

試作軸流ターボファンの騒音発生と ダクト内伝播

田中英穂・梶 昭次郎・丸田 秀雄
越 沼 威*・吉岡 利治

Generation and Propagation of Noise
from a Test Axial-Flow Turbofan

By

Hideo TANAKA, Shojiro KAJI, Hideo MARUTA,
Takeshi KOSHINUMA and Toshiharu YOSHIOKA

ABSTRACT: A test axial-flow turbofan is constructed in order to make clear the mechanism of generation of many kinds of fan noise which are encountered in the real turbofan engines. Using this machine the pressure field inside the inlet duct are measured and analysed precisely for the cases of single rotor blade row and of rotor and stator blade rows. In the latter case the number of stator vanes and the axial clearance between both blade rows are changed.

The aspects of the pressure field near the rotor blade row which are closely connected with the generation of fan noise are made clear, and the features of the noise propagation inside the inlet duct are also clarified. The results show clearly that other than the noise generated due to the mutual interaction between rotor and stator blade rows there exist those which are considered to be generated due to the interaction between a rotor blade row and inlet flow distortions.

1. ま え が き

ジェットエンジンの騒音の問題は近時空港周辺の公害問題としてその低減が大きな社会的要請となっている。ジェットエンジンより発生する騒音としてはジェットノイズ、ファン・圧縮機ノイズ、タービンノイズなど各種のものがある。高バイパス比のファンエンジンが開発されるに及びジェットの噴流速度の低下と共にジェットノイズが大幅に低減されるようになり、これに代って着陸の際の亜音速ファンノイズが卓越するようになってきている。

ファンノイズは基本的には軸流ファンの動翼列と静翼列の干渉に起因して発生し、動翼枚

* 内地研究員 昭和 51 年度 (航空宇宙技術研究所)

数と回転数の積の翼通過周波数を基本とし、その高次の周波数を含むディスクリートトーンとして現われるのが特徴で、Tyler & Sofrin [1]による先駆的な理論解析に始まる数多くの研究 [2]~[7]によりその発生機構は解明せられ、動翼列と静翼列の軸方向間隔を翼弦長の2倍以上離すと、静翼枚数を動翼枚数の2倍以上にするとかの対策により、少なくとも騒音レベルの最も高い上記基本翼通過周波数成分の発生を回避することは理論的には可能である。

しかしこのような対策を施して設計されたファンエンジンでも実際に測定してみると気流の乱れや境界層を含む流れの非対称性や三次元性など理論には取り入れ難い未解明の因子によると考えられる新たな騒音が計測されるのが実情で [8]、理論と実際の間には大きな隔りがあり、なお多くの実験データの蓄積が必要で、実験および新たな理論による実際の現象解明がまたれている。

このような現状を背景に騒音研究を目的として新たに設置した外径650 mm、ボス比0.45の回転翼列試験機を用いファンノイズに関する実験を開始した。本報告ではその第一段階として動翼列のみの場合、動静翼列間の軸方向間隔を変えた場合、静翼枚数を変えた場合などについて、種々の試験機作動状態における発生騒音の実態把握を中心に得られたファンノイズの解析結果について報告する。

記号

C_a	: 軸流速度
ΔP_t	: 全圧上昇
α	: 流入出角, 迎え角
β	: 相対流入出角
N	: 回転数
N_m	: モードの回転数
M_m	: モードの回転マッハ数
M_t	: 動翼々端周速度のマッハ数
m	: 円周方向の波数
k	: 波数
$k_{m\mu}$: 固有値
L_1	: 動翼上流側軸方向距離 / 平均半径位置における動翼々弦長
L_2	: 動翼静翼の軸方向間隔 / 平均半径位置における動翼々弦長
B_r	: 動翼枚数
B_s	: 静翼枚数

2. 実験装置

本実験装置は動静翼列各一列から成る単段の軸流ファンである。入口及び出口案内羽根は翼列干渉により発生する音波モードの複雑化を避けるため取り除いている。また上流からの乱れをできるだけ抑えるためボスの支えは動静翼列の十分下流で2組の支柱(各4枚)により行っている。ボス比は三次元性の影響に対する実験をも考慮して比較的実機に近い0.45を

採用した。また動翼々端周速マッハ数は0.4~0.5を目標に、駆動動力装置の定格値75 kW、4,500 rpm から判断して、回転数4,400 rpm 及び環状流路直径650 mm を選定し、動静翼列翼枚数については、翼列干渉音のダクト遮断を考慮して $B_r=15$ 枚及び $B_s=32$ 枚をそれぞれ採用している。

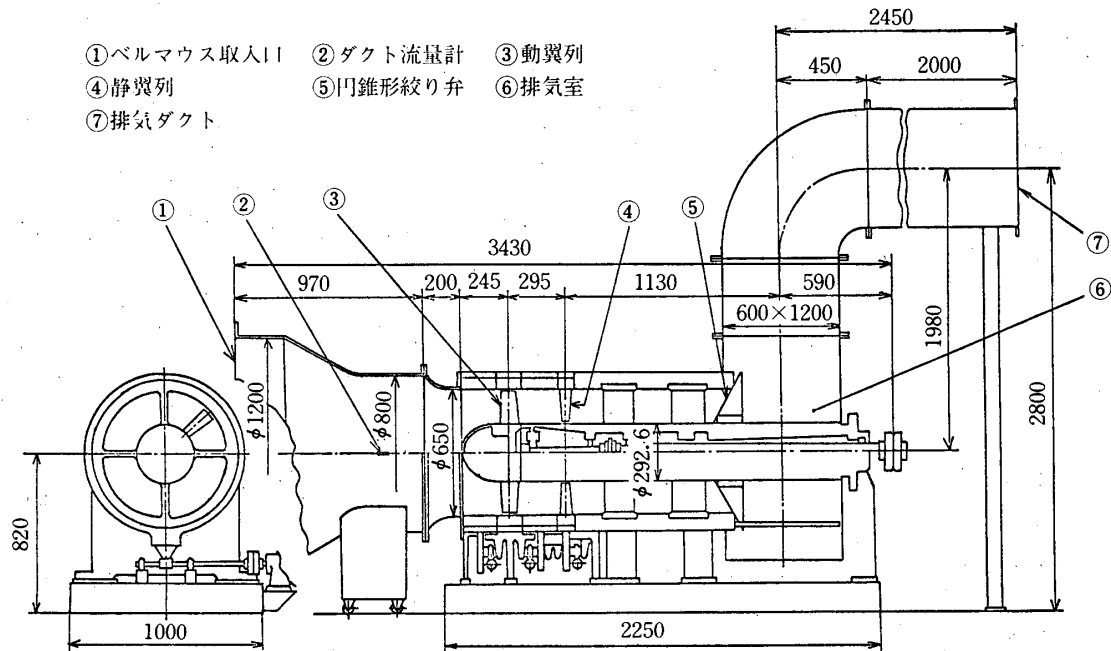
第1図に本回転翼列試験機の概略組立図を示している。ダクト直径1200, 800及び650 mm の二段絞りによって一様化された作動空気は動静翼列で圧縮されて、円錐型絞弁開口部から排気渦巻室に吐出され、更に排気ダクトを通して排気される。実験装置の仕様を第1表に示す。

