

621.634-752 : 628.517

低圧軸流送風機の乱流騒音について*

(第2報, 動翼枚数, 翼弦長およびそりが騒音に与える影響)

深野 徹**, 児玉好雄**, 高松康生**

1. 緒 言

低圧軸流送風機の騒音は羽根車に起因する流体力学的騒音に限っても, 各種の騒音源から成り立っている。その寄与のしかたは送風機流量によって異なり, かつ複雑であるから, 本報では設計点近傍で運転される場合の騒音に限定して議論する。このような場合の騒音は回転騒音と乱流騒音とから成っているが, 回転騒音は管内で音波の干渉によって急速に減衰するから, 遠距離場で問題になるのは主として乱流騒音である⁽¹⁾。

著者らは前報において, 乱流騒音の主たる発生原因を明らかにするとともに, これを説明する解析モデルを設定し, これから乱流騒音の音圧レベルおよび支配的な周波数を予測する式を導入した。その結果, 羽根の後流の幅が騒音エネルギーを表す重要な因子であることが明らかとなった。そこで, 羽根車形状を変えるかわりに, 翼の負圧面上に小径の棒を取付けて後流の幅を変え, 理論式の妥当性を検討した⁽²⁾。

本報ではさらに形状を異にする羽根車の動翼枚数, 翼弦長, そりなどの諸因子を変化させてこの式の妥当性を検証し, あわせて送風機の音圧レベルの表示法および送風機騒音の簡易計算法について述べる。

2. 記 号

a_0 : 空気中の音速 m/s
 B : 動翼枚数
 C : 翼弦長 m または mm
 D : 後流の幅 m または mm
 D_R : 羽根車の直径 m または mm
 D_t : 翼後縁の厚み m または mm
 E : 騒音の音響出力 kg m/s
 g : 重力の加速度 m/s²
 K_s : 比騒音レベル dB
 L : 電動機の入力 kW

N : 回転数 rpm
 P_T : 全圧 kg/m²
 p_0 : 最小可聴音圧 kg/m²
 Q : 流量 m³/min または m³/s
 R : 管軸からの半径方向の距離 m または mm
 Re_c : 翼弦長に基づくレイノルズ数
S. P. L.: 音圧レベル dB
 t : 翼ピッチ m または mm
 U : 周速度 m/s
 U_t : 羽根車先端の周速度 m/s
 W : 相対速度 m/s
 Z : 音源と管軸上の観測点との距離 m
 γ : 空気の比重量 kg/m³
 δ_t : 翼後縁の境界層の排除厚さ m または mm
 η : 全圧効率
 θ : そり角 度
 λ : 動力係数 $= 816gL/\pi\gamma(1-\nu^2)D_R^2U_t^3$
 ν : ハブ比
 ξ : 取付け角 度
 σ : 弦節比
 ϕ : 流量係数 $= 4Q/\pi(1-\nu^2)D_R^2U_t$
 ψ : 圧力係数 $= 2gP_T/\gamma U_t^2$
 ω : 角周波数 1/s

添 字

 m : 二乗平均半径における量

3. 乱流騒音の理論式

低圧軸流送風機が設計点近傍で運転される場合に, 遠距離場で観測される騒音は, 主として羽根後縁から放出されるうずに基づく乱流騒音である。この騒音の音響出力は前報の理論解析結果から次式で与えられる⁽²⁾。

$$E = \pi B \gamma \int DW^2 dR / 1200 a_0^3 g \dots \dots \dots (1)$$

ここで E は騒音の音響出力, B は動翼枚数, γ は空気の比重量, a_0 は音速, D は翼後縁における後流の幅, W は相対速度, R は半径方向の距離である。

この式は次の仮定, すなわち (1) 流れの軸方向速

* 昭和50年8月21日 第858回講演会において講演, 原稿受付昭和51年1月26日。

** 正員, 九州大学工学部(福岡市東区箱崎 6-10-1)。

度が周速度に比較して十分小さい, (2) 送風機のハブ比が十分小さい, (3) 翼後流の幅が半径方向に一定である, によって次のように簡単化することができる.

$$E = \pi B \gamma D_R U_i^6 D / 16 800 a_0^3 g \dots\dots\dots(2)$$

ここで, D_R は羽根車直径, U_i は羽根先端の周速度である. 以下では式 (1) と (2) をそれぞれ理論式, 近似理論式と呼ぶ.

さて, 式 (1) および (2) からわかるように, 後流の幅 D は送風機から放射される乱流騒音の音響出力を決定する重要なパラメータである. したがって, これを定めるには慎重な配慮が必要である. 本研究では D は翼後縁における翼厚み D_i と, 翼の圧力面および負圧面の両面に発達した境界層のそれぞれの排除厚さ δ_{ip}^* と δ_{is}^* との和として次式で定義した.

$$D = D_i + \delta_{ip}^* + \delta_{is}^* \dots\dots\dots(3)$$

本報で取扱う羽根車のように, 翼面上の圧力こう配が平均的には非常に小さい場合であっても, 翼面上に発達する境界層の層流から乱流への遷移は, 局所的な逆圧力こう配によって翼前縁近くで起こることが多い. したがって, 以下では翼面上の境界層を乱流として取扱う.

