

広帯域周波数燃焼騒音の実験的研究

小竹 進・山下雅道・佐野妙子・高本慶二

概 要

開放火炎を用いて広帯域周波数燃焼騒音の基礎研究を行い、混合気流速・燃空比・ノズル配列の騒音特性におよぼす影響を明らかにした。十分な予混合火炎の騒音強さは流速の2乗に比例し、無次元周波数が約0.1に最大値をもつ周波数スペクトルをしめすが、十分な拡散火炎の騒音強さは流速の4乗に比例し、低周波数成分を多く含むスペクトルをもつ。燃料希薄な予混合火炎および十分な拡散火炎の騒音特性はバーナノズル配列に関係せず、ノズル配列の影響は中間の火炎でのみ現れる。

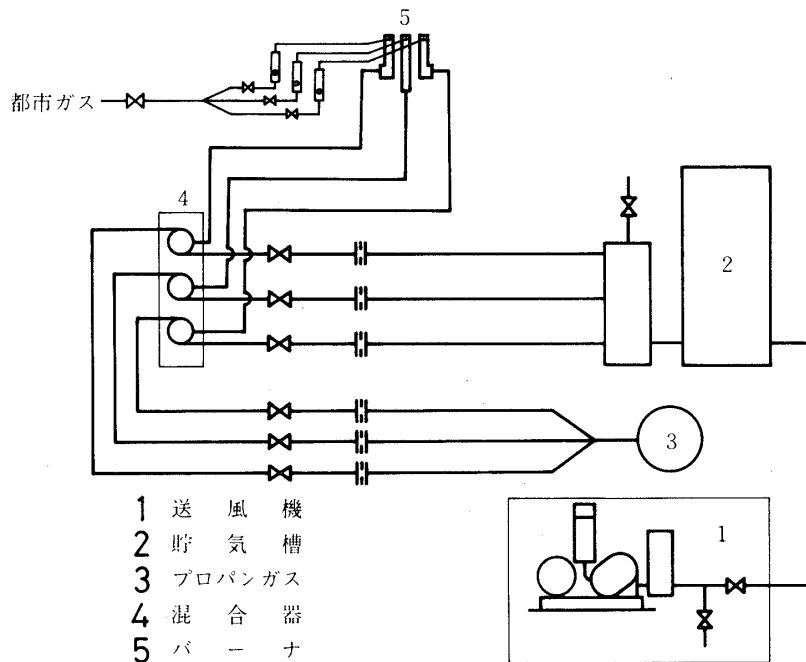
1. ま え が き

近年の高バイパスファンエンジンの採用による大型航空機用エンジンの低騒音化は、一応ジェット騒音の対策としてその成巧を得た感があるが、空港周辺あるいは空路付近の航空機騒音問題は依然として大きな公害問題の横綱の座を維持している。ファンエンジンの採用により、ジェット気流そのものの騒音は大きく低減し、ファンエンジンの翼通過およびその干渉による純音的騒音は吸音対策により主たるものは低減させられ、同一推力で比較すると10 dB以上の音響出力減少となっている。さらに、10 dB以上の低減のためには、入口あるいは空気通路の気流乱れとファン・圧縮機翼列との干渉などによる広帯域周波数騒音と同時に、燃焼騒音および燃焼気流とタービンの干渉による騒音が問題となる〔1～4〕。燃焼に関する騒音としては、燃焼気流とタービンの干渉などによる純音的なものと、乱流燃焼に寄因する広帯域周波数成分のものが考えられる〔4〕。特に後者は低周波数成分を多く含む広帯域周波数騒音であるため〔5～11〕、その低減化には吸音対策は効をなさず、その発生機構に基づいた対策が必要である。一方、燃焼問題は大気汚染排出物の問題と直接関係するため、燃焼騒音と燃焼排出物とは両者相関連した研究が必要である。

