

ISSN 0389-4010
UDC 621.452:
621.45.023

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-770

ファンエンジン排気ノズルの形状変化による
騒音低減の研究

武田 克己 ・ 西脇 英夫

1983年7月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	1
2. 記 号	1
3. 実験装置及び実験条件	2
4. 計測方法	3
4－1 スラスト計測方法	3
4－2 騒音計測	3
4－3 軸方向音源分布の計測	4
4－4 LDVによる流れ場の計測	4
5. 実験結果	6
5－1 ノズル形状とスラスト損失	6
5－2 音響特性	6
5－3 軸方向音源分布	7
5－4 LDV計測における空力特性	8
6. 結 び	9
参考文献	10

ファンエンジン排気ノズルの形状変化による 騒音低減の研究*

武 田 克 己** 西 脇 英 夫**

Suppression of Peak Noise by Reshaping Coaxial Flow Circumferentially under Static Conditions

K. TAKEDA and H. NISHIWAKI

ABSTRACT

The combination of a circular fan/elliptic core nozzle was tested and compared with the results of a conventional circular core/circular fan nozzle under static flow conditions. The results show that there occurred a change of the directiveness of jet noise around the nozzle when using the circular/elliptic nozzle combination. In a $30\sim 50^\circ$ direction from the jet axis, a 3~5dB reduction was observed. We measured radial velocity distribution by using LDV and axial sound source distribution by the polar correlation method in an anechoic room. Based on these measurements we discuss, in this paper, the relation between sound pressure generation and velocity distribution around the exhaust nozzle. We recommend herein a circular/elliptic nozzle combination for turbo-fan engine exhaust nozzle.

1. ま え が き

最近のファンエンジンは、ジェット騒音を低減する目的で種々の方法が行なわれている。たとえば耳型ノズルを排気側コアノズルに取り付けたり、吸音ライニングをノズル内部に取り付ける方式などが試みられている。そこで我々は、現用エンジン排気側に大きな変更を行わず、しかも重量増加及びスラスト損失の少ない高効率の排気ノズルを得る目的で、ファンノズル形状をそのままコアノズルを円形から楕円にしたモデルを製作し実験⁽¹⁾を行なった。

遠距離場における音圧レベルの計測は、ノズル中心より半径 1.5m の円弧上を軸方向及び周方向に 10°

間隔で速度比を変化して測定した。

レーザ流速計 (LDV) により高温でかつ高速な流れ場の計測を行ない、併せて polar correlation⁽²⁾により軸方向単位長さ当りの音源分布を測定し、音源分布と軸方向速度及び速度変動の関係を明らかにした。

2. 記 号

$A(\alpha, \omega, \tau_p)$: 相互相関関数の振幅

a_0 : 音速

D : ファンノズル直径

F : スラスト

FLF: Flatness Factor

$$= \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (U_i - \bar{U})^4 / \left(\sum_{i=1}^n \frac{U_i^2}{n} - \bar{U}^2 \right)^2$$

f : 周波数

* 昭和58年4月14日受付

** 航空機公害研究グループ

- g : 重力の加速度
 M : マッハ数
 n : データのサンプリング数
 R : ガス定数
 r : 半径方向距離
 P_t : 供給元圧力
 P_0 : ノズル出口より 10mm 位置の全圧力
 P_s : ノズル出口より 10mm 位置の静圧力
 r_0 : ファンノズル半径
 SPL: 音圧レベル
 $S(f, Z)$: 単位長さの音源強さ
 SKF: Skewness Factor

$$= \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (U_i - \bar{U})^3 / \left(\sum_{i=1}^n \frac{U_i^2}{n} - \bar{U}^2 \right)^{3/2}$$

- T : 平均温度
 T_0 : ノズル出口より 10mm 位置の全温度
 T_s : ノズル出口より 10mm 位置の静温度
 U : 軸方向速度
 \bar{U} : 軸方向平均速度
 u : 軸方向速度変動
 u' : $(\sqrt{u^2})$
 v : 半径方向速度変動
 v' : $(\sqrt{v^2})$
 Z : 軸方向のノズル出口からの距離
 ω : $(2\pi f)$
 α : 軸方向を 0° とした角度 (図 1 参照)
 β : ノズル周りの角度 (図 2 参照)
 ρ : 空気密度
 κ : 比熱比
 $4A$: 単位面積 (4mm^2)

添字

- c : コア
 f : ファン
 i : 計測データ番号 ($i=1 \sim n$)
 j : 計測データ番号 ($j=1 \sim n$)
 room : 部屋

3. 実験装置及び実験条件

以前ファン騒音試験に使用した図 1 に示す $6 \times 6.2 \times 3.5\text{m}$ の無響室を排気騒音試験用に改造し、天井は排気流を外部に放出可能なように $1 \times 1\text{m}$ の開口

部を設けた。無響室の逆二乗則の成立する周波数は、 250Hz 以上が保証されている。また試験用ノズルは床面から垂直上向きに取り付け、その床面吸音材上面からの高さ 400mm の位置にノズル出口面を置いた。図 1 にみるがごとく供試ノズルは二重形状よりなるが、各ノズルに供給される空気源は独立とし、それぞれ元弁を設け流量調整した。またコアノズルの供給空気系は 60kW 電気ヒータにより約 400°C まで加熱し現用エンジン排気状態をシュミレート出来る構造とした。この加熱装置は設定温度の $\pm 1^\circ\text{C}$ の範囲でフィードバックコントロールされている。

実験ノズルは図 2 に示した 2 種類のノズルの組合せを使用した。円形/円形 (以後 baseline という) ノズルは、外径 45mm (ファンノズル) と内側 20mm (コアノズル) であり、他方円形/楕円 (以後 circ./ell.) ノズルは、ファンノズルは同じでコアノズルを楕円 (長軸: 40mm , 短軸: 10mm) とし、断面積は baseline のコアノズルと同一である。音圧レベルは周方向に変化するが音圧レベルの最も低い周方向位置となるのが長軸であり、音圧レベルの最も高い周方向位置となるのが短軸である。これをそれぞれ quiet 及び loud plane と呼ぶ。