逆圧力こう配のある実際の翼面上の境界層厚さを解析的に求めるのはかなりめんどうである. 上述のように本報で取扱う送風機は圧力こう配が極めて小さいので, 式 (3) の排除厚さに対しては, 圧力面および負圧面ともに圧力こう配のない平板上に発達する乱流境界層に対して求められた次式で代用する⁽⁸⁾.

$$\delta^* = \frac{0.37}{8} C R_{ec}^{-0.2} \dots\dots\dots(4)$$

ここで, R_{ec} は翼弦長と相対速度に基づくレイノルズ数である. 式 (4) を式 (3) に代入すると翼後縁における後流の幅 D は次式で表される.

$$D = D_i + \frac{0.37 C}{4} R_{ec}^{-0.2} \dots\dots\dots(5)$$

この式を式 (1) あるいは (2) に代入すれば, 理論的に騒音の音響出力を求めることができる.

一方, 羽根車の回転軸上で, 回転面から z 離れた点の音圧レベル S. P. L. と乱流騒音の音響出力 E との関係は次式で与えられる.

$$S. P. L. = 10 \log_{10} (3 \gamma a_0 E / 8 \pi z^2 p_0^2 g) \dots\dots\dots(6)$$

ここで, p_0 は最小可聴音圧で $2.04 \times 10^{-6} \text{ kg/m}^2$ である.

理論値を実験値と比較する場合には, 次の手続きによる. すなわち, 式 (5) から得られる後流の幅 D を式 (1) あるいは (2) に代入して騒音の音響出力 E を求め, さらに E を式 (6) に代入すれば z 点の音圧レベル

の理論値が得られる. この値と z 点で測定した音圧レベルを比較すればよい.

4. 実験装置および方法

図 1 は実験装置の概要を示したものである. この装置は全長が約 13 m あり, 吸込口にはベルマウスが設けられている. ベルマウスから 0.5 m 下流に口径 624 mm の供試送風機が接続されている. この送風機の羽根車は, 3 枚の支持板によって管中心に固定された電動機に直結されている. また, 送風機の下流側の直管部には JIS 規格に従って流量測定用のオリフィスが, 出口には流量調整用のダンパが設けられている.

供試羽根車は図 2 (a) に示す扇形をした厚さ 2 mm の平板から成る扇形翼羽根車 [弦長が長いもの (今後この羽根車を表すのに 100% 弦長と略記する) と, その 60% の弦長を持つもの (60% 弦長) の 2 種類], 図 2 (b) に示す翼断面が翼形をした厚肉翼の羽根車 (翼形翼羽根車), および図 2 (c) に示す翼弦長の長い羽根車 (長コード翼羽根車) である. このほかに, そりの影響を調べるためのものとして 60% 弦長扇形翼

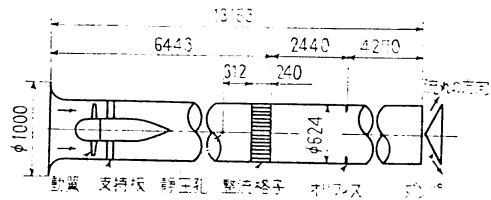
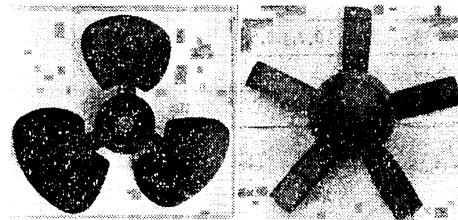
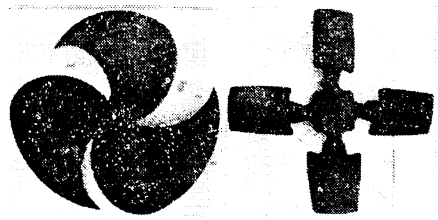


図 1 実験装置の概要



(a) 扇形翼

(b) 翼形翼



(c) 長コード翼

(d) 台形翼

図 2 羽根車の形状

羽根車と翼弦長が同じで、全半径位置で同じ曲率半径を持つように曲げた円弧翼羽根車、および図2(d)に示すような羽根の入口角と出口角が各半径位置で異なる台形翼羽根車がある。

表1はこれらの供試羽根車の動翼枚数と、二乗平均半径におけるそり角 θ_m 、翼弦長 C_m 、取付け角 ξ_m および翼後縁の厚み D_t を表したものである。このうち、5枚羽根翼形翼、長コード翼および台形翼の各羽根車は市販品である。以上の羽根車は出力 0.55 kW の6極の誘導電動機によって駆動される。その回転数は各羽根車によって多少異なっているが約 1180 rpm である。また、羽根先端の周速度と羽根車直径で定義したレイノルズ数はほとんどの羽根車では 1.4×10^6 である。一方相対速度と翼弦長で定義したレイノルズ数は羽根車によって多少異なるが、二乗平均半径での値は翼弦長の最も短い場合で 1.6×10^5 、最も長い場合 7.3×10^5 である。

図3は前述した供試羽根車の特性曲線の例を示したものである。破線は長コード翼を、実線は3枚羽根の扇形翼(100%弦長)、一点鎖線は5枚羽根の翼形翼を表している。図中の ϕ, ψ, λ および 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り、次式で示される。

$$\phi = P_T / \frac{\gamma}{2g} U_t^2, \quad \psi = Q / \frac{\pi}{4} (1 - \nu^2) D_R^2 U_t$$

$$\lambda = 102L / \frac{\pi \gamma}{8g} (1 - \nu^2) D_R^2 U_t^3, \quad \eta = \phi \psi / \lambda$$

