

534.83 : 621.634

羽根車の製作誤差によって生じる軸流送風機の離散周波数騒音*

深野 徹**, 児玉好雄**, 高松康生**

1. 緒 言

軸流送風機から発生する騒音は一般に広帯域騒音と離散周波数騒音とから成っている。このうち広帯域騒音は送風機の羽根車に流入する主流の乱流成分が小さい場合には、主として羽根後縁から放出されるうずによって(1)~(4)。一方、離散周波数騒音の発生原因は、動翼に固定された圧力場が回転することにある。したがって一般に羽根枚数と回転数の積で表される羽根通過周波数とその基本周波数となる。この騒音の性質、特にダクト内での挙動はかなり明らかになっている(4)(5)。

著者らは市販の軸流送風機から発生する騒音にこのような通常の離散周波数騒音とは別に、羽根通過周波数以下にピークを示す離散周波数騒音が含まれており、これが翼の食違い角誤差に基づいている実例を経験した。

小早川ら(6)は Gutin(7) の理論が送風機騒音の音圧レベルを低めにしか予測できないのは、羽根車の非対称性を考慮していないからであると考え、Gutinの方法にその効果を導入した。その結果から彼らは羽根車やダクト系に非対称な部分があると、羽根通過周波数より低い周波数の音が発生するという前述した著者らの経験と同様のことを指摘する一方、これによって全帯域の音圧レベルも飛躍的に増大すると述べている。しかしその解析結果は実証されておらず、発生する騒音の性質についても何らふれられていない。またその解析では自由空間に置かれた羽根車に起因した遠距離場での音圧レベルが議論されているが、実際にはダクト付きの場合も多い。ダクトは離散周波数騒音には無視できない影響を与えるのが普通であり、その場合は羽根車近傍の場での議論が必要である。

本報ではこのような背景に立って翼の食違い角、ピッチ、翼弦長およびそりの製作誤差によって羽根通過周波数以下に離散周波数騒音が発生し、それが従来から知られている動翼回転騒音と同様の性質を有するこ

とや、発生する騒音の音圧レベルとこれらの誤差量との関係などをダクト付きの羽根車を用いた近距離場の測定から実験的に明らかにするとともに、二次元の複素ポテンシャルを用いた理論解析からその性質についても検討する。

2. 記 号

- c : 翼弦長 m または mm
- f : 周波数 Hz
- m : ロブ数
- P_1, P_2, P_3 : 音圧の振幅 kg/m^2
- P_T : 全圧 kg/m^2
- p : 音圧 kg/m^2
- p_0 : 最小可聴音圧 kg/m^2
- p_s : 静圧 kg/m^2
- p_{s0} : 無限遠方の静圧 kg/m^2
- Q : 流量 m^3/min または m^3/s
- R : 回転軸から半径方向の距離 m または mm
- SPL : 音圧レベル dB
- t : 翼のピッチ m または mm
- U_t : 羽根先端の周速度 m/s
- u, v : 速度の x 方向と y 方向成分 m/s
- V_0 : 無限遠方の主流の速度 m/s
- $W(z)$: 複素ポテンシャル m^2/s
- x, y : 羽根車内の空間を円筒面で展開したときの羽根車に固定した座標 m
- z : 軸方向の距離 m または mm, あるいは複素座標
- α : 迎え角 度
- β : そりを表す角 度
- Γ : 循環の平均値 m^2/s
- θ : 2個のマイクロホンのなす中心角 度
- κ : 翼の干渉係数
- ξ : 食違い角 (図 10 参照)
- τ : 時間 s
- ω : 角周波数 $1/\text{s}$

3. 実験の装置および方法

図 1 は実験装置の概要を示したものである。この装

* 昭和 52 年 10 月 14 日 創立 80 周年記念講演会 (広島) において講演, 原稿受付 昭和 53 年 6 月 2 日。

** 正員, 九州大学工学部 (〒812 福岡市東区箱崎 6-10-1)。

置は既報⁽¹⁾の実験に用いたものと同じである。供試送風機の口径は 624 mm である。羽根車はベルマウスの下流側 0.5 m のところに設置されており、出力 0.55 kW の 6 極の誘導電動機の上流に直結されているが、この電動機は幅方向をダクト軸方向に一致させて取付けた幅 70 mm、厚さ 5 mm の 3 枚の支持板で支えられている。動翼の後縁と支持板前縁の軸方向距離は扇形翼の場合 120 mm、翼形翼の場合 145 mm であり、いずれの場合も動翼と支持板とによる干渉騒音は無視できることがあらかじめ確認してある。

供試羽根車は図 2 (a) に示す翼断面が翼形をした厚肉翼の翼形翼羽根車、および図 2 (b) に示す翼の外形が扇形をした平板から成る扇形翼羽根車でいずれも羽根枚数は 5 枚である。これらの基準供試羽根車の諸元は表 1 に示すとおりである。羽根車の回転数は扇形翼の場合 1160 rpm、翼形翼の場合 1180 rpm で、翼先端速度 U_t は 38 m/s 前後であり、二乗平均半径

表 1 供試羽根車の諸元

	翼形翼			扇形翼		
	羽根先端	二乗平均半径	羽根根本	羽根先端	二乗平均半径	羽根根本
半径 mm	306	232	115	306	232	115
取付角度	73	70.5	60	62.5	62.5	62.5
入口角度	79	77.5	64	62.5	62.5	62.5
出口角度	67	56.5	52	62.5	62.5	62.5
翼弦長 mm	82.5	83	80	70	203	90
翼の最大厚さ mm	6.5	8	9	2	2	2
翼後縁の厚さ mm	2.5	2.5	2.5	2	2	2

