数でのフィードバック噴射を施した場合はさらなる低減効果が見られた。この過程で、火炎形状と火炎挙動に変化が見られ、これを数値計算で解析した。その結果、振動の抑制効果は、主火炎と2次火炎の両方の働きによるものであることが分かった。主火炎と渦の干渉は2次燃料噴射時には減少し発熱の変動も減少した。2次火炎は火炎基部の安定に寄与し、フィードバック制御のときには発熱量を直接的に制御している。圧力、発熱、噴射速度の位相関係もここで示され、これらの効果が重なって振動が抑制されていた。本解析のように数値計算が火炎挙動の理解の一助になることが示された。

1. はじめに

ガスタービン排気環境適合性についての規制・要求は年々厳しくなっている。従来の拡散型燃焼に比べ、希薄予混合燃焼は火炎温度が低いことによりNO_xの生成量を抑制することができるため有望な燃焼方式であり一部ガスタービンではすでに実用化されている。しかしながら、燃焼が不安定になりやすいという欠点があり、作動条件範囲が広範囲に渡る航空機用エンジンではこれを克

服しないと安全上の観点から実用化が困難である。したがって、何らかの燃焼制御を施し十分に安定マージンを確保することが求められている。

受動的な燃焼制御には、例えば燃焼器ライナーの形状の工夫やヘルムホルツ共鳴器を設置するなどの手法があり、一般に簡単なシステムかつ低コストで実現するが、特定の不安定モードにしか対応できずロバスト性に欠けることが多い。これに対し、能動的な制御では、システムの作動

* 平成19年11月30日受付 (Received 30 November, 2007)

*1 総合技術研究本部 計算科学研究グループ (Computational Science Research Group, Institute of Aerospace Technology)

状態に応じて適切な制御を施すためロバスト性が大きい。ただし、システムはおのずと複雑になる欠点もある。

世界的に見て、希薄予混合燃焼の研究はこれまで多く行われてきた[1]。Zinn ら[2,3]は、リアルタイムのシステム同定を行う制御系を構築し、主混合気の流量を高速バルブで制御することで位相角を最適化し振動の抑制に成功している。Lee ら[4,5]は、2次燃料噴射について、特に噴射の位置と条件を変えることでその影響を調べている。火炎の動きは自発光計測で追跡している。2次噴射は燃焼器内の実際の振動よりも低い周波数で行い、噴射の場所と噴射の開始位相が重要なパラメータであると報告している。Hantschk ら[6]は、高速バルブを液体燃料の流量制御に用い、Bernier ら[7]は、高速バルブで空気流量を制御し実験バーナの伝達関数について調査しており、いずれも振動燃焼の制御に成功している。

宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部においても、立花ら[8-10]は、メタンを用いたスワラ型希薄予混合モデル燃焼器において振動燃焼の再現とその制御に成功している。この燃焼器の主たる特徴は以下のようである。

(1) 主混合気は予熱されその当量比は 0.5 程度であり、CO と NO_x の両方が低いレベルにある。(2) 制御は高速バルブによる 2次燃料噴射によって行われ、噴射場所はスワラハブ部である。このバルブは 400Hz まで動作可能であり、燃焼器内の基本振動と同じ周波数で噴射することができる。2次燃料噴射には少ない燃料量で制御が可能でまた吹き消えの防止にも役立てられるというメリットがある。(3) フィードバック制御は混合 H^2/H^0 制御に基づいている。この実験では、まず時間変化しない一定量の噴射が試され、一定の振動の抑制が実現された。次に、フィードバック制御が試され、更なる振動の抑制が実現された。しかしながら、計測の困難さから火炎のダイナミクスは完全には捉えられていない。

そこで、本研究では対応する数値計算を実施し、実験データと解析データを合わせることで、実験で観察された振動抑制現象の機構を明らかにすることを目的にする。燃焼器内の火炎ダイナミクスに関する数値解析は、これまでいくつか行われてきた。例えば、Stone と Menon [11,12]、Huang ら[13]、Roux ら[14]が挙げられる。これらの研究では、振動燃焼が再現されその機構が明らかにされている。しかしながら、ほとんどの解析は一定当量比の解析であり、燃焼制御、特に能動制御を含む解析はこれまでほとんど行われていない。したがって、本研究では、制御の解析を主たる対象にし、その機構を解明することを目的にする[15-17]。

2. 対象燃焼器

図 1 に、本研究で対象とする燃焼器の形状を示す[8-10]。

燃料はメタンであり、上流側で予熱された空気と混合され希薄予混合気を作られる。燃焼室入口にはスワラがありここで予混合気に旋回がかけられる。スワラは内径 20mm、外径 50mm であり、旋回羽根によるスワール角は 45 度である。燃焼器断面は一辺 100mm の正方形をしている。燃焼器長さは 630mm であり、前半の 210mm 部分は可視化のために石英ガラスで作られている。後半部分は水冷式の壁面になっている。圧力センサーは、燃焼器入口面を原点として $x=-150$ mm, 10mm, 220mm, 410mm の位置にそれぞれ設置されている。

