



ISSN 1349-1113  
JAXA-RR-06-034

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

---

## 希薄予混合ガスタービン燃焼器で発生する振動燃焼の 能動制御による抑制

立花 繁, ジマー・ロレント, 黒澤 要治, 鈴木 和雄

2007年 3 月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency



# 希薄予混合ガスタービン燃焼器で発生する振動燃焼の 能動制御による抑制

立 花 繁<sup>\*1</sup>, ジマー・ロレント<sup>\*1</sup>, 黒 澤 要 治<sup>\*2</sup>, 鈴 木 和 雄<sup>\*3</sup>

## Suppression of Combustion Oscillations in a Lean Premixed Gas Turbine Combustor by Active Control

By

Shigeru TACHIBANA<sup>\*1</sup>, Laurent ZIMMER<sup>\*1</sup>, Yoji KUROSAWA<sup>\*2</sup>, Kazuo SUZUKI<sup>\*3</sup>

**Abstract:** An active control of combustion driven oscillations occurring in a lean-premixed model combustor is demonstrated by means of a secondary fuel injection. An unstable condition, which leads to self-excited pressure oscillations beyond 170 dB, is chosen as control target. Keeping the inlet air temperature, the air mass flow rate and the overall equivalence ratio, respectively, at 700K, 78g/s and 0.50, different secondary fuel injection strategies are examined. First, a series of experiments of steady secondary fuel injection is performed using five types of injectors, with secondary fuel percentage (SFP) varying from 2 to 10 %. Effects of the angle, location and amount of injection on pressure levels are investigated. A favorable injector is selected from a point of view of control effectiveness, which is evaluated by the reduction in the peak pressure. The degree of phase-coupling between pressure and heat-release rate is visualized by a phase-locked chemiluminescence imaging technique. This information is used to detect local sources of instability. To further improve control effectiveness, a feedback control, which was designed by the mixed  $H^2/H^\infty$  control algorithm, is applied with the selected injector. The feedback control with 2.5% SFP performs peak pressure reduction of 27.7 dB, which is almost 10 dB larger than that of the steady injection method. On the other hand, little difference exists between the NOx emissions of the steady injection and the feedback control. An obvious effectiveness of the feedback control is confirmed without losing the low NOx capability.

**Keywords:** Active control of combustion, Combustion instabilities, Chemiluminescence, Low NOx, Lean premixed combustor

## 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 NOx 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。希薄予混合燃焼器では、低当量比で燃焼させることで火炎温度を低く抑えることが可能であり、温度依存性の高い NOx の排出を抑制することができる。そ

の一方で、振動燃焼、吹き消え、逆火が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短命化（ライフサイクルの短縮）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

<sup>\*1</sup> 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター (Aeroengine Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

<sup>\*2</sup> 航空プログラムグループ 環境適合エンジンチーム (Clean Engine Team, Aviation Program Group)

<sup>\*3</sup> 総合技術研究本部 事業推進部 (Program Management and Integration Department, Institute of Aerospace Technology)

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実機搭載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な受動制御は開発時間の増大につながる。このような背景のもと、近年では、燃焼条件や燃焼器形状の変更に対して適応性を持った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 [1, 2]。

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、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、変動の与え方（波形、周波数、位相など）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 [3]。

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 [4]－[7]。Lee et al.[4] 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（Local Rayleigh Index, Flame Response Rayleigh Index）を提案している [4, 5]。Choi et al.[6] 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.[7] 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など、シンプルな制御手法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 [2]。

本論文では、近年、筆者らのグループで行ってきた二次燃料噴射による振動燃焼の能動制御に関する研究結果について述べる。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、ロバストな制御手法として、混合  $H^2/H^\infty$  コントローラ [8] を適用する。空気流量、入口温度、全体当量比を一定にして、二次燃料噴射用のインジェクタ形状や二次燃料割合をパラメータとした実験を行った。フィードバック制御による制御効果が、定常噴射によるものと比較して、どのように違うのかに着目しながら議論を進める。



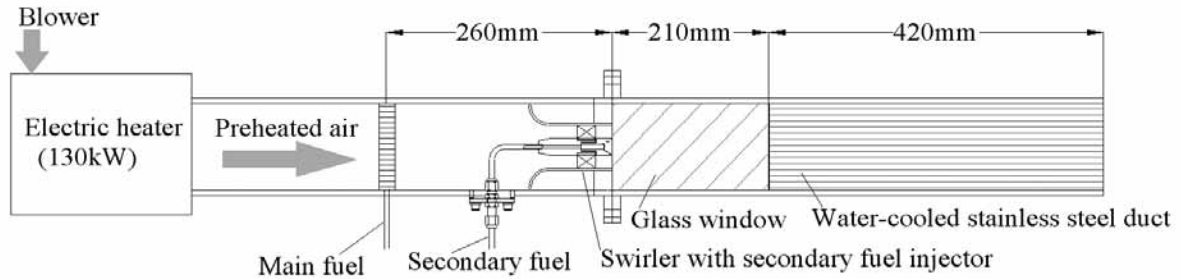


図1：ガスタービンモデル燃焼器

## 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。プロ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、中空円盤に多数あけられた細孔から気流中に流入する構造（付録A参照）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鋼製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（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。二次燃料インジェクタ付スワラの概略図と5種類のインジェクタ形状を、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（形状：螺旋、旋回角：ミッドスパンで45度、羽根厚：1mm、枚数：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、ハブ先端部の噴射孔から噴射される。本研究では、図2(b)に示した5種類のインジェクタを定常噴射制御に用い、そこから最も効果的なインジェクタを選択して、フィードバック制御を適用する。Type AからEの5種類のインジェクタのスペックは表1に示した通りである。

### 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

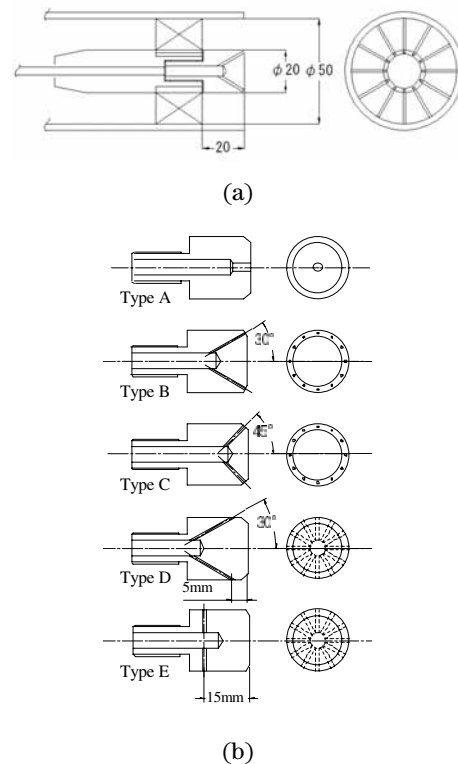


図2：スワラ保炎器と二次燃料インジェクタ。(a) スワラ及び二次燃料インジェクタの概略図、(b) 5種類のインジェクタ形状。

チューブの手法 [9] 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（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, 30mm）で取得した。この7点の平均値を代表値として扱う。