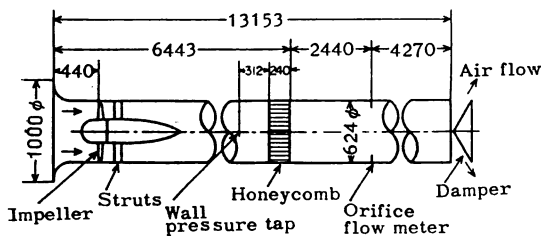
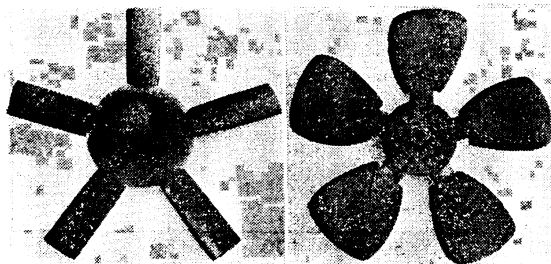


図 1 実験装置の概要



(a) 翼形翼羽根車 (b) 扇形翼羽根車

図 2 羽根車の形状

における相対速度と翼弦長で定義したレイノルズ数はそれぞれ 1.3×10^5 と 3.7×10^5 である。

図 3 は基準羽根車の特性曲線を示したものである。図中の ϕ , λ , η はそれぞれ圧力係数、流量係数、電動機の動力係数、電動機と送風機の総合効率である⁽²⁾。

本実験では (A) 食違い角, (B) ピッチ, (C) 翼弦長, (D) そりにおける製作誤差が離散周波数騒音に及ぼす影響を調べた。(A) では翼形翼羽根車を、(B) と (C) では扇形翼羽根車を用いた。(D) では扇形翼羽根車の羽根のうちの特定の何枚かを全半径位置で同じ曲率を持つように曲げた円弧翼と取り替えた。

これらの羽根車は付加した製作誤差量に比較して問題とならない程度に十分な精度で作られている。なお、羽根高さの設定値からの誤差は 0.4 mm 以下であり、翼先端すきまが平均して 6 mm とかなり大きいから、この誤差が騒音に与える影響は無視できると考えてよい。また、羽根車に製作誤差を付加することによる供試送風機の振動の増加はないよう配慮した。実験はそれぞれの羽根車の最高効率点で行った。その時の送風機流量は流量係数で 0.24~0.30 の範囲にある。

騒音はノーズコーンを付けた外径 25.4 mm のマイクロホンの感音部を羽根車面に向け、ダクト開口端から管内にそう入して測定された。測定点は半径方向に $R=290$ mm と 232 mm (二乗平均半径) の 2 点、軸方向には動翼前縁から 70 mm 上流の点を基準断面としてこれより上流側へ約 20 mm 間隔の点である。この出力信号を 1/3 オクターブ分析器で周波数分析し、結果を高速レコーダで記録した。

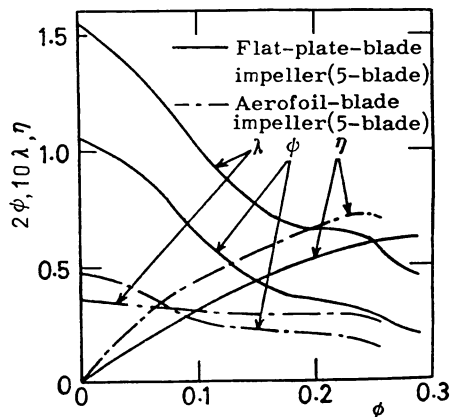


図 3 基準羽根車の特性曲線

目的に応じて騒音計からの出力をデータレコーダに記録し、さらに直記式電磁オシロを用いて波形を観察、分析した。この際、記録された音圧の波形と羽根車の翼との対応が付くように、パルス発生装置を取付けた。図4はその装置を示したものであるが、パルスを発生する歯車の突起が付いた所の翼を以下ではNo. 1の翼と名付けている。

4. 実験結果および考察

4.1 第2種動翼回転騒音 羽根車の製作誤差によって羽根通過周波数騒音以外にも、離散周波数騒音が発生することは騒音のスペクトル密度分布によく表されている。図5はその例として食違い角に誤差を有する翼の配列がスペクトル分布に与える影響を示したものである。図中には20, 40, 100, 200 および 300 Hz 帯域にピークがみられる。このうち後三者は羽根通過周波数を基本周波数とする従来から知られているものであり(これを本報では第1種の動翼回転騒音と呼ぶ)、それらの音圧レベルは食違い角に誤差があってもほとんど変わっていない。

一方、前二者の20と40Hz帯域の音圧レベルは羽根車による差が著しい。つまり、食違い角に誤差があると、動翼回転騒音の基本周波数より低い周波数帯に新たな離散周波数騒音が発生し、その周波数は誤差を持つ翼の配列によって変わっている。このような離散周波数騒音を本報では第2種動翼回転騒音と呼ぶことにする。

4.2 第2種動翼回転騒音の性質 本節では第2種動翼回転騒音の回転方向モードと管軸方向の減衰特性について述べる。図6は第2種動翼回転騒音である40Hz帯域騒音の周方向特性を調べた一例である。横軸 θ は、同一の断面内に設定された2個のマイクロホンのなす中心角で、縦軸はそれぞれ40Hz帯域のバ