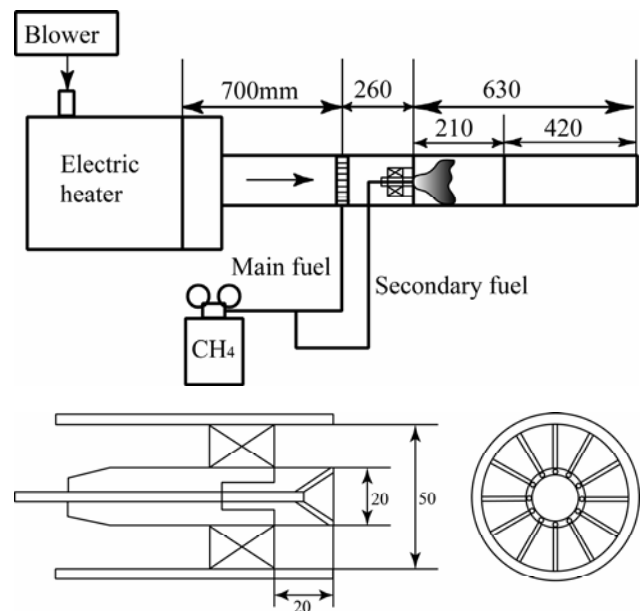


図 1 モデル燃焼器概要。燃焼器全体図およびスワラ拡大図

スワラのハブ部には直径 0.5mm の 2次燃料噴射孔が 12 個あけられている。2次燃料噴射孔の位置の影響については実験的に調べられ[10]、この形状のように既燃ガス側に噴射する方が効果的であることが確認されている。本研究では、特に効果的であった軸から 30 度の噴射角形状のものを参照する。2次燃料には 100% のメタンが用いられている。2次燃料噴射系の途中には 400Hz まで作動可能な高速バルブが付いており、能動的な噴射を可能にしている。燃焼器下端は大気開放され排気は排気ダクトから排出される。典型的な作動条件は、未燃ガス温度 700K、スワラでの流速 90m/s、当量比 0.43 から 0.62、圧力 1 気圧であり、出力は約 150kW である。

制御なしの状態では、170dB 程度の非常に大きな音響振動を生じる。基本の周波数は当量比によって変化するが 250 から 320Hz である。また、これより高周波の振動も観察される。この不安定な状態では火炎は燃焼器入口にコンパクトな形で形成されており振動に伴って激しく動く。図 2 に主流の当量比を 0.5 としたときの火炎写真

を示す。この火炎に対して、最初のステップとして、2 次燃料を 3%（主燃料に対する 2 次燃料の割合を示す。全体の燃料量は噴射なしのときと同じに保っている。）で一定に噴いてみると 10 から 24dB の振動低減が見られた。またこのとき、火炎の形状が変化することも観察された。

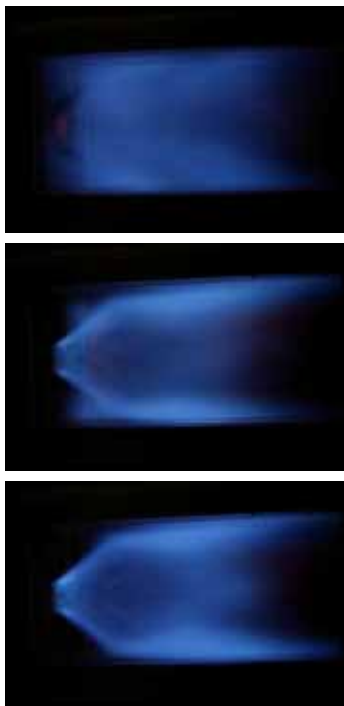


図 2 実験での火炎の直接写真[9,17]。

上から、制御なし、一定量噴射、フィードバック噴射。

次に、図 3 に示してあるフィードバック制御を施した。このときの対象の周波数は基本周波数である。図 2 にあるように、一見すると火炎形状は一定噴射のときと変わらないが、制御系が適切に構築されたときはさらに 10dB 程度の振動低減が見られた。噴射場所については、ここで示す 30 度の噴射がもっとも良い結果を示した。3% 程度の噴射では NOx の増加は見られなかったが、4% 以上になると増加した。したがって、本解析では 3% の噴射量を用いる。なお、これ以降、2 次燃料を一定に噴く場合を「開ループ」、フィードバックループを構成した場合を「閉ループ」と呼ぶ。

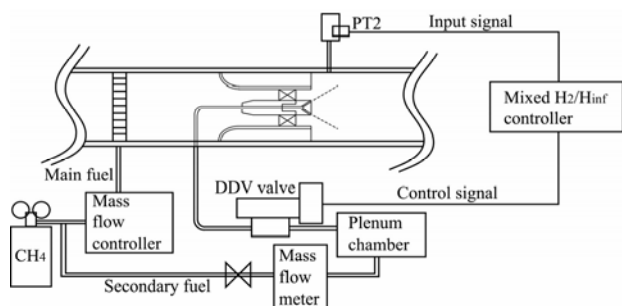


図 3 フィードバック制御系の概要

3. 数値解析手法

対象とする流れ場が、3 次元乱流場であり非定常現象を扱うので、数値解析手法は Large Eddy Simulation (LES) を基にする [18,19]。流れ場の方程式は 3 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式である。

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} &= 0 \\ \frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i u_j + \delta_{ij} p)}{\partial x_j} &= \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \\ \frac{\partial E}{\partial t} + \frac{\partial (E + p) u_j}{\partial x_j} &= \frac{\partial (\tau_{ij} u_i + q_j)}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (1)$$

ここで

$$\begin{aligned} \tau_{ij} &= \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \\ E &= \rho e + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2) \\ q_j &= -\lambda \frac{\partial T}{\partial x_j} \end{aligned}$$

である。

LES の流れ場のサブグリッドモデルは、典型的なダイナミック Smagorinsky モデル [20,21] で与えた。

$$\tau_{ij}^{sgs} = \bar{\rho} (\tilde{u}_i \tilde{u}_j - \tilde{u}_i \tilde{u}_j) = -2 \bar{\rho} (C_s \Delta)^2 |\bar{S}_v| \bar{S}_{ij} \quad (2)$$