ここで、 P_T は全圧、 γ は空気の比重量、 g は重力の加速度、 U_t は羽根先端の周速度、 Q は送風機流量、 ν はハブ比、 D_R は羽根車直径、 L は電動機の入力である。

なお、騒音測定時の流量係数は羽根車によって異なるが、だいたい 0.21~0.32 であり、ほぼ最高効率点近傍である。

すべての騒音測定は送風機の軸中心上で、ベルマウス端から 1.5 m 上流の点で行った。詳細については前報に述べたとおりである⁽²⁾。

5. 実験結果および考察

図4はスペクトル密度分布の例を示したもので、○印は5枚羽根翼形翼羽根車、△印は長コード翼羽根車の場合である。図中には離散周波数騒音はみられず、スペクトル分布形は全体的になめらかである。同様のことが他のすべての羽根車についてもいえることが確かめられている。したがって、測定された音圧レベルは主として乱流騒音に起因すると考えることができる。

5.1 各種羽根車の音圧レベル

図5は後述する理由から、そり角 θ_m が 30° と 40° の円弧翼羽根車を除いているが、4章で述べたすべての羽根車について、音圧レベルの実験値と式(1)から得られる理論値とを比較したものである。各羽根車はいずれも約 1180 rpm で回転するが、前述のように個々の羽根車でその値が若干違っているので、理論値を求めるときは実験時の回転数と同じ値を用いた。また、騒音の音圧レベルは時間的に変動しているから(大きい場合はその変動幅が 2 dB 近くなることもある)、これらを時間的に平均したものを実験値としている。

太い実線は理論値と実験値とが等しいことを、また細い実線はこれより +1 dB だけ平行移動した線を表

表1 供試羽根車

羽根車	動翼枚数	翼弦長 C_m mm	取付け角 ξ_m	翼後縁厚み D_t mm
扇形翼	100% 弦長	338	62.5°	2
	60% 弦長			
円弧翼	$\theta_m = 10^\circ, 30^\circ, 40^\circ$	203	62.5°	2
	5			
	$\theta_m = 20^\circ$			
翼形翼	2,3,4,5,6,8	85	73°	2.5
長コード翼	3	387	65°	2.5
台形翼	4	154	65°	2

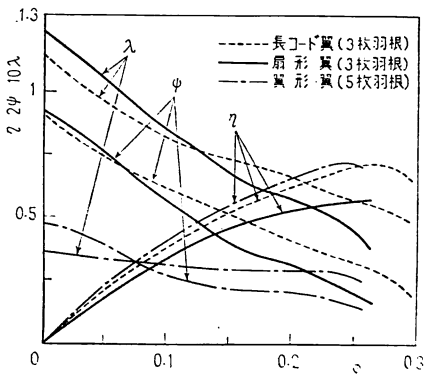


図3 供試送風機の特性曲線

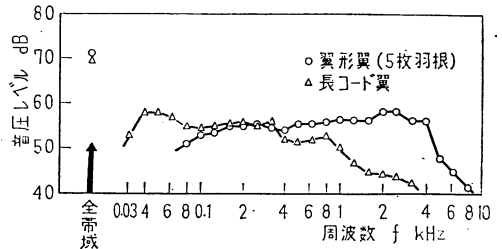


図4 騒音のスペクトル密度分布

している。図中にみられるように、全体的には実験値のほうが理論値より高めであるが、羽根車の形状が相当に異なっており、また動翼枚数などが広い範囲に変えられているにもかかわらず、ほとんどの実験点が 1 dB 以内で理論値とあっている。音圧レベルの時間的変動幅を考え合わせると、このことは式 (1) と (5) とから騒音の音響出力を求めることの妥当性を示しているものと考えられる。

図 6 の○印は近似理論式 (2) について図 5 の場合と同じ実験点を用いて同様の比較を行った結果を示したものである。ただし、後流の幅 D の代表値として、二乗平均半径における値を用いている。太い実線と細い実線は、図 5 の場合と同様のことを表している。また△印は式 (2) で羽根先端の周速度 U_t の代わりに羽根先端の相対速度 W_t を用いて算定した近似理論値である。

この図から明らかなように W_t の値を用いれば、近

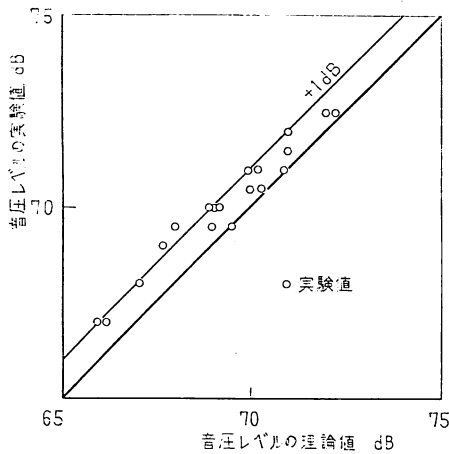


図 5 音圧レベルの実験値と理論値との比較

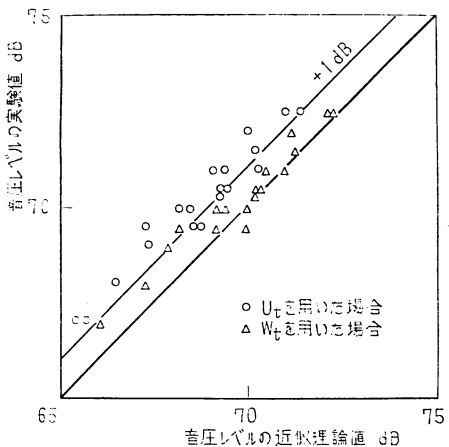


図 6 音圧レベルの実験値と近似理論値との比較

似理論式を用いても式 (1) と同程度に精度のよい音圧レベルの予測が可能である。ただし、以下における近似理論値は簡単のためすべて U_t を用いて算定したものである。