ンドパスフィルタを通したマイクロホンからの出力信号の相互相関関数が極大となる点の遅れ時間である。

この図を含めて相互相関関数の解析結果から θ が増加するに従って τ_{max} が増加し、 θ/τ_{max} がちょうど羽根車の回転速度に等しいこと、 θ が 0° と 180° の点の音圧波形が類似していることがわかる。このことから40Hzの場合、互いに 180° の位相差を成す2個のロブパターン⁽⁹⁾が羽根車と同じ速度で同じ方向に回転していることがわかる。

図7は図5の結果のうちO印で示した条件下の動翼回転騒音の軸方向減衰特性を示したもので、破線は基準断面の実験点を通り Tyler らによるダクト内での音の減衰率と同じこう配でひいたものである。 m はロブ数であるが、 $m=5$ は第1種動翼回転騒音の基本周波数騒音(100Hz)に対応し、 $m=1$ が20Hz、 $m=2$ が40Hzの第2種の動翼回転騒音に対応する。

この図から、各動翼回転騒音はほぼ破線上にあり、第2種動翼回転騒音も第1種のものと同減衰特性を同じ

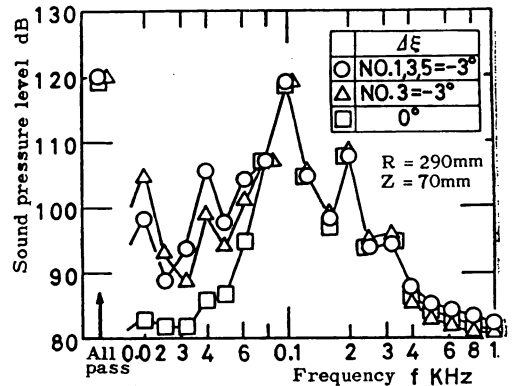


図5 食違い角誤差による騒音のスペクトル密度分布の変化

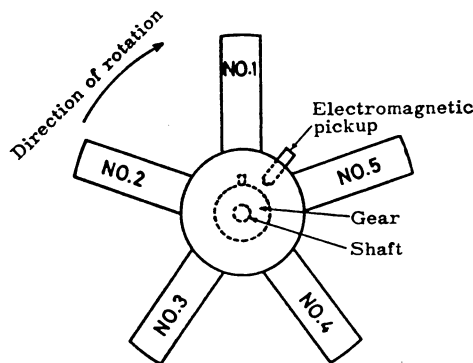


図4 パルス発生装置と動翼番号

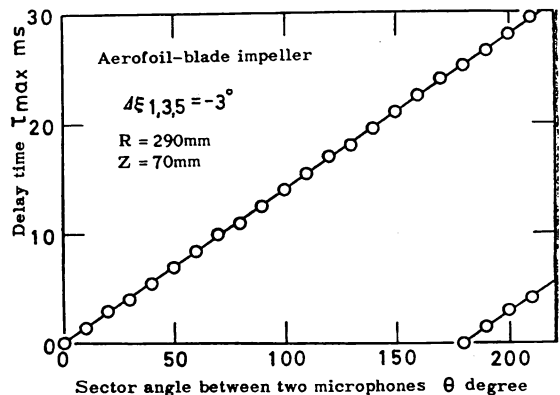


図6 第2種動翼回転騒音の回転速度とロブ数

くするものであることがわかる。また、図にみられるように m が小さいものほど軸方向減衰率が小さいから、この場合音圧レベルは $z=0.2\text{m}$ 近傍で逆転し、これより大なる z の範囲では第 2 種のものの方が高くなっている。このことは遠距離場では減衰率の悪い第 2 種のことを重要視しなければならない場合が生じることを示唆している。

4.3 各羽根車製作誤差の影響 4.2 節で述べたように第 1 種と第 2 種の動翼回転騒音の性質には本質的な差はない。したがって實際上その騒音が問題となるかどうかは動翼近傍での音圧レベルとその周波数によっている。以下にこのことについて検討する。

表 2 は羽根の食違い角誤差 $\Delta\epsilon$ の影響を示したもので、測定点は基準断面内の半径 290 mm の点である。表中の羽根車 TS は基準羽根車を、その他のものは表に示すような食違い角誤差がある羽根車を指している。また音圧レベルの値に付けられたかっこはその周波数でピークがみられないので、その値がそのときの広帯域騒音の音圧レベルを示していることを意味している。なお $\Delta\epsilon$ が正の場合は、翼の迎え角が減少したことに相当する (図 10 参照)。

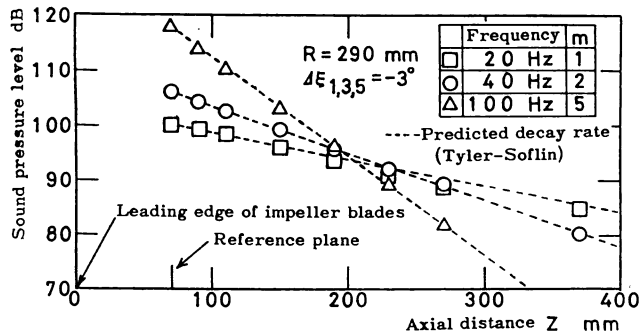


図 7 動翼回転騒音の音圧レベルの軸方向減衰特性

T 1 ~ T 3 と T 4 ~ T 7 のそれぞれをグループとして比較すれば明らかなように、 $\Delta\epsilon$ が動翼のうちの 1 枚にあれば 20 Hz 帯域で、No. 1, 3, 5 の 3 枚にあれば 40 Hz 帯域で音圧レベルの増加が著しい。またこれらの周波数帯域の音圧レベルは $|\Delta\epsilon|$ が大きくなるほど増加し、誤差がない場合に比較して約 22 dB も高くなる場合がある。 $\Delta\epsilon$ が各羽根によって異なる場合 (T 8 ~ T 10)、音圧レベルはさらに高くなり、食違い角誤差がない場合と比較して、20 Hz 帯域ではその増加量は約 30 dB にも達する。このように第 2 種動翼回転騒音の音圧レベルの増加量は著しいが、全帯域のレベルの増加は一般に小さく、あってもただか 2.5 dB 程度である。