実際のジェットエンジンの燃焼器では、液体燃料の噴霧・気化・空気との混合・着火・燃焼と複雑な過程を経た燃焼を行うが、できるだけその本質的な現象を捕らえ、燃焼の騒音と排出物の発生機構およびその低減化の基礎的かつ一般的知識を得るためには、現象を単純化した研究が望ましい。本研究では、このような目的に沿って、気体燃料+空気の開放火炎を用いて、その燃焼騒音特性および燃焼排出物特性が

- (1) 燃焼領域の空間的形狀と配列
- (2) 混合気の流速およびその空間分布
- (3) 混合気の燃料割合およびその空間的分布

によってどのような影響を受けるかを研究する。本報告は、これら一連の研究のうち、特に



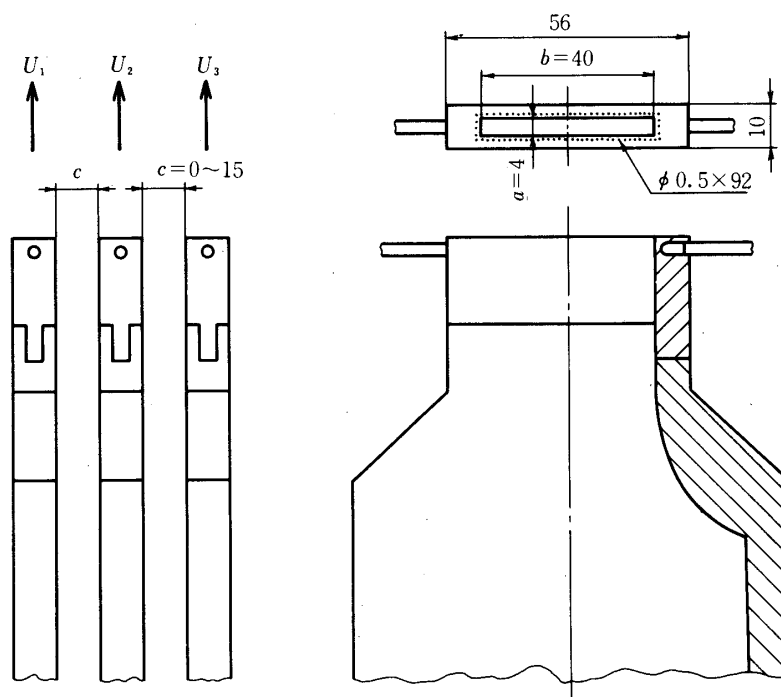
第1図 燃焼騒音実験装置

燃焼騒音についての研究の中間報告である。

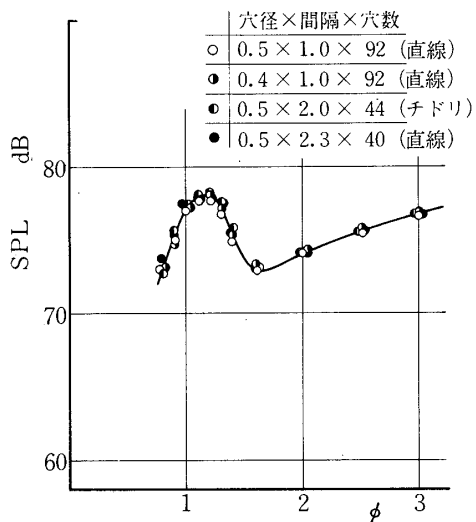
2. 実験装置と実験方法

使用気体燃料としてはプロパンを用い、空気との広範囲にわたる混合割合の混合気の燃焼装置として第1図にしめすような実験装置を作製した。燃焼領域の空間的な配列を制御する目的で矩形のバーナノズルを3個配列できるようにしてあり、また、その3個のバーナの混合気流速および混合比をそれぞれ独立に変化できるように3系統の燃料および空気流量の調整が可能になっている。燃焼排出成分の分析の研究[12]のため、燃焼装置は全体として上下の微動装置の上ののっており、3個のバーナは間隔および混合気噴出角度が変化できるようになっている。バーナの詳細を第2図にしめす。