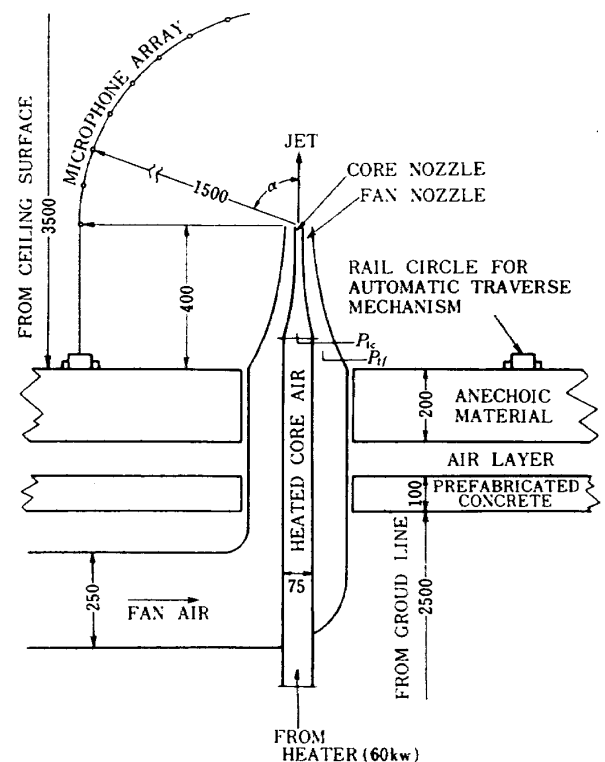




図 1 実験装置及び無響室床面構造

表 1 実験条件

ILLUSTRATIONS					
COMMENTS		BASELINE		CIRCULAR/ ELLIPTIC	
U_c/U_f		CORE	FAN	CORE	FAN
1.8	RUN NO.	153		252	
	EXIT MACH	.906	.731	.908	.726
	T (°K)	671	302	668	302
	U (m/s)	436	242	436	240
	U_c/U_f	1.80		1.81	
	BYPASS RATIO	4.68		4.63	
	THRUST (kg)	13.03		12.98	
	PWL (dB)	122.5		120.2	
1.5	RUN NO.	119		211	
	EXIT MACH	.765	.794	.786	.791
	T (°K)	724	295	740	298
	U (m/s)	390	257	404	258
	U_c/U_f	1.52		1.57	
	BYPASS RATIO	6.53		6.35	
	THRUST (kg)	13.79		14.11	
	PWL (dB)	120.2		118.9	
1.0	RUN NO.	132		231	
	EXIT MACH	.576	.820	.580	.837
	T (°K)	586	287	576	290
	U (m/s)	271	262	270	266
	U_c/U_f	1.04		1.01	
	BYPASS RATIO	8.39		8.41	
	THRUST (kg)	13.93		14.08	
	PWL (dB)	115.6		116.1	
0.9	RUN NO.	143		241	
	EXIT MACH	.525	.829	.523	.841
	T (°K)	551	286	512	290
	U (m/s)	240	264	231	269
	U_c/U_f	0.91		0.86	
	BYPASS RATIO	9.11		8.89	
	THRUST (kg)	13.96		13.95	
	PWL (dB)	115.4		115.8	

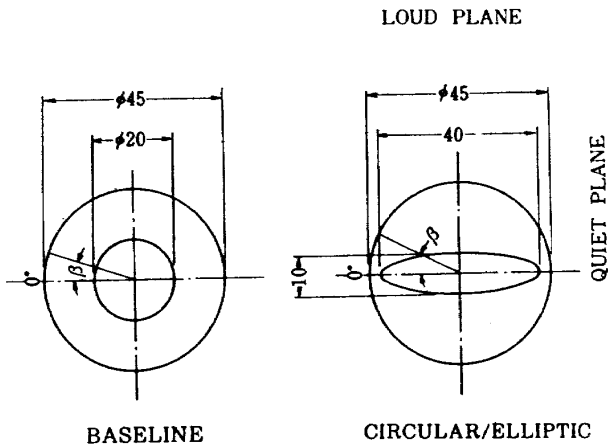


図 2 実験ノズル形状 (mm)

試験条件は、表 1 に示すが各ノズル出口でのスラスト、温度及び速度を一定に保ったままで音響及び空力特性の計測をそれぞれ別に行った。

4. 計測方法

4-1 スラスト計測方法

騒音計測に先立って各ノズル形状における推力を一定値に整える必要がある。次の方法によりスラストを計算する。

$$F_{ij} = 4A \times v_{ij}^2 \times \rho_{ij} \quad (1)$$

$$\rho_{ij} \times g = \frac{P_{sij}}{R \times T_{sij}} \quad (2)$$

$$M_{ij} = \sqrt{\frac{2}{K-1} \times \left\{ \left(\frac{P_{0ij}}{P_{sij}} \right)^{\frac{K-1}{K}} - 1 \right\}} \quad (3)$$

$$T_{sij} = \frac{T_{0ij}}{1 + \frac{K-1}{2} M_{ij}^2} \quad (4)$$

式(1), (2), (3), (4)式より、単位面積 $4A$ あたりのスラスト F_{ij} は、次のようになる。

$$F_{ij} = \frac{2AK}{K-1} \times P_{sij} \times \left\{ \left(\frac{P_{0ij}}{P_{sij}} \right)^{\frac{K-1}{K}} - 1 \right\} \quad (5)$$

そこで横間隔 2mm の 24 本くし型全圧管を用いて、ノズル出口から 10mm 下流の位置で、縦方向に 2mm 間隔でくし型全圧管をトラバースし、(5)式の P_{0ij} を計測し、(6)式により全スラストを求めた。

$$F = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n F_{ij} \quad (6)$$

但し $P_{sij} = P_{room}$, $n = 24$ とした。

4-2 騒音計測

音圧レベル測定は、無響室内でノズル中心から半径 1.5m の円周上の 10° 間隔位置でコンデンサマイク (B & K-4133, 12mm 直径) により 8 点同時計測した。またこれら 8 点を固定したスタンドは床面のレール上をノズル出口を中心に 10° 間隔で回転させ半円球面上を測定出来るようになっている。音圧

の時間変動信号は 8CH スキャナーに入力し、同時刻 2CH ずつ、航技研オンライン騒音解析システム⁽⁴⁾により 20Hz 幅及び 1/3 オクターブバンドの分析を行なった。

4-3 軸方向音源分布の計測

polar correlation 技法を用いての音源分布計測は 2 本のマイクロホンを使用し、1 本を固定しておき他方を半径 1.5m の円周上を軸方向に移動し相互相関関数の振幅最大値 $A(\alpha, \omega, \tau_p)$ と遅れ時間 τ_p を得ることによる。

軸方向音源強さは、式

$$S(\omega, Z) = \frac{P_1(\omega)}{\pi} \int_0^{km} \frac{A(\alpha, \omega, \tau_p)}{\sqrt{P_1(\omega)} \sqrt{P_2(\omega)}} \cdot \cos(\omega \tau_p - kZ) dk$$

により計算した。ただしここで、 $km = \omega \cdot \sin \alpha_m / a_0$ 、 $K = \omega \cdot \sin \alpha / a_0$ 及び $P_1(\omega)$ は $\alpha = 0^\circ$ における 1/3 オクターブバンド音圧スペクトルである。

4-4 LDV による流れ場の計測

流れ場の計測では、くし型全圧管とくし型全温計及び LDV を使用した。LDV (Laser Doppler Velocimeter) は、レーザ光のもつ単色性という特質をいかし、流体中に含まれる微粒子からの散乱光によるドップラ効果を利用して、光学的に流体速度を測定する装置である。