表 3 はピッチ誤差 Δt について同様の検討を行ったものである。表中の Δt の+は回転方向に翼をずらせた場合に相当する。この表からピッチに誤差がある場合も食違い角誤差の場合と同様に、誤差を持つ羽根の配列の仕方によって発生する騒音の周波数が変わっているのがわかる。 $\Delta t/t=0.056$ は中心角にしてこの羽根車の場合 4° 強の誤差に相当するが、有り得る製作誤差の大きさから考えると、ピッチ誤差の影響は食違い角に誤差がある場合より相対的に小さいといえる。

一方、第 1 種動翼回転騒音の基本周波数 (100 Hz) の音圧レベルは、羽根ピッチに誤差があるとこの場合逆にわずかながら減少しているのが注目される。Deeproose⁽⁶⁾ は、第 1 種動翼回転騒音の基本周波数騒音の低下を意図して不等間隔ピッチの影響を実験的に検討している。その結果によれば、不等間隔ピッチの場合は等間隔ピッチの場合

表 2 食違い角誤差の影響

羽根車	食 違 い 角 誤 差 $\Delta\epsilon$					音 圧 レ ベ ル dB			
	動 翼 番 号					全 帯 域	20 Hz	40 Hz	100 Hz
	1	2	3	4	5				
TS	0°	0°	0°	0°	0°	119.5	(83)	(86)	118.5
T 1	0°	0°	1°	0°	0°	120	98.5	92.5	119
T 2	0°	0°	3°	0°	0°	120	104.5	102	119
T 3	0°	0°	-3°	0°	0°	120.5	105	99	119.5
T 4	1°	0°	1°	0°	1°	120	95	100	118.5
T 5	2°	0°	2°	0°	2°	120	99	104.5	119
T 6	3°	0°	3°	0°	3°	119.5	100	108	118
T 7	-3°	0°	-3°	0°	-3°	120.5	98.5	106	119.5
T 8	3°	0°	-3°	0°	3°	121	112	(88.5)	119
T 9	3°	0°	-3°	-3°	3°	122	113.5	100.5	120
T 10	-3°	-1°	0°	1°	3°	121	112	105	119

合に比べ基本周波数以外のほぼ全帯域でパワーレベルが増加するため、全帯域騒音レベルはわずかに(0~2dB)増加するが、基本周波数のレベルは4~5dB低下している。また、Mellinら⁽⁹⁾も同様な結果を得ている。しかしながらこれらの研究ではいずれも第2種動翼回転騒音が発生することについてはふれていない。

そり角と翼弦長における製作誤差の影響を表4と5に示す。いずれも定性的には食違い角誤差などと同じ傾向を持つが、特に翼弦長の誤差の影響は小さいといえる。

以上を総合すると、第2種動翼回転騒音の基本周波数は動翼の回転数(本実験の場合約20 rps)に等しくなる性質を持つが、音圧レベルは誤差の大きさと誤差を持つ翼の配列で変わるといえる。

4.4 送風機特性との関係 羽根車の製作誤差が送風機静圧や総合効率などの流体力学的特性に与える影響を、食違い角に誤差がある場合を例として図8に示す。いずれも基準羽根車からの差を基準羽根車(添字S)に対する比として評価している。白抜ききの記号は表2のT1~T3, 黒塗りの記号はT4~T7の羽根

車の場合を表す。

この実験範囲では $\Delta\xi$ が負の場合静圧は上昇し、その量は $\Delta\xi$ を有する翼の数が多いほど顕著である。これは、 ξ が減少するとその翼の仕事量がふえることによっている。しかしながらこの実験の場合空気動力が増しても軸動力はそれ以上に増加して、送風機の総合効率は低下している。 $\Delta\xi$ が正の場合も同様に効率は

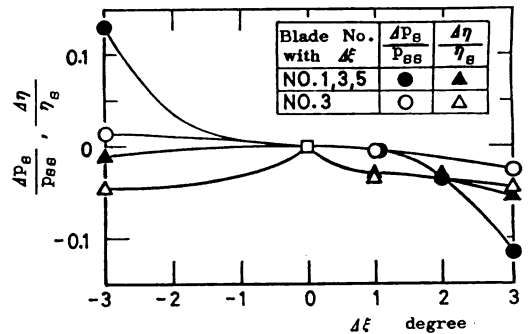


図8 食違い角誤差が送風機の流体力学的特性におよぼす影響

表3 ピッチ誤差の影響

羽根車	ピッチ誤差比 $\Delta t/t$					音圧レベル dB			
	動翼番号					全帯域	20 Hz	40 Hz	100 Hz
	1	2	3	4	5				
PS	0	0	0	0	0	118.5	96	(86.5)	117.5
P1	0	0	0	0	0.056	118	99	95.5	117
P2	0	-0.056	0	0	-0.056	118	92.5	96.5	117
P3	0	-0.056	0	0	0.056	118	102	97.5	117

表4 そり誤差の影響

羽根車	そり角 θ_m					音圧レベル dB			
	動翼番号					全帯域	20 Hz	40 Hz	100 Hz
	1	2	3	4	5				
SS	0°	0°	0°	0°	0°	118.5	96	(86.5)	117.5
S1	0°	0°	10°	0°	0°	119	106.5	104	118
S2	0°	10°	10°	0°	0°	119	109.5	99	118
S3	0°	10°	0°	10°	0°	119	97	108	118.5