ここで \bar{S}_{ij} はひずみテンソルであり C_s は流れ場から決定される係数である。

実スケールの LES の計算では、火炎の内部構造まで解像できるほどの格子点を取ることは、現実的には不可能であるので、火炎は何らかのモデルによって与えなければならない [18,19]。ここでは、予混合火炎は火炎が十分薄いものとして flamelet の仮定をし、火炎構造は 1 次元的に定常と仮定した。したがって、火炎形状の追跡をすればよく、以下の G 方程式 [19] を解く。これは流れの対流と火炎伝播を表している。

$$\frac{\partial \rho G}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i G}{\partial x_i} = \rho_0 s_L |\nabla G| \quad (3)$$

サブグリッドスケールの効果は、層流燃焼速度 s_L を乱流燃焼速度 \tilde{s}_T に置き換えることで取り入れる。ここでは、以下の経験式で乱流燃焼速度を与えた [22]。

$$\tilde{s}_T / s_L = 1 + C (u_{sgs} / s_L)^n \quad (4)$$

また、局所的に燃料濃度に濃淡があるときは、その効果を入れるために、混合分率 Z を導入する。

$$Z = \frac{4Y_{CH_4} - Y_{O_2} + Y_{O_2,2}}{4Y_{CH_4,1} + Y_{O_2,2}}, \quad Y_{CH_4,1} = 1 \quad Y_{O_2,2} = 0.232 \quad (5)$$

これは、0 から 1 の値をとり、0 が空気 100%、1 が燃料 100%を表す。その従う式は

$$\frac{\partial \rho Z}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i Z}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\rho D \frac{\partial Z}{\partial x_i} \right) \quad (6)$$

である。この場合の火炎構造は、一定当量比の火炎に比べて複雑になるが、ここでは予混合火炎と拡散火炎の重ね合わせで記述できると簡略化した[17,23,24]。

計算手法は Roe の方法に基づいて構築した[25,26]。計算領域を図 4 に示す。燃焼器本体、上流部および下流部で構成される。格子点数は約 1000 万点である。上流部での旋回は仮想的な体積力を与えることで実現した。2 次燃料の噴射角と位置は実験と同じに設定した。境界条件は、出口は圧力固定条件とし、入口は Poinsot[27]の手法に基づいて構築した。

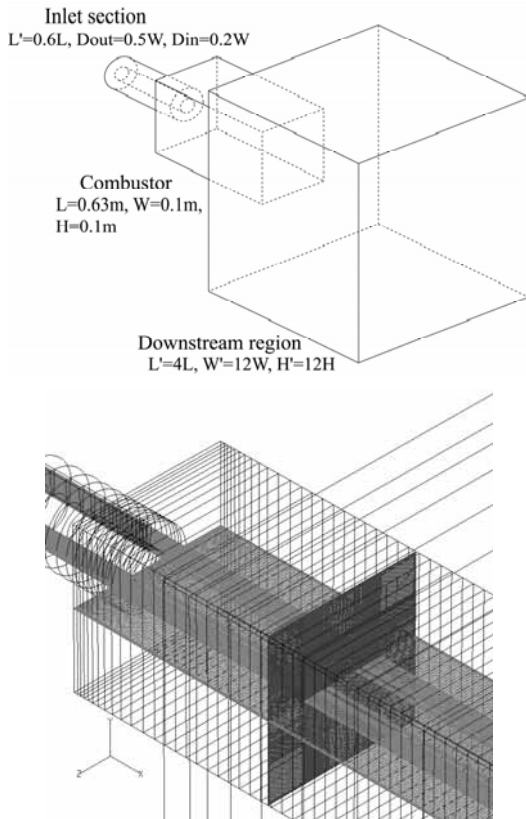


図 4 計算領域と格子系

計算条件は実験に対応して表 1 の通りである。

表 1 計算条件

燃焼器圧力	未燃予混合気温度	未燃ガス流速	当量比
1 atm	700K	90m/s	0.5

4. 結果と考察

4.1. 制御なしのケース

まず、燃焼器内の燃焼特性を把握するために、制御を施さないケースを解析する。図 5 に、実験で得られた圧力履歴の FFT 結果 ($x=10, 220, -150\text{mm}$) と本解析で得られた結果 ($x=10\text{mm}$) を示す。縦軸は音圧 (Sound Pressure Level) を表す。基本周波数は 278Hz であり、ピークの振動振幅は 168dB と実験での計測値に近い値になっている。この基本の振動は燃焼器の縦方向の 4 分の 1 波長モードに対応している。そのため、圧力振動の振幅は、燃焼器入口で最大であり出口で最小になっている。この振動モードが以下の制御での対象になる。なお、ほかの周波数域で実験と計算が完全には一致しないが、これは実験での実際の壁条件について正確に知ることができず境界条件を合わせられないことから生じている。しかし、振動の大きい主たる周波数のモードが一致すれば燃焼器内の振動抑制の物理機構を再現できる。