翼型としては NACA 65 系を使用し、流れの形式としては自由渦型を採用している。翼列設計の詳細を第2表に示す。

動静翼列の相互干渉を調べるために両者の軸方向間隔を変える必要があるが、これは二重構造としたケーシングの内側を多分割しそれらスペーサの前後交換により行っている。今回は無次元間隔 $L_2=0.78, 1.71, 2.88$ の三種について実験を行った。

計測に関連する装置としては、流速及び圧力の円周方向分布を計測するために、動翼列上下流側約200 mm の区間のケーシング及び静翼取付部のケーシングをそれぞれ独立に±65度の範囲に亘って周方向に回転ができるようにしてあり周方向のトラバースが可能である。その駆動には3台のギヤードモータを用いている。

軸方向の計測に対しては軸方向13ヶ所の測定断面に各種ピトー管及びマイクロホンを挿入できるようにし、径10 mm の貫通孔が外壁部に設けられている。



第1図 軸流ファン組立図

第1表 実験装置仕様

駆動動力装置	
直流電気動力計出力	75 kW
回転数	0~4,500 rpm
回転翼列試験機	
ボス比	0.45
外径×内径	650 mm × 292.5 mm
回転数	4,400 rpm
動翼翼枚数	15 枚
静翼翼枚数	32 枚
翼型 (動, 静翼)	NACA 65 系

第2表 動静翼列仕様

半径比入	0.45	0.50	0.5725	0.65	0.725	0.80	0.875	0.95	1.00	
動 翼 列	翼弦長 C_R	95.0	93.38	90.94	88.50	86.06	83.63	81.19	78.75	77.13
	ソリディティ σ_R	1.551	1.372	1.162	1.00	0.872	0.768	0.682	0.609	0.567
	最大翼厚 t_{Rmax} (%)	12.00	11.82	11.55	11.27	11.00	10.73	10.45	10.18	10.00
	食い違い角 ξ_R (°)	27.11	32.83	40.09	45.79	49.89	53.13	56.04	58.80	60.40
	設計迎え角 α_d (°)	16.80	14.10	10.80	8.50	7.30	6.55	5.85	5.00	4.55
	転向角 ϵ_R (°)	27.76	22.04	15.77	11.53	8.62	6.58	5.13	4.07	3.52
静 翼 列	翼弦長 C_S	44.00	45.45	47.64	49.82	52.00	54.18	56.36	58.55	60.00
	ソリディティ σ_S	1.532	1.424	1.298	1.201	1.124	1.061	1.009	0.966	0.940
	最大翼厚 t_{Smax} (%)	10.00	10.00	10.00	10.00	10.00	10.00	10.00	10.00	10.00
	食い違い角 ξ_S (°)	15.54	13.90	12.08	10.38	9.07	8.04	7.24	6.68	6.45
	設計迎え角 α_d (°)	18.40	17.30	15.70	14.60	13.60	12.70	11.85	11.00	10.40
	転向角 ϵ_S (°)	33.94	31.20	27.78	24.98	22.67	20.74	19.09	17.68	16.85

試験機はサイリスタ制御方式による定格値 75 kW, 4500 rpm の直流電気動力計に直結されている。

3. 計測装置及び測定方法

3.1 流速測定

試験機内部の流れの測定にはアローヘッド型3孔及び5孔ピトー管を用いている。本実験では動翼列上流側及び静翼列下流側の流れに対しては3孔ピトー管を、動翼列下流側流れに対しては5孔ピトー管をそれぞれ用いている。各ピトー管ともあらかじめ吹出口の口径80mmの検定風洞にて風速較正を行っている。

流量測定は動翼列上流側の内径800 mmのダクトにゲッチングン型ピトー管を挿入し、その流速分布とダクト断面積とから求めている。

3.2 音圧(変動圧力)測定

変動圧力の測定には、B & K社製1/8インチコンデンサマイクロホン及び増幅器(2606型)を使用し、同社製ピストンホン(250 Hz, 124 dB)を用いて感度較正を行っている。上記マイクロホンは主として、動翼列上流側壁面の変動圧力の測定に用いている。測定位置は環状流路の断面形状変化を考慮して選ばれてあり、最も離れた計測点が動翼前縁より上流側に無次元長さ $L_1 = 2.44$ で、その間に軸方向に総計6点の計測点が設けられている。

第3表 計測装置仕様

コンデンサマイクロホン	
寸 度	1/8 インチ
応 答 周 波 数	2 Hz ~ 200 kHz
増 幅 器	
ダイナミックレンジ	60 dB
応 答 周 波 数	2 Hz ~ 200 kHz
測 定 電 圧	10 μ V ~ 300 V (RMS)
データレコーダ	
応 答 周 波 数	DC ~ 20 kHz (76.2 cm/s)
チャ ン ネ ル 数	4チャンネル
S N 比	48 dB (76.2 cm/s)
入力インピーダンス	100 k Ω (不平衡)
フーリエ解析装置	
入 力	2チャンネル $\pm 0.125 \sim \pm 10$ V
A/D変換ビット	12ビット
サンプリングレート	0.2 Hz ~ 200 kHz

変動圧力のスペクトル解析はオフライン方式で、上記増幅器の出力電圧をアナログデータレコーダに記録し、その再生波形について、タイムデータ社製フーリエ解析装置（航空宇宙技術研究所備品）を用いて周波数スペクトルを記録している。解析周波数帯域は0～10kHzまでとして、測定回転数4000 rpmにおける基本翼通過周波数（ $F_1=1,000$ Hz）の10次までの高調波成分を含めたスペクトル分布を記録している。A-D変換器は12ビットで、使用した、サンプリングレート及びデータ数はそれぞれ50 μ s（20 kHz）及び2048である。1回の測定についての平均化回数は50回である。

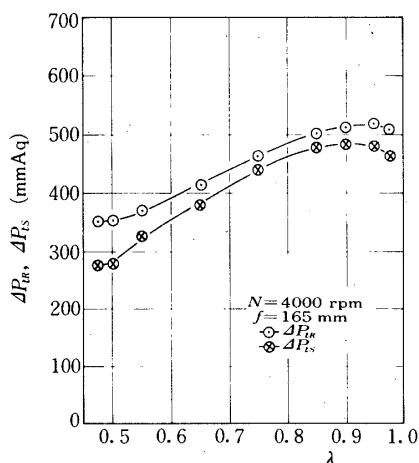
第3表には上記各計測装置の主な仕様を示す。

4. 実験結果及び考察

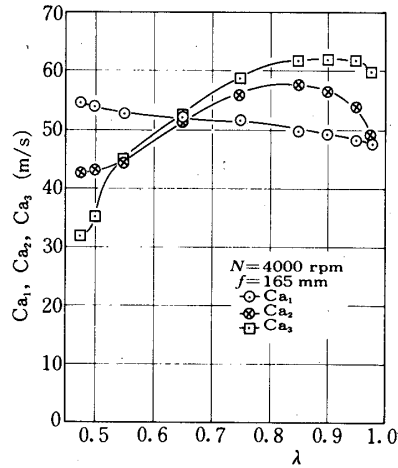
4.1 翼列性能

今回転翼列試験機の騒音計測は主として軸回転数 $N=4000$ rpm、絞り弁開度165 mm（全閉時 $f=0$ mm）で一定の作動状態で、動静翼列の軸間隔を変えて行った。試験機作動状態の一例として、軸間距離 $L_2=2.88$ の場合の動翼列及び静翼列の特性を第2～4図に示す。

