

【特集】乱流制御の夢、夢の途中 - II

## 二次燃料噴射による振動燃焼の能動制御

*宇宙航空研究開発機構	総合技術研究本部	立花 繁 <sup>†</sup>
宇宙航空研究開発機構	総合技術研究本部	ジマー ロレント
宇宙航空研究開発機構	航空プログラムグループ	黒澤 要治
宇宙航空研究開発機構	総合技術研究本部	鈴木 和雄

### Active Control of Combustion-Driven Oscillations by Secondary Fuel Injection

Shigeru TACHIBANA, Institute of Aerospace Technology, Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)

Laurent ZIMMER, Institute of Aerospace Technology, Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)

Yoji KUROSAWA, Aviation Program Group, Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)

Kazuo SUZUKI, Institute of Aerospace Technology, Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)

(Received 24 April, 2006)

#### 1 はじめに

ガスタービンエンジン燃焼器から排出される NO<sub>x</sub> の低減化手法として、近年、希薄予混合燃焼方式が注目されている。予混合燃焼器では、当量比の調整によって火炎温度を低く抑えることができ、NO<sub>x</sub> 排出を抑制できるメリットを有している。その一方で、振動燃焼、吹き消え、逆火といった燃焼不安定性の発生しやすいことが問題となっており、広い作動範囲で安定した燃焼をいかに実現するかが、実用化の鍵となっている。中でも、強い圧力振動を伴う振動燃焼は、エンジンの致命的な破損やライフサイクルの低下につながるため、その抑制が燃焼器開発において必要不可欠な要素となっている。従来、振動燃焼の抑制には、燃焼器ライナー形状や空気孔位置などをパラメトリックに変えるようなトライアルアンドエラー的手法を繰り返すことで、燃焼器の固有振動モードを回避する受動的な制御法が用いられてきた。受動的制御の利点として、安定した燃焼器が一度完成すれば、外部から制御用にエネルギーを付与するこ

となく安定した状態が維持されることや、能動的制御で用いられるような可動要素が不要であることなどが挙げられる。一方、開発時間やコストの観点からは、受動的制御手法は難点を有している。例えば、要素試験からシステム試験、そして実機搭載試験へと開発が進む過程において、境界条件の違いに起因して、要素試験では発生しなかった振動がシステム試験では発生する場合もあり、そのような場面では、トライアルアンドエラー的となる受動制御は開発時間の長大化につながる。このような背景のもと、近年では、適応性の高い振動燃焼の抑制を目的として、能動制御の適用を試みる研究が盛んに行われるようになってきている<sup>1,2)</sup>。

振動燃焼は、圧力変動と発熱率変動とのカップリングによって維持されるため、この相互干渉をいかに弱めるかが制御の鍵となる。センサーとしては、圧力トランスデューサやマイクロフォンが用いられることがほとんどである。実験室レベルの燃焼器では、周波数応答域の広さや整った波形性能から、アクチュエータとして、ラウドスピーカが採用される例が多い。燃焼器の出力が大きくなるにつれて、発生する圧力振動も強くなり、

\*〒 182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

<sup>†</sup>E-mail: tachibana.shigeru@jaxa.jp

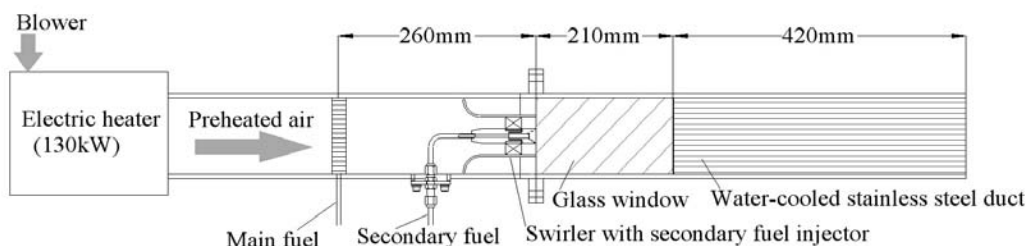


図1 ガスタービンモデル燃焼器

振動抑制に要求されるエネルギーも大きなものになる。そのような条件では、高いエネルギー密度を有する燃料噴射法が優位性を持つ。燃料噴射制御では、アクチュエータとして高速応答バルブを燃料供給ラインに組み込むことで、燃料流量に変動を与える。燃料流量の変動は、火炎位置で発熱率変動として作用するため、その位相と振幅を制御することによって、圧力変動-発熱率変動間のカップリングを弱めるように働かせることがその狙いである。

燃料噴射制御は、主燃料の流量制御と二次燃料の流量制御との二つに大別することができる。後者の二次燃料噴射法は、噴射位置や角度、噴射形状の選択について自由度が高い点で、振動燃焼制御に適した手法と言える。前述したように、振動燃焼は、圧力変動と発熱率変動とのカップリングによって維持される。発熱率の分布は、火炎構造に強く依存し、火炎構造は燃焼器のデザインや作動条件によって変化するため、燃料噴射の位置や角度に自由度が高いことは、火炎構造の変化への対応という点で大きなメリットとなる。また、実機エンジン燃焼器への適用という観点においても、以下の理由で、利点を有している。近年のガスタービンバーナーでは、パイロットバーナーとメインバーナーの二重（もしくは二段）構造をとる方式が多く見られる。元来、パイロットバーナーの役割は、燃焼器の着火性能や保炎性能を向上させることにあるが、パイロット燃料供給ラインに高速応答バルブを組み込むことで、付加的に、振動燃焼制御の役割を持たせることも可能になる。この意味で、二次燃料噴射による能動制御は、実用化に適した手法と言える。実際、実用ガスタービンにおいて、振動燃焼の回避を目的として、パイロット燃料割合の調整を行った例も報告されている<sup>3)</sup>。