LDV 計測系のレーザ (アルゴンイオン 2W) 及びレンズ系は、同一のトラバース台上に配置し上下、左右及び前後に移動出来る構造とした。これらの配置図を図 3 に示した。なおこの LDV のトラバース台は、空気式ショックアブソルバ台にのせ床面からの振動除去をはかった。これら全体の様子を写真 1 に示す。測定は、軸方向距離 Z をファン直径 D にて除した値 $Z/D = 1.5, 3.6$ 及び 5.3 の 3 断面について行ない、半径方向 2.5mm 間隔で行なった。集光レンズは、ジェット流れの広がりやレーザ処理器 (photo multiplier) 最高周波数制限などを考慮し、ビーム間

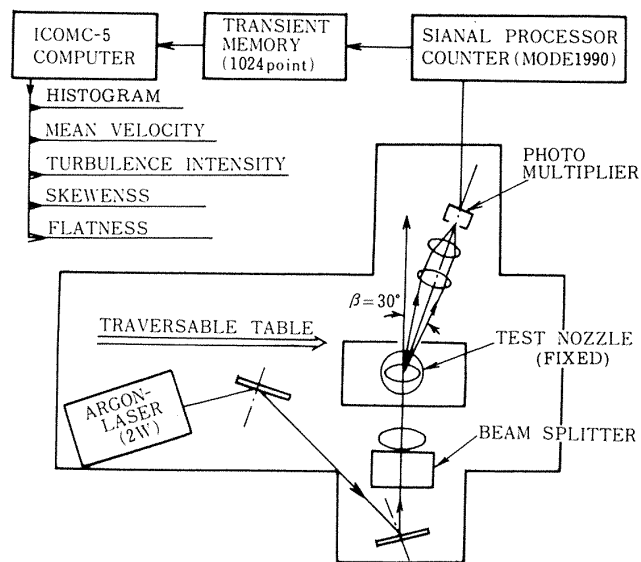


図 3 LDV 光学系及び計測系配置図

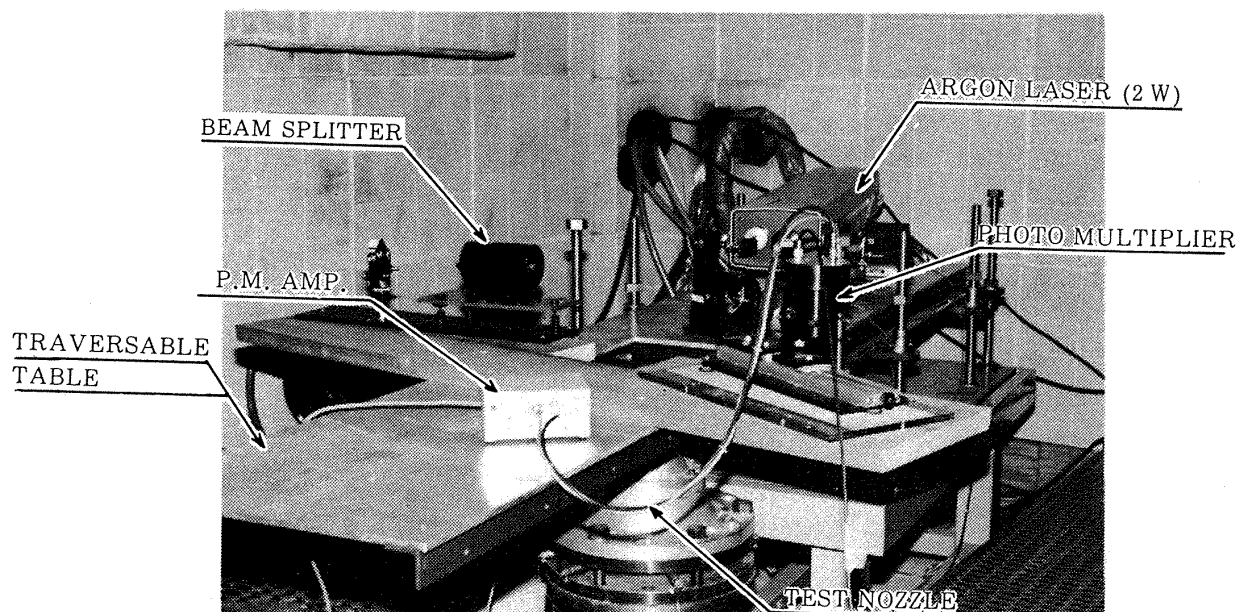


写真 1 LDV 光学系配置

隔 22mm, 焦点距離 250mmを選んだ。しかしこの結果サンプリングボリュームが大きくなり, この解決法として散乱光受光面をレーザービーム軸より 30° 傾け photo multiplierを配置した。これによりサン

プリングボリュームは, 最長辺が約 1mm に減少したものと推定される。写真 2 は LDV データの処理装置であり, バースト信号より速度に比例するアナログ電圧に変換するシグナルプロセッサ (counter,