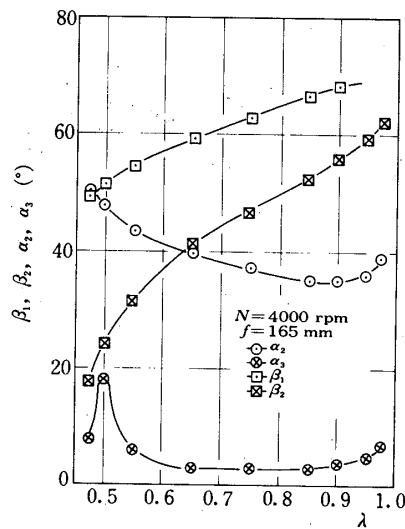
各図とも横軸は半径比（ λ ）を表わしている。ボス比0.45という小さい値に対して自由渦型の流れの型式を適用したため、翼端側に比しハブ側が多少無理な設計値となったので、第2図及び第3図に示した全圧上昇及び軸流速度分布とも翼端側に比しハブ側で小さな値になっている（静翼列の下流側軸流速度 C_{a3} は主流の平均速度を採用したので C_{a2} より大きく表わされている）。静翼列後流のハブ側近くの半径比 $\lambda=0.5$ 付近の全圧上昇 ΔP_{ts} 及び軸流速度 C_{a3} の減少と第4図の流出角 α_3 の増加傾向から推測すれば、流れはハブ側壁面よりの剥離を伴っているように判断されるが、静翼の食違い角を若干大きくとることにより作動状態はある程度改善できるものと考えている。



第2図 全圧上昇分布



第3図 半径方向軸流速度分布



第4図 流入出角分布

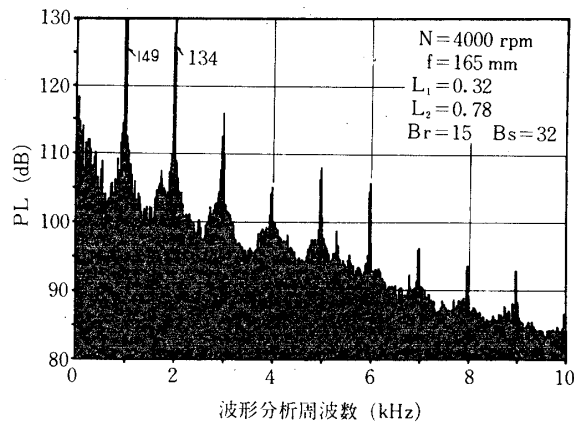
4.2 翼列による音の発生とダクト内音場

4.2.1 動翼上流側ダクト壁における変動圧の周波数スペクトル

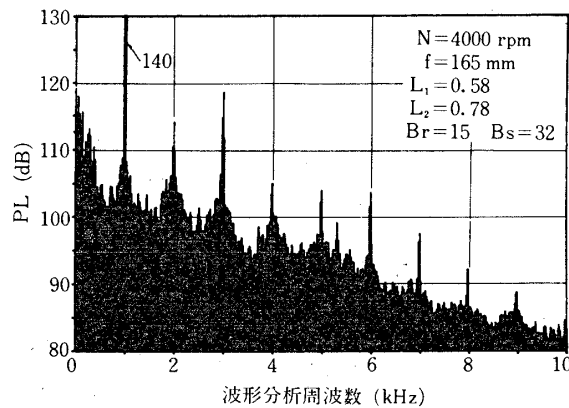
動静翼列の干渉に起因して発生する音波のダクト伝播と動翼列単独の変動圧の伝播傾向を調べるため、動翼上流側ダクト壁に1/8インチマイクロホンを取付け、壁面の変動圧力の周波数スペクトルを測定した。測定点は動翼列上流側 $L_1=0.32, 0.58, 1.05, 1.51, 1.98$ 及び 2.44 の6点である。翼列干渉の効果を調べるために、翼配列 ($B_r=15, B_s=32$) と ($B_r=$

15, $B_s=16$) の2組について, 翼列間隔 L_2 を0.78, 1.71 及び2.88 の3種類に変え, また回転数として4000, 3000 及び2000 rpm の3速度を選んで実験を行った. 従って同一翼配列について9種類の翼列干渉によるダクト壁の変動圧力が測定されている. また動翼列単独の変動圧の測定も上記3種類の回転速度について行っている. そこで一例として, $N=4000$ rpm における翼配列 ($B_r=15$, $B_s=32$) と動翼列単独の場合の変動圧スペクトルを6種類の L_1 についてそれぞれ第5~10図と第11~16図に示している. 図の横軸は分析周波数, 縦軸には変動圧レベルの実効値 PL ($PL(\text{dB})=20 \times \log_{10} P/P_0$, $P_0=2 \times 10^{-5} \text{ N/m}^2$) を示している.

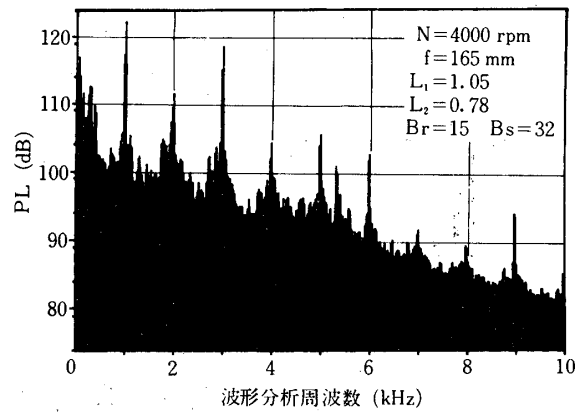
翼配列 ($B_r=15$, $B_s=32$) の場合のスペクトル分布には, 翼通過周波数 (1,000 Hz) の高調波も含めた次数 $n=1, 2, 3, \dots$ の周波数のところに, 乱流成分に比し, 非常に大きく鋭いピークが現われている (スペクトル分析に使用したフーリエ解析装置のダイナミックレ