ガス燃料を用いた予混合スワール燃焼器に対して、二次燃料噴射法による能動制御を適用した例は、これまでいくつか報告されている<sup>4)-7)</sup>。Lee et al.<sup>4)</sup>は、二次燃料噴射位置が制御効果に与える影響を調べ、中心軸（ハブ部）から0度の噴射が最も効果が高いと報告している。また、圧力変動を参照信号として計測タイミング（位相）を固定した光学計測を行い、効果的な噴射位置やタイミン

グを決定するための指標（Pseudo-Rayleigh Index, Flame Response Rayleigh Index）を提案している<sup>4,5)</sup>。Choi et al.<sup>6)</sup>は中心軸から45度の噴射角度で振動燃焼制御を行い、圧力変動、騒音レベル、NO<sub>x</sub>排出の全てが、非制御時に比べて低減されることを示した。Tanahashi et al.<sup>7)</sup>は、レーザー計測を利用した局所火炎構造の解析によって、その低減メカニズムを説明している。これらの研究では、二次燃料噴射による火炎安定化メカニズムの詳細を調べることに主眼がおかれており、制御としては、開ループ制御やシンプルな位相シフト制御の適用にとどまっている。一方で、制御理論の応用によるフィードバック制御の振動燃焼への適用も盛んになってきており、系のモデル化やロバスト性の考慮など、様々な観点から研究が行われている<sup>2)</sup>。

本稿では、近年、筆者らのグループで実施してきた二次燃料噴射による振動燃焼の能動制御の研究<sup>8-10)</sup>について紹介する。制御実験は、メタン-空気予混合燃焼器（～100kW）の燃料希薄条件で起こる振動燃焼を対象として行われた。フィードバック制御として、混合H<sub>2</sub>/H<sub>∞</sub>コントローラ<sup>11)</sup>を適用し、定常噴射による制御と比較して制御効果にどのような違いがあらわれるのかに着目しながら議論を進める。

## 2 燃焼制御実証装置

### 2.1 ガスタービンモデル燃焼器

ガスタービンモデル燃焼器の概要を図1に示す。ブローアから供給された空気は、電気ヒーターによって予熱され、混合室へと流入する。主燃料は、燃焼器入口より260mm手前位置で、円盤上に多数あけられた細孔から気流中に流入する構造になっており、燃焼室入口では、空気と十分混合した状態と考えられる。燃焼室は、100mm×100mmの矩形断面を有しており、上流側210mmは可視化の目的で四面が石英ガラスで囲まれている。下流側の420mmは水冷式のステンレスダクトとなっている。なお、主燃料/二次燃料ともにメタンガスを用いている。火炎は、燃焼室入口に組み込まれた軸流スワラによって保持される。軸流スワラの中心軸

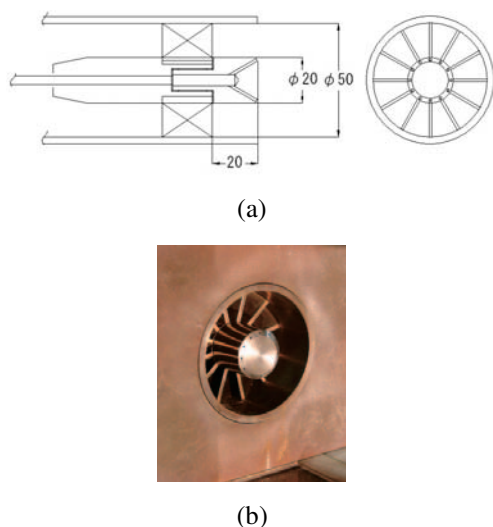


図2 二次燃料噴射機能付スワラ. (a) スワラ及び二次燃料インジェクタの構造, (b) 燃焼器組み込み時の写真.

(ハブ)は、二次燃料インジェクタとしての機能も兼ね備えている。このスワラの概略図と燃焼室組み込み時の写真を、それぞれ、図2(a), (b)に示す。スワラは、ハブ径20mm、スワラ外径50mmで、旋回羽根(45度、12枚)は燃焼室入口から20mm上流側に位置している。二次燃料は、主燃料とは別系統で供給され、ハブ先端の周上に等間隔で12ヶ所、中心軸に対して30度の傾きをもつ直径0.8mmの細孔から噴射される。

## 2.2 計測システム

計測システムの概要を図3に示す。燃焼器壁面の圧力変動は、圧力トランスデューサ(Kulite Semi-conductor Products, Inc., Model XTL-190-15G)を用いて計測した。圧力トランスデューサは、混合室に1つ(PT1)と燃焼室に3つ(PT2, PT3, PT4)の合計4ヶ所に、準無限遠チューブの手法<sup>12)</sup>によって取り付けられている。圧力信号の時系列データは、マルチチャンネルデータステーション(小野測器, DS-2000, Graduo)によって、4チャンネル同時に計測される。データは、25.6kHzのサンプリングレートで取得した。また、ガスサンプルプローブ、トラバース装置、ガスアナライザー(堀場製作所, Model MEXA-9110)で構成されるガス分析システムによって、燃焼室出口のガス成分分析も行った。計測位置は、 $x$ 方向について燃焼器出口から50mm上流に固定し、 $y-z$ 断面について、対角線上をトラバースさせ、7ヶ所( $y=z=0, 5, 10, 15, 20, 25, 30$ mm)で取得した。この7点の平均値を代表値として扱う。