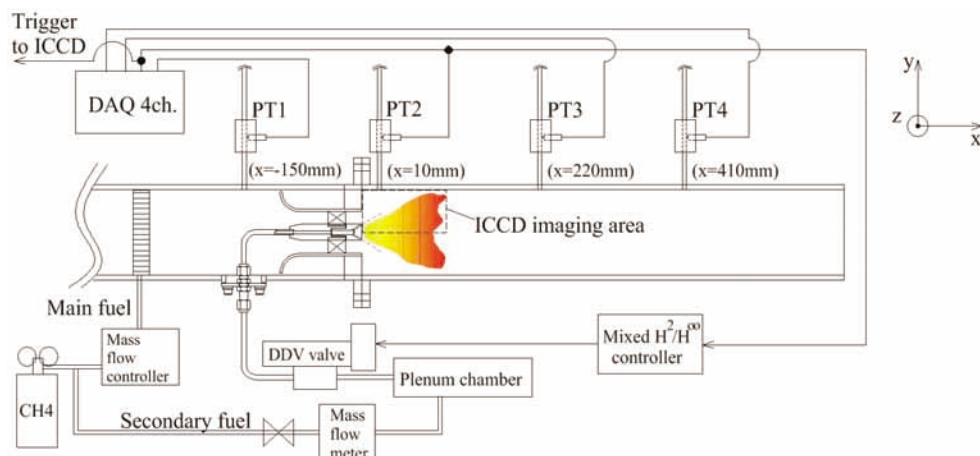


図 3：計測／制御システムの概略図

表 1：二次燃料インジェクタの種類

Injector	$\theta$ [deg]	$x_{\text{ori}}$ [mm]	$D_{\text{ori}}$ [mm]	$N_{\text{ori}}$
Type A	0	0	2.8	1
Type B	30	0	0.8	12
Type C	45	0	0.8	12
Type D	30	5	0.8	12
Type E	90	15	0.8	12

( $\theta$ :噴射角,  $x_{\text{ori}}$ :インジェクタ先端と噴射孔との距離,  $D_{\text{ori}}$ :噴射孔径,  $N_{\text{ori}}$ :噴射孔の数)

## 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 band-width 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を制御する。バルブのスプールから燃料噴射位置までの距離は、約 420mm である。MOOG D633 バルブは、0-400Hz の広いバンド幅で十分な応答性能を持つことで知られている [10]。

## 2.4 OH\* 火炎自発光計測と擬似レイリーインデックス解析

燃焼室壁面圧力変動信号に同期した OH\* 火炎自発光計測が以下の構成で実施された。PT2 からの変動信号に FFT 処理を施し、ピークを示す周波数を特定する。特定されたピーク周波数を中心とするバンドパスフィルターに PT2 信号を通し、ICCD カメラ撮影タイミングを決める参照信号とする (図 3)。撮影のタイミングは、参照

信号が正の傾きでゼロを通過する点をゼロ点とし、遅れ時間を与えることで決定する。ICCD カメラは、Princeton Instruments (Model:576G/1,576\*384pixels) を用い、OH\* 自発光バンドスペクトルの計測のために、紫外光対応の UV-Nikkor 105mm/f4.5 レンズと光学フィルター (Shott 社, UG5, WG305) を装着している。

この計測結果を利用して、圧力変動と自発光変動との相関分布の解析を行う。解析は、Lee 他 [4, 5] と同様の手法を用いる。即ち、次式によって計算される  $R(x, y)$  を、擬似レイリーインデックス (Pseudo-Rayleigh index, 以下, PRI) と呼ぶことにする。

$$R(x, y) = \frac{1}{\tau} \int_{\tau} p'(t) \cdot I'_{\text{OH}^* \text{ Abel}}(t, x, y) dt, \quad (1)$$

ここで、 $p'(t)$  は、PT2 の圧力変動信号、 $\tau$  は、ピーク周波数の 1 サイクルに対応する時間、 $I'_{\text{OH}^* \text{ Abel}}(t, x, y)$  は、位相平均した自発光強度分布のアーベル逆変換後の分布をあらわしている。

## 2.5 圧力変動信号のダンピングファクター解析

エンジンの健全性モニタリング技術や異常検知技術といった観点からの圧力変動解析法の例として、ダンピングファクター解析結果を 3.1 節で示す。Laudien et al.[11] は、ロケットエンジン燃焼器で発生する振動燃焼の抑制を目的とした音響キャビティの設計において、設計の良し悪しの評価にこの手法を用いている。また、Lieuwen [12] は、スペクトル解析とは別のダンピングファクター解析法を提案し、オンラインでのエンジン異常検知への適用可能性を示している。

本研究で用いた解析は、Laudien et al.[11] と同様の手法

で、大きく二つの手順に分けることができる。まず第一段階として、圧力振動スペクトル分布においてピークの特定を行い、ピーク周りの分布についてガウス分布によるカーブフィッティングを適用する（図4）。カーブフィッティングに用いる点数が一つのパラメータとなるが、本研究では、ピークを挟んだ5点を用いている。また、スペクトルには、複数のピークが存在するが、今回は、最も支配的な振動モードに対応する最大値を持つピークについてのみ解析を行った。次に、ガウス近似によるピーク分布について、次式に示すように、バンド幅によるダンピングファクター（ $\eta$ ）を定義する（図5参照）：

$$\eta = \frac{f_p - f_m}{f_0} \times 100. \quad (2)$$

ここで、 $f_0$  は、ピーク位置の周波数、 $f_p$  及び  $f_m$  は、振幅レベルがピーク値の  $1/\sqrt{2}$  となる周波数をあらわしている。この定義からわかるように、ピーク形状が急峻なほど、 $\eta$  の値は小さくなる。したがって、同一周波数で比較したとき、 $\eta$  の値が小さいほど、特定（固有）周波数における共鳴が強く起こっていることを示す。燃焼器の固有周波数における共鳴を減衰させることが振動燃焼抑制の目的と言うこともできるが、それは、ダンピングファクターを大きくすることに相当する。ただし、本研究では、後述（3.1 節）するように、本解析は、ダンピング効果を見る目的ではなく、スペクトルピーク近傍の分布を見ることを目的としている。