5.2 乱流騒音におよぼす諸因子の影響 5.1 節で音圧レベルの理論値と実験値とを各種羽根車について比較検討した結果、両者は良好な一致を示した。この結果は、前報で述べたものよりさらに広い範囲の実験条件で、理論式が妥当であることを示すものである。しかしながら、騒音の音響出力に関する物性値以外の流体力学的因子は、式 (1) あるいは (2) に示されるように、(a) 動翼枚数 B 、(b) 羽根に対する相対速度 W 、(c) 後流の幅 D 、(d) 羽根車直径 D_R などがあり、これらの音圧レベルに与える影響を実験的に個々に確かめておくこともまた必要である。

上記のうち、後流の幅は式 (5) に示されるように、さらに翼後縁の厚み D_t と翼弦長 C を因子として含んでいる。 W は回転数 N と等価にみなせると考えると、結局騒音の音響出力は B, N, D_R, D_t, C の諸因子に依存していることになる。

他方、式 (5) は圧力こう配のない平板上に発達する境界層から求められたものであるから、この式の有用性の検証の一つとしてその影響を調べる必要がある。

本報では回転数と羽根車直径および翼後縁の厚みをほぼ一定とした実験を行った。すなわちこれらの諸因子のうち B, C 、そりおよび流体機械の設計上の重要な因子として B と C の積に比例する量である弦節比などの音圧レベルに与える影響について検討した。

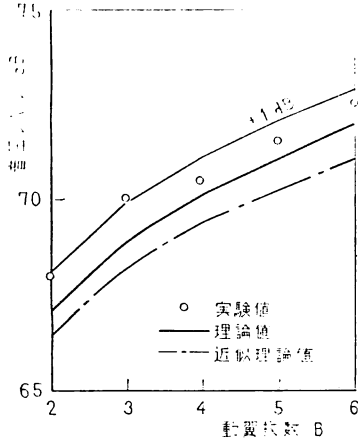
5.2.1 動翼枚数 B の影響 図 7 は動翼枚数と音圧レベルの関係を示したもので、(a)~(c) はそれぞれ 100% 弦長扇形翼、60% 弦長扇形翼および翼形翼についての結果である。図中の○印は実験値であり、実線は式 (1) と (6) とから、一点鎖線は式 (2) と (6) とから求まる理論値である。

これらの図からわかるように、測定された音圧レベルは動翼枚数の増加に従って増加し、その増加のしかたは動翼枚数が 2 倍になれば音圧レベルが約 3 dB 増加している。これは理論式で予測されるとおりであり、理論値は 1 dB 程度の誤差で実験値とよく一致している。

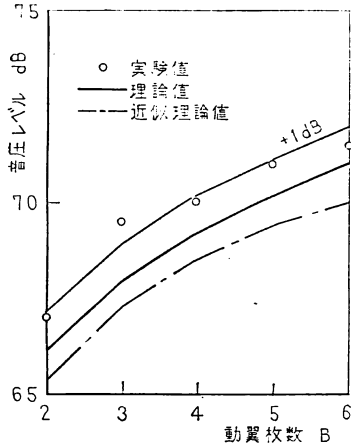
このことは前報で、この程度の動翼枚数の場合には羽根間の干渉を考慮する必要がなく、おのおのの羽根を独立な騒音源と考えて、動翼枚数 B の効果を単に 1 枚から発生する騒音の音響出力の B 倍として取扱ったことの正当性を証明するものであると考える。

以上のことを考慮すれば、動翼枚数が本実験範囲より多い場合でも、おのおのの羽根の後流が互いに干渉

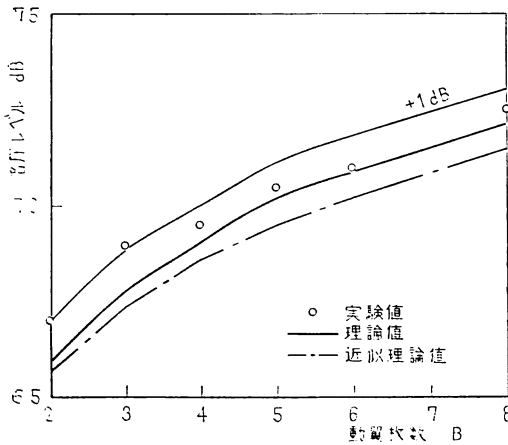
しないかぎり、式(1)や(2)の関係で動翼枚数の効果を表し得るものと思われる。



(a) 扇形翼 (100% 弦長)



(b) 扇形翼 (60% 弦長)