## 2.3 制御システム

図3には制御システムの構成も示されている。PT2で計測される圧力変動信号をコントローラへの入力信号

として用いる。また、二次燃料に流量変動を与えるために高速応答バルブ(MOOG D633 high bandwidth electromagnetic directly driven proportional valve)を、燃料供給ラインに組み込み、コントローラからのコマンドによって流路開度の修正を行う。MOOG D633バルブは、0-400Hzの広いバンド幅での応答性能を持つことで知られている<sup>13)</sup>。

## 3 非制御時の振動特性と制御対象条件

二次燃料噴射を行わずに、主燃料のみを用いて、当量比を増加させていったときのPT2位置(図3参照)における圧力振動スペクトルの推移を図4に示す。この実験では、実用ガスタービン燃焼器の典型的な条件(大気圧とした圧力条件を除き)を模擬するため、入口温度、空気流量を、それぞれ、700K、78g/s(スワラ断面流速 $\sim 90$ m/sに相当)とし、主燃料流量を増やすことで、当量比を0.43から0.60まで、0.01刻みで増加させている。スペクトルピークに着目すると、当量比0.45の条件で音圧レベル160dBを超えるピークがあらわれ、当量比0.48では、170dBに到達する。当量比0.48-0.55の間では、170dBピークを持続しつつ、当量比の増加に伴って、ピーク周波数が230Hz付近から300Hz付近へとシフトしている。そして、当量比0.55-0.56の間で、にわかに振動が治まり、そのまま当量比0.60までなだらかにピークを下げていく。PT2-PT4の3ヶ所で計測されたスペクトルピーク値の比較から、当量比0.45-0.55にかけての不安定モードは、燃焼器縦方向の1/4音響モードであることが報告されている<sup>10)</sup>。これらの振動特性は、燃焼器内の火炎構造と密接な繋がりを持っている。この燃焼器では、スワラハブ部後流の内側再循環流において保持される火炎(以下、円錐状火炎)と燃焼器入口のダンプ形状による外側再循環流において保持される火炎(以下、リム火炎)との二つの保炎機構が考えられる。Tachibana et al.<sup>10)</sup>は、強い圧力振動の発生する当量比0.50の条件において、圧力信号と同期した自発光画像計測を行い、これら二者に相当する領域で、圧力変動と発熱率変動とのカップリングが強く起こっていることを報告している。一方、振動レベルの低い条件では、そのような干渉は小さい。例えば、当量比0.45よりも希薄側では、円錐状火炎のみが存在しリム火炎は生じないこと、また、当量比0.55よりも過濃側では、リム火炎が存在するものの、不安定条件でみられる火炎のばたつきが大きく低減していることなどは、火炎の直接観察レベルで判別できる。

同じ当量比範囲におけるNO<sub>x</sub>とCOの排出レベルを図5に示した。NO<sub>x</sub>は当量比の増加に伴って単調増加するのに対して、COは当量比0.50を境にして減少から

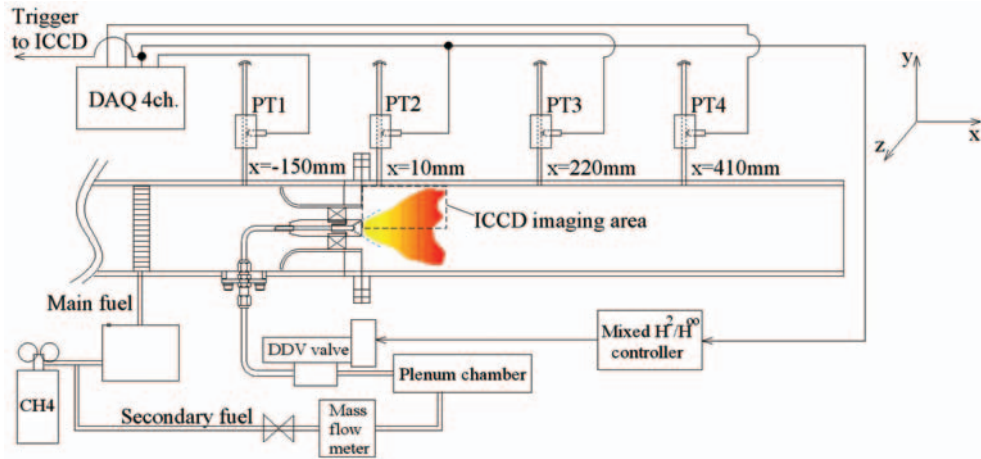


図3 計測/制御システムの概略図

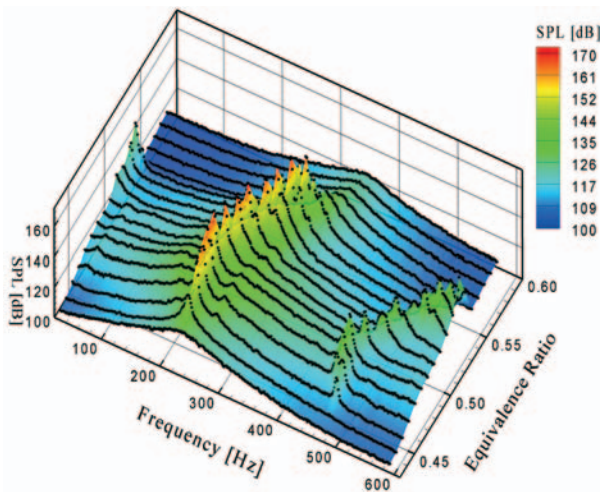


図4 主燃料のみで当量比を増加させていった時の圧力振動スペクトルの推移。計測位置: PT2, 入口温度: 700K, 空気流量: 78g/s, 当量比: 0.43 → 0.60。