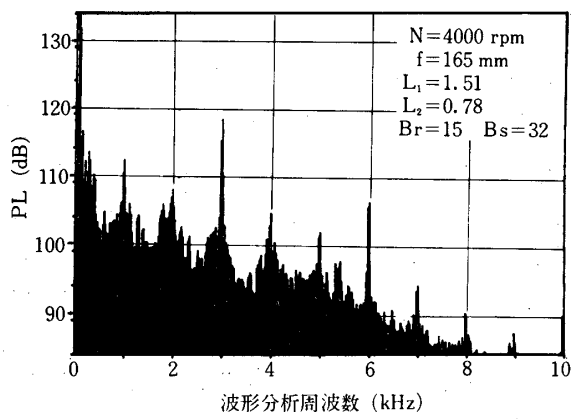
第5図 変動圧力のスペクトル



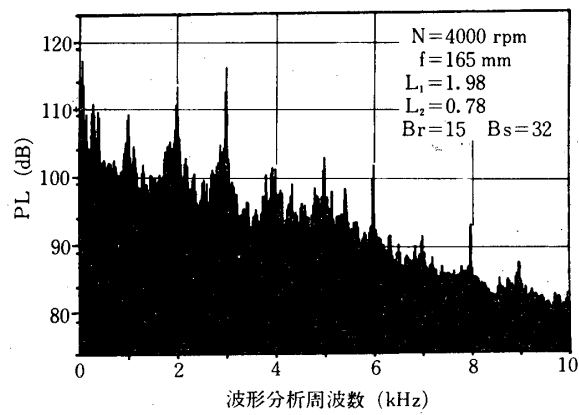
第6図 変動圧力のスペクトル



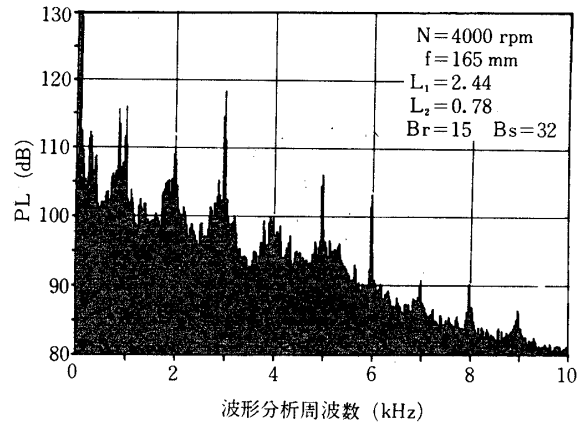
第7図 変動圧力のスペクトル



第8図 変動圧力のスペクトル



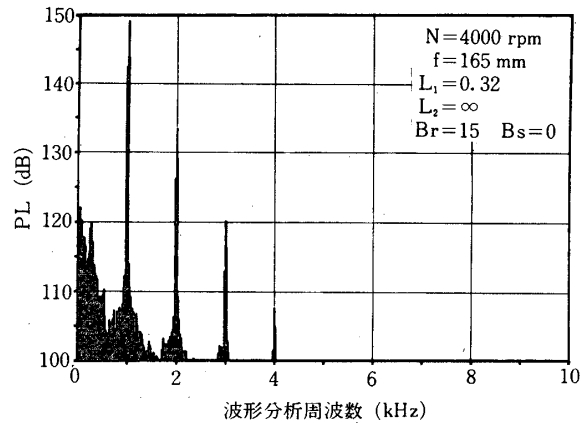
第9図 変動圧力のスペクトル



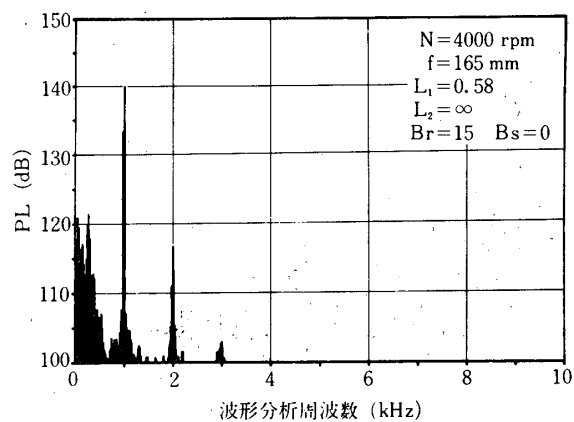
第10図 変動圧力のスペクトル

レンジが60 dBであるので、周波数帯域を10kHzに拡大すると、60 dB以上の変動圧スペクトルを同時に記録することができない。この翼通過に関係したスペクトルは L_1 の増加（動翼列上流側に遠ざかる）とともに減少するが、なおかつ乱流成分よりは卓越している。

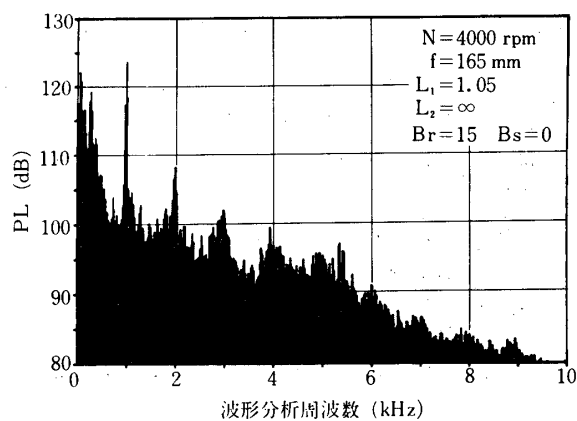
第11～16図の動翼列単独のスペクトル分布にも同様の成分が現われているが、 L_1 の大きい1.5以上になると5次以上の高調波周波数スペクトルは乱流成分に埋もれている。詳細には4・2・4で再度検討する。



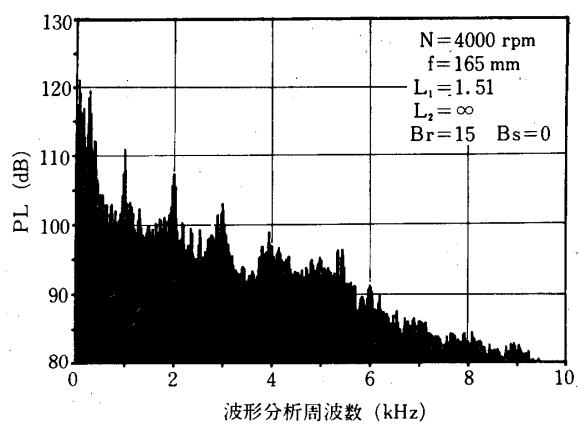
第11図 変動圧力のスペクトル



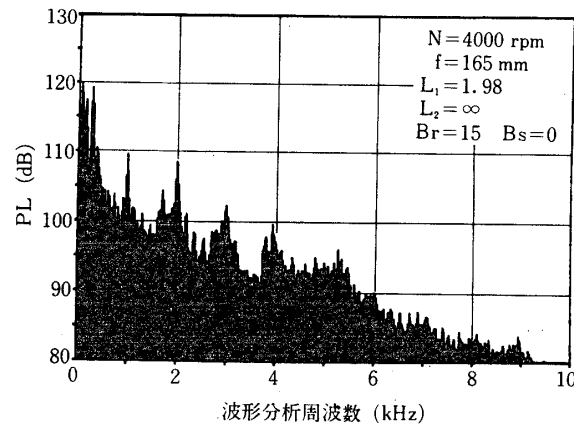
第12図 変動圧力のスペクトル



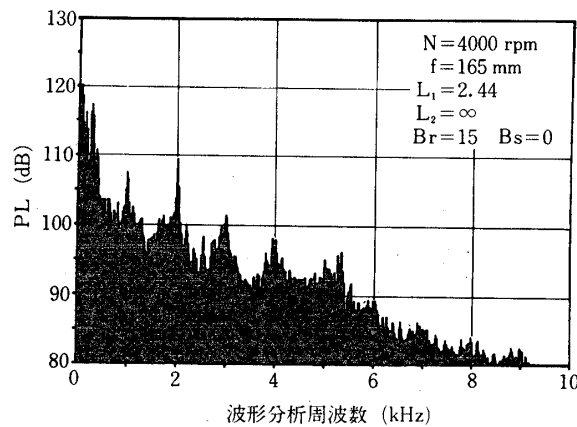
第13図 変動圧力のスペクトル



第14図 変動圧力のスペクトル



第15図 変動圧力のスペクトル



第16図 変動圧力のスペクトル

4.2.2 翼列干渉音のモードとダクト伝播

動静翼列の相対運動によって誘起される干渉音波の円周方向の波数 m について、動静翼の翼枚数をそれぞれ B_r 及び B_s とすれば、

$$m = nB_r - lB_s \quad (1)$$

なる関係で表わされる。ここで、 n ：高調波次数、 l ：任意の整数、である。式(1)で示すように、翼列干渉による音波の円周方向モードは無数に存在することになる。