(c) 翼形翼

図 7 音圧レベルに与える動翼枚数の影響

5・2・2 翼弦長 C の影響 図 8 は翼弦長が騒音におよぼす影響を示したもので、(a)~(d) はそれぞれ動翼枚数が 3, 4, 5 および 6 枚についてのものである。これらの図の縦軸は音圧レベル、横軸は二乗平均半径の翼弦長 C_m である。図中の○印は 100% 弦長扇形翼と 60% 弦長扇形翼に対する実験点、△印は翼形翼の実験点を示している。

これらの羽根車の翼後縁の厚みは表 1 に示すように扇形翼の場合 2 mm、翼形翼の場合 2.5 mm である。また、翼形翼はそりががついているが、扇形翼は平板から成っている。したがって、○印と△印は同一条件でないので必ずしも弦長のみの影響を比較したことにならない。しかしながら、5・2・3 項で述べるようにそりが適正であれば、発生する騒音エネルギーはそりによってほとんど影響を受けないから、△印も翼弦長の影響をみる参考値として図示している。

これらの図から明らかなように、翼弦長が長いほど音圧レベルは高い。これは弦長が長くなるに従って翼面上の境界層が発達し、その結果後流の幅が厚くなるためである。理論値もこの傾向を定量的にもよく表している。

5・2・3 そりの影響 本報では円弧翼のそり角を変えることによって、そりの影響を調べた。図 9 はそり角が騒音に与える影響を示したもので、 $\theta_m = 0^\circ$ の実験点は扇形翼 (60% 弦長) のうちで最も効率の高い

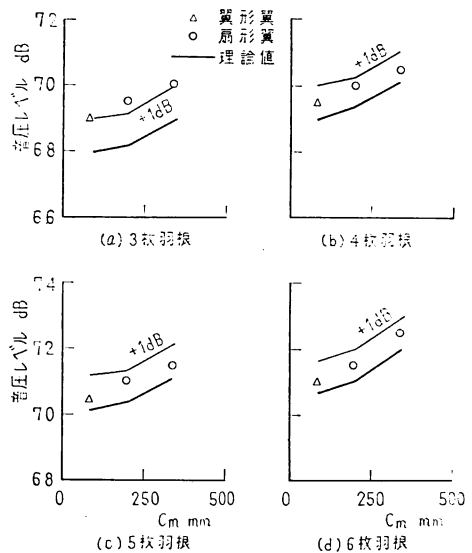


図 8 音圧レベルに与える翼弦長の影響

5 枚羽根の羽根車についてのもので、その他の点はこれにそりを付けて円弧翼とした場合の結果である。図中の○印は実験値を、太い実線は理論値を表している。理論値がそり角 20° を境として減少しているのは、実験時の回転数がこれを境として減少したためである。

この図からそり角が 20° まではそり角の大きさに関係なく、音圧レベルはほぼ一定の値 71 dB をとること、これらが理論値ともよく一致していることなどがわかる。そり角が 20° より大きくなると音圧レベルは急上昇して、理論値との差が大きくなっている。この理由はそり角が 20° までは流体は翼面に沿ってうまく流れているが、それ以上のそり角になると、翼面上ではく離を生じ、後流の幅が増大するためと思われる (このため図 5 および 6 ではそり角が 30° と 40° の実験点は省いてある)。

以上のことから、圧力こう配のない平板上に発達する境界層の厚さから求めた式 (4) は、羽根にそりがあっても境界層がはく離しない程度まで十分適用できるといえる。

5・2・4 弦節比の影響 送風機の設計条件として、たとえば送風機流量、圧力、回転数などが与えられると、それらの条件に適正な弦節比 σ を決定することができる。この σ は次式で定義されている。

$$\sigma = C/t = BC/2\pi R \dots\dots\dots (7)$$

ここで、 C は翼弦長、 t はピッチ、 B は動翼枚数、 R は半径である。この式から明らかなように、 σ は動翼枚数と翼弦長の積に比例している。したがって σ が与えられた場合に、騒音問題に対しては翼弦長が長くて動翼枚数が少ないほうが有利か、逆に翼弦長が短くて動翼枚数が多いほうが有利であるかは興味のある問題である。以下にこのことについて検討する。

図 10 は翼形翼、扇形翼 (60% 弦長および 100% 弦長)、円弧翼の各羽根車の音圧レベルを二乗平均半径の弦節比 σ_m について図示したものである。図中の

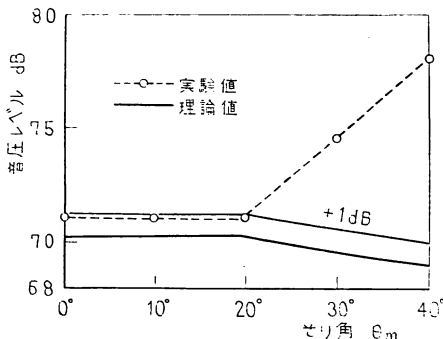


図 9 音圧レベルに与えるそり角の影響

実線は同じ羽根車で得られた実験点を結んだものであり、破線は動翼枚数の等しい実験点を結んだものである。また、実験点の数字は動翼枚数である。60% 弦長の扇形翼 (Δ 印) とそり角 20° の円弧翼 (∇ 印) の実験点とは全く一致しており、図 9 でも示されたようにそり (円弧翼のそり角は 20°) の影響が全くないことを示している。