バーナノズル形状の影響に関する研究は別途一連の研究を行いつつあるが、本研究では第2図にしめすように先端が $4\text{ mm} \times 40\text{ mm}$ ($a \times b$)の矩形断面形状のものを使用した。先端は厚さが 3 mm あり、その表面に保炎用の燃料噴出孔が設けられている。この噴出孔はその径・間隔・配列の仕方(直線状あるいは千鳥状)など種々のものを作って、保炎特性と騒音特性を検討し(第3図)、その結果径 0.5 mm 、間隔 2 mm の直線状(合計92個)のものを最適と選んだ。

騒音の測定は $1/2''$ コンデンサマイクロフォンを用い、騒音強さの周波数解析は自己相関をフーリエ変換にする周波数分析器を用いた。音響環境は広さ $7\text{ m} \times 7\text{ m}$ 高さ 4 m のコンクリート壁の部屋の中央にバーナを設置したため、低周波数はほぼ 50 Hz 以上で自由音場とみなせる。



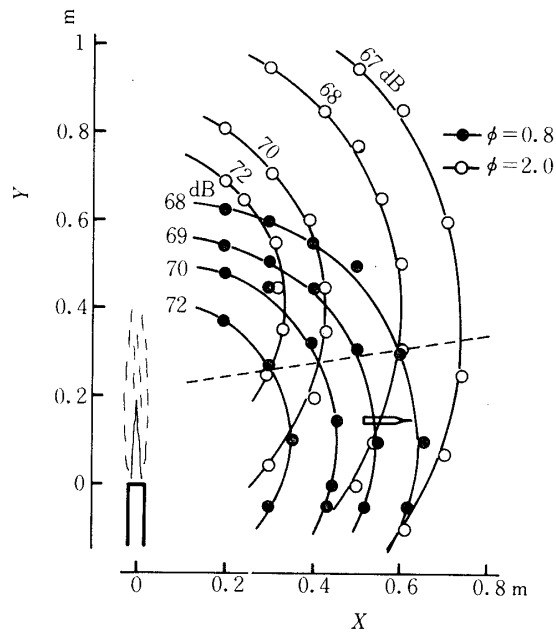
第2図 バーナノズル形状と配列



第3図 保炎による燃焼騒音強さへの影響 ($N=1$, $U=15\text{ m/s}$)

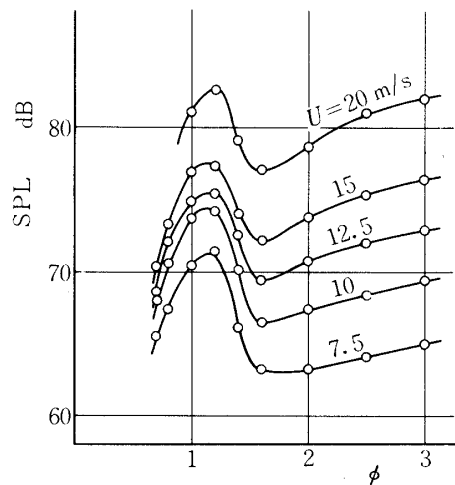
3. 実験結果

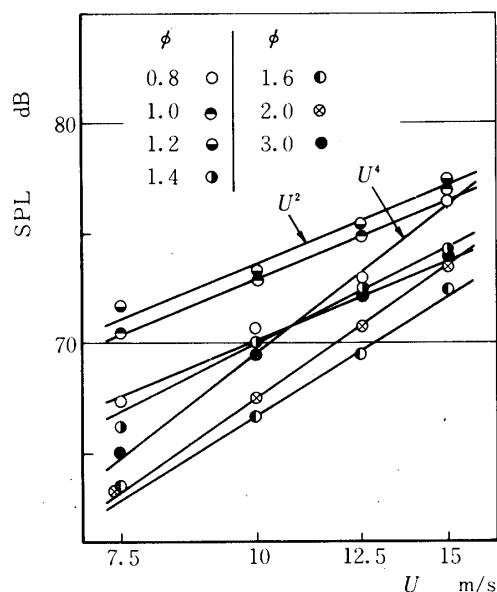
後述するように、バーナノズルの数およびその配列、混合気速度分布の変化に対して、単一バーナノズルの燃焼騒音特性が大きな役割をしめるために、単一バーナノズルの燃焼騒音