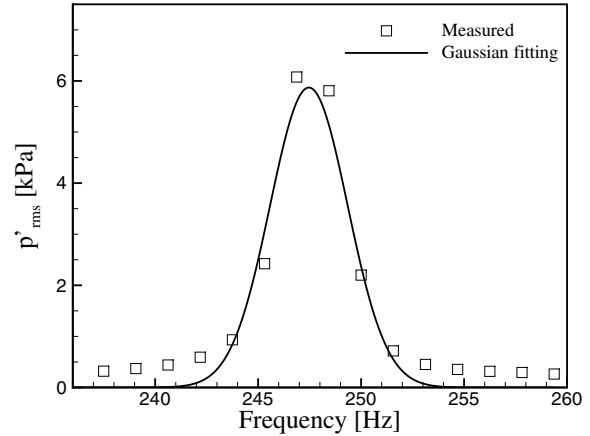


図4：圧力振動スペクトルのガウス分布近似の例

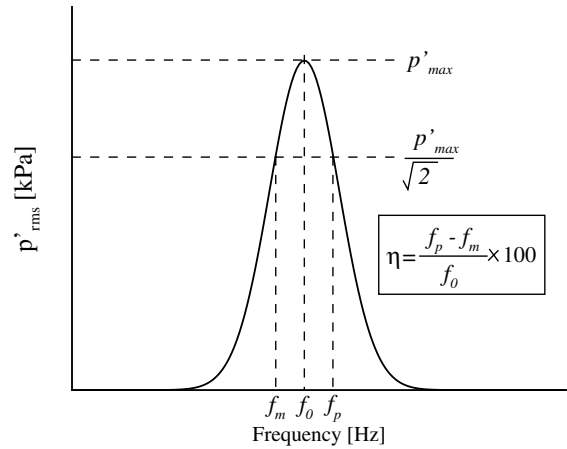


図5：半値幅法によるダンピングファクターの定義

### 3 非制御時の圧力振動特性と制御対象条件

#### 3.1 圧力振動スペクトルの推移

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6に示す。この実験では、入口温度、空気流量を、それぞれ、700K、78g/s（スワラ断面流速～90m/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 を超えると、にわかに振動レベルが減少し、なだらかにピークを下げていく。当量比 0.60 条件では、

音圧ピークレベルは、約 123dB まで下がっている。

次に、強い圧力振動が発生している当量比  $\phi=0.48$ -0.53 の範囲のスペクトル分布に着目して、PT1-PT4（図3）の4位置の計測データについて詳細な解析を行う。ダンピングファクター解析に関わる部分のみ、圧力振動レベルを音圧レベル表示ではなく、kPa 表示で扱う。

図7に、各圧力センサーからの圧力振動スペクトルピークの推移を示した。まず、燃焼室に取り付けられた PT2-4 の3つの計測位置におけるピーク値の違いに着目すると、PT2 から PT4 に向けて（即ち、燃焼室の入口から出口の方向に向かって）、各当量比条件のピーク値が、平行移動的に小さくなっていく様子がわかる。当量比増加に伴うピーク値の推移に着目すると、 $\phi=0.50$  の条件で、ピーク値は一度、減少を示し、 $\phi=0.51$  でそれが回復していることがわかる。この図に対応する PT2 のスペクトルピーク近傍分布の推移を図8に示す。図中、 $\phi=0.51, 0.52, 0.53$  のスペクトルにおいて、一次（最大）

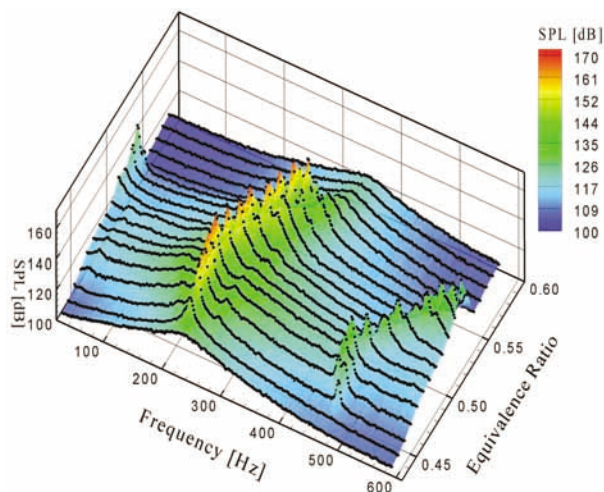


図 6：主燃料のみで当量比を増加させていった時の圧力振動スペクトルの推移。計測位置:PT2，入口温度:700K，空気流量:78g/s，当量比:0.43 → 0.60。

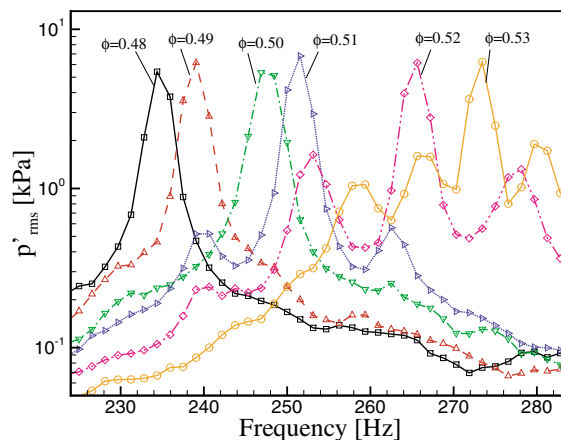


図 8：圧力振動スペクトル分布の推移。計測位置:PT2，入口温度:700K，空気流量:78g/s，当量比:0.48 → 0.53

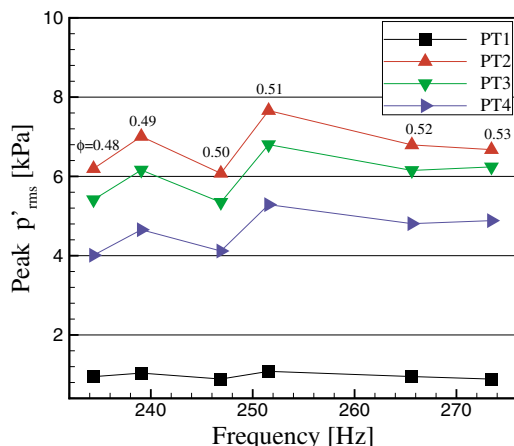


図 7：4 つの位置における圧力振動ピークレベルの推移。計測位置:PT1-4，入口温度:700K，空気流量:78g/s，当量比:0.48 → 0.53

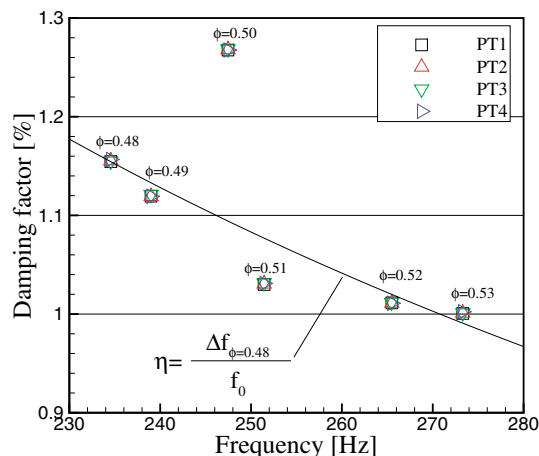


図 9：ダンピングファクターの推移。計測位置:PT1-4，入口温度:700K，空気流量:78g/s，当量比:0.48 → 0.53

ピークを挟んで、左右約 10Hz の位置に、二次ピークが出現していることがわかる。 $\phi=0.48, 0.49$  ではこのような二次ピークは見られない。 $\phi=0.50$  の条件では、263Hz 付近に二次ピークが隆起しつつある様子が見られることから、この条件が、ちょうど、二次ピーク出現への遷移の状態にあると考えることができる。一方、混合室に位置する PT1 のピーク値の推移を見ると、当量比の増加に伴うピーク値の推移は、燃焼室の計測値 (PT2-4) と同様な傾向を示しているが、値そのものは、1kPa 以下と非常に小さいレベルとなっている。これは、スワラの音響インピーダンスが高いことに起因している。