しかし音源の周波数は動翼枚数と回転数の積すなわち、翼通過周波数であるから、 m モードの音波が音源と同一の周波数をもつためには、各モードはそれぞれ固有の位相回転数で回転しなければならない。従ってその関係は、

$$\frac{N_m}{N} = \frac{nB_r}{m} \quad (2)$$

で表わされる。ここで N_m : 位相回転数, N : 動翼回転数, である。そこで代表的長さとして動翼々端の半径をとって翼端の周速マッハ数 M_t で表わすと,

$$\frac{M_m}{M_t} = \frac{n B_r}{m} \quad (3)$$

となる。ここで, M_m : 位相マッハ数であり, m の小さなモードでは翼端周速マッハ数 M_t の何倍にもなり得る。

次に二重円筒ダクト内の音波モードは

$$P = \exp(i\omega t - im\theta) \times \{J_m(k_{m\mu}r) + Q_{m\mu}Y_m(k_{m\mu}r)\} \times \exp\{\pm\sqrt{k_{m\mu}^2 - k^2} \cdot x\} \quad (4)$$

で与えられる。ここで m は翼列干渉によって発生する周方向波数, J_m, Y_m は m 位の第1種及び第2種のベッセル関数であり, $k_{m\mu}, Q_{m\mu}$ はダクト壁の境界条件により定まる固有値である。これよりダクト軸方向の音圧の変化は, モードの回転マッハ数 M_m を用いて

$$\begin{aligned} r_t k_{m\mu}/m > M_m & \quad \text{減衰} \\ r_t k_{m\mu}/m < M_m & \quad \text{伝播} \end{aligned}$$

となり (r_t は外径の半径), モードの伝播, 減衰の限界回転マッハ数(カットオフマッハ数)は $r_t k_{m\mu}/m$ となり, 本実験の場合, 第4表及び第5表 [9] に示した値となる。第4表は $B_r=15, B_s=32$, 第5表は $B_r=15, B_s=16$ の動静翼列の組合せの場合である。

第4表 翼列干渉によるローブ数とカットオフマッハ数 ($B_r=15, B_s=32$)

回転数 N (rpm)	周波数 F_n (Hz)	n	l	m	$r_t k_{m\mu}/m$ $\mu=0$	M_m
4,000 ($M_t = 0.4$)	$F_1 = 1,000$	1	1	-17	1.13	0.35
	$F_2 = 2,000$	2	1	-2	1.37	6.01
	$F_3 = 3,000$	3	1	13	1.15	1.39
	$F_4 = 4,000$	4	2	-4	1.31	6.01
3,000 ($M_t = 0.3$)	$F_1 = 750$	1	1	-17	1.13	0.26
	$F_2 = 1,500$	2	1	-2	1.37	4.50
	$F_3 = 2,250$	3	1	13	1.15	1.04
	$F_4 = 3,000$	4	2	-4	1.31	4.50
2,000 ($M_t = 0.2$)	$F_1 = 500$	1	1	-17	1.13	0.18
	$F_2 = 1,000$	2	1	-2	1.37	3.00
	$F_3 = 1,500$	3	1	13	1.15	0.69
	$F_4 = 2,000$	4	2	-4	1.31	3.00

第5表 翼列干渉によるローブ数とカットオフマッハ数 ($B_r=15$, $B_s=16$)

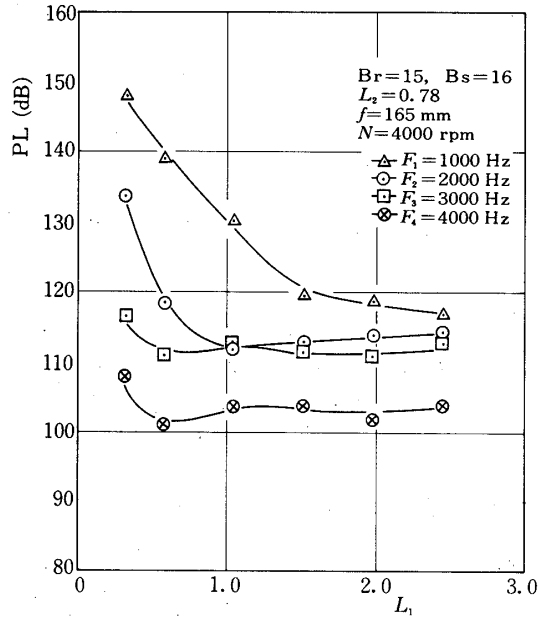
回転数N (rpm)	周波数 F_n (Hz)	n	l	m	$r_t k_{m\mu}/m$ $\mu=0$	M_m
4,000 ($M_t=0.4$)	$F_1=1,000$	1	1	-1	1.41	6.01
	$F_2=2,000$	2	2	-2	1.37	6.01
	$F_3=3,000$	3	3, 2	-3, 13	1.34, 1.15	6.01, 1.39
	$F_4=4,000$	4	4, 3, 5	-4, 12, -20	1.31, 1.16, 1.11	6.01, 2.00, 1.20
3,000 ($M_t=0.3$)	$F_1=750$	1	1	-1	1.41	4.50
	$F_2=1,500$	2	2	-2	1.37	4.50
	$F_3=2,250$	3	3, 2	-3, 13	1.34, 1.15	4.50, 1.04
	$F_4=3,000$	4	4, 3	-4, 12	1.31, 1.16	4.50, 1.50
2,000 ($M_t=0.2$)	$F_1=500$	1	1	-1	1.41	3.00
	$F_2=1,000$	2	2	-2	1.37	3.00
	$F_3=1,500$	3	3	-3	1.34	3.00
	$F_4=2,000$	4	4, 3	-4, 12	1.31, 1.16	3.00, 1.00

4.2.3 変動圧力レベルの動翼前面からの距離 L_1 による変化

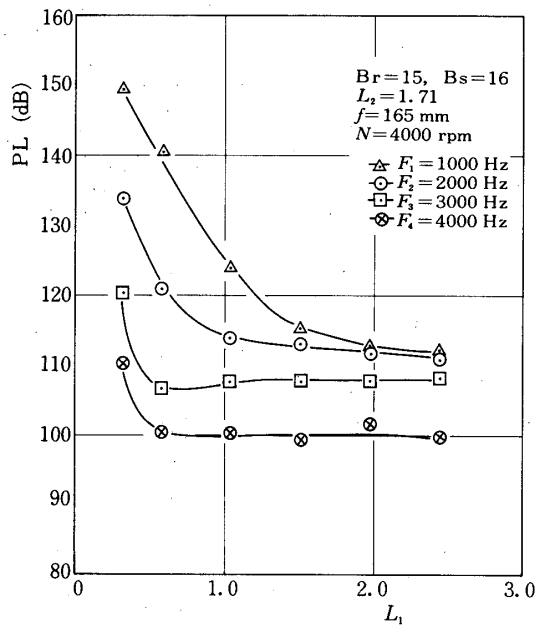
ダクト壁面で測定される翼通過周波数およびその高調波成分の変動圧力は必ずしも伝播音波とは云えない。動翼のまわりにはその厚みや定常負荷に基いてある圧力場が形成されており、動翼からみれば定常的なこの圧力場も動翼と共に回転することにより静止観測者には、翼通過周波数および高調波の圧力変動を与えるからである。この圧力モードは動翼と共に亜音速で回転するから前節で述べたようにダクト軸方向には指数関数的に減衰することになる。一方動静翼列の干渉の場合、伝播モードが発生しこれが上述の圧力変動に重ね合わさっている。そこで変動圧力の翼通過周波数および4次までの高調波の各成分が動翼前面からの距離 L_1 に応じてどのように変化するかを調べてみる。