表5 弦長誤差の影響

羽根車	弦長誤差比 $\Delta c/c$					音圧レベル dB			
	動翼番号					全帯域	20 Hz	40 Hz	100 Hz
	1	2	3	4	5				
CS	0	0	0	0	0	118.5	96	(86.5)	117.5
C1	0	0	-0.1	0	0	119.5	98	89	119
C2	0	0	0.1	0	0	119	94	91.5	118
C3	0.1	0	0	0	0.1	118.5	96	88	117.5
C4	0.1	0	0	0.1	0	119	92.5	90	117.5

低下しているが、このことは $\Delta\xi$ の正負にかかわらず食違い角誤差が翼列を通る流れの速度分布に余分なひずみを与え、混合損失を増加させるためであると考えられる。

さて、騒音に流体力学的特性を加味した次式で定義される比騒音レベル K_S がある。

$$K_S = \text{SPL} - 10 \log_{10} Q P_T^2 \dots \dots \dots (1)$$

図 9 は全帯域騒音のほか、20 Hz と 40 Hz 帯域の音を合成したものに對する K_S の実験結果を $\Delta\xi$ に対して図示したものである。図から明らかなように、この場合全帯域の比騒音レベル (○, ●印) は $\Delta\xi$ によって著しい影響を受けていない。

一方、第 2 種動翼回転騒音の K_S に対しては $\Delta\xi$ は著しい影響を与えている。すなわち、 $|\Delta\xi|$ が大きくなるに従って K_S は高くなり、本実験範囲では 21 dB も高くなる場合もある。食違い角誤差以外の製作誤差についても同様の検討をしたがそれを要約すると、羽根のいくつかに製作誤差があると効率および第 2 種動翼回転騒音に対する比騒音レベルはいずれも劣化するといえる。

5. 理論的考察

送風機が設計点で作動している場合、動翼近傍で計測される圧力変動は図 5 にも示したように、離散周波数成分に支配されている。この離散周波数成分は、本来翼のまわりに形成される羽根車とともに回転している圧力場による圧力変動と、その回転圧力場が音源となって生じる音波との和から成り立っているのであるが、動翼のごく近傍では圧力場の回転、つまり音源と

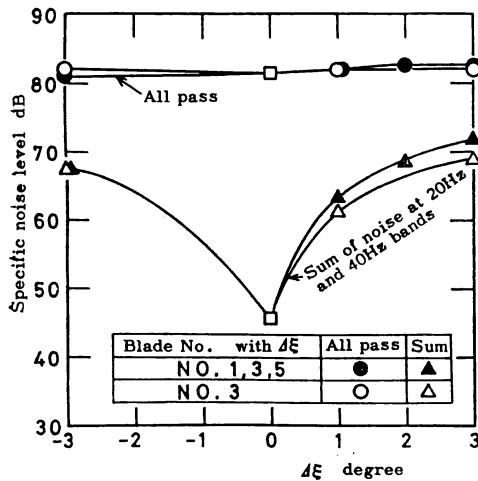


図 9 食違い角誤差が比騒音レベルにおよぼす影響

のものが圧力変動の支配的因子であると考えられる。そこで以下では音源のみに着目し、これを求めるにあたって、羽根車内の任意半径の円筒面上の流れ場はそれを展開した二次元翼列を通過するポテンシャル流れから定まり、その実際は一つのうずで置き替えることができる、と仮定する。

図 10 は例として 5 枚の円弧翼から成る動翼のうち 1 枚に食違い角誤差がある場合を示したもので、その複素ポテンシャル $W(z)$ は誤差を有する翼の座標を a_n とすれば、次式で表される (記号は図 10 参照)。

$$W(z) = V_0 z e^{i(\xi+\alpha)} - \frac{i\Gamma}{2\pi} \log \sinh\left(\frac{\pi z}{t}\right) - \frac{i}{2\pi} \sum_n \Delta\Gamma_n \log \sinh\left\{\frac{\pi(z-a_n)}{5t}\right\} \dots \dots (2)$$

ここで i は虚数単位である。また、 Γ は正常な翼の循環、 $\Delta\Gamma$ は製作誤差のために付加される循環であるが、翼が円弧翼の場合これらは理論的に求まって次式で与えられている。

$$\Gamma = \kappa \pi c V_0 \sin(\alpha + \beta) \dots \dots \dots (3)$$

$$\Gamma + \Delta\Gamma = \kappa \pi (c + \Delta c) V_0 \sin(\alpha + \beta + \Delta\beta - \Delta\xi) \dots \dots \dots (4)$$

$\Delta\xi$ や $\Delta\beta$ が小さいときは $\cos(\Delta\beta - \Delta\xi) \cong 1$ が成り立つから、 $\Delta\Gamma$ は次式で与えられる。

$$\Delta\Gamma \cong \kappa \pi V_0 \{ (c + \Delta c) \cos(\alpha + \beta) \sin(\Delta\beta - \Delta\xi) + \Delta c \sin(\alpha + \beta) \} \dots \dots \dots (5)$$

ここで、 β はそり角に相当する量であるが、本実験の

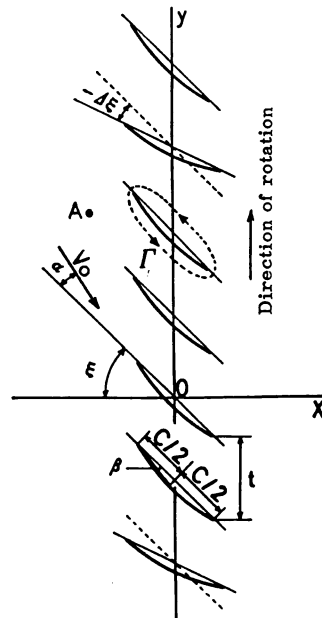


図 10 直線翼列モデル

扇形翼の場合零で, 翼形翼の場合は断面を円弧で近似して求めた. また, κ は干渉係数で Weinig⁽¹⁰⁾ による理論値を用いた.