このような傾向は、火炎構造の変化としても観察される。この燃焼器では、スワラハブ部後流の内側再循環流によって逆円錐状に保持される火炎（以下、内側火炎）

と燃焼器入口のダンプ形状による外側再循環流によって保持される火炎（以下、リム火炎）との二つの保炎機構が考えられる。目視観察でわかることであるが、 $\phi=0.48$  以下では、内側火炎のみが存在する。 $\phi=0.49$  を超えると、リム火炎が間欠的に出現するようになり、 $\phi=0.50$  では、リム火炎が定常的に存在する状態に遷移する。従って、火炎全体構造の変化と二次ピークの現われに見られるような圧力振動特性の変化とは相互に関連を持っていると考えられる。二次ピーク出現の詳細なメカニズムは明らかになっていないが、後述される図（図 16）から、この燃焼器系が低周波（ $\sim O(10\text{Hz})$ ）域に固有周波数を持っていることがわかっており、二次ピークはうなりの現われとして捉えることもできる。図 6 から、二次ピークの強く現れる  $\phi=0.52-0.55$  の条件で、低周波



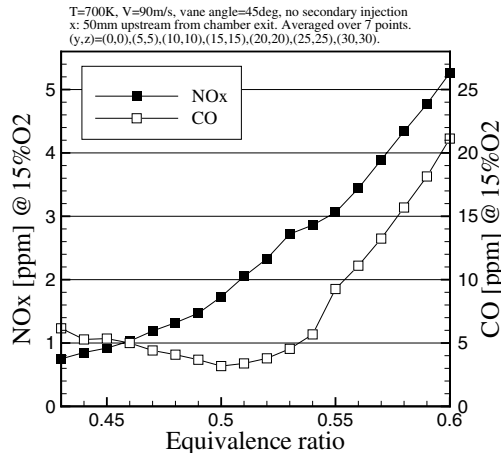


図 10：主燃料のみで当量比を増加させていった時の NOx と CO 排出レベル[13]<sup>1</sup>。入口温度:700K, 空気流量:78g/s, 当量比:0.43 → 0.60。

域にピークが現れている様子がわかる。

同様に当量比範囲  $\phi=0.48-0.53$  におけるダンピングファクター値の推移を図 9 に示す。この図からまずわかることは、計測位置の違いによらず、ダンピングファクター値が一致していることである。図 7 で示したように、ピーク値は計測位置によって大きく異なる。特に、PT1 は混合室における計測信号であり、燃焼室における計測値と比べて信号レベルが著しく小さくなる。それにも関わらず、ダンピングファクター値が一致していることは、PT1 の信号レベルは小さいものの、最大ピーク値付近のスペクトル分布の形状は、燃焼室のスペクトル分布と相似形をしていることを意味している。このことは、航空機エンジン開発における高温高圧燃焼試験のように、燃焼器ライナー壁面の圧力変動計測が、センサーの耐久性や冷却構造などの問題から困難な場面で、比較的計測の容易な混合室側の計測データを利用できるという、実用上のメリットを示唆している。図 9 中の曲線は、ダンピングファクター  $\eta$  の分子  $\Delta f = f_p - f_m$  を  $\phi=0.48$  の値に固定し、分母の中心周波数のみを変化させたものである。図 9 を見ると、 $\phi=0.50$  の値がこの曲線から大きく外れている。前述したように、 $\phi=0.50$  の条件は、二次ピーク出現への遷移状態に相当しており、ダンピングファクター解析からも、この傾向の変化を捉えることができたと言うことができる。

### 3.2 制御対象条件

主燃料のみで当量比を増加させていったときの NOx と CO の排出レベルを図 10 に示した。NOx は当量比の

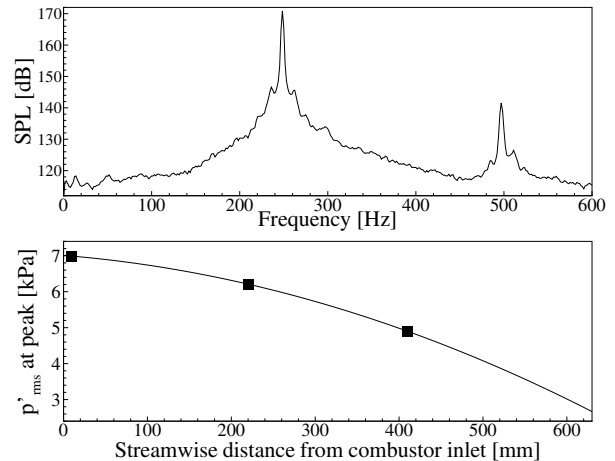


図 11：制御対象条件における音圧スペクトル（PT2 位置、上図）と PT2-4 位置におけるピーク値（下図）[14]<sup>2</sup>。入口温度:700K, 空気流量:78g/s, 当量比:0.50。

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増加へと転じるような傾向を示している。当量比 0.43-0.50 の範囲に見られるような NOx 排出と CO 排出との間のトレードオフは、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 排出の低い条件範囲が、強い圧力振動の発生する範囲と重なっている。低エミッション性を示しながら強い振動燃焼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。

図 11（上図）に示したのは、この制御対象条件における PT2 位置の音圧スペクトルである。この図から、この条件では、周波数 248Hz、音圧レベル 171dB のピークを持つ、非常に強い圧力振動状態にあることがわかる。この周波数モードの振幅レベルについて、計測位置の異なる 3 ヶ所の値を図 11（下図）に示す。この分布から、燃焼室入口を固定端、出口を開放端とする、縦 ( $x$ ) 方向についての 1/4 波長音響共鳴モードが卓越していると考えることができる。

本研究では、全体当量比を  $\phi_o=0.50$  で一定（即ち、燃料流量の総量を一定）に保ちながら、主／二次の燃料流量配分を変化させて、二次燃料噴射制御を行う。

<sup>1</sup>Reprinted from *Int. J. Vehicle Des.* Vol. 43, Nos. 1-4, “Active control of combustion oscillations in a lean premixed gas-turbine combustor”, pp.306-321. Tachibana et al., Copyright (2007), with permission from Inderscience Enterprises Ltd.