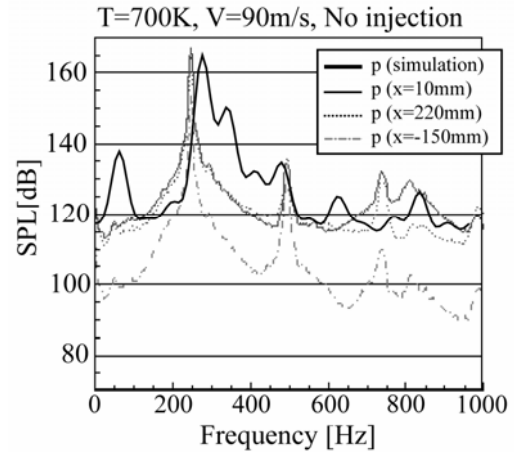


図 5 燃焼器圧力の FFT 結果

時間平均した火炎形状を図 6 に示す。火炎はスワラのリムに付着している。このとき、旋回による再循環流によって火炎が保持されている。燃焼器の隅部は図 2 の写真にあるように既燃ガスで満たされている。次節で述べるように、この火炎形状は振動を保持しやすい形状になっている。

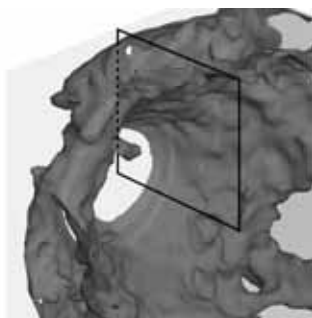


図 6 時間平均した火炎形状。燃焼器入口付近を見ている。

このように、本解析手法によって燃焼器内に振動燃焼を再現できることがわかった。次節以降では、これに対して制御を施す。2 次燃料噴射によって発熱場を変えることで、圧力振動と発熱振動のカップリング（レーリーインデックス）を直接に変化させる。レーリーインデックスは次式で定義される量である[18]。これは、発熱振動（ \dot{q}' ）と圧力振動（ p' ）が生成する音響エネルギーを表しており、注目する現象の周期（ T ）および空間（ V ）に対して取った平均が増減するかでその系の安定性を示している。

$$R.I. = \frac{1}{T} \frac{1}{V} \iint_{V,T} p' \dot{q}' dV dt \quad (7)$$

4.2. 開ループ制御

ここでは、2 次燃料を一定量かつ時間変化なしで噴射したときの火炎の挙動を考察する。2 次燃料として主燃料の 3% のメタンを噴射角 30 度で噴く。実験では、噴射がない場合に比べて約 17dB の振動抑制効果が得られている。以下では、主予混合気による予混合火炎を主火炎、2 次燃料による拡散火炎を 2 次火炎と呼ぶ。

すでに見たように、図 2 にはこのときの火炎の直接写真が示されている。これで正確な火炎構造を知ることにはできないが、メタン燃焼に特有な青色の発光で見ると、2 次燃料噴射がない場合は火炎がスワローの内側と外側に付着しているように見える。一方、2 次燃料噴射を実施した場合は、外側リムから火炎が外れているように見える。本解析においても同様の状況を再現した（図 7）。火炎の位置は局所の速度場に影響されるが、2 次噴射がある場合には速度場の変動が抑えられ隅部への高温ガスの流入はあまり起きなくなり火炎が安定化されると考えられており後に再度触れる。

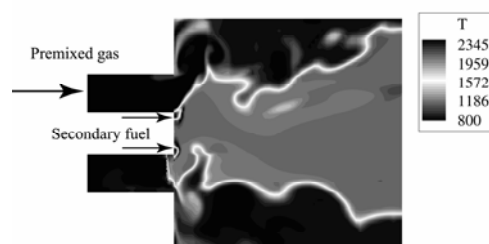
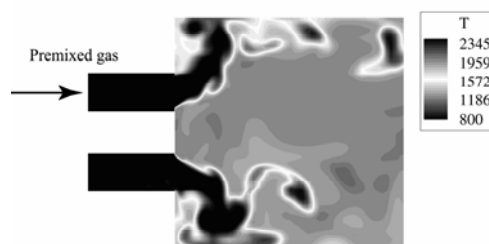


図 7 ある瞬間の火炎形状。上：噴射なし、下：噴射あり。2 次燃料の矢印は噴射位置を示しており実際の噴射角は 30 度である。

圧力変動の様子を図 8 に示す。いくつかの高周波は残っているが、基本周波数の振動は約 12dB 軽減された。実験での低減は約 17dB である。定量的には差があるが、振動の抑制は再現されている。定量的な不一致の原因にはいくつかの可能性があるが、それについては次節で述べる。また、レーリーインデックスについて図 9 に示す。燃焼振動が抑制された結果、レーリーインデックスは負方向にシフトする。したがって、圧力と熱の強い相関は噴射によって弱められている。

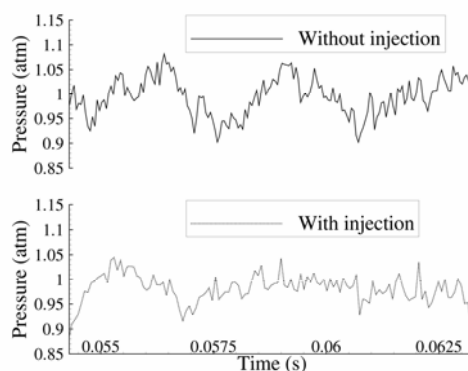


図 8 圧力履歴の様子。上：噴射なし、下：噴射あり。

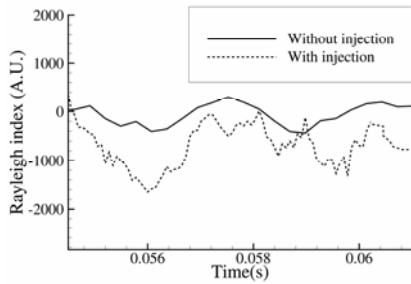


図9 レーリーインデックスの様子

2次火炎は、噴射量が一定であるので発熱の制御には直接的には寄与していない。しかし、主火炎が安定化するよう作用する。図10には、噴射のある場合とない場合での速度変動を示す。噴射がある場合、中央の再循環領域で速度変動が小さい領域（例えば $I < 0.12$ ）がより大きく下流に広がっていることがわかる。噴射孔はスワラのハブの縁に設置されており、再循環領域の動きすなわち主火炎の動きを相対的に抑える働きをしている。