第17~19図は $N=4000$ rpm, 翼配列 ($B_r=15$, $B_s=16$) で $L_2=0.78$ の場合である。 $n=1$ の 1000 Hz についてみれば、動翼に最も近い $L_1=0.32$ では変動圧力レベルが 147 dB と非常に大きい。が L_1 の増加と共に減少し、ほぼ $L_1=1.5$ 以上では変動圧力レベルは殆んど変化せずおよそ 119 dB と一定している。 $n=2$ では $L_1=0.6$ 付近から一定値となっており、更に高次の $n=3, 4$ では一定になる L_1 は $n=1, 2$ に比しより動翼に接近している。動翼近傍の変動圧力は動翼の体積や定常循環の回転に伴って誘起される寄与が支配的と考えられ、これは高次になる程ダクト軸方向の減衰がはやくなる。一方各高調波次数に対応して変動圧力レベルが平らになり始める L_1 が存在することも第17~19図から明らかである。これより大きい L_1 ではもはや動翼の定常循環等の影響はないからこの変動圧力はダクト内を持続伝播する音波と考えられる。確かに吸込口端面 1 m 前方にマイクロホンを置き、 $L_1=2.88$ のマイクロホンとの相互相関を求めてみるとこの変動圧力はダクト内を音速で伝播していることが確認できた。

一方第5表から翼配列 ($B_r=15$, $B_s=16$) の場合翼列干渉により伝播モードが発生する

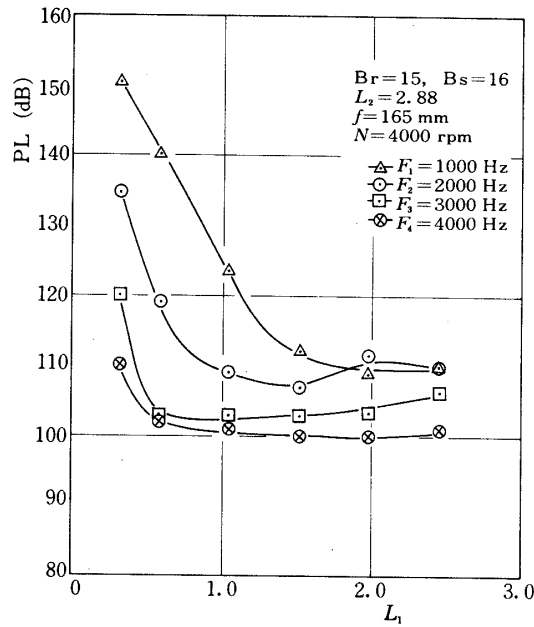


第17図 ダクト壁の変動圧力

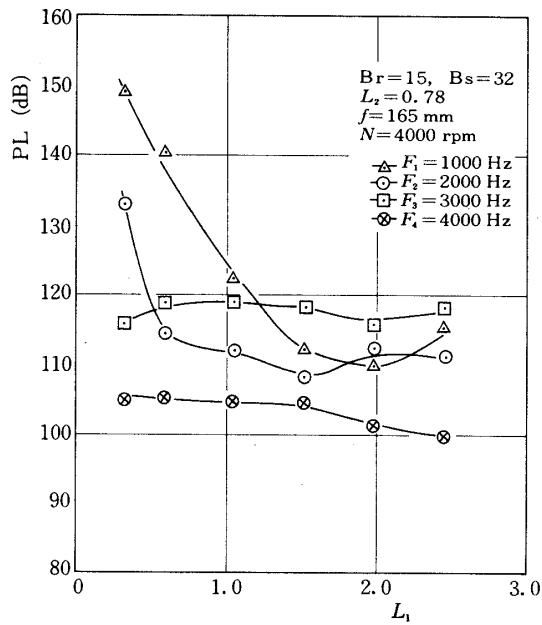


第18図 ダクト壁の変動圧力

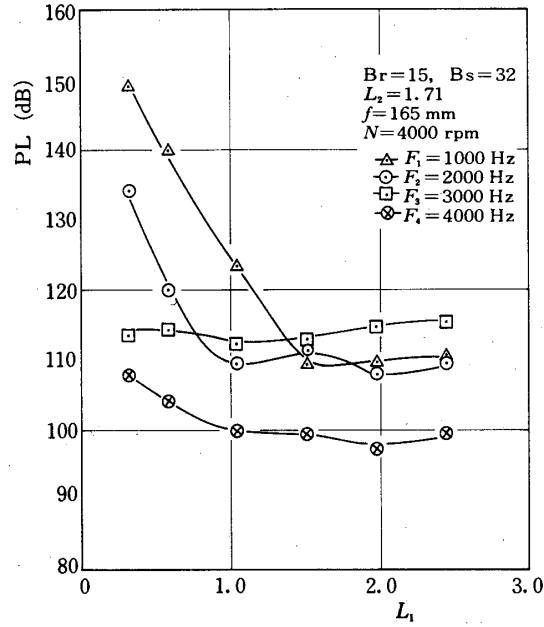
ことが分る. 今後グラフが平らになる変動圧力レベルを SPL (Sound Pressure Level) と呼ぶことにする.