増加へと転じるような傾向を示している。NO<sub>x</sub> 排出とCO 排出との間のこのようなトレードオフは、希薄予混合燃焼に特徴的な傾向である。当量比 0.50 を中心とするCO 排出の低い条件は、ちょうど強い圧力振動の発生する範囲と重なっていることから、このモデル燃焼器では、希薄予混合燃焼器で問題となる振動燃焼が再現されているとすることができる。低エミッション性を示しながら強い圧力振動の発生する条件として、当量比 0.50 の条件を制御の対象とした。全体当量比を 0.50 で一定（即ち、燃料流量の総量を一定）に保ちながら、二次燃料噴射制御を行う。

#### 4 音響制御系の設計

本研究では、下嶋ら<sup>11)</sup>の手法を用いて、混合 H<sup>2</sup>/H<sup>∞</sup> 制御系の設計を行った。H<sup>∞</sup> 制御理論の適用により、系

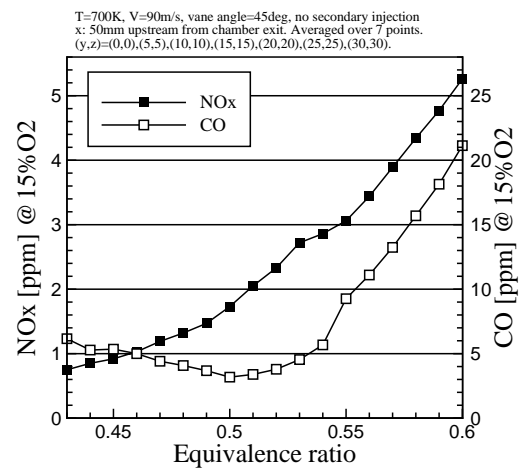


図5 主燃料のみで当量比を増加させていった時の NO<sub>x</sub> と CO 排出レベル<sup>9)</sup>。入口温度: 700K, 空気流量: 78g/s, 当量比: 0.43 → 0.60。

の不確かさに対するロバスト性を確保しながら、H<sup>2</sup> 制御理論によってターゲットモードの効果的な低減をはかる。実験モード解析に基づくシステム同定試験と制御系の設計について以下に述べる。

#### 4.1 システム同定実験

バルブへのコマンド信号と圧力センサーで計測される圧力変動信号との間に介在する系が音響的に線形であるという仮定のもと、系を一般粘性減衰の運動方程式（式 (1)）によってモデル化する。

$$M_s \ddot{x} + C_s \dot{x} + K_s x = f. \quad (1)$$

ここで、 $x$  は変位ベクトル、 $f$  は入力ベクトル、 $M_s$ 、 $C_s$ 、 $K_s$  はそれぞれシステムの質量行列、減衰行列、および、剛性行列をあらわしている。式 (1) は次のように

記述することもできる。

$$D_s \dot{y} + E_s y = p, \quad (2)$$

ここで、 $D_s, E_s, y, p$  は次の定義による。

$$\left. \begin{aligned} D_s &= \begin{bmatrix} C_s & M_s \\ M_s & 0 \end{bmatrix}, \\ E_s &= \begin{bmatrix} K_s & 0 \\ 0 & -M_s \end{bmatrix}, \\ y &= \begin{bmatrix} x \\ \dot{x} \end{bmatrix}, \\ p &= \begin{bmatrix} f \\ 0 \end{bmatrix}. \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式(2)において、一般粘性減衰の伝達関数は次の形をしている。

$$G(\omega) = \sum_{r=1}^n \left\{ \frac{U_r + jV_r}{j(\omega - \omega_r) + \sigma_r} + \frac{U_r - jV_r}{j(\omega + \omega_r) + \sigma_r} \right\}, \quad (4)$$

ここで、 $n$  はモードの総数、 $j$  は虚数単位、 $\omega_r$  と  $\sigma_r$  はそれぞれ  $r$  次の減衰固有角振動数とモード減衰率をあらわしている。 $U_r$  および  $V_r$  は一般粘性減衰のモード定数である。式(4)は、 $s (= j\omega)$  を用いて、次のように記述することができる。

$$G(s) = \sum_{r=1}^n \left\{ \frac{\eta_r s + \gamma_r}{s^2 + \beta_r s + \alpha_r} \right\}. \quad (5)$$

ここで、

$$\left. \begin{aligned} \alpha_r &= \sigma_r^2 + \omega_r^2, \\ \beta_r &= 2\sigma_r, \\ \gamma_r &= 2(\sigma_r U_r - \omega_r V_r), \\ \eta_r &= 2U_r. \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

システム同定実験は、制御対象条件（入口温度 700K、空気流量 78g/s、全体当量比 0.50）において、高速応答バルブへのコマンド信号（正弦波関数）を、開ループ的に 10Hz から 400Hz まで線形的にスイープさせ、PT2 からの圧力変動信号を計測することで行った。400Hz という上限は、バルブの応答性能から決まる値である。250Hz の入力周波数（非制御時の励起モード）において、2 次燃料割合が 3% となるように、バルブ上流圧を設定している。得られた周波数応答関数について振幅/位相領域でカーブフィットを行うことで、式(6)の係数が決定された<sup>9)</sup>。振幅についてのカーブフィット結果を図 6 に示