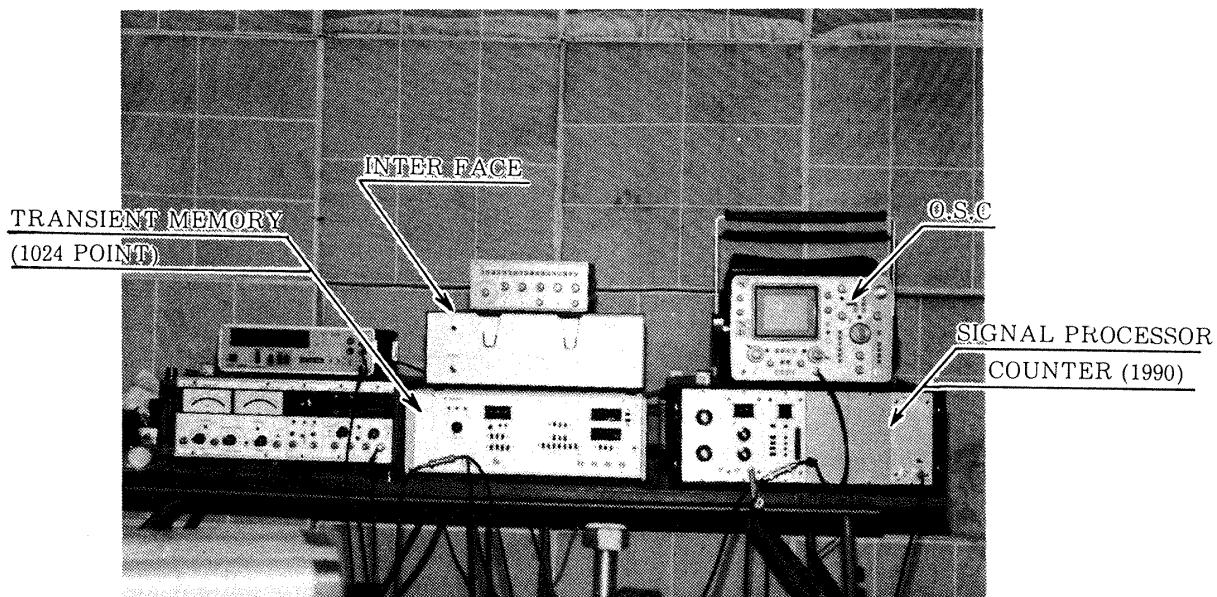


写真 2 LDV 計測系

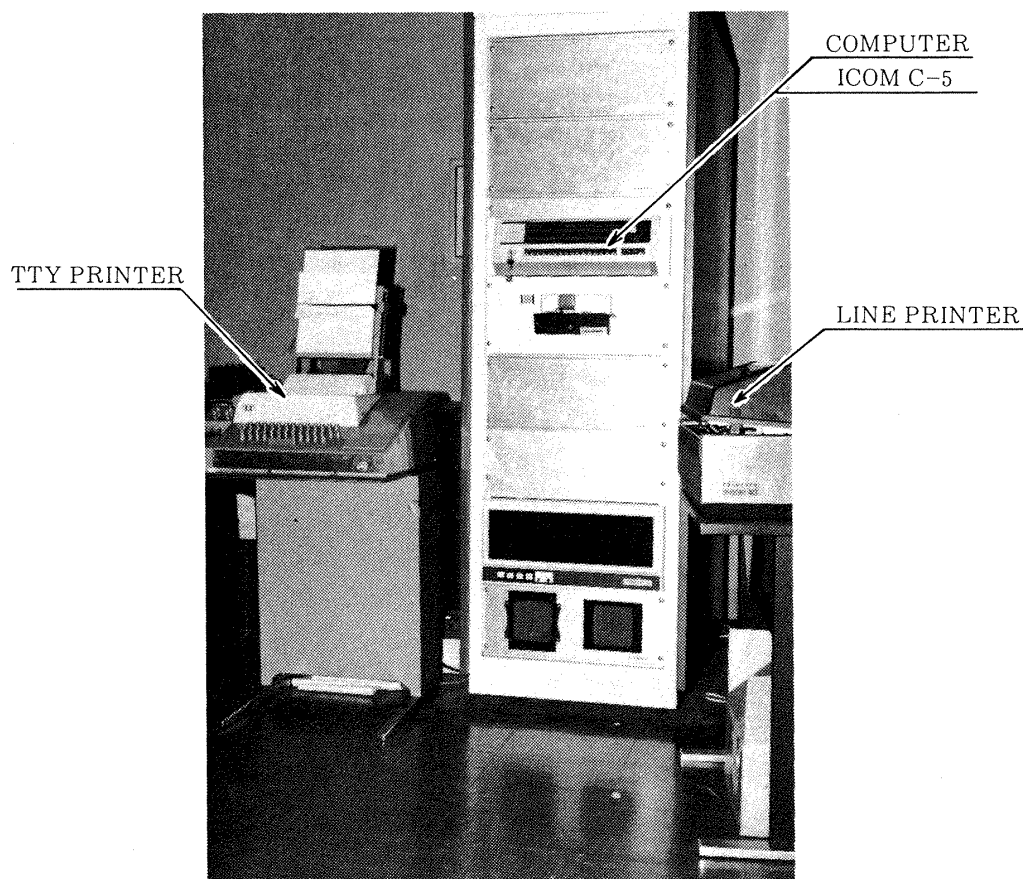


写真 3 LDV 分析装置

TSI-KANOMAX-1990), アナログ電圧を A/D 変換しデータを記録する装置及びこのデジタル信号をコンピュータに転送するインターフェイスより構成されている。コンピュータに転送されたデジタル信号は、写真 3 のミニコン (ICOM C-5) を有する分析処理装置⁽⁵⁾で処理した。分析処理装置は流速及び乱れ成分などを計算し、プリントアウトする。なお本実験に使用したシーディングは市販のベビーパウダーを空気と共にノズル出口面の 2.5m 上流から空気供給ダクト内に噴射させたが、このシーディング空気量はごく僅かでありノズルの空力性能には全く影響しないものと考えられる。

5. 実験結果

5-1 ノズル形状とスラスト損失



base line 及び circ./ell. ノズルの元圧測定値はそれぞれ等しく、表 2 に示す通りであった。

base line ノズルと circ./ell. ノズルとも温度、速度及びスラストがそれぞれ等しく、かつコアノズル及びファンノズルへの供給元圧も等しいことから、この 2 つの異なるノズル系のスラスト損失はほぼ等しいと言える。

5-2 音響特性

図 4 は、速度比 $U_c/U_f = 1.8$ でのオーバーオール音圧レベル (OASPL) のジェット軸方向の指向性を示したものである。ただし図 4 は、周方向の最大音圧レベルを示す周方向角度 $\beta = 90^\circ$ でのジェット軸方向指向性と、逆に最小音圧レベルを示す周方向角度 $\beta = 0^\circ$ でのジェット軸方向指向性とを左右にそれぞれ示した。コアノズルを円形から楕円に変更することにより、オーバーオール音圧レベルは、ピークで 5~6 dB の減音が認められる。この減音効果は、

表 2 ノズル系の供給元圧

ILLUSTRATIONS				
COMMENTS	RUN NO.153 BASELINE		RUN NO.252 CIRCULAR/ ELLIPTIC	
	CORE	FAN	CORE	FAN
T ($^\circ\text{K}$)	671	302	668	302
U (m/s)	436	242	436	240
P_t (kg/cm ²)	1.7691	1.4821	1.7653	1.4702
THRUST (kg)	13.03		12.98	