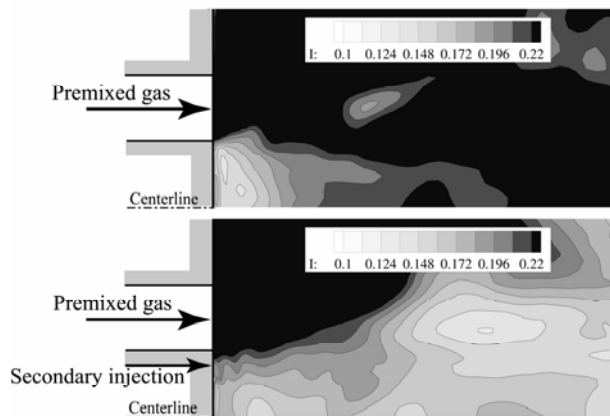


図10 時間平均した速度変動の様子。上：噴射なし、下：噴射あり。

主火炎に関しては、その形状の変化により全体の発熱分布と渦干渉の違いが挙動に影響する。時間平均した発熱分布を図11に示す。横軸は燃焼器入口からの距離であり、それぞれの場所では断面の積分が示されている。噴射がない場合、火炎は燃焼器入口に近い部分で短くコンパクトに形成されている。一方、噴射をした場合、火炎は下流方向に伸びた形状をしており発熱量の分布は全体的に平らになる。基本周波数の4分の1波長モードでは、圧力の腹が燃焼器入口にあり、節が燃焼器出口にある。したがって、圧力変動の大きい燃焼器入口付近に発熱が集中していると不安定化しやすく噴射のない場合がこれに当たる。

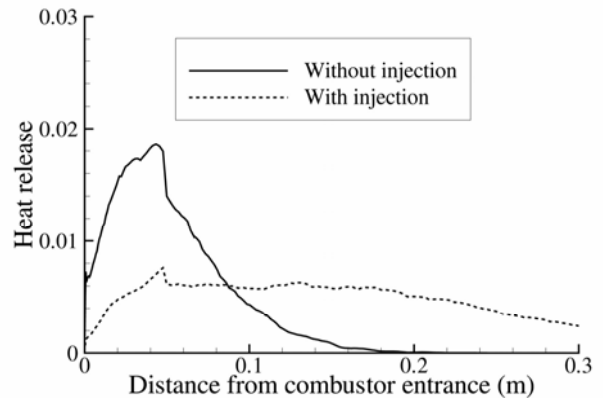


図11 時間平均した発熱分布

速度変動によって火炎の形と場所が影響を受けると発熱の変動が起きる。不安定な燃焼振動が起きている間、燃焼器入口スワラから燃焼器への急拡大面では定期的な渦の放出が起きておりそれが主火炎と干渉する。これは燃焼振動が持続する一つの要因になっている[11-13,15,16]。噴射をした場合、火炎形状の違いによりこの干渉の仕方が異なってくる。燃焼器の隅部では、噴射がある場合には火炎はあまり入ってこない。図12には、ある瞬間の火炎形状と渦度を噴射がない場合とある場合について示す。噴射がない場合には、内側および外側のリムから放出された渦と火炎が干渉する。この干渉が強いために振動燃焼が持続されている。噴射がある場合には、火炎と渦の干渉は内側のリムの方のみである。この渦干渉の相関を以下の時間平均式で評価する。 T は平均を取る時間である。

$$C(\mathbf{x}) = \frac{1}{T} \int_T |\omega| \cdot \left| \frac{\partial f(\mathbf{x}, t)}{\partial t} \right| dt \quad (8)$$

ここで ω は渦度であり、 f は火炎面で1をとり他では0となる指標である。これは、グリッドスケールの干渉を表しておりサブグリッドの効果を表していないが、流れ場の違いを見るには役立つ。図13に結果を示す。噴射がない場合には、火炎と渦との強い相関がリム部と外側の火炎基部で見られるが、噴射がある場合には、相関は弱まりまたその領域も小さくなっている。したがって、対応して発熱の変動も小さくなっている。音響エネルギーの生成はレーリーインデックスとして表わされるが、この場合には弱くなっている。