表 1 に示されるように (図 8 参照) 翼弦長は翼形翼、60% 弦長扇形翼、100% 弦長扇形翼の順に長い。図 10 では実験点がこの順に右に移動している。換言すれば、同じ弦節比に対して翼弦長が長くて動翼枚数が少ないもののほうが、翼弦長が短くて動翼枚数が多いものよりも音圧レベルが低いことを意味している。これは式 (1) に示されるように、騒音の音響出力は動翼枚数に比例するのに対し、翼後縁の厚みを無視できる場合でも、翼弦長に対してはその 0.8 乗にしか比例しないからである。

一方、音圧レベルを弦節比に対して図示すればそれぞれの羽根車に対するデータ点は異なった線上にくることを図 10 は表している。これは音圧レベルに関する量を整理する上で、弦節比は横座標として必ずしも好ましい量ではないことを意味している。5・3 節ではこのことについて検討する。

5・3 音圧レベルの表示法 前報に議論したことを

含めて 5・2 節までに示されたように、式 (1) あるいは (2) に陽に含まれている諸因子のうち、動翼枚数 B 、翼弦長 C および後流の幅 D の音圧レベルに対する寄与は式 (1) あるいは (2) で表現できることが確かめられた。これに基づいて送風機騒音の表示法を検討する。前述のように本報では、羽根車直径 D_R と回転数をほぼ一定とした実験を行っているので、以下においてはこの範囲に限定して考察する。

この条件下では式 (1) あるいは (2) に示されるように、騒音の音響出力に関与する因子は B と D である。このことは横軸に B と D の積に比例する量を取れば、音圧レベルは 1 本の線で表せることを示唆している。

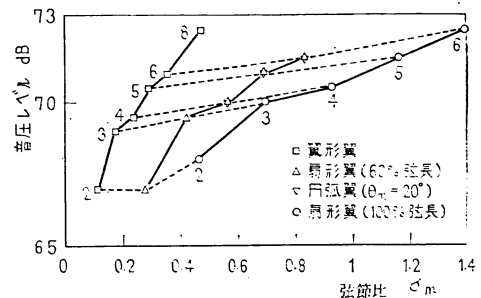


図 10 音圧レベルに与える弦節比の影響

ここでは弦径比 σ_m と, D_m を C_m で無次元化した D_m/C_m との積を横軸にとった(添字 m は二乗平均半径における量であることを意味する). この σ_m と D_m/C_m の積は次式に示すように, BD_m に比例する量であり, また後流の幅 D_m とピッチ t_m との比でもある. したがって, 以下ではこれを DT 比と名づけ, DTR と表す.

$$DTR = \sigma_m \frac{D_m}{C_m} = \frac{D_m}{t_m} = \frac{D_m B}{2\pi R_m} \dots\dots\dots(8)$$

ただし, R_m は二乗平均半径である.

図 11 の実線で結んだ実験点は音圧レベルを DT 比に対して図示したものである. この図からわかるように音圧レベルの実験点は DT 比に対して 1本の線上に乗っている. このことから, 回転数および羽根車直径を一定としたときの騒音の音圧レベルは DT 比を横軸として表示するとうまく整理できることがわかる.

図 11 には音圧レベルのほか, 次式で定義される比騒音レベル K_s も破線で図示されている.

$$K_s = S. P. L. - 10 \log_{10} Q P_T^2 \dots\dots\dots(9)$$

ここで, S. P. L. は音圧レベル dB, Q は送風機流量 m^3/min , P_T は全圧 kg/m^2 である.

K_s は送風機騒音と送風機特性とを同時に考慮した量で, この値が小さい程良好な羽根車である. したがって K_s は送風機の設計上の一つの目安を与える量であると考えることができる. 図からみられるように K_s の値は翼形の種類によって異なり, 翼形翼(口印)が最も高く, 100% 弦長扇形翼(○印), 60% 弦長扇形翼(△印), そり角 20° の円弧翼(▽印)の順に小さくなる.

△印と▽印の実験点はそりがあるかないかの違いだけであるが, そりを付けると比騒音レベルは約 3dB 低くなっている. このことから, 羽根に適当なそりを付けることによって比騒音レベルの大幅な改善が得ら

れることがわかる. また, 各羽根車ともに DT 比が 1.1×10^{-2} 近傍に比騒音レベルの極小値がみられ, 騒音を考慮した最適設計点が存在するように思われる.

図 12 は図 9 に示した実験点を比騒音レベルで評価したものである. この図から, そり角が 20° 近傍で比騒音レベルは極小値をとることがわかる. これは流量と圧力はそり角が大きくなるに従って増加するが, 音圧レベルは図 9 で示したように, そり角が 20° までは一定値をとり, それ以上の角度になると急激に上昇することに起因している.

6. 音圧レベルの簡易計算法

5章までに述べたように, 近似式(2)は少々小さい値を与えるものの, 本論文で用いたものと類似の羽根車に対してその騒音の推定に十分適用することができると考えられる. したがって, あらかじめいろいろの羽根車の使用条件に対して式(2)と(6)から得られる結果を図示しておけば, 騒音の音圧レベルを容易に予測することが可能となる.

図 13~15 はその一例を示したものである. 図 13 は σ_m/B と D_m/C_m との関係を翼後縁の厚みをパラメータとして図示したものであり, 図 14 は騒音の音響出力 E と DT 比との関係を示したものである.