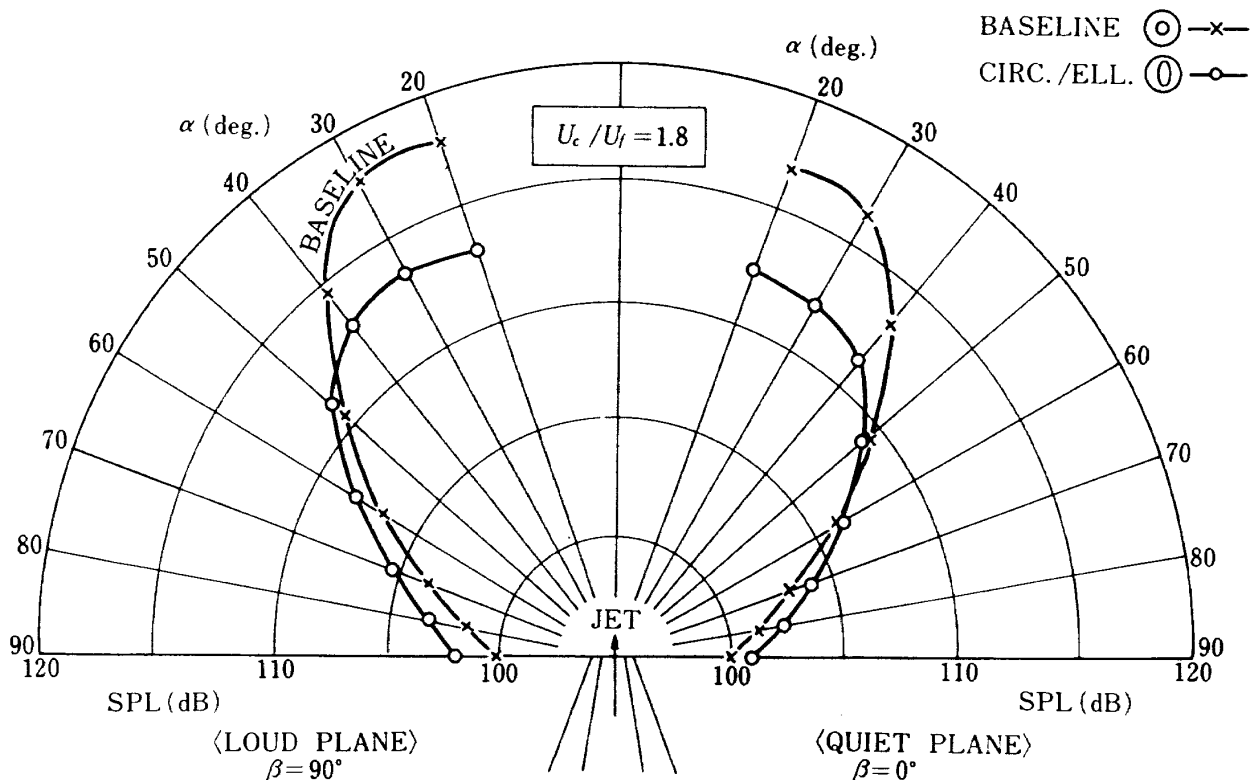


図 4 オーバオール音圧レベルの指向性

低角度側ほど大きい。しかし高角度側では1～1.5 dBの増加を示した。

図5では、Strouhal numberに対する音圧スペクトル分布を、ジェット軸方向角度 α の代表例として、 $\alpha = 30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ について表わしたものである。ここでStrouhal number (St数)は、周波数 f にファンノズル直径 D を乗じ、コアノズル出口速度 U_c で割った値 $f \cdot D / U_c$ で定義される。オーバーオール音圧レベルでも特に大きな減音効果を示した角度 $\alpha = 30^\circ$ の音圧スペクトルは、 $St. = 0.2 \sim 1.2$ の範囲内でbase lineノズルに対してcirc./ell.ノズルの方がピーク値で5～6 dBの減音しているのに対し、 $St. = 1.2$ 以上では逆に増加している。一方オーバーオール音圧レベルが増加傾向を持つ代表角度 $\alpha = 90^\circ$ での音圧スペクトルは、 $St. = 0.35$ 以下で等しい音圧レベルであるが、それ以上の $St.$ では音圧レベルは増加している。

半径1.5mの球面上で測定した、音圧レベル値より計測した音響パワ(PWL)は、表1の通りである。この結果によれば、circ./ell.ノズルがbase lineノズルに比べて最大で2～3 dBの減音効果が得られたが、この傾向は、 U_c / U_f が大きいほど大きくなっ

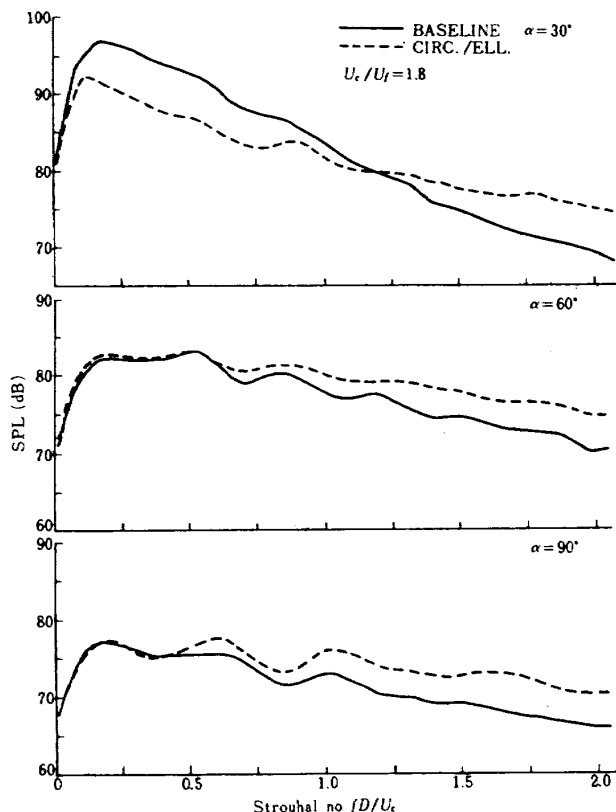


図5 音圧スペクトル ($\Delta f = 20\text{Hz}$)

ている。

5-3 軸方向音源分布

図6は、polar correlation 技法により求めた軸方向単位長さ当りの音源強さを軸方向距離 Z をファン直径で割った値 Z/D で整理したものである。ここでは、周波数分析結果(図5)のうち特に減音効果の大きい周波数範囲の中から、1/3オクターブバンドの中心周波数が1, 2及び4KHzの3点についての測定値から求めた結果をそれぞれ示した。軸方向音源分布の最大音源強さが現われるノズル出口からの距離は、ノズル形状に無関係に周波数の増加とともに、短くなっている。すなわち高い周波数ほどノズル出口に近い場所で、最大音源強さを示す

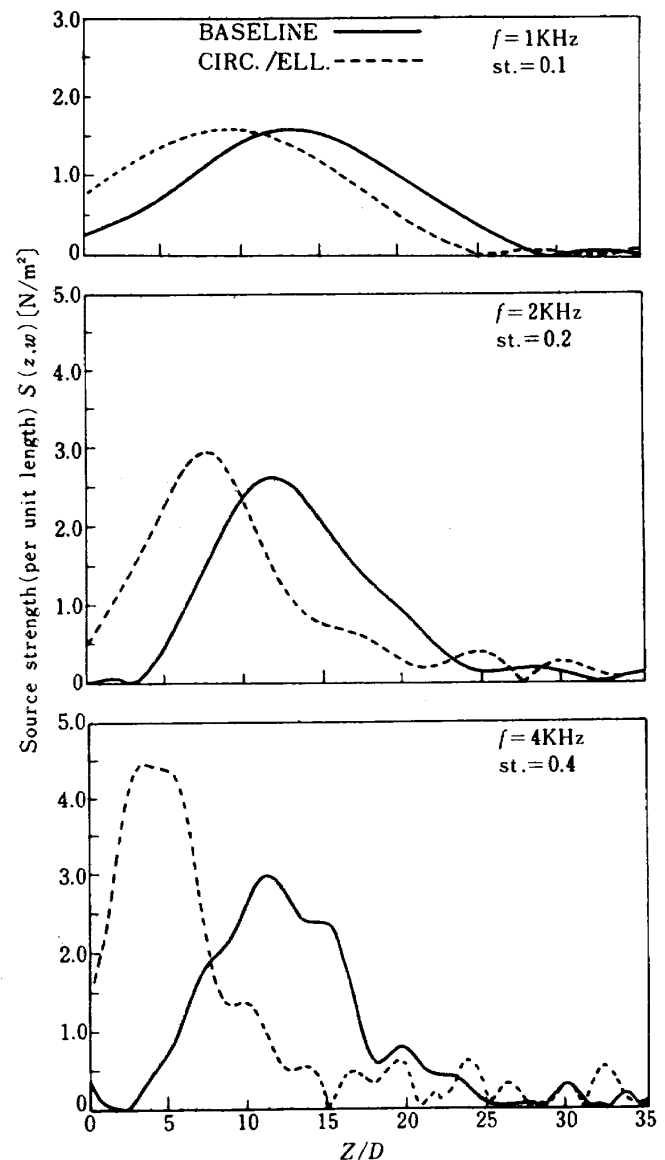


図6 軸方向音源分布

ことになる。

次にノズル形状の違いによる軸方向音源強さの最大値は、周波数が1KHzではほぼ等しいが、周波数2, 4KHzの場合、circ./ell.ノズルの方がbase lineノズルと比較して大きな値となった。しかしながらこの二つのノズル系の音源強さの軸方向積分値は、ほぼ同等であった。また同一周波数（あるいはSt.）での音源分布のピーク位置はbase lineノズルに対してcirc./ell.ノズルの方がノズル出口近くで発生している。