ピッチに誤差がある場合の $W(z)$ は式(2)に加えてピッチ誤差を有する翼の本来在るべき点に $-\Gamma$ のうずを置き, 新たにその点から誤差に相当する量だけ移動した点に Γ のうずを置いたものから得られる.

観測点A(図10)の速度 u, v と圧力 p は添字0で翼列から十分離れた点の量を表せば, 以下の式のように求められる.

$$\frac{dW(z)}{dz} = u - iv \dots\dots\dots(6)$$

$$p_s = p_{s0} - \frac{r}{2g} (u^2 + v^2 - V_0^2) \dots\dots\dots(7)$$

また, 角速度 ω で回転する羽根車上の半径 R の点が $\Delta\tau$ 時間内に周方向に移動する距離が Δy に相当するとすれば,

$$R\omega\Delta t = \Delta y \dots\dots\dots(8)$$

が成り立ち, 静止座標系のある固定点の圧力の時間的変動は y 方向の圧力分布から求めることができる. このようにして求められた圧力変動 $p(\tau)$ の音圧レベルは p_0 を最小可聴音圧で $2 \times 10^{-6} \text{kg/m}^2$ とすれば, 次式から求めることができる.

$$\text{SPL} = 20 \log_{10} \frac{\sqrt{p(\tau)^2}}{p_0} \dots\dots(9)$$

図11は5枚羽根翼形羽根車を用いて基準断面で実測された圧力波形(破線)と式(2)~(8)から得られた計算値(実線)とを比較した例を示したもので, (a)は羽根車に製作誤差がない場合, (b)は動翼の1枚に -3° の食違い角誤差がある場合である. 以下に示す図も含めてこの図では一断面内では R が大きいくほど圧力振幅が大となるから, $R=290 \text{mm}$ の点に対して比較している. 誤差を有しない(a)の場合には圧力変動波形の実測値に振幅の不均一はほとんどみられない.

図11(b)の波形中の最大振幅の部分は食違い角誤差を持つ翼が通過したときの圧力変動に相当しているが, この

変動のために圧力の移動平均値(図中の一点鎖線)が(a)の場合と異なって時間的にかなり変化している. 理論値もこの傾向をよく表している.

これらの変動波形をスペクトル分析した結果は図12に示すとおりである. 図中の Δ 印は1/3オクターブ分析器を用いた実験結果で, \circ 印は理論から求めた圧力変動を, この分析器の各周波数帯に合わせてスペクトル分析した理論計算結果である. また \square 印は参考のため示したもので, $\Delta\xi=0$ の場合である. 計算値と実験値はよく一致しているといえる.

小早川らの解析は遠距離場に対するものであるが, その結果によれば, 図11の(a)と(b)に示す程度の波形の差によって全帯域の音圧レベルが飛躍的に増大することになる. しかし近距離場を対象とした本

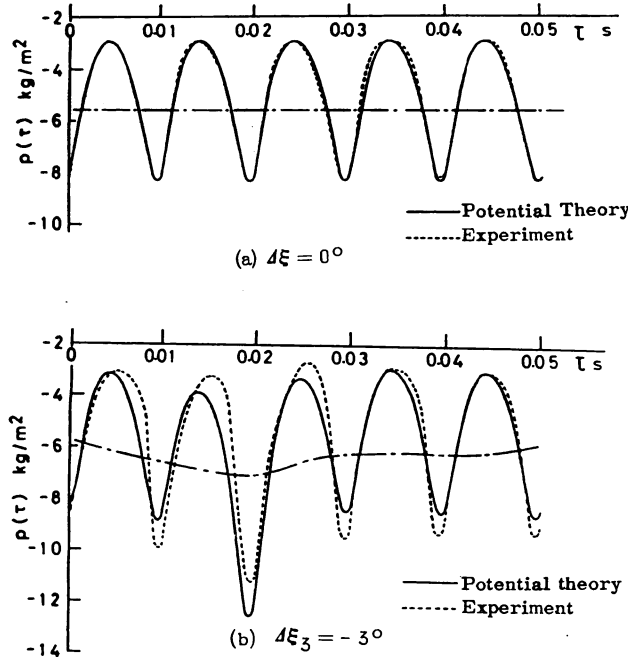


図11 音圧変動波形

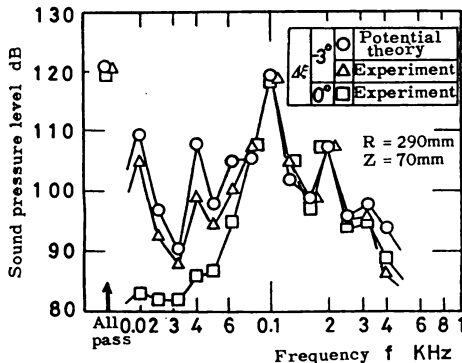


図12 スペクトル密度分布の計算値と実験値との比較

結果にはそのようなことはほとんど認められない。製作誤差の影響は主として 20 Hz や 40 Hz 帯域の第 2 種動翼回転騒音に現れ、その音圧レベルは 100 Hz 帯域の第 1 種のものよりかなり低い。全帯域の音圧レベルにはほとんど影響を与えていないのである。