羽根車が与えられると σ_m/B が算定できるので, 図

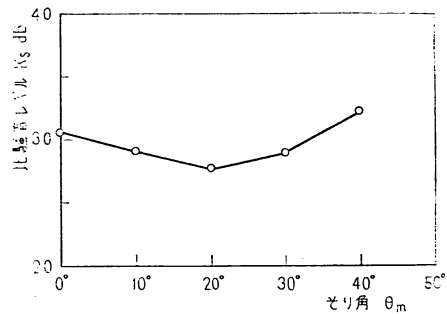


図 12 比騒音レベルに与えるそり角の影響

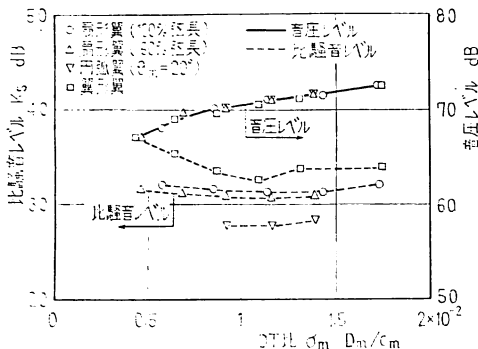


図 11 DT 比と比騒音レベルとの関係

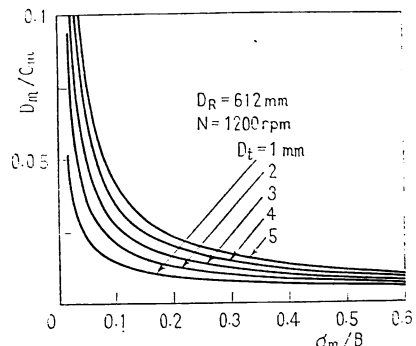


図 13 D_m/C_m と σ_m/B との関係

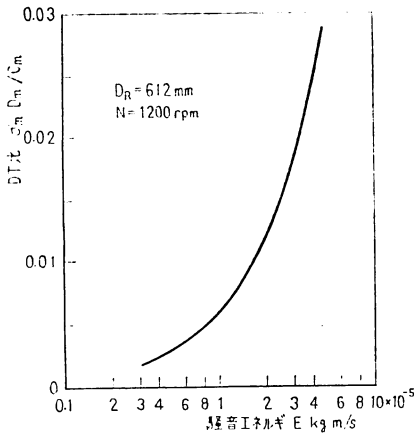


図 14 DT 比と E の関係

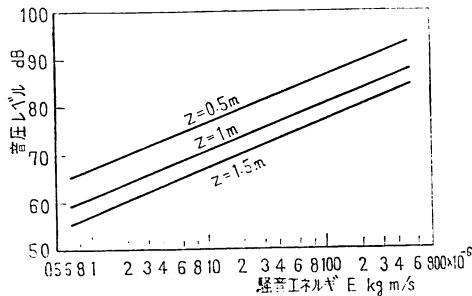


図 15 音圧レベルと E の関係

13 から与えられた後縁の厚みに対して D_m/C_m が求まる。この値と σ_m との積、すなわち DT 比の値を図 14 の線にとれば、 E は横座標から求めることができる。ただし、図 13 と 14 は羽根車の直径が 612 mm の場合を示したものである。また、管軸上の任意の距離 z の音圧レベル S.P.L. は上で求めた E を式 (6) に代入すると簡単に求められるが、これも図 15 に示すように図示しておくとう便利である。

7. 結 論

低圧軸流送風機から発生する乱流騒音に関する実験を回転数、羽根車直径、翼後縁の厚みをほぼ一定とし、羽根形状、動翼枚数、翼弦長、そり角をいろいろ変えて行った。その結果、次の結論を得た。

(1) 前報で導入した理論式 (1) は、適正な設計で作られた羽根車の乱流騒音をやや低め (1 dB 程度) ではあるが、実験誤差の範囲で予測することができる。また、羽根根本から先端まで弦長があまり変化しない場合には、後流の幅を二乗平均半径の値で代表させれば、式 (1) よりわずかに劣る程度で騒音を予測できる。

(2) 式 (1) に含まれる因子のうち、本報で対象とした動翼枚数と翼弦長の影響は、ともに実験結果と定量的にもよく一致する。また式 (5) は 20° 以下のそり角を持つ羽根車に対しては、十分適用可能であることが明らかとなった。

(3) 与えられた弦節比に対しては、動翼枚数を多くするより、翼弦長を長くしたほうが音圧レベルは低くなる。

(4) 音圧レベルは翼の後流の幅 D とピッチ t の比である DT 比によって、うまく整理することができる。

(5) 翼にそりをつけることによって K_t の改善が可能である。

おわりに、本実験装置製作に協力していただいた坂井則明、黒木 章技官ならびに実験に協力していただいた当時九州大学学生の広津 秀、高崎講二、田中仁志の諸氏に深く感謝する。また、本研究の一部は昭和 49 年度科学研究費 (課題番号 975085) によることを記して謝意を表す。

文 献

- (1) 妹尾・児玉, 機論, 39-320 (昭 48-4), 1246.
- (2) 深野・ほか 2 名, 機論, 41-345 (昭 50-5), 1749.
- (3) Schlichting, H., *Boundary-Layer Theory*, (1968), 599, McGraw-Hill.