第4図 燃焼騒音の指向性 ($N = 1$, $U = 10 \text{ m/s}$)

特性をまず述べる。

指向性——燃焼騒音は燃焼反応発生熱の時間的変動にもとづく密度変動が支配的な発生機構であるため [10～11]，音響源としては単極子的な特性をもち，あまり強い指向性をしめさない。予混合火炎 ($\phi = 0.8$) および拡散火炎 ($\phi = 2.0$) の場合の代表的な指向性の例を第4図にしめす。予混合火炎の場合はほぼ無指向性であるが，拡散火炎の場合は無指向

第5図 当量比による燃焼騒音強さの変化 ($N = 1$)

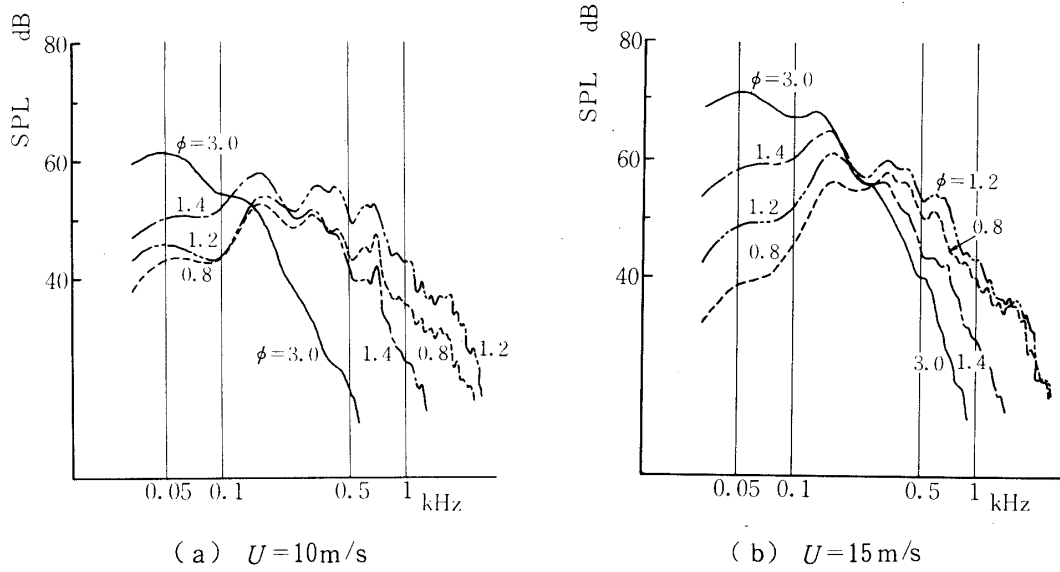
第6図 混合気流速による燃焼騒音強さの変化 ($N=1$)

性とは言い難い。これは発生機構そのものに起因するものでなく、燃焼領域の増長に伴うものである。騒音特性としては、全方位角についてこの騒音強さを積分した全音響出力で比較するのが適当であるが、便宜上以下の結果ではこの指向性を考えて、バーナノズル軸より50 cm 離れ、バーナノズル先端より15 cm 下流の点 ($X=50$ cm, $Y=15$ cm) を主として騒音測定点に選び、そこでの騒音強さを比較することにする。