<sup>2</sup>Reprinted from *Proc. Combust. Inst.* Vol. 31, Tachibana et al., “Active Control of Combustion Oscillations in a Lean Premixed Combustor by Secondary Fuel Injection Coupling with Chemiluminescence Imaging Technique” pp.3225-3233, Copyright (2007), with permission from Elsevier

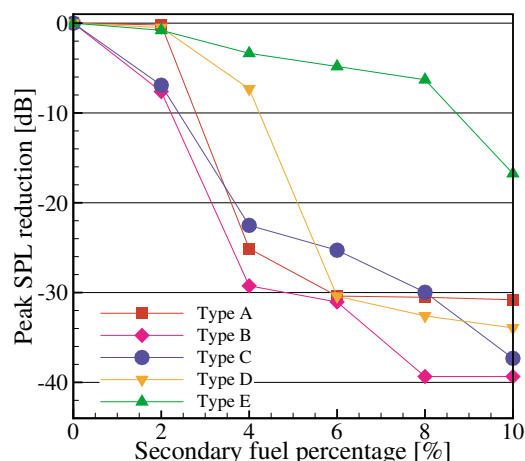


図 12：定常噴射制御におけるインジェクタ形状及び噴射割合による音圧低減効果の違い。[14]<sup>2</sup>。入口温度:700K, 空気流量:78g/s, 全体当量比:0.50。

#### 4 定常噴射制御

二次燃料を噴射すると、火炎構造が変化し、燃焼安定性や燃焼器の音響特性も変わる。火炎構造は、二次燃料噴射の量、位置、角度に強く依存する [4, 5] ため、コントローラの設計を行う事前段階で、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。ここでは、図 2(b) に示した 5 種類の形状のインジェクタを用いて行った定常噴射制御の結果について述べる。

図 12 には、5 種類のインジェクタの二次燃料割合 (Secondary Fuel Percentage, 以下, SFP) に対する音圧ピーク値の低減効果を示す。SFP=0% が非制御 (非噴射) 時に相当し、そのレベルからどのくらいピーク値が低減したかをあらわしている。実験は、全体当量比を  $\phi = 0.50$  に固定して、SFP を 2% から 10% まで 2% おきに増加させて行われた。SFP=2% の条件では、Type B と C で約 7dB の低減が見られる一方で、他の 3 種類のタイプでは低減効果が現れない。SFP=4% 条件では、インジェクタの違いが最も顕著に現れる。Type A,B,C が 20dB 以上の低減効果を示すのに対して、Type D と E は、それぞれ、7dB と 3dB のみの低減に留まっている。SFP=6% 以上では、Type D も A,B,C と同レベルの低減効果を示すようになるが、Type E は全ての SFP 条件で、他インジェクタの低減レベルに達しないことがわかる。概して言えば、Type D と E は、インジェクタ先端から上流側に奥まった位置に噴射孔が位置しており、二次燃料が火炎に到達するまでに、周囲のメイン希薄予混合ガ

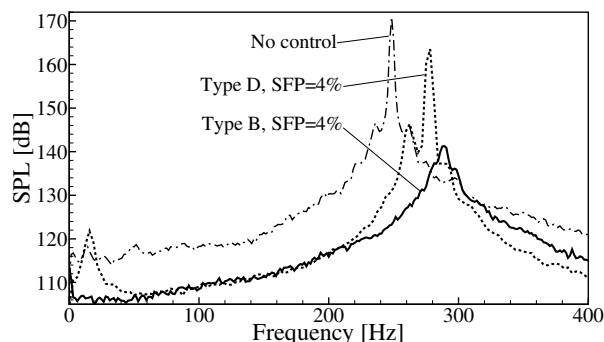


図 13：二次燃料割合 4% 条件における Type B と D インジェクタによる定常噴射制御時の音圧スペクトル [14]<sup>2</sup>。入口温度:700K, 空気流量:78g/s, 全体当量比:0.50。

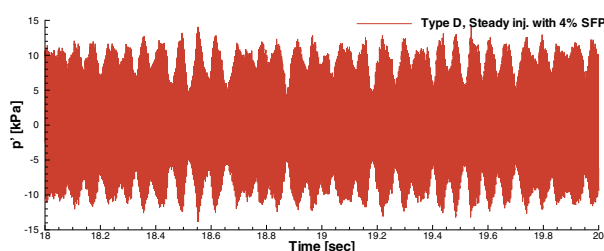


図 14：二次燃料割合 4% 条件における Type D インジェクタによる定常噴射制御時の時系列信号。入口温度:700K, 空気流量:78g/s, 全体当量比:0.50。

スとの混合が進むことで、非制御時の状況に近い結果となるという説明が考えられる。しかしながら、実際の現象 (例えば、SFP=4% 条件における Type B と D の違い) は、そのような単純な解釈では、説明できないことを後述 (次々段落) する。

図 12 からわかる一つのことは、Type B のインジェクタが全ての SFP 条件において、最も低減効果が高いことである。従って、第 5.3 節のフィードバック制御では、Type B インジェクタを利用することにした。

また、図 12 で着目すべき点として、SFP=4% における Type B と D の低減効果の違いが挙げられる。Type B と D の形状の違いは、Type D の噴射孔位置が、Type B よりも 5mm、上流側に奥まっている点のみである。僅かに見えるこの違いから、なぜ 20dB 以上の大きな低減効果の違いが生じるのかは興味深い点である。図 13 に、これら二者の SFP=4% 条件の音圧スペクトル分布を示す。Type D の分布を見ると、前述したピーク値の低減が 7dB であることの他に、Type B では見られない、二次ピークの出現が確認される。第一ピークの周波数 278.1Hz から 15.6Hz 間をおいた 262.5Hz 位置に二次ピークが存在し、これに対応するように、15.6Hz 位置に低

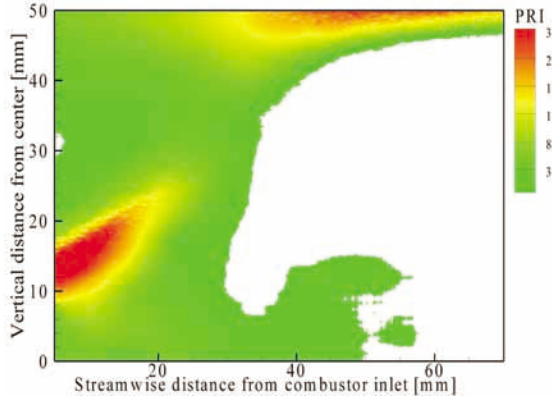


図 15：二次燃料割合 4% 条件における Type D インジェクタによる定常噴射制御時の擬似レイリーインデックス分布[14]<sup>2</sup>。入口温度:700K, 空気流量:78g/s, 全体当量比:0.50.