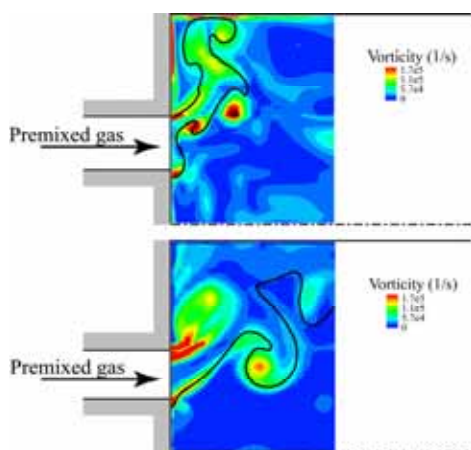


図 12 ある瞬間の渦火炎干渉の様子。上：噴射なし、下：噴射あり。

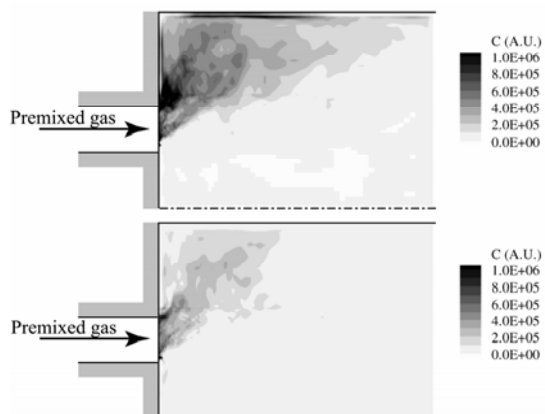


図 13 式 (8) の渦火炎干渉の相関。上：噴射あり、下：噴射なし。

以上見てきたように、一定量の2次燃料噴射の場合、2次火炎は振動の抑制に対して直接の能動的な効果は持たないが、副次的に主火炎を安定化させる働きをしている。現代のガスタービン燃焼器は吹き消えを防止するためにパイロット火炎を備えている場合が多いのでそれによって振動の抑制も行える可能性を示している。

次の章では、2次燃料の噴射量を変化させたときの火炎の挙動を解析する。

4.3. 閉ループ制御

ここでは、能動制御を扱う。制御系の詳細な構造は文献[9,10]を参照されたい。実験では、燃焼器圧力、火炎自発光写真、バルブへの信号等の情報は得られるが、渦火炎干渉や2次火炎の様子などは測定しにくいので本解析によって燃焼器内の火炎挙動について知見を得る。

実験では、まずシステム同定を行っている。これはバルブの開閉の周波数を変化させていき燃焼器の圧力振動の応答を見ることによって行われる。同定が終わると、

制御対象とする周波数の振動を下げかつロバスト性を確保するように制御系が構築される。数値計算では、これと完全に同じ過程を行うのは計算機資源的に困難である。しかしながら、実験の信号を観察すると、対象周波数の付近では位相シフトの制御に近い。そこで、対象を基本の4分の1波長モードとし、それに対する2次燃料噴射量を正弦波的に変動させることで制御のメカニズムを探る。これにより、システムのロバスト性という観点では不十分ではあるが、キーとなる現象を押さえることができる。

2つの異なるケース、すなわち噴射速度の位相角を0度および180度とした解析を実施する。ここで、0度とは燃焼器圧力が振動の1周期の中で平均値より上がり始める時に同様に速度が上がり始める状態で位相差がないことを表し、180度とはその逆で位相が反対になっていることを表す。実験では、バルブ弁の位置と噴射孔出口には距離があるためにこのような実際の位相差を知ることができない。本解析では、速度、熱、圧力の位相関係を明らかにする。

2次燃料の噴射周波数は圧力振動の4分の1波長モードと同じに設定する。2次燃料メタンの平均流量は主燃料の3%に設定した。噴射速度の変動幅は10%とする。計算結果では、圧力変動は一定の噴射に比べ、0度の場合には6dB低減したが180度の場合には7dB増加した。

主火炎の形状は、図2の直接写真が示すように、一定の噴射のケースと比べてあまり変わらない。これは、数値計算においても同様の結果を得ており、主火炎はコーン状に下流に伸びている。2次火炎は噴射孔周りに形成される。したがって、前章の結果と同じように主火炎の形状によって渦火炎干渉等では同様の現象が起きている。図14に渦火炎干渉の相関を一定噴射の場合と0度の能動制御のケースを示す。一定噴射のケースと同様に外側のリム部での干渉が弱いことが確認できる。また、全体の値は能動制御の方がやや下がっており、より安定化されていることが分かる。同様に、中央の再循環領域が安定化されていることは、この場合にも観察される(図15)。速度変動が噴射なしのケースに比べて小さいことが見て取れる。また一定量噴射の場合に比べても若干改善されている。このように、主火炎の基本的な効果は噴射量が一定の場合と同じである。以下では、次に2次火炎の影響について考察する。