当量比 (ϕ) の影響——当量比による騒音強さの変化を第5図にしめす。混合気流量を一定にして、燃料割合を増加させていくと、騒音強さは急上昇し、理論混合比 ($\phi=1$) を少し過ぎた燃料過濃な点 ($\phi \approx 1.2$) で極大となる。ついで、騒音強さは急減し、 $\phi \approx 1.6$ 付近で極小となり、以後、拡散火炎になるにつれてゆるやかに増加する。 $\phi \approx 1.2$ の極大値までを予混合火炎、 $\phi \approx 1.6$ の極小値以降を拡散火炎の燃焼騒音の特性とみれば、 $\phi \approx 1.2 \sim 1.6$ の急激な騒音減少は一種の遷移現象とみることができる。急激な減少そのものは前述した測定点の問題で、第4図にしめす点線を境にして、予混合火炎と拡散火炎の燃焼騒音強さの相対的な関係が逆になる。遷移状態で、騒音強さの減少の様子は測定場所によって異なるが、定性的傾向はあまり大きく変化しない。

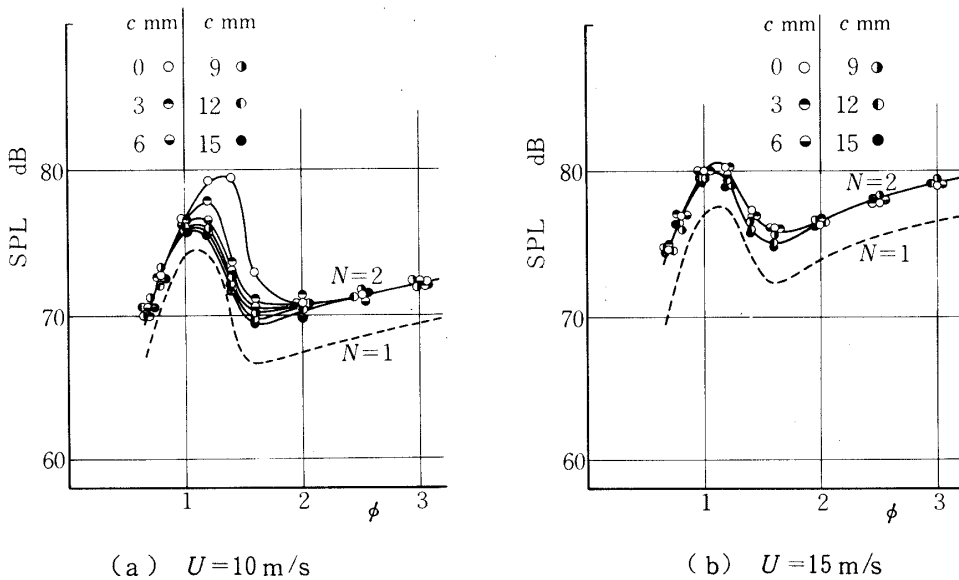
流速 (U) の影響——混合気の流速による騒音強さの変化を第6図にしめす。予混合火炎ではほぼ U^2 に、拡散火炎では U^4 に比例し、従来研究されている燃焼騒音特性と一致する [5~9]。中間では $\phi=1.2$ で U^2 、 $\phi=1.6$ で U^3 に比例し、どちらかというとも U^4 よりも U^2 に近い特性をしめす。

周波数スペクトル——代表的な周波数スペクトルを第7図にしめす。前述したように50 Hz 以下のスペクトルは有意義でない。 $\phi=1.2$ ぐらいまでの予混合火炎の燃焼騒音スペクトルの形はほぼ同一であり、この例では約450 Hz 付近で最大値をしめし、流速が大きくなると周