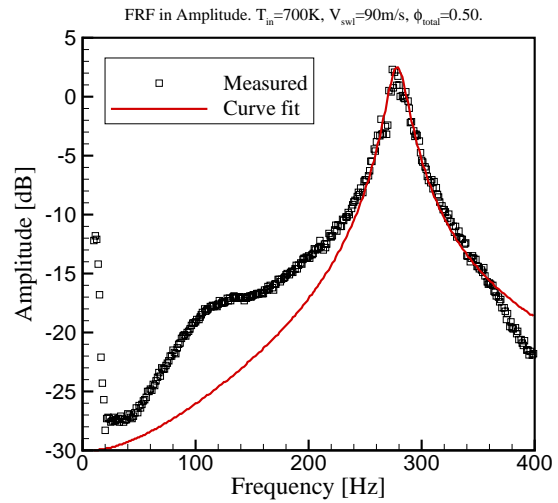


図 6 周波数応答実験結果（振幅）とカーブフィット結果<sup>9)</sup>。Reprinted by permission from Int. J. Vehicle Design, Inderscience Enterprises Ltd.

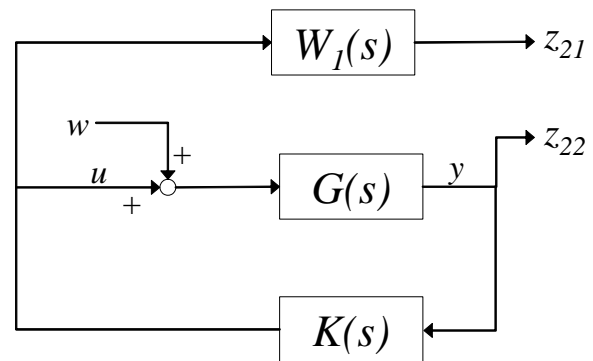


図 7 混合  $H^2/H^\infty$  制御系のブロックダイアグラム

す。カーブフィットは、260-300Hz の範囲において行われ 278Hz を中心とする 1 つのモードが同定された。（即ち、式(4)の  $n = 1$ 。）カーブフィット範囲外の振幅は、ピーク値に比較して低いレベルにあることが、図 4 や図 6 からわかるため、この系では、同定されたモード以外の影響は微小と考えられる。

#### 4.2 混合 $H^2/H^\infty$ 制御系の設計

混合  $H^2/H^\infty$  制御系のブロックダイアグラムを図 7 に示す。 $G(s), K(s)$  は、それぞれ、伝達関数とコントローラを意味している。 $y$  は系の出力、 $u$  は制御入力、 $w$  は外乱、 $z_{21}$  は制御入力に対する制御量、 $z_{22}$  は出力に対する制御量をあらわしている。

伝達関数  $G(s)$  に基づいた状態方程式および出力方程



式は、モード座標を用いて次のように記述される<sup>11)</sup>。

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{q}} &= \mathbf{A}\mathbf{q} + \mathbf{B}w + \mathbf{B}u, \\ &= \begin{bmatrix} 0 & -\alpha_1 \\ 1 & -\beta_1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \xi_1 \\ \dot{\xi}_1 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \gamma_1 \\ \eta_1 \end{bmatrix} w + \begin{bmatrix} \gamma_1 \\ \eta_1 \end{bmatrix} u, \end{aligned} \quad (7)$$

$$y = \mathbf{C}\mathbf{q} = [0, 1]\mathbf{q} \quad (8)$$

$\mathbf{q}$  を  $\mathbf{x}$  と標記すると、図7の系は次のようにあらわされる。

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}} \\ \dot{\mathbf{x}}_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & 0 \\ 0 & \mathbf{A}_w \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{x} \\ \mathbf{x}_w \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{B} \\ 0 \end{bmatrix} w + \begin{bmatrix} \mathbf{B} \\ \mathbf{B}_w \end{bmatrix} u, \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} z_{21} \\ z_{22} \\ y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{C}_w \\ \mathbf{C} & 0 \\ \mathbf{C} & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{x} \\ \mathbf{x}_w \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} w + \begin{bmatrix} \mathbf{D}_w \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} u \quad (10)$$

ここで、 $\mathbf{A}_w, \mathbf{B}_w, \mathbf{C}_w, \mathbf{D}_w$  は、 $W_1(s)$  を記述する行列である。 $W_1(s)$  は周波数重み関数で、この場合、バンドストップフィルタ (50-1000Hz, 8th order Butterworth) となっている。この状態空間表示に基づいて、 $w$  から  $z_{21}$  までの  $H^\infty$  ノルムについての制約条件のもとで、 $w$  から  $z_{22}$  までの  $H^2$  ノルムを最小化するように制御系が設計された。

## 5 制御結果及び考察

### 5.1 混合 $H^2/H^\infty$ 制御の効果

二次燃料噴射制御においては、(コントローラによる流量変動の付与なしに) 定常的に噴射させるだけでも、火炎構造が変わることで燃焼器の音響特性が変化することに注意しなければならない。火炎構造の変化は、二次燃料噴射の量、位置、角度に強く依存するため、コントローラ的设计を行う事前段階で、これらの要素をパラメータとした実験を行って、効果的なインジェクタ形状を決定することが非常に重要である。筆者らのグループでは、5種類の形状のインジェクタを用いてパラメトリックな実験を行い、本稿で扱っているインジェクタが効果的な形状を有していることを示している<sup>10)</sup>。以下では、非制御/定常噴射/フィードバック制御による流量変動噴射という三者の比較を念頭におきながら、制御効果について考察を行う。

図8に示したのは、総燃料流量に対する二次燃料流量の割合 (Secondary Fuel Percentage, 以下, SFP.) が3%の条件における制御結果である。非制御時 (即ち、振