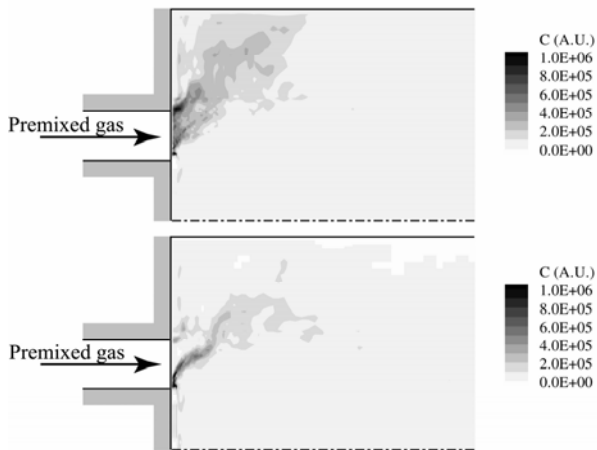


図 14 式 (8) の渦火炎干渉の相関。上：開ループ、下：閉ループ。

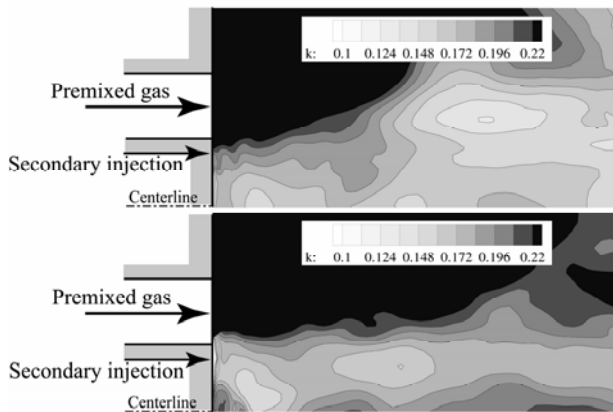
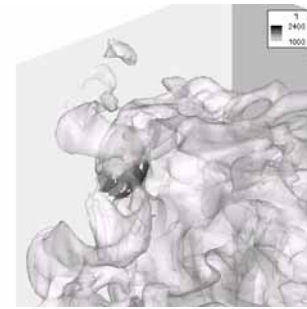
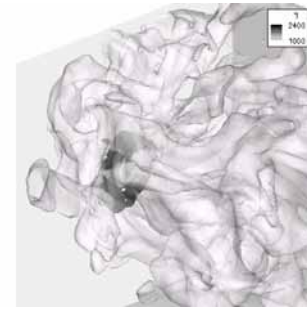


図 15 時間平均した速度変動の様子。上：開ループ、下：閉ループ。

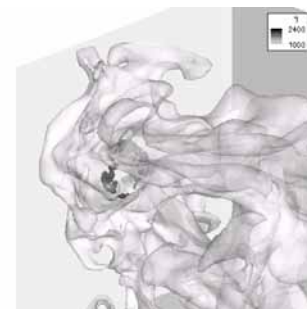
図 16 には、振動が抑制された 0 度のケースにおけるある 1 周期の火炎の様子を示す。主火炎と 2 次火炎はそれぞれ温度が 1200K と 2200K の等値面として描いてある。主火炎は、スワローラ内側リムに付着しており予混合気の旋回の動きに合わせて回転している。2 次火炎は噴射孔周りに形成されている。図の(a)から(b)にかけては 2 次発熱が増加し、(b)から(c)にかけて減少する。これらの点は次の図 17 に示されている。



(a)



(b)



(c)

図 16 ある 1 周期の火炎の様子

図 17 には、ある 1 周期における燃焼器内の圧力、噴射速度、2 次発熱の時間履歴を示す。ここで言う噴射速度は噴射孔出口での速度である。0 度のケースでは、圧力が低い時に 2 次発熱が増加し、圧力が高い時に発熱は減少する。結果として、圧力振動の振幅は一定量噴射したときに比べてさらに減少する。一方、180 度のケースでは、圧力が高い時に 2 次発熱が増加し、圧力が低い時に発熱が減少する。これは圧力振動を増幅する方向に作用しており、これはレーリーインデックスの意味するところと一致している。対象周波数と同じ周波数で 2 次燃料を噴射することは、発熱と圧力の変動を直接に操作できるというメリットがある。位相を適切に選べば主火炎の形状の効果に 2 次火炎による抑制効果を加えることができる。また、この解析で分かるのは、噴射孔での速度変動の位相と実際の発熱の位相には 180 度のずれがあることである。

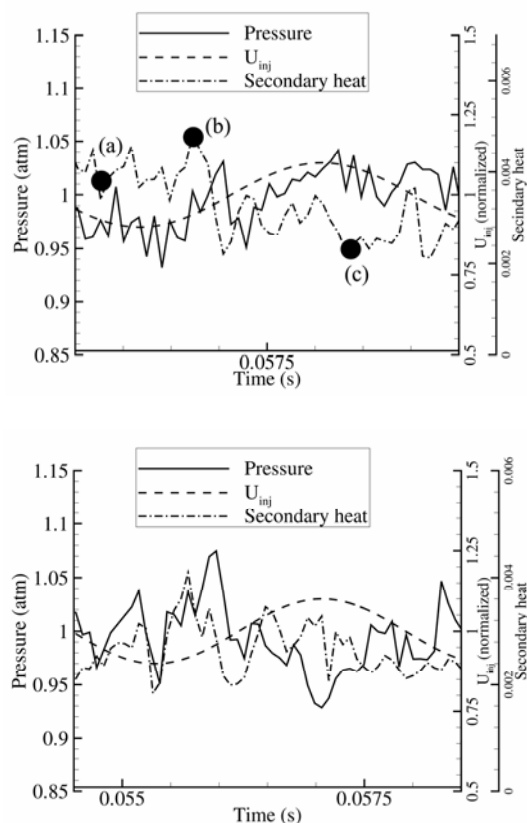


図 17 1 周期の履歴。上：0 度のケース、下：180 度のケース。

表 2 には、実験と本解析での圧力変動の抑制値を示す。定量的には完全には一致しないが、システムの複雑さと燃焼器内の圧力振動が流れ条件に敏感であることを考えれば現象を再現していると言える。一致しない理由として可能性のあるのは、LES モデルがやや簡略化したものでありいくつかの仮定があること、燃焼器の壁の境界条件が実際には不明であり音響フラックスや熱フラックスが正確に評価できないこと、制御系が簡略化されていることなどがある。これらは今後の課題である。

表 2 結果の比較

	実験	LES
振動の振幅	170dB	168dB
一定量噴射による抑制効果	17dB	12dB
能動噴射による追加の抑制効果	10dB	6dB

本解析により、2 段階の振動低減現象についてその仕組みが示された。適切に制御則を構築すれば、2 次燃料噴射によって燃焼振動を制御できることが実証された。

5. 結論

本数値解析は、2 次燃料噴射を伴う場合の火炎の挙動

を解析するために行われた。対応する実験では、2 段階の振動低減、すなわち一定量の噴射をしたときに振動が抑制され、さらに噴射を適切に調整すると更なる低減効果が得られる結果となっている。この過程を理解し主火炎と 2 次火炎の役割を知るために本解析が行われた。