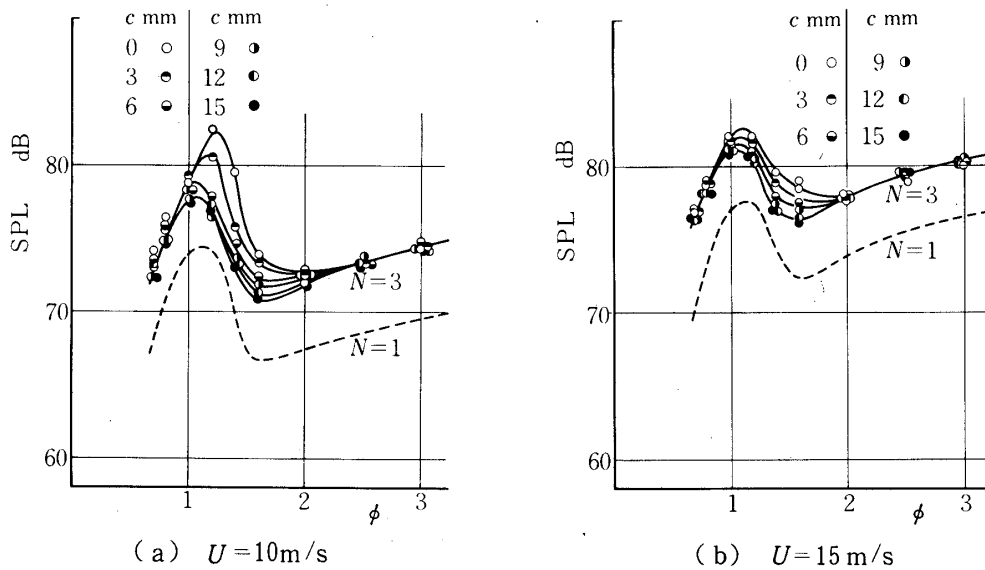


第7図 周波数スペクトル ($N=1$)

波数スペクトルは全体として高周波数側に移動する。予混合火炎の場合、バーナノズル口幅 ($a = 4 \text{ mm}$) と混合気流速 U をもとにした無次元周波数 fa/U が約 0.1 で最大値になる。拡散火炎の場合も $\phi \approx 1.8$ 以上ではほぼ同じスペクトルの形をしめすが、予混合火炎のそれに比して低周波数成分が多い。50 Hz 付近以下のスペクトルがはっきりしないため確定的なことは言えないが、相当低い低周波数成分を含むものと思われる。これは火炎の長さを約 1 m とするとき、この長さを 1/4 波長とすると変動は $U = 15 \text{ m/s}$ の場合約 4 Hz となることから類推できる。中間的な火炎の周波数スペクトルについては、予混合火炎から燃料割合