以上の事から、circ./ell.ノズルは、base lineノズルと比べて、騒音発生領域が短く、その強さの最大値は大きく、かつノズル出口側に近寄っている事が判明した。

5-4 LDV計測における空力特性

LDVの計測精度を確認するために、本実験に先立って直径20mmの単一ノズルを用いてピートー管、熱線流速計（H.W）及びLDVで、速度分布を測定した。この結果を図7に示す。ここで主流平均速度 U/U_c は、ピートー管とLDVの測定結果で比較し、一方速度変動率 $u'/U_c \times 100$ は、H.WとLDVの測定結果で比較した。

図8には、主流平均速度 U/U_c の半径方向分布を軸方向距離が $Z/D=1.5, 3.6, 5.3$ について整理し、ノズル形状別に示す。また同様に整理した速度変動 u'/U_c の半径方向分布を図9に示す。この結果

によりbase lineノズルの $Z/D=3.6$ で、しかも $r/r_0=0$ での測定値は、2~3%であり、ポテンシャルコアが存在する。しかし等しい軸方向距離 Z/D でのcirc./ell.ノズルの $(u'/U_c \times 100) r/r_0$ は10%になり全領域が乱流となっていると考えられる。この結果からcirc./ell.ノズルの方がbase lineノズルより混合が促進されていることが裏づけられる。

図10には、レイノルズ応力 $\rho u'v'$ を半径方向で整理し、ノズル形状別に表わした。ただし密度 ρ は、ピート全圧管と全温計を2.5mmおきにトラバースし、その測定値より計算した。この結果は、quiet

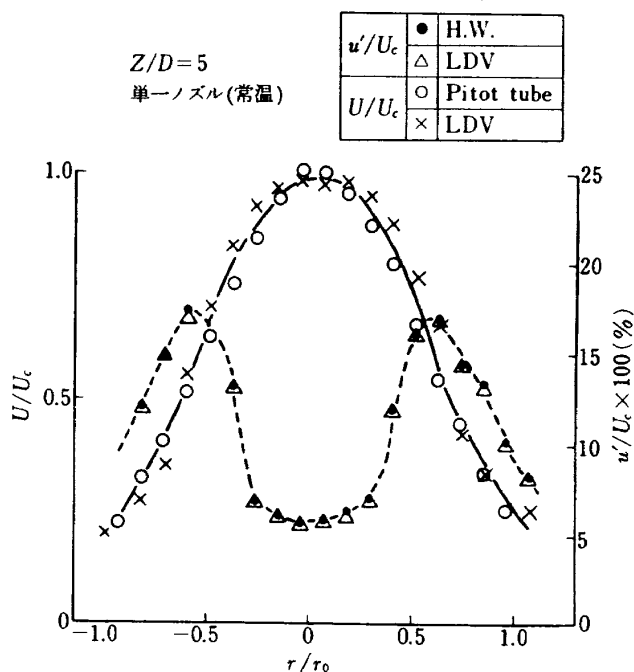


図7 LDVとH.Wデータの比較

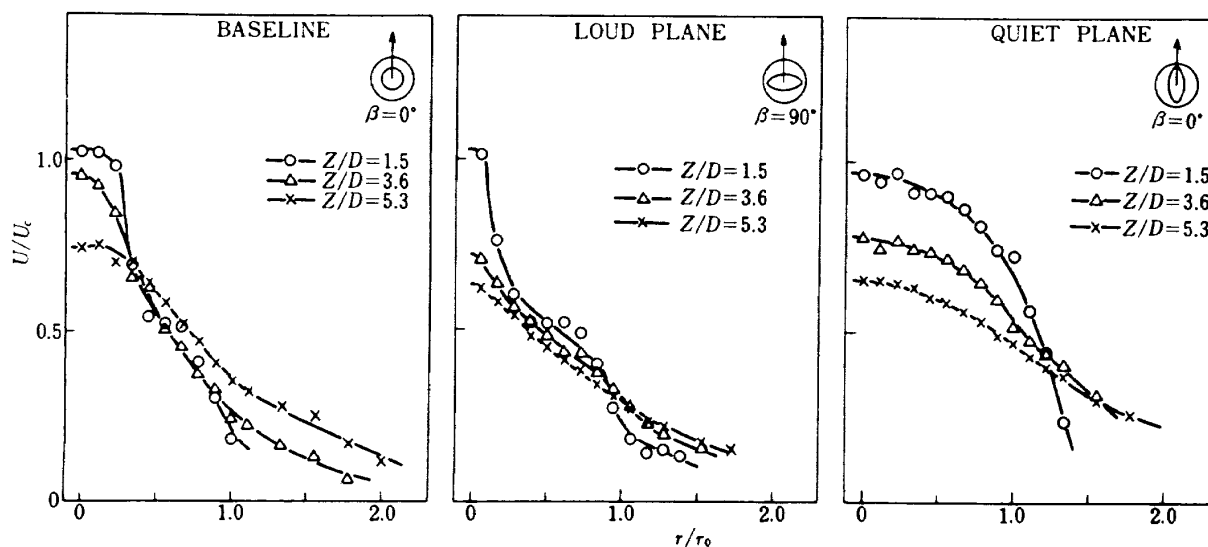


図8 半径方向平均主流速度分布 ($U_c = 200 \text{ m/s}$)