周波のピークが現れていることがわかる。このことは、うなりという新たな不安定性が発生していることを示唆している。Type D のこの条件での時系列信号の一部を示したのが、図 14 である。高周波振動の振幅が低周波（～15Hz）で振動している様子がこの図からわかる。

更に、この新たな不安定性の原因が何によるものか考察するために、圧力変動同期の自発光計測から計算した擬似レイリーインデックス分布を図 15 に示す。スワラ出口近傍の火炎基部領域に大きな PRI 値を示す分布が確認される。この領域は、噴射される二次燃料と主火炎とが干渉を起こしやすい領域と考えられる。系の持つ低周波域の固有不安定性が、この干渉によって引き起こされたというのが、一つの考えられる説明である。その固有不安定性が何によるものなのか、なぜそれが Type B では起こらず Type D では起こるのか、それはどのようなプロセスを経て励起されるのか、これらの疑問に答えるには、より詳細な計測と解析が必要になる。ここでは、実験結果として、この燃焼器の不安定性は、二次燃料噴射の位置や噴射量に対して強い感度を持っていると言うに留める。

## 5 フィードバック制御の適用

この節では、定常噴射制御において最も振動低減効果の高かった Type B インジェクタを用いてフィードバック制御の適用を図る。制御系の設計は、下嶋ら [8] による混合  $H^2/H^\infty$  制御系の設計手法によって行われた。 $H^\infty$  制御理論の適用により、系の不確かさに対するロバスト性を確保しながら、 $H^2$  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のがこの手法の特徴で

ある。Ikame et al.[15] は、水素－空気予混合ダンプ燃焼器で発生する振動燃焼を対象として、 $H^2/H^\infty$  制御とゲインスケジューリング法と組み合わせることで、当量比条件の異なる作動範囲において、十分な制御効果が得られることを示した。本研究では、メタン燃料のスワール燃焼器を対象としていること、対象とした燃焼不安定性の強度が音圧レベル 171dB という非常に強い振動状態であること、振動の周波数が 290Hz 付近と、より高周波側であることなど、実用ガスタービンでの振動燃焼問題により近い状態の制御である点が、Ikame et al.[15] の前例との主な相違点である。以下、実験モード解析に基づくシステム同定 [16] と制御系の設計について順に述べた上で、フィードバック制御の結果について考察する。

### 5.1 実験モード解析に基づくシステム同定

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 (3)）によってモデル化する。

$$M_s \ddot{x} + C_s \dot{x} + K_s x = f. \quad (3)$$

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 (3) は次のように記述することもできる。

$$D_s \dot{y} + E_s y = p, \quad (4)$$

ここで、 $D_s, E_s, y, p$  は次の定義による。

$$\left. \begin{aligned} D_s &= \begin{bmatrix} C_s & M_s \\ M_s & 0 \end{bmatrix}, \\ E_s &= \begin{bmatrix} K_s & 0 \\ 0 & -M_s \end{bmatrix}, \\ y &= \begin{bmatrix} x \\ \dot{x} \end{bmatrix}, \\ p &= \begin{bmatrix} f \\ 0 \end{bmatrix}. \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

式 (4) において、一般粘性減衰の伝達関数は次の形をしている。

$$G(\omega) = \sum_{r=1}^n \left\{ \frac{U_r + jV_r}{j(\omega - \omega_r) + \sigma_r} + \frac{U_r - jV_r}{j(\omega + \omega_r) + \sigma_r} \right\}, \quad (6)$$

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 (6) は、 $s (=j\omega)$  を用いて、次のように記述することができる。

$$G(s) = \sum_{r=1}^n \left\{ \frac{\eta_r s + \gamma_r}{s^2 + \beta_r s + \alpha_r} \right\}. \quad (7)$$

ここで、

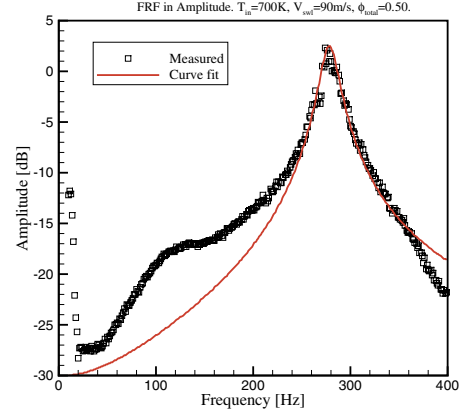
$$\left. \begin{aligned} \alpha_r &= \sigma_r^2 + \omega_r^2, \\ \beta_r &= 2\sigma_r, \\ \gamma_r &= 2(\sigma_r U_r - \omega_r V_r), \\ \eta_r &= 2U_r. \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

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ティングを行うことで、式 (8) の係数が決定された。カーブフィッティング結果を図 16 に示す。カーブフィッティングは、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 (6) の  $n=1$ 。）

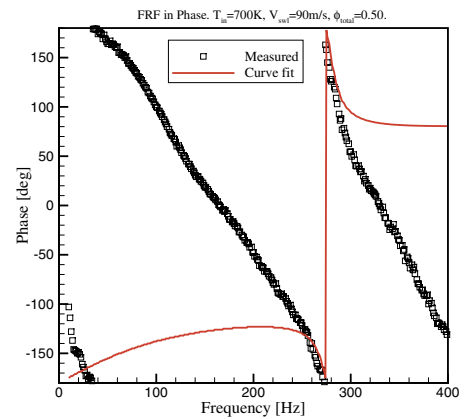
## 5.2 混合 $H^2/H^\infty$ 制御系の設計

混合  $H^2/H^\infty$  制御系のブロックダイアグラムを図 17 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 [8]。



(a)



(b)

図 16：周波数応答実験の結果とカーブフィッティング結果 [13]¹. (a) 振幅の周波数応答, (b) 位相の周波数応答。

$$\begin{aligned} \dot{q} &= Aq + Bw + Bu, \\ &= \begin{bmatrix} 0 & -\alpha_1 \\ 1 & -\beta_1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \xi_1 \\ \dot{\xi}_1 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \gamma_1 \\ \eta_1 \end{bmatrix} w + \begin{bmatrix} \gamma_1 \\ \eta_1 \end{bmatrix} u, \end{aligned} \quad (9)$$

$$y = Cq = [0, 1]q \quad (10)$$

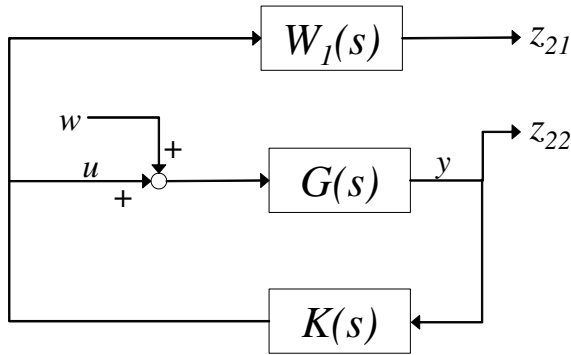
$q$  を  $x$  と標記すると、図 17 の系は次のようにあらわされる。

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x}_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ 0 & A_w \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x \\ x_w \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} w + \begin{bmatrix} B \\ B_w \end{bmatrix} u, \quad (11)$$

$$\begin{bmatrix} z_{21} \\ z_{22} \\ y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & C_w \\ C & 0 \\ C & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x \\ x_w \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} w + \begin{bmatrix} D_w \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} u \quad (12)$$

ここで、 $A_w, B_w, C_w, D_w$  は、 $W_1(s)$  を記述する行列であ



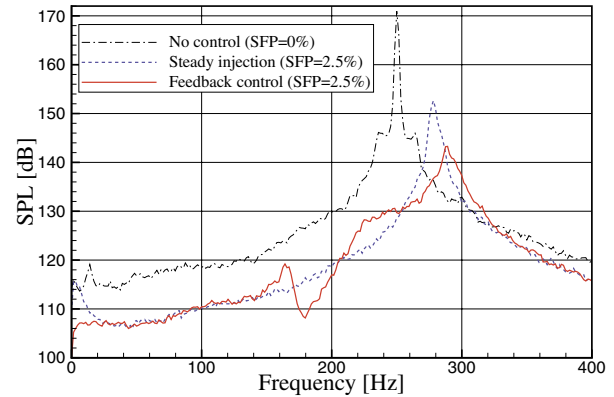
図 17: 混合  $H^2/H^\infty$  制御系のブロックダイアグラム