第8図 バーナノズル2個配列による燃焼騒音強さ

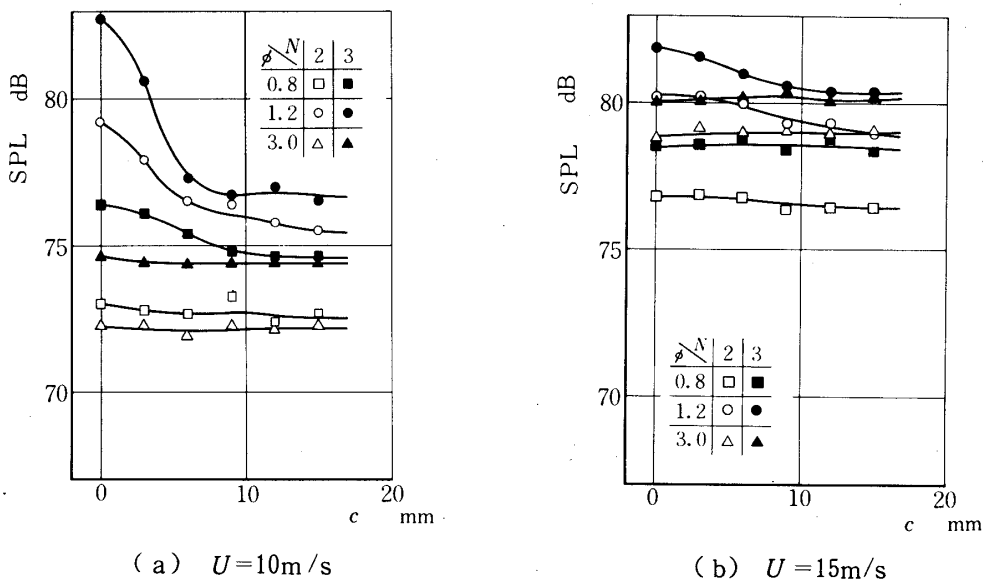


第9図 バーナノズル3個配列による燃焼騒音強さ

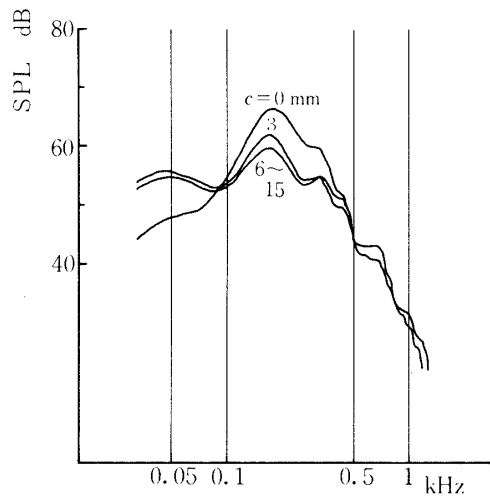
が増加するにつれて、周波数スペクトルの最大値をしめす周波数が低周波数側に移動し、高周波数成分は減少し、低周波数成分が増加して、拡散火炎のスペクトルに近づく。

バーナノズル配列による騒音特性

以上が単一バーナノズル ($N=1$) による燃焼騒音特性であるが、同一バーナノズルを複数個並列に配列したとき、燃焼騒音特性がどうなるかということはバーナノズル配列上重要な問題である。バーナノズルの数を N 、ノズル間隙を c とする (第2図)。ここでは、 $N=2$,

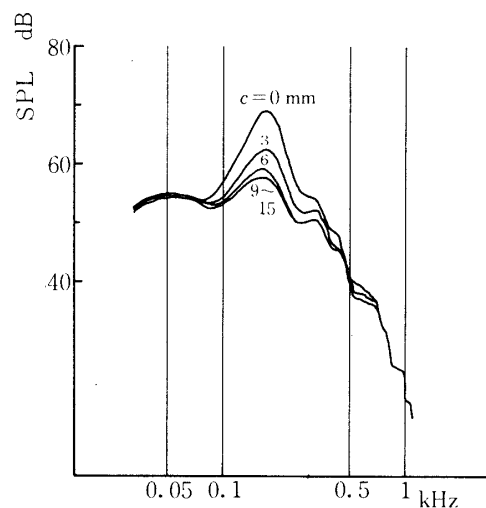


第10図 バーナノズル間隙の騒音強さに対する影響



第11図 バーナノズル2個の場合のノズル間隙による周波数スペクトルの変化 ($\phi = 1.3$, $U = 10 \text{ m/s}$)

3, $c = 0 \sim 15 \text{ mm}$ の範囲でその騒音特性を調べた. 第8図, 第9図は $N = 2, 3$ の場合の騒音強さをしめし, 第5図の $N = 1$ の場合に対応する. いずれの場合にも, $\phi < 1.0$ の予混合火炎, $\phi > 2.0$ の拡散火炎ではバーナノズル間隙によって変化せず, 単一のバーナノズルの単に N 倍 ($20 \log N \text{ dB}$) された騒音強さになっている. 中間の $1.0 < \phi < 2.0$ ではバーナノズル間隙によって大きく変化し, 間隙 c が小さくなるにつれて騒音強さは増加している. 予混合火炎の特性から拡散火炎の特性への遷移という見方をすると, c が小さくなるにつれ