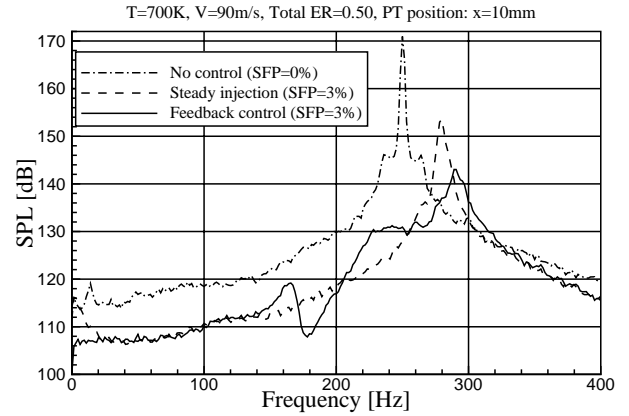


図8 非制御/制御時の音圧スペクトルの比較<sup>9)</sup>。1点破線: 非制御時, 破線: 定常噴射時 (SFP=3%), 実線: フィードバック制御 (混合  $H^2/H^\infty$  制御) による流量変動噴射時 (SFP=3%)。

動燃焼発生時) に 171dB であったピークレベルは、二次燃料の定常噴射によって 154dB まで 17dB 低減する。この状態で混合  $H^2/H^\infty$  コントローラを導入することによって、定常噴射のピークレベルから、更に 10dB の低減効果が得られることがわかる。前者が火炎構造の変化による発熱率再分布の効果、後者がフィードバック制御による音響低減効果と言える。

### 5.2 二次燃料噴射による火炎全体構造の変化

非制御/定常噴射制御/フィードバック制御時の火炎の様子を、それぞれ、図9(a)-(c)に示す。3節で述べたように、振動燃焼発生時 (図9(a)) は、内側/外側双方の再循環領域において火炎の存在が認められる。これに対し、二次燃料の定常噴射を行うと、リム火炎の存在範囲が小さくなるのがわかる (図9(b))。そして、混合  $H^2/H^\infty$  制御時には、内側の円錐状火炎のみが存在し、リム火炎は観察されなくなる。これらの特徴は、外側再循環領域における火炎の挙動と燃焼器の振動特性との間に強い相関があることを示唆している。実際、圧力変動と  $OH^*$  自発光変動との間の位相相関解析から、定常噴射時には外側再循環領域に強い相関を示す領域が存在することが報告されている<sup>10)</sup>。

二次燃料噴射による火炎全体構造の変化は、二次火炎による火炎基部の安定化と言うこともできる。二次燃料噴射なしとありの場合について、火炎基部領域からの自発光分光スペクトルを比較したものを図10に示す。二次燃料噴射時は、燃料割合が同じであれば、定常/非定常の噴射法の違いによらず分光スペクトルは一致したため、図中には定常噴射時の結果のみを示した。二次燃料噴射なしの条件では、 $OH^*$  自発光のスペクトルバンドに対応するピークのみが存在するのに対して、噴射ありの場合、 $CH^*$ ,  $C_2^*(1)$ ,  $C_2^*(2)$  のバンドに対応するピー

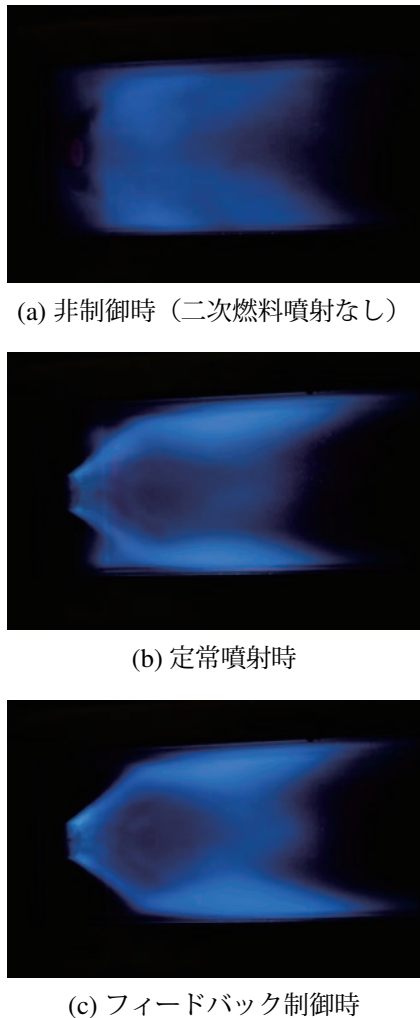


図9 非制御/制御時の火炎の様子。(a) 非制御時 (二次燃料噴射なし), (b) 二次燃料の定常噴射時 (SFP=3.0%), (c) フィードバック制御 (混合  $H^2/H^\infty$  制御) による二次燃料の流量変動噴射時 (SFP=3.0%)。 (入口温度:700K, 空気流量:78g/s, 全体当量比:0.50.)