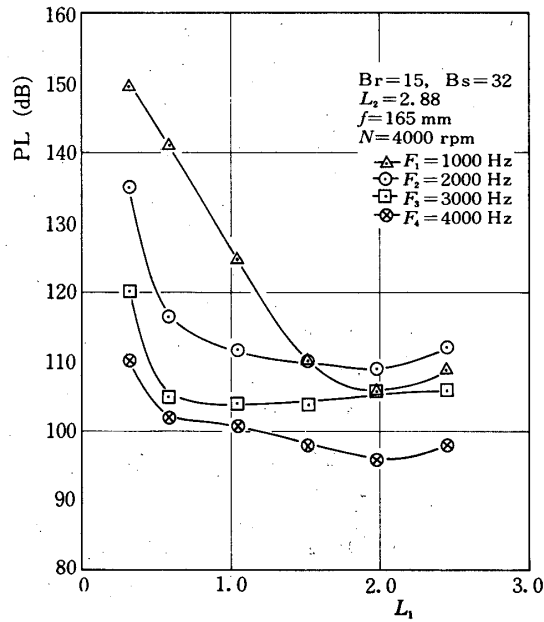
第19図 ダクト壁の変動圧力



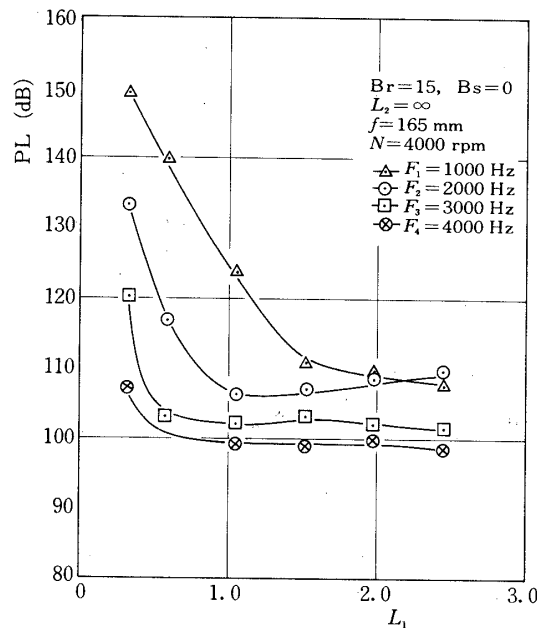
第20図 ダクト壁の変動圧力



第21図 ダクト壁の変動圧力



第22図 ダクト壁の変動圧力



第23図 ダクト壁の変動圧力

第20～22図は翼配列 ($B_r=15$, $B_s=32$) の場合である。上記同様に翼列近傍では、動翼の影響で高い変動圧力レベルを示しているが、 L_1 の増加と共に急激に減衰し $L_1=2.0$ で110 dB に低下している。更に大きい $L_1=2.44$ では逆に115 dB と大きくなっている。この事について明確な説明はできないが、前述と同様な計測によりこの変動圧力はやはり伝播音波に基くものであることが分った。

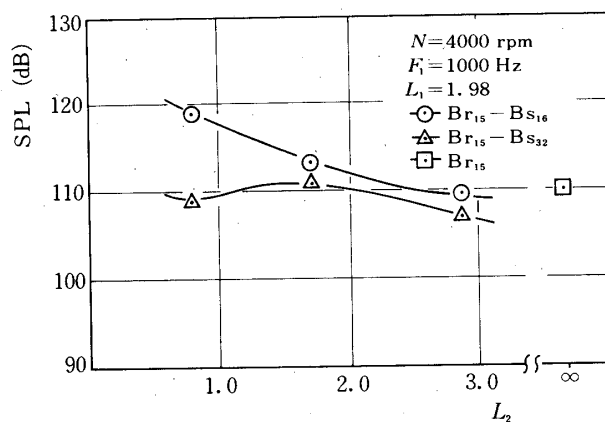
ところが第4表でみると翼配列 ($B_r=15$, $B_s=32$) の場合、翼列干渉で発生する翼通過周波数 $n=1$ (1000 Hz) に対応するモードはすべてダクト遮断され伝播音波とはならない。従ってこの110～115 dB というレベルの変動圧力は翼列干渉以外の機構によって発生されたものと考えられる。

第23図は動翼単独の場合のグラフである。変動圧力は翼列近傍で急激に減衰してやがて平らになる。この平らなレベルは伝播音波によるものであり、亜音速の動翼だけでは理論的には伝播音波は発生しないから吸込み流れの歪とか吸込み流れ中の乱れと動翼との干渉といった別の機構を考えないと音の発生の説明がつかない。

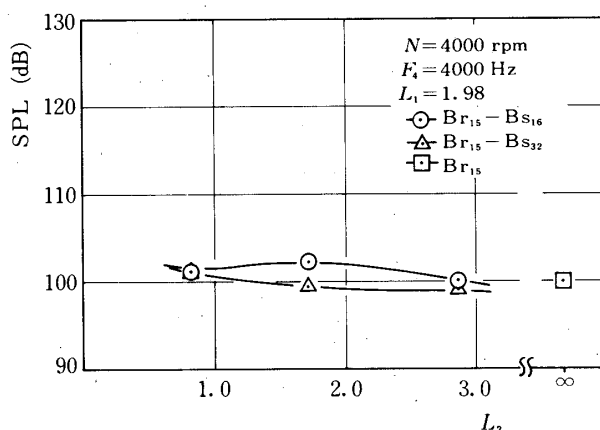
4.2.4 翼列干渉音レベルに及ぼす動静翼列間隔の影響

前節で述べたように翼通過周波数及び高調波成分に関するダクト内音場は、翼列近傍で急激に減衰する変動圧力と伝播音波の重ね合わせとなっている。翼列から十分離れてダクト軸方向変化がほぼ平らになったレベルを翼列によって発生する伝播音波のレベル (SPL) と考え、このレベルが動静翼列間隔によってどのように変化するかを調べてみる。

第24図 a, b, c, d は翼通過の1次から4次までの伝播音波成分の無次元翼列軸間距離 L_2 に対する変化を2組の動静翼配列について示している。同時に動翼列単独の場合のレベ



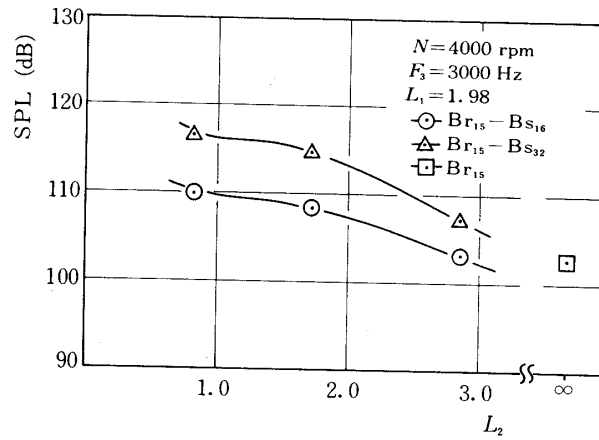
第24 - a 図 動静翼列の干渉音



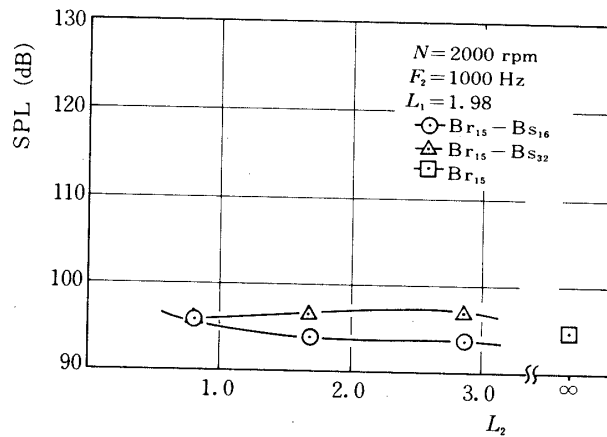
第24 - b 図 動静翼列の干渉音

ルを $L_2 = \infty$ として示している。第24-a 図で翼配列 ($B_r=15$, $B_s=16$) の場合、第5表からわかるように $m=-1$ のモードが動静翼列干渉によって生じ、これは伝播モードとなる。軸間距離 L_2 が小さいとこのモードの寄与が大きく、理論的にも予測されるように L_2 の増大と共に発生音圧レベルは低下して行く。一方翼配列 ($B_r=15$, $B_s=32$) の場合は第4表にみるように基本翼通過周波数 F_1 に対し、動静翼列干渉による伝播モードは発生しない。従ってこの伝播音波のレベルは何か別の機構によって発生した伝播モードの寄与であり、 L_2 に対して傾向的な変化をしているとは言えずむしろほぼ一定とみるべきであろう。