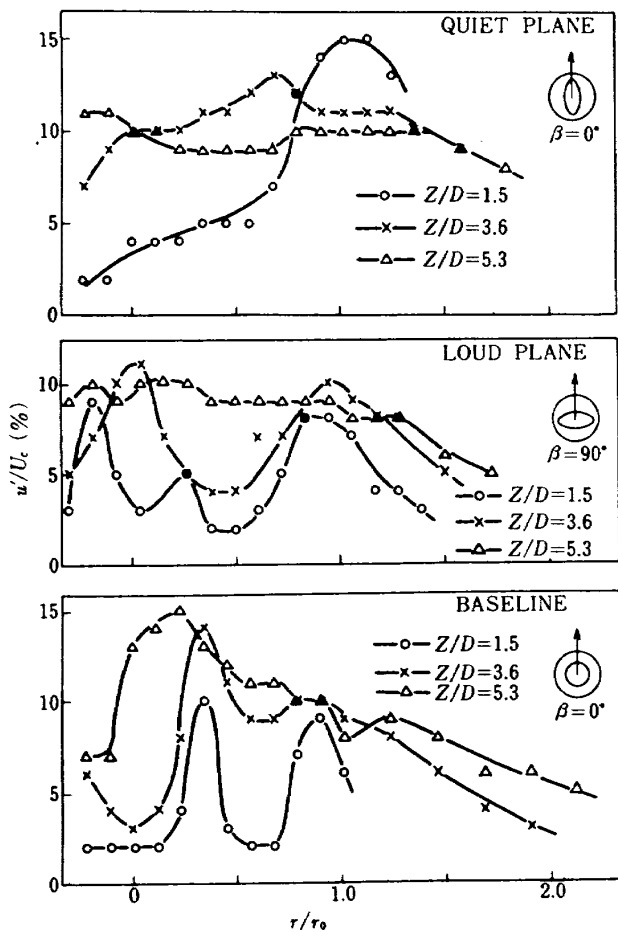


図9 半径方向平均速度変動分布
($U_c = 200 \text{ m/s}$)

plane の場合、軸方向距離 z/D が大きくなるにつれて $\rho u'v'$ のピーク値は減少し、逆に base line の場合 $\rho u'v'$ のピーク値は増加している。

排出ノズルの音圧レベルが低角度において変化する原因は、流れ場の軸方向分布の変化に起因すると考えられる。そこで、ノズル中心ライン上の軸方向距離に対し、 U/U_c 及び u/U_c の変化量を図13に示す。特にこの速度変動率 ($u'/U_c \times 100$) は base line ノズルの場合 $Z/D = 3.6$ より急激に上昇し、その最大値は $Z/D = 5.3$ より下流に存在すると推定されるのに対し、circ./ell. ノズルの場合 loud 及び quiet plane と $Z/D = 1.5$ より変化し $Z/D = 3.6$ 附近で最大値を有することが判明した。

参考としてサンプリングデータの SKF. (Skewness Factor), FLF (Flatness Factor) をそれぞれ図11, 12に示す。一般的なガウシアン分布の傾向 (SKF. = 0, FLF. = 3.0) に近い値を示している。

6. 結 び

排気ノズル出口の形状を変化させ、ノズル形状が発生騒音におよぼす影響を調べ次の事が判明した。

- 1) 発生騒音に関係する高温でかつ高乱流域での

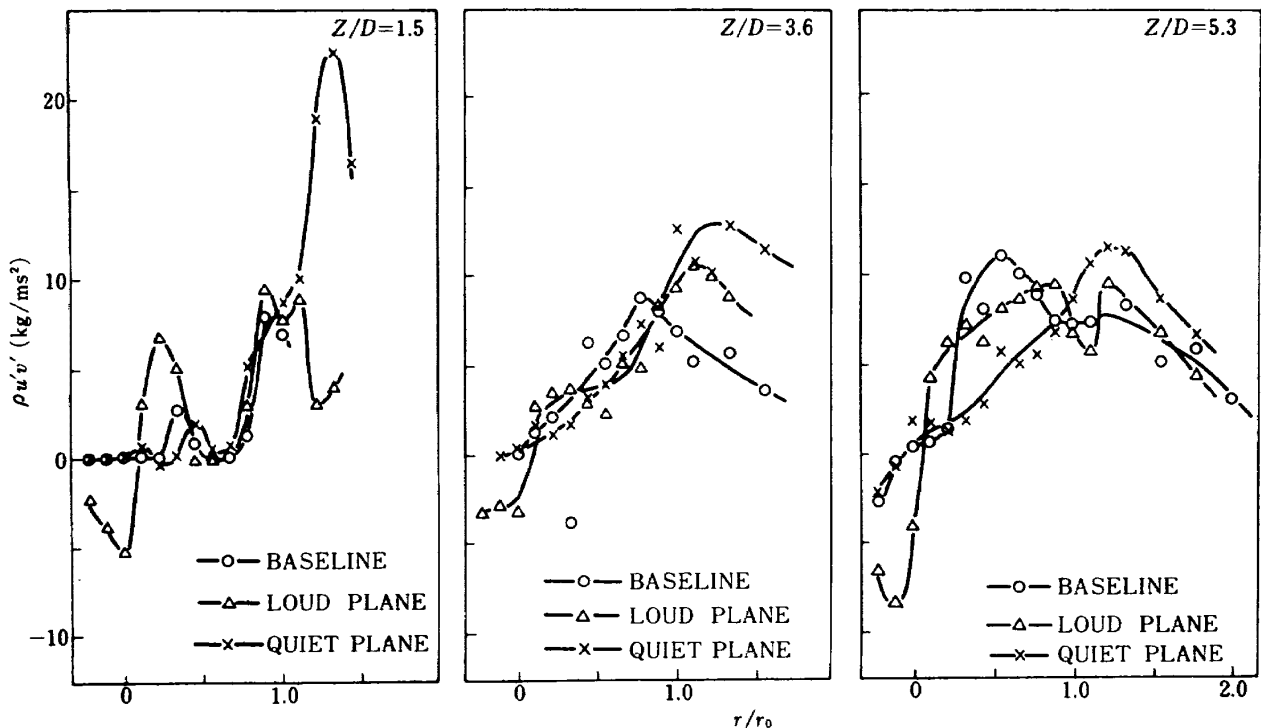


図10 レイノルズ応力分布
($U_c = 200 \text{ m/s}$)