る。  $W_I(s)$  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。

### 5.3 フィードバック制御の結果及び考察

以下では、非制御／定常噴射制御／フィードバック制御という三者の比較を念頭におきながら、制御結果の考察を行う。

図 18 に示したのは、  $SFP=2.5\%$  条件における制御結果である。フィードバック制御時の二次燃料噴射は、高速応答バルブによって、流量変動が与えられている。ここで用いている  $SFP$  は、図 3 中の二次燃料ラインに組み込まれた流量計 (Mass flow meter) の指示値によるもので、  $SFP$  の時間平均値である。非制御時 (即ち、振動燃焼発生時) 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約 18dB 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、更に約 9dB の低減効果が得られることがわかる。同様の実験を  $SFP=3.0, 3.5, 4.0\%$  の条件でも行った。  $SFP=2.0\%$  も含めた 4 つの  $SFP$  条件について、音圧ピークレベルの低減量と出口ガス分析による  $NO_x$  排出レベルの比較を行ったものを図 19 に示す。いずれの条件においても、フィードバック制御の方が定常噴射制御よりも、より振動抑制効果が高いことがわかる。ただし、  $SFP$  の増加に伴って、両者の差が縮まることも同時にわかる。一方、  $NO_x$  排出レベルに目を向けると、  $SFP$  の増加に伴って、  $NO_x$  排出量も増加の傾向にあることがわかる。また、定常噴射制御とフィー

図 18: 非制御/制御時の音圧スペクトルの比較。1点破線: 非制御時, 破線: 定常噴射制御時 ( $SFP=2.5\%$ ), 実線: フィードバック制御による流量変動噴射時 ( $SFP=2.5\%$ )。

ドバック制御との間に有意な差が見られない (ガス分析の誤差範囲 ( $\sim O(1ppm)$ ) 内にある) こともわかる。以上から、本フィードバック制御は、定常噴射制御と同じ  $NO_x$  排出レベルを維持しながら、圧力振動のみを効果的に抑制していることがわかる。

次に火炎の全体的構造と制御効果との関係を考える。火炎の直接写真 (デジタルカメラ撮影) を、それぞれ、図 20(a)-(c) に示す。3節で述べたように、振動燃焼発生時 (図 20(a)) は、ダンプ部後流にリム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ことがわかる (図 20(b))。そして、フィードバック制御時には、内側火炎のみが存在し、リム火炎は観察されなくなる。これらの特徴は、リム火炎の挙動と燃焼器の圧力振動特性との間に相関があることを示唆している。リム火炎は、ダンプ部から放出される剥離渦と強い干渉を示す。この渦-火炎干渉が、燃焼器の安定性と密接な関係があることは、Figura et al.[17] も指摘するところであり、今後、より詳細な解析が望まれる点である。

続いて、フィードバック制御時のコントローラへの入出力信号の実際を見ていく。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) とフィードバック制御時の伝達関数 (位相のみ) を図 21 に示す。前述 (5.1 節) したように、システム同定実験は、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 22 参

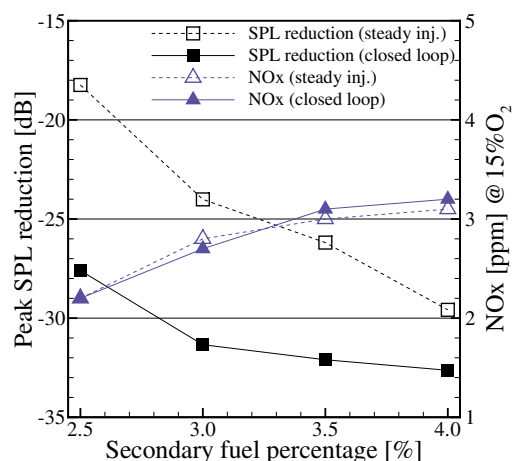


図 19：4 つの SFP 条件における圧力低減レベルと NOx 排出レベルの比較[14]<sup>2</sup>。1 点破線：非制御時，破線：定常噴射制御時（SFP=2.5%），実線：フィードバック制御による流量変動噴射時（SFP=2.5%）

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）と逆位相にピークがあるようなコマンド信号が出力されていることがわかる．図 22 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，コントローラの特長によって，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．また，カーブフィッティング範囲（260-300Hz）から外れた領域で，別の強い振動モードが励起するようなことがないこと（その意味で，ロバスト性が確保されていること）もわかる．

## 6 まとめ

本論文では，希薄予混合ガスタービンモデル燃焼器で発生する 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結果について述べた．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，の条件で，二次燃料の噴射位置や噴射



(a) 非制御時（二次燃料噴射なし）



(b) 定常噴射時



(c) フィードバック制御時

図 20：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．

割合をパラメータとして行われた．

定常噴射によるパラメトリックスタディによって，Type A から E までの 5 種類のインジェクタのうち，Type B が最も効果的であることを示した．また，圧力振動の抑制効果が，噴射位置と噴射割合に大きく左右される様子を示した．その最も顕著な例として，二次燃料割合 4% 条件での Type D のインジェクタの結果について，音圧スペクトルや擬似レイリーインデックス分布の解析，新たな不安定性としてうなりが発生すること，及び，その不安定性の発生要因は，主火炎と二次燃料噴射との干渉によると考えられることを示した．

次に，定常噴射制御で最も効果のあった Type B インジェクタを用いて，フィードバック制御を実施した．実験モード解析に基づくシステム同定によって導出されたモデルを用いて，混合  $H^2/H^\infty$  コントローラの設計を行った．結果として，本フィードバック制御が，定常噴射

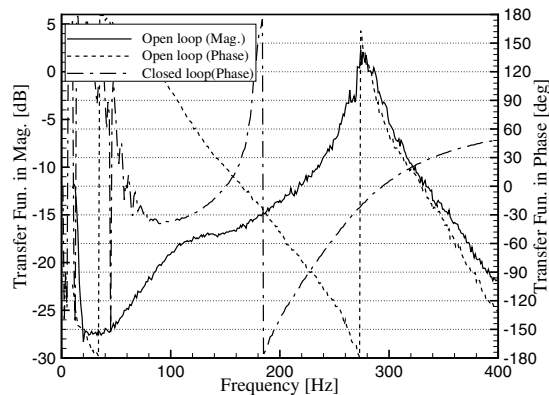


図 21：4 伝達関数の比較。実線：開ループシステム応答実験時の入出力信号間の伝達関数（振幅）、破線：開ループシステム応答実験時の入出力信号間の伝達関数（位相）、一点破線：閉ループフィードバック制御時の入出力信号間の伝達関数（振幅）、二点破線：閉ループフィードバック制御時の入出力信号間の伝達関数（位相）。