クが出現していることがわかる。  $CH^*$  や  $C_2^*$  ピークの表れは、この領域において、燃料過濃な火炎が形成されていることを示唆している。この過濃な二次火炎 (群) が、火炎基部のばたつき (時間・空間的な変動) を抑制し、その安定化に寄与していると考えられる。二次燃料噴射制御において、火炎基部の構造が燃焼器全体の安定性に大きく寄与することは、Choi et al.<sup>6)</sup> も報告するところであり、Tanahashi et al.<sup>7)</sup> はそのメカニズムを説明している。

### 5.3 混合 $H^2/H^\infty$ コントローラ入出力信号の実際

開ループシステム同定実験における入出力信号間の伝達関数 (振幅と位相) と混合  $H^2/H^\infty$  コントローラによるフィードバック制御時の伝達関数 (位相のみ) を図11に示す。前述 (4.1節) したように、システム同定実

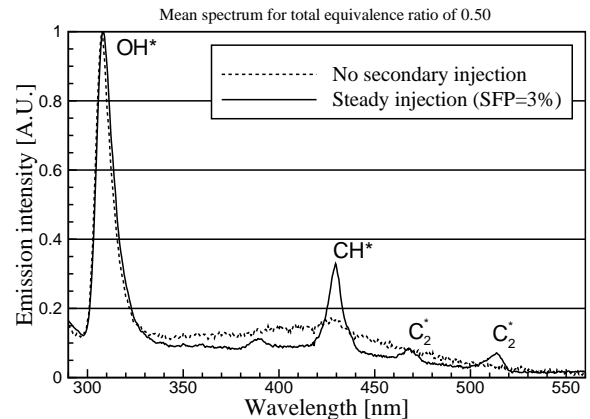


図10 二次燃料噴射の有無による自発光分光スペクトルの違い<sup>15)</sup>。(入口温度:700K, 空気流量:78g/s, 全体当量比:0.50.)

験は、二次燃料流量に変動を与えるバルブ駆動周波数を10Hzから400Hzまで、開ループ的にスイープさせ、入出力信号を計測することで行った。システム同定時の伝達関数 (位相) をみると、ターゲット周波数 (278Hz) において、入出力信号間に180度の位相差があることがわかる。これに対して、フィードバック制御時の伝達関数 (位相) は、(290Hzにシフトした) ターゲット周波数 (後述図12参照) において、0度の位相差を示しており、不安定時の位相差 (180度) と逆位相となるようにコマンド信号が出力されていることがわかる。図12に示したのは、入出力信号のパワースペクトル密度分布である。この図から、コントローラ出力信号のスペクトルピーク (290Hz) が、コントローラへの入力信号のスペクトルピークと一致していることがわかる。230Hzと170Hz付近に、それぞれ、2次、3次のピークが存在するが、これらは、信号のノイズ成分が増幅された結果と考えられている。スペクトルの局所的な分布に影響が現れているものの、これが発散して別の不安定モードが励起されるようなレベルではない。以上から、混合  $H^2/H^\infty$  コントローラによるフィードバック制御では、ターゲット周波数において、入出力間の位相差が不安定時の逆位相となるように働くことで、有効な制御効果を獲得していることがわかる。

## 6 まとめ

本稿では、希薄予混合ガスタービン燃焼器で発生する170dBを超える圧力振動を対象として、二次燃料噴射による能動制御を適用した研究について紹介した。

能動制御実験は、入口温度700K, 空気流量78g/s, 全体当量比0.50, 二次燃料割合3%の条件において行われた。二次燃料の定常噴射制御によって、振動燃焼発生時のピークレベルから17dBの低減効果が得られた。その

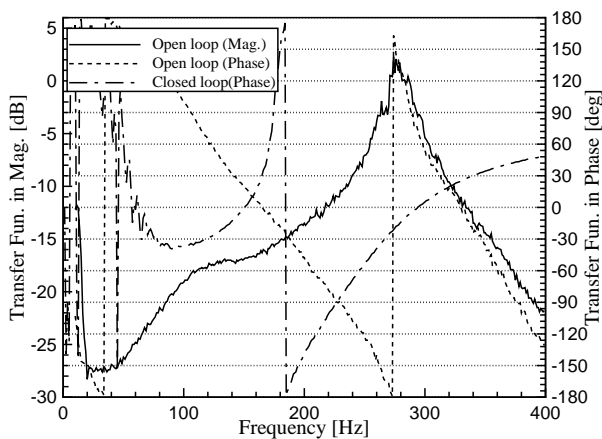


図 11 伝達関数の比較. 実線: 開ループシステム応答実験時の入出力信号間の伝達関数 (振幅), 破線: 開ループシステム応答実験時の入出力信号間の伝達関数 (位相), 一点破線: 混合  $H^2/H^\infty$  制御時の入出力信号間の伝達関数 (位相).

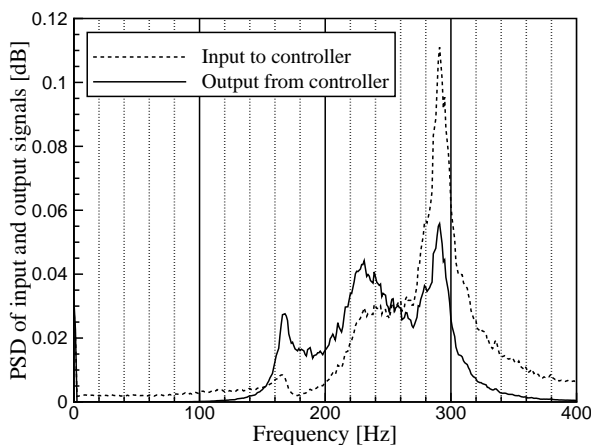


図 12 コントローラへの入出力 (電圧) 信号のパワースペクトル密度分布

上で, 混合  $H^2/H^\infty$  コントローラによるフィードバック制御を導入することで, 定常噴射時のピークレベルから, 更に 10dB の低減効果が得られた. 前者の効果について, 火炎全体構造の変化や火炎基部の安定化という観点から説明した. そして, 後者の効果が, フィードバック制御から得られる音響低減効果であることを述べた. コントローラへの入出力信号の解析から, 本フィードバック制御では, ターゲット周波数において, 入出力間の位相差が不安定時の逆位相となるように働くことで, 有効な制御効果を獲得していることを示した.