食違い角以外に製作誤差がある場合についても同様の手法を用いて検討した。その結果本実験範囲では、このような簡単なモデルから第 2 種動翼回転騒音の性質の予測が可能であることがわかった。式 (2) と (5) に示されているように、各種の製作誤差がどの程度圧力変動に影響を及ぼすかは、結局これらの誤差が循環にどの程度影響を与えるかによっている。図 13 は式 (5) を用いてこのことを検討した結果を示したものである。ただし本実験範囲では干渉係数はほぼ 1 であるので、 $\kappa = 1$ としている。この図は、起こり得る製作誤差から考えて食違い角やそり誤差の影響に比して、弦長誤差の影響がきわめて小さいことを示している (4.3 節参照)。

さて、図 11(b) に例示されているように、この場

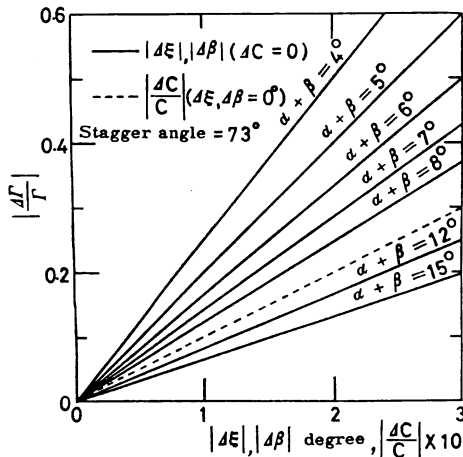


図 13 食違い角、そりおよび翼弦長の製作誤差量と循環の変化との関係

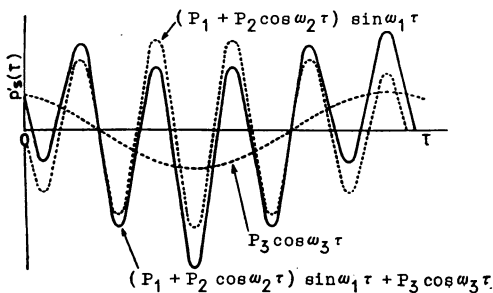


図 14 振幅変調波形モデル

合食違い角に誤差を有する翼で循環が増大するため、その翼の近傍では流れが余分に加速され、この翼で圧力変動の振幅に不均一を生じさせている。一方では一点鎖線で示されているように、その翼の近傍では静圧の平均的レベルも減少しその結果圧力レベルが全体として時間的に変動している。これは食違い角の誤差によって周方向に平均流量の不均一、つまり偏流が生じるためであると解釈することができる。以上のことを考慮すれば、図 11(b) に示された波形は次式第 1 項の第 1 種動翼回転騒音を表す項 $\sin \omega_1 \tau$ に振幅の不均一性を $P_2 \cos \omega_2 \tau$ の形で考慮した項と、第 2 項の偏流による圧力レベルの変化を表す項の和として表すことができるであろう (図 14 参照)。

$$p_s'(\tau) = (P_1 + P_2 \cos \omega_2 \tau) \sin \omega_1 \tau + P_3 \cos \omega_3 \tau \dots \dots \dots (10)$$

この式を展開すれば、

$$p_s'(\tau) = P_1 \sin \omega_1 \tau + \frac{P_2}{2} \sin (\omega_1 + \omega_2) \tau + \frac{P_2}{2} \sin (\omega_1 - \omega_2) \tau + P_3 \cos \omega_3 \tau \dots \dots \dots (11)$$

となるが、これから明らかなように、 ω_1 より低い周波数のものは、式 (11) の第 3 項と第 4 項で表されていることになる。図 11(b) の場合を例にとると、 ω_1 は羽根車 1 回転当たり 5 周期 (100 Hz)、 ω_2 と ω_3 は 1 もしくは 2 周期 (20 Hz, 40 Hz) の変動を与えるから、第 3 項は 80 Hz か 60 Hz、第 4 項は 20 Hz か 40 Hz の変動を表すことになる。図 12 の結果と対応させると、この場合第 4 項の偏流によるものが最も大きな影響を与えていることがわかる。このような傾向はその他の場合にもみられ、本実験範囲では第 2 種動翼回転騒音の発生は主として周方向に生じた流れの偏りに基づいた静圧レベルの変動に起因しているといえる。

6. 結 論

低圧の軸流送風機が設計点近傍で作動している場合、従来から知られている第 1 種の動翼回転騒音のほかに、それより低周波数領域にも離散周波数成分がみられる場合があるが、著者らはこれに第 2 種の動翼回転騒音と名付け、その騒音の発生原因や性質を実験的に調べ、これに理論的検討を加えた。その結果は次のように要約できる。

(1) 第 2 種動翼回転騒音は食違い角、そり角、翼弦長およびピッチの羽根車の製作誤差によって発生する。その周波数は動翼の回転数を基本周波数としてその倍音から成る性質を有するが、音圧レベルは製作誤

差を持つ羽根の配列と誤差の大きさに依存する。

(2) 第2種動翼回転騒音の性質は第1種のものと同様で、その圧力モードは羽根車とともに回転し、管軸方向の減衰特性も第1種のものに対する理論から推定できる。

(3) 羽根車の製作誤差量がわかれば、式(2)~(9)を用いて羽根車近傍での圧力変動が算定でき、それからスペクトル分布を求めることによって発生する第2種動翼回転騒音の性質を予測することができる。