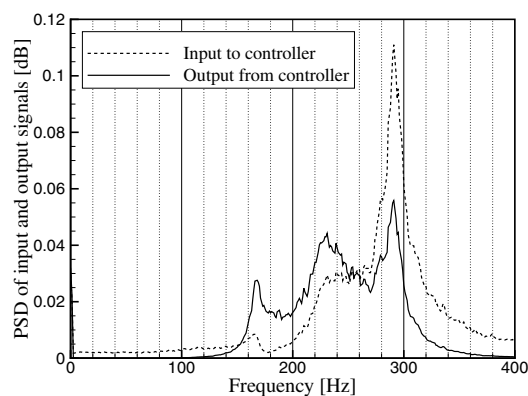


図 22：コントローラへの入出力（電圧）信号のパワースペクトル密度分布

制御と同じ NO<sub>x</sub> 排出レベルを維持しながら、圧力振動のみを効果的に抑制することを示した。この二者について、火炎全体構造やコントローラへの入出力信号の比較を行うことで、効果の違いがなぜ現れるのかについて考察を行った。

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（燃料バルブ）の開発や普遍性の高い制御用低次元モデルの導出、大きな遅れ時間にも対応可能な制御アルゴリズムの研究など、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、当量比センサーの開発 [18] や流入速度擾乱に対する乱流火炎の応答性の

研究 [19, 20, 21] のような興味深いテーマが挙げられる。このような現況から、今後も、基礎・応用双方の観点から、燃焼不安定性やその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。

## 参考文献

- [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] 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”, 日本機学会論文集(C 編), 65 巻 633 号 (1999) pp.1849-1856.
- [9] Englund D. R., Richards W.B., “The infinite line pressure probe” *Proc. of the 30th Intern’l Instrumentation Symposium* (1984) pp.115-124.

- [10] 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.
- [11] Laudien, E., Pongratz, R., Pierro, R. and Preclik, D., “Experimental Procedures Aiding the Design of Acoustic Cavities,” *Liquid Rocket Engine Combustion Instabilities*, V. Yang and W. E. Anderson, eds., AIAA, Washington DC. (1995) pp.377-399.
- [12] Lieuwen, T. “Online Combustor Stability Margin Assessment Using Dynamic Pressure Data” *J. Eng. Gas Turbines Power*, 127(2005), pp.478-482.
- [13] Tachibana, S., Zimmer, L., Kurosawa, Y., Suzuki, K., Sato, H., Hayashi, A. K., Nishidome, C. and Kajiwar, I. “Active control of combustion oscillations in a lean premixed gas-turbine combustor”, *Int. J. Vehicle Des.*, Vol. 43, Nos. 1-4, (2007) pp.306-321.
- [14] Tachibana, S., Zimmer, L., Kurosawa, Y. and Suzuki, K. “Active Control of Combustion Oscillations in a Lean Premixed Combustor by Secondary Fuel Injection Coupling with Chemiluminescence Imaging Technique”, *Proc. Combust. Inst.* 31 (2007) pp.3225-3233
- [15] Ikame, M., Kishi, T., Harumi, K., Hiraoka, K., Oka, H., Sato, H., Hayashi, K., K., Nishidome, C., Kajiwar, I. and Ogawa, S. (2005) *ASME Turbo Expo 2005, GT2005-68233*.
- [16] 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).
- [17] Figura, L., Lee, J.G., Quay, B.D. and Santavica, D.A., “The Effects of Fuel Composition on Flame Structure and Combustion Dynamics in a Lean Premixed Combustor”, *Proc. ASME Turbo Expo, Power for Land, Sea and Air May 14-17, 2007, Montreal, Canada, GT2007-27298* (2007).
- [18] Zimmer, L. and Tachibana, S. “Laser Induced Plasma Spectroscopy for local equivalence ratio measurements in an oscillating combustion environment”, *Proc. Combust. Inst.* 31 (2007) pp.737-745.
- [19] Bellows, B.D., Bobba, M.K., Forte, A., Seitzman, J.M. and Lieuwen, T., Bellows et al. “Flame transfer function saturation mechanisms in a swirl-stabilized combustor”, *Proc. Combust. Inst.*, 31 (2007) pp.3181-3188.
- [20] Balachandran, R., Ayoola, B.O., Kaminski, C.F., Dowling, A.P. and Mastorakos, E. “Experimental investigation of the nonlinear response of turbulent premixed flames to imposed inlet velocity oscillations” *Combust. Flame*, 143 (2005) pp.37-55.
- [21] 山下, 立花, ジマー, 鈴木, 林 “スワール流量に周期的変動を与えた弱旋回バーナー火炎の応答性”, 第44回燃焼シンポジウム講演論文集 (12月6日, 広島) (2006) pp. 238-239.

## 付録 A 主燃料噴射部の構造

主燃料噴射部の構造を以下に示す。図 A.1 に示すように、主燃料は、中空円盤の外周において、90 度おきに 4 つの方向から注入される。中空円盤には、 $x$  軸方向に貫通する  $\phi=9\text{mm}$  の孔が 39 個設けられている。この孔には、 $\phi=0.5\text{mm}$  の細孔が 4 ヶ所ずつあけられている (図 A.2)。

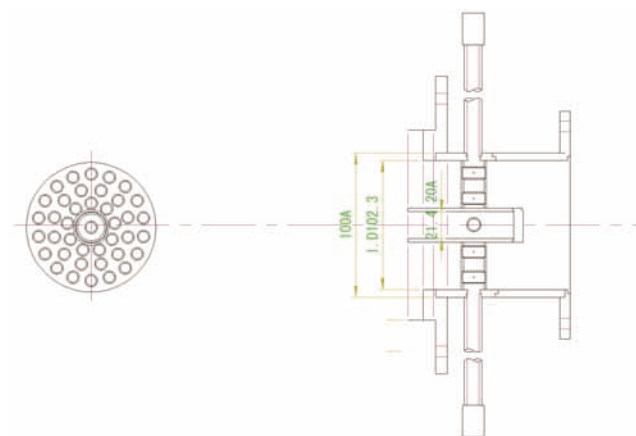


図 A.1：主燃料噴射部の構造

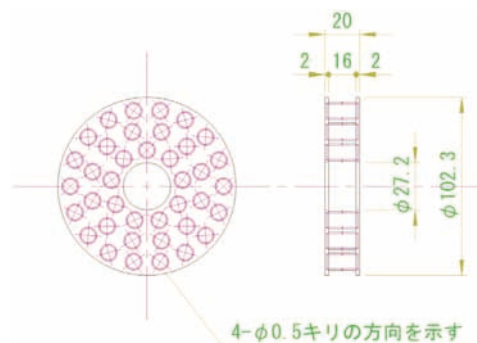


図 A.2：中空円盤部の構造



宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-034

---

発行 平成 19 年 3 月 30 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 プリントオフィスゼロ

---

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

---

© 2007 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、電子媒体に加工すること禁じます。