噴射がない場合の燃焼器内の振動は、本解析でも再現され縦方向のモードが支配的であることが示された。このモードが制御によって抑制する対象のモードである。

最初のステップとして、一定量の噴射が解析された。主火炎の形状変化の結果として発熱分布が変化し、渦との干渉が減ることにより発熱変動が減少する結果となった。ゆえに、音響エネルギーの生成が減少し圧力振動が抑制された。また、2 次火炎は中央の再循環領域を安定化するのに寄与している。

2 次燃料の噴射量を時間的に変化させたとき、主火炎の働きは基本的には同じである。2 次火炎は、発熱量の調整によって追加の役割を担うようになる。燃焼器圧力が高い時に発熱を抑え、燃焼器圧力が低い時に発熱を増加させる方向に調整すれば振動を抑制することができる。また、燃料の噴射速度と発熱は 180 度の位相差を持っていることも分かった。

このように、本結果によって実験では観察しづらい燃焼制御の過程が明らかにされた。

6. 謝辞

本研究は、文部科学省開放的融合研究制度「乱流制御による新機能熱流体システムの創出」(平成 12 年～平成 16 年)のサブテーマの一つであるガスタービン燃焼器における燃焼制御の研究の一環として行われた。ここに記して謝意を表す。

7. 参考文献

- [1] Ducruix, S., Schuller, T., Durox, D., Candel, S., *J. Prop. Power* 19(5) (2003) 722-734
- [2] Neumeier, Y., Zinn, B. T., *Proc. Combust. Inst.* 26 (1996) 2811-2818
- [3] Butts, D., Lubarsky, E., Neumeier, Y., Shcherbik, D., Zinn, B. T., McManus, K., Fric, T. F., Srinivasan, S., *AIAA Paper* 2003-1005, 2003
- [4] Lee, J. G., Kim, K., Santavicca, D. A., *Proc. Combust. Inst.* 28 (2000) 739-746
- [5] Lee, J. G., Santavicca, D. A., *J. Prop. Power* 19(5) (2003) 735-750
- [6] Hantschk, C., Hermann, J., Vortmeyer, D., *Proc. Combust. Inst.* 26 (1996) 2835-2841
- [7] Bernier, D., Ducruix, S., Lacas, F., Candel, S., Robart, N., Poinsot, T., *Combust. Sci. Tech.*, 175 (2003)

993-1013

- [8] Tachibana, S., Zimmer, L., Kurosawa, Y., Suzuki, K., Shinjo, J., Mizobuchi, Y., Ogawa, S., *Proc. 6th Symp. Smart Control of Turb.*, Center for Smart Control of Turbulence, Tokyo, 2005, pp181-190
- [9] Tachibana, S., Zimmer, L., Kurosawa, Y., Suzuki, K., Sato, H., Hayashi, A. K., Nishidome, C., Kajiwara, I., *Int. J. Vehicle Des.* 43, No.1-4 (2007) 306-321
- [10] Tachibana, S., Zimmer, L., Kurosawa, Y., Suzuki, K., *Proc. Combust. Inst.* 31 (2007) 3225-3233
- [11] Stone, C., Menon, S., *Proc. Combust. Inst.* 29 (2002) 155-160
- [12] Stone, C., Menon, S., *J. Turb.* 4 (2003) 020
- [13] Huang, Y., Sung, H. G., Hsieh, S. Y., Yang, V., *J. Prop. Power* 19(5) (2003) 782-794
- [14] Roux, S., Lartigue, G., Poinso, T., Meier, U., Berat, C., *Combust. Flame* 141 (2005) 40-54
- [15] Shinjo, J., Mizobuchi, Y., Ogawa, S., *Proc. 4th Symp. Smart Control of Turb.*, Center for Smart Control of Turbulence, Tokyo, 2003, pp165-172
- [16] Shinjo, J., Mizobuchi, Y., Ogawa, S., *CFD J.* 13(2) (2004) 348-354
- [17] Shinjo, J., Matsuyama, S., Mizobuchi, Y., Ogawa, S., *Combust. Flame* 150 (2007) 277-291
- [18] Poinso, T., Veynante, D., *Theoretical and Numerical Combustion*, Edwards, Philadelphia, 2001
- [19] Peters, N., *Turbulent Combustion*, Cambridge University Press, Cambridge, 2000
- [20] Germano, M., Piomelli, U., Moin, P., Cabot, W. H., *Phys. Fluids*, A 3 (7) (1991) 1760-1765
- [21] Moin, P., Squires, K., Cabot, W., Lee, S., *Phys. Fluids*, A 3 (11) (1991) 2746-2757
- [22] Lipatnikov, A. N., Chomiak, J., *Prog. Energy Comb. Sci.*, 28 (2002) 1-74
- [23] Fiorina, B., Gicquel, O., Vervisch, L., Carpentier, S., Darabiha, N., *Combust. Flame* 140 (2005) 147-160
- [24] Domingo, P., Vervisch, L., Reveillon, J., *Combust. Flame* 140 (2005) 172-195
- [25] Roe, P. L., *J. Comput. Phys.* 43(2) (1981) 357-372
- [26] Wada, Y., Kubota, H., Ogawa, S., Ishiguro, T., AIAA paper 88-3596, 1988
- [27] Poinso, T., Lele, S., *J. Comput. Phys.* 101 (1992) 104-129

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-022

発行 平成 20 年 2 月 29 日
編集・発行 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1
URL : <http://www.jaxa.jp/>
印刷・製本 (有) ノースアイランド

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター
〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1
TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

© 2008 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