本制御実験に関連して行ってきた研究で, 本稿では紹介されなかったトピックとして, 二次燃料割合を変化させたときの制御効果の違いや  $\text{NO}_x$  排出への影響<sup>10)</sup>, 自発光センサーの制御適用可能性<sup>15)</sup>, レーザー誘起プラズマ分光分析法による振動燃焼時の当量比変動の計測

<sup>16)</sup>などが挙げられる.

この分野の研究開発は, エンジンメーカーと大学・公的研究機関との共同研究という形で, 特に欧米において, 盛んに行われている. 航空用・産業用の実用エンジンに搭載されるためには, 高温高圧環境下において, 広い作動範囲でロバストな制御技術が実証されなければならない. 現段階では, そのような技術は確立されておらず, 高速応答性, 高振幅な動作性, 高い耐久性を備えたアクチュエータの開発や作動条件によって変化する複数の音響モードへの対応など, 克服すべき技術課題が多数存在する. 基礎的な観点から見ても, 剥離渦-火炎間, 壁面-火炎間の干渉問題のような燃焼器内部における非定常現象の解明やそのモデル化, 流入速度擾乱に対する乱流火炎の応答性の研究など, 興味深いテーマが複数挙げられる. このような現況から, 今後も, 基礎・応用双方の観点から, 燃焼制御に関する研究が, 盛んに取り組まれていくものと考えられる.

本研究は, 文部科学省の開放的融合研究「乱流制御による新機能熱流体システムの創出」の支援によって実施された. ここに記して謝意を表す.

#### 引用文献

- 1) Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol.210, Edited by Lieuwen, T.C. and Yang, V. (2005)
- 2) Dowling, A.P. and Morgans, A.S., "Feedback Control of Combustion Oscillations", *Annu. Rev. Fluid Mech.* 37 (2005) pp.151-182.
- 3) Smith, K.O. and Blust, J., "Combustion Instabilities in Industrial Gas Turbines: Solar Turbines' Experience", *Progress in Astronautics and Aeronautics* Vol.210 (2005)29-41.
- 4) Lee, J.G., Kim, K., and Santavicca, D.A., "Effect of Injection Location on the Effectiveness of an Active Control System Using Secondary Fuel Injection", *Proc. Combust. Inst.* 28 (2000) pp.739-746.
- 5) Lee, J.G. and Santavicca, D. A., "Experimental Diagnostics for the Study of Combustion Instabilities in Lean Premixed Combustors", *J. of Propul. Power*, 19 (2003) pp.735-750.
- 6) Choi, G. M., Tanahashi, M. and Miyauchi, T., "Control of Oscillating Combustion and Noise Based on Local Flame Structure", *Proc. Combust. Inst.* 30 (2005) 1807-1814.
- 7) Tanahashi, M., Kikuta, S., Shiwaku, N., Kato, S., Inoue, S., Taka, S. and Miyauchi, T., "Turbulent



- Combustion Controls based on Local Flame Structure”, *Proc. The 6th Sym. Smart Control of Turbulence* (2005) pp.61-76.
- 8) Tachibana, S., Zimmer, L., Kurosawa, Y., Suzuki, K., Shinjo, J., Mizobuchi, Y. and Ogawa, S., “Active Control of Combustion Oscillations in a Lean Premixed Combustor by Secondary Fuel Injection”, *Proc. The 6th Sym. Smart Control of Turbulence* (2005) pp.181-190.
  - 9) Tachibana, S., Zimmer, L., Kurosawa, Y., Suzuki, K., Sato, H., Hayashi, A. K., Nishidome, C. and Kajiwara, I., “Active Control of Combustion Oscillations in a Lean Premixed Gas-Turbine Combustor” *Int. J. Vehicle Des.*(2006)(to appear)
  - 10) Tachibana, S., Zimmer, L., Kurosawa, Y., Suzuki, K., “Active Control of Combustion Oscillations in a Lean Premixed Combustor by Secondary Fuel Injection Coupling with Chemiluminescence Imaging Technique” *Proc. Combust. Inst.* (2006) (to appear)
  - 11) 下嶋 浩, 松永 義弘, 小池 関也, 梶原 逸朗, “モード解析に基づく複数の制御音源を用いたフィードバック音響制御”, 日本機化学会論文集 (C 編), 65 巻 633 号 (1999) pp.1849-1856.
  - 12) Englund D. R., Richards W.B., “The infinite line pressure probe” *Proc. of the 30th Intern'l Instrumentation Symposium* (1984) pp.115-124.
  - 13) Hantschk, C., Hermann, J. And Vortmeyer, D., “Active Instability Control with Direct-Drive Servo Valves in Liquid-Fueled Combustion Systems”(1996) *Proc. Combust. Inst.* 26, 2835-2841.
  - 14) モード解析ハンドブック, モード解析ハンドブック編集委員会編, コロナ社 (2000).
  - 15) Zimmer, L., Tachibana, S., Tanahashi, M., Shimura, M. and Miyauchi, T., “Sensors for Active Control of Turbulent Combustion”, *Proc. The 6th Sym. Smart Control of Turbulence* (2005) pp.163-172.
  - 16) Zimmer, L. and Tachibana, S., “Laser Induced Plasma Spectroscopy for Local Equivalence Ratio Measurements in an Oscillating Combustion Environment”, *Proc. Combust. Inst.* (2006) (to appear)