第12図 バーナノズル3個の場合のノズル間隙による周波数スペクトルの変化 ($\phi = 1.3$, $U = 10 \text{ m/s}$)

て、 ϕ が大きい方に遷移が遅れるとみることにもできる。この場合でも、ノズル間隙がノズル口幅の2倍程度 ($c > 2a$) 離れると、バーナ間の干渉はなくなり、騒音強さは単純にノズルの数だけ増加する。第10図にこのようなノズル間隙による騒音強さの変化の様子をしめした。

混合気流速を変化させた場合も以上の傾向は変わらず(第8図, 第9図, 第10図のa, b参照), 騒音強さは予混合火炎では U^2 , 拡散火炎では U^4 に比例して増加する。中間の状態では間隙によって流速の影響が異なりやや複雑である。

騒音強さの周波数スペクトルも予混合火炎および拡散火炎では第7図の単一バーナノズルのそれと同一であり, 中間の火炎でのみ間隙によって異なったスペクトルをしめす。第11図, 第12図は $\phi = 1.3$ の場合の間隙によるスペクトルの変化の様子をしめし, 間隙が小さくなると, 最大値をしめす周波数付近の成分が増加し, スペクトルの形は全体としてとがった形になることがわかる。

以上総合すると, $\phi < 1.0$ の予混合火炎, $\phi > 2.0$ の拡散火炎の燃焼騒音特性はバーナノズルの配列に関係せず, ノズル配列は $1.0 < \phi < 2.0$ の中間の火炎でのみ顕著に現われる。しかし, この場合も, ノズル間隙がノズル口幅の2倍程度以上離れるとバーナノズル配列による差はなくなる。

以上の燃焼騒音の研究は, まえがきで述べたように燃焼排出特性との関連における研究の一部であり, また, 燃焼騒音の研究としても中間報告的なものであるが, 一応それ自体として興味あるまとまった研究結果が得られたのでここに報告した。

1979年1月11日 原動機部

参 考 文 献

- [1] Hoch, R. G., Thomas, P. and Weiss, E., "An experimental investigation of the core engine noise of a turbofan engine", AIAA paper 75-526 (1975).
- [2] Reshotko, M., Karchmer, A., Penko, P. F. and McArdle, J. G., "Core noise measurement on a YF-102 turbofan engine", Journal of Aircraft 14-7 (1977), 611~612.
- [3] Karchmer, A. M., Reshotko, M. and Montegani, F. J., "Measurement of far field combustion noise from a turbofan engine using coherence functions", NASA TM-73748 (1977).
- [4] Pichett, F. G. "Core engine noise due to temperature fluctuations convecting through turbine blade rows", AIAA Paper 75-528 (1975).
- [5] Smith, T. J. B. and Kilham, J. K., "Noise generation by open turbulent flames", J. of Acous. Soc. America, 35-5 (1963), 715~724.
- [6] 小竹・八田 拡散火炎の燃焼騒音について, 日本機械学会論文集 30-216 (1963), 995~1001
- [7] Giammar, R. D. and Putnum, A. A. "Combustion roar of turbulent diffusion flames", J. of Eng. Power 92 (1970), 157~165.
- [8] Shivashankara, B. N., Strahle, W. C. and Handley, J. C., "Combustion noise radiation by open turbulent flames", AIAA paper 75-1025 (1975).

- [9] Kumar, R. N. "Further experimental results on the structure and acoustics of turbulent jet flames", AIAA paper 75- 523 (1975).
- [10] Strahle, W. C. "On combustion generated noise" J. Fluid Mech., **49-II** (1971), 399~414.
- [11] Kotake, S. "On combustion noise related to chemical reactions", J. Sound Vib. **42-3** (1975), 399~410.
- [12] 倉谷・小竹・山下・佐野 低濃度化学種の分析装置 - 分子線質量分析計 東京大学宇宙研究所報告 **14 -1 (C)** (1978), 483 ~ 496 .