翼配列 ($B_r=15$, $B_s=16$) の場合も $L_2=2\sim3$ から先は、ほぼ一定値となり、いずれの翼配列でもこの一定値が動翼列単独の場合の値にほぼ一致している点は興味のある事実である。 $L_2=2\sim3$ と両翼列が離れると最早両翼列の干渉の影響は極めて弱いから、発生音のレ



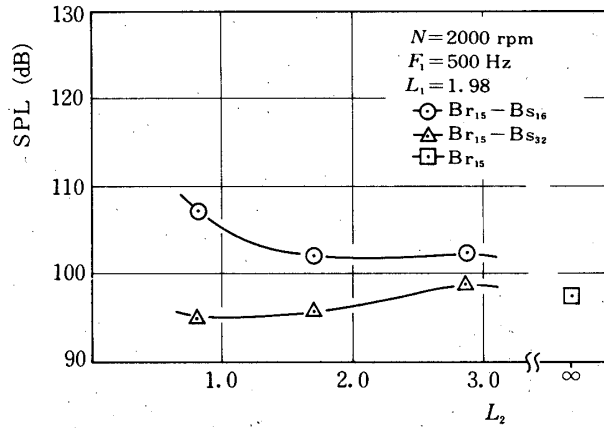
第24 - c 図 動静翼列の干渉音



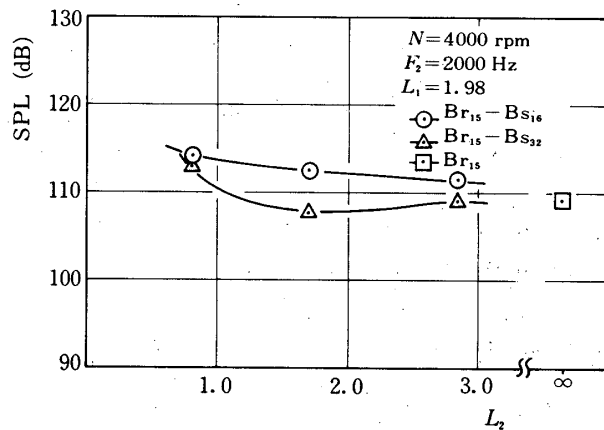
第24 - d 図 動静翼列の干渉音

ベルは動翼列単独の場合と同じになるものと考えられる。ただ発生音波の翼列通過、反射等の影響があるため、多少は音圧レベルがばらつくものであろう。動翼列単独で伝播モードが発生する原因としては、ファンの吸込み流れに存在する不均一な歪、大きなスケールの乱れや地面渦、壁面境界層の不均一などと動翼が干渉することなどが考えられているが、必ずしも明確な確証が得られているとは言えず今後解決すべき課題である。

第24 - b 図は二次の高調波成分についてのグラフである。二次の場合第4, 5表からわかるようにいずれの翼配列でも両翼列干渉により伝播モードが発生する。従って L_2 に対する音圧レベルの変化は第24 - a 図の翼配列 ($B_r=15, B_s=16$) の場合と似た傾向が期待される。確かに $L_2 < 2$ の範囲では L_2 の増加に対して音圧が減少する傾向が認められ、もう少し L_2 を細かく又小さな値に対して測定すれば明確に上記傾向が確認できよう。



第25 - a 図 動静翼列の干渉音



第25 - b 図 動静翼列の干渉音

第25 - a, b は低回転数 $N=2000 \text{ rpm}$ の場合であるが, $N=4000 \text{ rpm}$ の場合と同様な傾向が認められる.

5. むすび

軸流ターボファンの騒音の発生とダクト内伝播機構を解明するために, 新たに設置した試作単段の軸流ターボファンを用い, 動翼列単独の場合及び動静翼列の組合せで静翼枚数を取り換えた場合について, 翼列干渉音のダクト内伝播に関する実験を行い, 以下の結論を得た.

(1) 翼列近傍の圧力場は, 動翼の定常揚力の回転に伴う圧力変動と翼列で発生する音の音圧とが重畳している.

前者は動翼列より上流側への距離 L_1 の増加とともに指数関数的に減衰し, $L_1=2\sim3$ の

所で後者の翼通過周波数及びその高調波成分の音圧レベルが卓越するようになり軸方向に一定値に近くなる。これらのディスクリートトーンの音圧レベルは近傍の周波数帯域の音圧レベルに比し 10 dB 程度大きくあらわれる。

(2) 翼列干渉音に関する測定結果は理論と一致し、伝播モードの音圧レベルは翼列間隔 L_2 の増加とともに減少する。 $L_2 = 0.78$, $N = 4000$ rpm, $B_r = 15$, $B_s = 16$ の場合の基本翼通過周波数成分 ($n = 1$ 次) の音圧レベルは動翼単独の場合の干渉音に比し 10 dB 程度大きい。

(3) 動静翼列 ($B_r = 15$, $B_s = 32$) の組合せの場合、理論では減衰モードとなる筈の $n = 1$ 次の干渉音がダクト内音場で確認された。その伝播モードの音圧レベルは翼列間隔 L_2 に影響されず、動翼単独の場合の音圧レベルに一致する。

(4) 動翼単独の場合、動翼翼端周速マッハ数 $M_t < 1$ であり、伝播モードは理論上存在しない筈であるが、この場合にも $n = 1 \sim 4$ 次の音波の伝播が確認された。この現象は(3)の結果とともに翼列干渉以外の動翼列と流入気流の非均一性などとの干渉による音波の発生を示唆しているものと思われ今後の課題である。

1978年1月9日 原動機部

参 考 文 献

- [1] Tyler J. M., & Sofrin T. G.: Axial Flow Compressor Noise Studies, SAE Trans. Vol. 70, 1962.
- [2] Sharland I. J.: Source of Noise in Axial Flow Fan, J. Sound Vib. I (3), 1964.
- [3] Morfey C. L.: Rotating Pressure Patterns in Duct: Their Generation and Transmission, J. Sound Vib., I, 1964.
- [4] 梶, 岡崎: 軸流機械の回転騒音のダクト開口端における放射, 日本機械学会論文集 第38巻, 第315号, 昭和47-11.
- [5] 梶, 岡崎: 翼列干渉に基づく発生音波の理論解析, 日本機械学会論文集 第37巻, 第293号, 昭和46-1.
- [6] Barry B., & Moore C. J.: Subsonic Fan Noise, J. Sound Vib. 17 (2), 1971.
- [7] Criglen L., Copeland W. & Morris J.: Turbojet - Engine Noise Studies to Evaluate Effects on Inlet - Guid - Vane - Rotor Spacing, NASA. TN D) -4690.
- [8] Cumpsty N. A.: REVIEW - A Critical Review of Turbomachinery, Trans. ASME, Vol. 99, Series 1, No. 2, 1977-6.
- [9] 梶, 岡崎: 軸流圧縮機の回転騒音, 日本航空宇宙学会誌, 第18巻, 第192号, 1970-1.