(4) 第2種動翼回転騒音は、主として羽根車の製作誤差によって生じた周方向の流れの偏りに基づいた静圧レベルの変動によっている。

(5) 本実験で測定した近距離場での音圧レベルは第1種のもので支配的であるため、第2種動翼回転騒音による全帯域騒音の音圧レベルの増加はわずかである。しかし管内での減衰率は第1種のものより小さいので、遠距離場ではこれが支配的となる可能性がある。

る。

おわりに、本実験装置の製作に協力された坂井則明、黒木 章技官ならびに実験に協力された当時九州大学学生の伊東裕樹、鳥飼節男の諸氏に感謝する。

文 献

- (1) 深野・ほか2名, 機論, 41-345 (昭50-5), 1479.
- (2) 深野・ほか2名, 機論, 48-375 (昭52-11), 4168.
- (3) Fukano, T., ほか2名, *J. Sound & Vibr.*, 56-2 (1978-1), 261.
- (4) 妹尾・児玉, 機論, 39-320 (昭48-4), 1246.
- (5) Tyler, J.M. and Sofrin, T.D., *SAE Trans.*, 70 (1962), 309.
- (6) 小早川・小泉, 機論, 35-274 (昭44-6), 1265.
- (7) Gutin, L., *NACA TM*, 1195 (1948).
- (8) Deeprose, W.M., *Char. Mech. Engng.*, 21-10 (1974), 64.
- (9) Mellin, R.C. and Sovran G., *Trans., ASME, Ser. D*, 92-1 (1970), 143.
- (10) Weinig, F., *Die Stroemung um die Schaufeln Von Turbomaschinen*, J. A. Barth, Leipzig, (1935).

討 論

〔質問〕 鈴木昭次 (荏原製作所中央研究所)

第2種動翼回転騒音に対する各形状パラメータの誤差の影響を明らかにされた事は、実用上の点からも有意義であり、敬意を表す。

(1) 管内騒音測定点に平均二乗半径のほかに $R=290\text{ mm}$ を選ばれ、データはその点のものが多いようだが選定理由をご教示願いたい。

(2) (1) と関係するが、20 Hz と 40 Hz に対する $\Delta\theta$ の影響は $R=290\text{ mm}$ に対して、平均二乗半径の測定値についても同様の結果か。

(3) 動翼1枚に $\Delta\theta$ があるときは 20 Hz の SPL が増大、3枚に $\Delta\theta$ があるときは 40 Hz の SPL の方の増加が著しい理由を示していただきたい。

(4) T8 羽根車の $\Delta\theta$ の影響において、40 Hz 成分にピーク性がない (表2) 理由はなにか。

(5) ピッチ誤差 5.6% は羽根車外周部では $\Delta t=22\text{ mm}$ となり、かなり大きな値である。実際上の問題として、外周部で $\Delta t=5\text{ mm}$ 程度のときの SPL 増加はどの程度か。

(6) 図11で計算値と測定値の比較をしておられるが、測定値の方は $R=290\text{ mm}$ における音圧レベルから p を求めたと思われるが、計算値との比較に $R=290\text{ mm}$ の測定値はどの程度の意味を有しているか。

〔回答〕 (1), (2): ご質問の(1)と(2)は共通しているから、ここでまとめて回答する。製作誤差に

よって生じる離散周波数音 (第2種動翼回転騒音) は定性的には半径によってほとんど変わらない。また、本実験範囲では音圧レベルも翼先端近傍から二乗平均半径近くまではほとんど同じ程度で、それより小さな半径では音圧レベルが低くなる。これらのことは第1種動翼回転騒音の性質と類似している。以上のこととスペース上の制限を勘案して本論文では主として 290 mm のデータを提示した。

(3), (4): (3) と (4) のご質問も関連しているのでここでまとめて回答する。なお、ご質問では食違い角誤差 $\Delta\theta$ のみを問題にしてあるが、他の製作誤差に関しても定性的には同じであることをあらかじめ指摘しておく。

1813ページ右欄下18~13行めに述べているように、第2種動翼回転騒音は周方向に流れの偏りが生じることに起因して発生している。したがって、翼動の1枚に食違い角誤差があると羽根車の全周あたり1箇所流れのひずみが生じる。つまり、第2種動翼回転騒音を誘起する仮想的な羽根1枚が回転することと等価であり、本実験条件下では 20 Hz 帯域の SPL が増大することとなる。

他方、多数の翼に誤差がある場合は表2~5に示されているように、それらが周方向にどのような順序で配列されているか、いかえれば偏流が誘起する周方向圧力分布のモードがどうであるかによって生じる周

波数は決定される。たとえば本実験に用いたものよりは相当に多い翼を有する羽根車の場合で隣接する 2 枚のみに誤差がある場合は、40 Hz 帯域ではなく 20 Hz 帯域の増加が著しくなると予想される。本実験では表 4 に示してある S 2 と S 3 羽根車についての結果を比較すればそれが特によくわかる。

また、質問の T 8 羽根車では軸対称な誤差ではあるが誤差の符号が異なるので、周方向の偏流による圧力は 360° が 1 周期となる分布となる。したがって強い 20 Hz 帯域音の発生が推測されるが 40 Hz 帯域で騒

音のピークが形成される必然性はないと考える。これは実験結果が示すとおりである。

(5) 本実験に用いた程度の羽根車に対しては、 Δt が 5 mm 程度の誤差の影響は小さいと考える。

(6) 本論文で提示している計算は $R=290\text{mm}$ の円筒面についてのものであることをあらかじめ指摘しておく。290 mm の断面で実験値と計算値を比較したのは (1) で述べたように、この断面に関する諸性質は半径方向に異なる点での騒音の性質を代表していると考えられるからである。