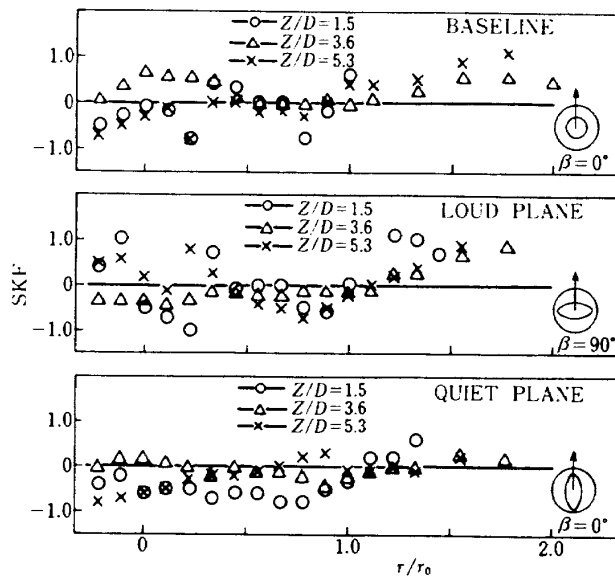


図 11 Skewness Factor の分布

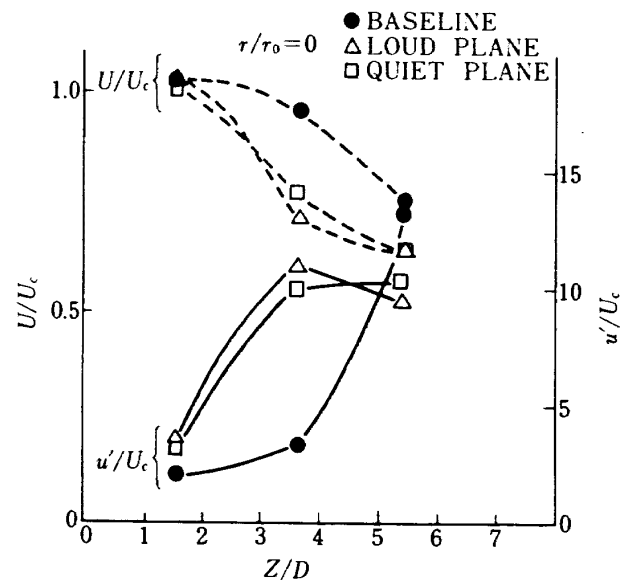


図 13 平均主流速度及び乱れ成分の軸方向変化

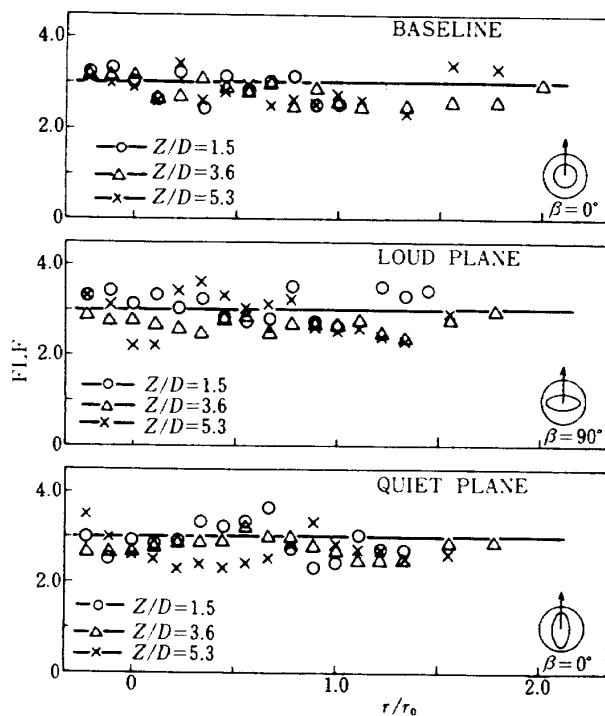


図 12 Flatness Factor の分布

空力特性を LDV により計測する方法が確立できた。

2) circ./ell. ノズルでの音圧レベルは, base line ノズルに比べピークで 5 dB の騒音低減効果が得られた。この効果は, 低角度ほど増加している。

3) 周波数 4KHz (実機エンジン FJR710/10 とのスケール比では約 200Hz に相当) での, ジェット軸方向音源分布において, 音源強さの最大値を示す軸方向距離 Z/D は base line ノズルに比べ circ./ell. ノズルの方が約 1/2 であった。また, この二つのノ

ズル系において速度変動 u'/U_c の急速に増加する位置の違い及び速度 U/U_c のジェット軸方向の変化率の違いによって, circ./ell. ノズルの方が base line ノズルと比較してポテンシャルコアの短縮が裏づけられる。

4) 前記 3) により, 前記 2) の結果は base line ノズルと比べ circ./ell. ノズルの方がコア流れとファン流れとのせん断を受ける面積の増加により混合領域が短縮され, かつ早く乱流域に変った事に起因する。

なお本研究は環境庁公害防止等試験研究費の配算をうけて行ったものである。

参 考 文 献

- (1) S.Fujii, H.Nishiwaki, K.Takeda, "Suppression of Jet Noise Peak by Velocity Profile Reshaping," AIAA Journal, Vol.19, 1981, pp.872.
- (2) M.J.Fisher, M.Harper-Bourne AND S.A.L. Glegg "Jet Engine Noise Source Location : The Polar Correlation Technique." Journal of Sound and Vibration., 1977, pp.23~54.
- (3) S.Fujii, "Acoustics and performance of High-Speed, Unequally Spaced Fan Rotors," ASME Transactions, Journal of Engineering for Power, Vol.102, 1980, pp.19~27.

- (4) 武田克己, “オンライン解析システム” NAL-TM-428.
- (5) 五味光男, 貴依幸子, 藤井昭一 “レーザー・ドップラー流速計データ処理方法の研究” NAL-TR-521.

既 刊 報 告

TR-760	翼列のための等角写像による格子形成 Grid Generation for Cascades Using Conformal Mapping	1983年 5 月	井上 建二
TR-761	吸着層をもつ金属表面からの稀ガスの散乱分布特性 Scattering Distribution Characteristics of Rare Gases Reflected from Metal Surfaces with Adsorbed Gas Molecules	1983年 5 月	恩地 英, 津田 尚一
TR-762	二点相関ランダム加振によるモーダル試験法の検討 Dual Correlated Random Excitation Technique for Modal Testing	1983年 6 月	佐野 政明, 甲斐 高志 小松 敬治
TR-763	乱流ブルームの新しい関係式 New Relationships for Turbulent Plumes	1983年 6 月	石垣 博
TR-764	消滅型ロケットの研究 Study of the Burnout Frame Rockets	1983年 6 月	武藤洋治郎
TR-765	大型衝撃風洞の新運転手法 A New Operation Method for a Large-Scale Shock Tunnel	1983年 6 月	曾我 国男, 井上 安敏 山崎 喬
TR-766	ロケットノズルの遷音速化学非平衡流の計算 Computations of Transonic Chemically Reacting Flows in Rocket Nozzles	1983年 6 月	中橋 和博
TR-767	小型溝構造液水冷却燃焼器の研究 (第 3 報) (最終報告書—大型燃焼器との関連性) A Study of Liquid Hydrogen Cooled LO ₂ /LH ₂ Rocket Combustor with Channel Wall Construction	1983年 7 月	新野 正之, 熊川 彰長 八柳 信之, 五味 広美 鈴木 昭夫, 坂本 博 佐々木正樹, 柳川 孝之
TR-768	気液同軸型噴射器による液体の微粒化 Pneumatic Atomisation with Coaxial Injectors : Measurements of Drop Size by Diffraction Method and Liquid Phase Fraction by Attenuation Method	1983年 7 月	五味 広美
TR-769	気液同軸型噴射要素による噴霧流の実験及び解析 (3) 液酸・液水ロケット燃焼性能予測計算への応用 An Experimental and Analytical Study on Spray Flow Field by Liquid/Gas Coaxial Injector Elements (3) Application for the Combustion Performance Prediction Model of LO ₂ /LH ₂ Rocket Combustors	1983年 7 月	八柳 信之

航 空 宇 宙 技 術 研 究 所 報 告 770 号

昭和 58 年 7 月 発行

発行所 航 空 宇 宙 技 術 研 究 所
東 京 都 調 布 市 深 大 寺 町 1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株 式 会 社 三 興 印 刷
東 京 都 新 宿 区 信 濃 町 12 三 河 ビ ル