討 論

[質問] 辻 茂 (東京工業大学)

低圧軸流送風機の騒音において、理論と実験値が非常に良い一致を示している研究成果に敬意を表す。

(1) 貴論文中にいう乱流騒音の意義と、M. J. Lighthill あるいは E. J. Richards らがいう圧力騒音、乱流騒音 (forced noise, flow noise) などどのような関連が考えられるのか。

(2) 後流の幅の D を算定する式 (5) は、種々の翼形状、回転翼列であることあるいは R_o の適用範囲などの諸要素に対して、どのような対応が考えられるのか。

{回答} (1) Richards のいう圧力騒音と乱流騒音は Lighthill のいう空力騒音のうち、前者が双極子音源、後者が四極子音源に対応している。これに対

して、本論文で用いている乱流騒音は、送風機騒音のスペクトル分布の中でみられる離散周波数騒音を除く、比較的平坦な連続した分布をもつ騒音を指しているが、これは Lighthill のいう空力騒音に対応していると考えられる。

一方、本研究で対象としているような送風機では、一般に上述の双極子音源が支配的因子であるので、実際には本研究では双極子音源だけを対象にして解析している⁽²⁾。

(2) D を算定する式 (5) の適用範囲については、統報でも実験的に検討している(付1)。その結果も含めて述べると、二乗平均半径での R_{ec} の値が $(1.5 \sim 7.5) \times 10^5$ の範囲では適用可能と思われる。しかし、特殊な翼外形状などの場合には、 R_{ec} がその範囲にあっても音響出力の予測値が実験値に合わなくなることがある。この原因は羽根車の回転に起因する二次流れの影響によるものであると考えるが、詳細には現在翼周辺の流れを測定することから検討中である。

【質問】 鈴木 昭次 (荏原製作所中央研究所)

第1報に引き続いて実験を進め、理論の適用性を検討しその有効性を確認されたことに敬意を表す。

(1) 理論の適用性を音圧レベル 1 dB のグレードで議論しているが、本来吸込口から放射する騒音には指向性を有することがある。

したがって一点だけの測定でなく、自由音場法の測定点で音圧レベルを測定し、それから求めた平均音圧レベル $S.P.L._m$ をベースにしたほうがより真値に近く、比較にはよいと考えるがいかがか。

(2) 翼枚数の影響をしらべるための図7(a), (b)において、翼枚数 B を2枚から6枚まで変えている。このことは弦節比が3倍変わるわけであり、弦節比の適正範囲を越えることにならないか。

(3) 翼弦長の影響をしらべるための図8において、理論曲線に不連続的が見られるが、理論上このようになるのか。

(4) また、同じく図8の考察で、翼弦長 C を増すと音圧レベルが増加し、その原因として境界層の発達による後流幅の増加と説明されている。しかしながら送風機の場合には静止翼でなく回転翼であり、翼弦長を増せば送風機の圧力も増して騒音は大きくなる。したがってデータの圧力一定として翼弦長の影響をしらべる必要がある。その手順を踏まずに上記のように結論づけるのは飛躍があると思うがいかがか。

【回答】 (1) 送風機から放射される乱流騒音の方向特性を実測してみると、等音圧レベル線は回転軸を軸としたほぼ双極子形の分布をしている。本報ではこのことを考慮して式(6)を使用したわけである。この式は双極子音源の指向性を含んだ式から求めたもので、双極子軸上で音源から z 離れた点の音圧レベルと音響出力との間の関係を示したものである。本報の場合には、この点は羽根車回転軸上で音源から z だけ離れた点になるから、その点で音圧レベルの比較を行ったわけである。

一方、自由音場法は無指向性の音源であることが条件の一つであると考えるので、上述のように双極子音源であることがわかっている場合には、自由音場法による平均値を用いるのには問題があると考えられる。

(2) 最高効率点の効率や圧力の値から判断して、扇形翼 [図7(a), (b)] では動翼枚数が2枚、翼形翼 [図7(c)] では2, 3 および8枚の場合に弦節比の適正範囲をはずれていると思われる。しかしそのような場合でも音圧レベルの実験値と理論値が、他の場合と同程度の精度であっていることは、本実験範囲では弦節比が適正かどうかにかかわらず、本理論が適用できることを示していると考えられる。

(3) ご質問の「不連続的が見られる」というのを「折点がある」と解釈して回答する。

羽根枚数は離散的な値、つまり自然数しか意味を持たないので、この点だけ理論値を求め、これらを実線で結んだものが図8である。したがって、折点があるのがむしろ一般的であると考えられる。

(4) 図9に示しているように、 θ_m が 0° から 20° に変化しても音圧レベルはほとんど変化していないが、送風機圧力は後者の場合、前者の約1.4倍になっている。このことは、送風機圧力が増加しても乱流騒音の音圧レベルはほとんど変化しないことを表している。一方、図8の実験結果に関していえば、翼弦長の差による送風機圧力の差はそり角のように大きくなく、ほとんど変わっていない。したがって、この場合のほうが送風機圧力の影響は小さいはずである。

また、本研究で設定した乱流騒音に対する解析モデルでも明らかなように、翼まわりの圧力分布は動翼回転騒音の音圧レベルには関係しているが、乱流騒音の音圧レベルには直接的には関係しない。以上のことから、翼弦長の影響に関する考察には飛躍はないと考えられる。

(付1) 深野・ほか2名, 機講論, No. 760-10 (昭51-8), 111.