

低圧軸流送風機の騒音に与える翼先端すきまの影響*

深 野 徹**, 児 玉 好 雄***, 高 松 康 生**
Tohru FUKANO, Yoshio KODAMA, Yasuo TAKAMATSU

Key Words: Fluid Machine, Sound, Fan Noise, Axial Flow Fan, Tip Clearance

1. 結 言

最近送風機騒音の低減化が強く望まれているが、一般的対策はまだ確立されていない。その理由は騒音発生機構が十分には明確でないうえ関与するパラメータが多岐にわたっているからである。著者らは、翼先端すきまが周方向に一樣でないと、観測者に強い不快感を与える離散周波数騒音が発生することを示した⁽¹⁾。今市らは、翼の先端形状が騒音のスペクトル密度分布形に影響を与えることを指摘している⁽²⁾。一方、翼先端すきまを小さくすると圧力が増加し、そのため騒音が増加するという説があるが定かではない。

このように翼先端すきまは騒音発生を支配する重要なパラメータの可能性があるが、現状ではほとんど調査されていない。そこで、本研究ではまず最高効率点近傍においてこのことを検討した。ただし、送風機の本来の目的である流体力学的特性への影響を抜きにした議論は片手落ちであるから、あわせてこの点に関しても調査し、従来の結果^{(3)~(7)}と比較検討した。

ターボ機械の低流量域の問題の重要性は白倉らの解説など⁽⁸⁾⁽⁹⁾に詳述されており、不安定性能の改善の重要性が指摘されている。翼先端すきまを小さくすると、低流量域での流体力学的特性が改善されることは知られているが、著者らは、騒音特性はそれ以上に著しく改善されることを初めて明らかにした。本報の後半ではこのことについて議論する。

2. 記 号 表

a_0 : 音速 m/s

D_R : 羽根車直径 m

f : 周波数 Hz

H_B : 翼高さ mm

i : 入射角 °

K_s : 比騒音レベル dB

k : 任意の整数

L : 電動機入力 kW

M_m : 臨界先端マッハ数

m : ロブ数

N : 回転数 rpm または rps

n : 高調波の次数

P_t : 全圧 Pa

Q : 流量 m^3/s

SPL(A): 音圧レベル (A 特性) dB

SPL(L): 音圧レベル (L 特性) dB

\bar{s} : 翼先端すきまの平均値 mm

U_t : 羽根先端の周速度 m/s

V_a : 軸流速度成分 m/s

X : 軸方向の距離 m

ϵ : 動翼軸の偏心量 mm

η : 送風機と電動機の総合効率 ($\eta = \phi\psi/\lambda$)

λ : 動力係数 ($\lambda = 816L/\pi\rho(1-\nu^2)D_R^2U_t^2$)

ν : ハブ比

ϕ : 流量係数 ($\phi = 4Q/\pi(1-\nu^2)D_R^2U_t$)

ρ : 空気の密度 kg/m^3

ψ : 圧力係数 ($\psi = 2P_r/\rho U_t^2$)

3. 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。装置の全長は約 14 m で吸込口には入口ノズル、吐出し口には流量調整用のダンパが設けられている。供試送風機は広がり管 (広がり角 6°) または円筒の連絡管を介して JIS 規格に従って作られた整流格子と流量測定用

* 昭和 59 年 3 月 16 日 九州支部第 37 期総会講演会において論文講演として講演、原稿受付 昭和 58 年 10 月 6 日。

** 正員、九州大学工学部 (〒812 福岡市東区箱崎 6-10-1)。

*** 正員、長崎大学工学部 (〒852 長崎市文京町 1-14)。

を示すグラフ上の矢印の点で曲りの影響が現れ始めたと考えており、したがって式(4)はその点のウォマスリイ数と振動ディーン数の関係を示している。一方、軸方向の速度分布について調べた本研究では、対称性から判断して図8(a)~(c), (e), (f), (i)を曲りの影響が現れている流れとして分類した。いずれにせよ、この点については明確な規定はなく、さらに検討したいと思う。

〔質問〕 加藤 宏〔東京都立大学工学部〕

(1) 本実験結果の血液流などへの応用や、数値解との比較のうえで、臨界レイノルズ数の値を知ることが大切であると思う。貴実験のレイノルズ数はこの観点からは低いようであるが、定常流の場合を含めて臨界レイノルズ数 Re_c についてお教えいただきたい。

(2) 流れを支配するパラメータとして、 α , D で議論されているが、 St をストローハル数とすると

$$\alpha \propto \sqrt{St Re}, \quad D = Re \sqrt{a/Rc}$$

であるから、貴実験のレイノルズ数領域を考慮すると St と a/Rc をパラメータとして考察するほうが直接的であると思うが、いかがか。

〔回答〕 (1) 曲り管内定常流の臨界レイノルズ数 Re_c は、直管の値 2300 より大きく、次のような実験式(付3)

$$Re_c = 2 \left(\frac{a}{Rc} \right)^{0.32} \times 10^4 \quad (15 < \frac{Rc}{a} < 8.6 \times 10^2)$$

が提案されているが、本実験で用いた供試管 No. 1 のように Rc/a が 10 より小さい曲り管では、かりに上式が適用できるとして得られる値よりも少し大きい臨界レイノルズ数 (10^4 以上) が得られるようです(付4)(付5)。

一方、曲り管内非定常流の遷移象に関する研究は、脈動流に関する著者らの実験報告(付6)に見られる程度で、その結果によれば、定常流量に対する振動流量の比が 1 より小さい範囲では臨界レイノルズ数と曲率

半径比 Rc/a の間には定常流の場合と同様の傾向が観察されている。しかし、本論文で扱っている振動流の遷移現象に関しては、現段階では回答しうる知見を得ていない。

(2) 非定常効果を表すパラメータとして、ウォマスリイ数 α とストローハル数 St のどちらを採用するかについては、基本的にはどちらのパラメータを用いてもよいと考える。しかし、流体の粘性作用が重要な役割を演ずる管内流れでは、粘性力と非定常性に基づく慣性力の比を表すウォマスリイ数のほうがより適切であると思われる。なお、管内振動流・脈動流に関する従来の研究ではほとんどの場合、ウォマスリイ数を用いている。

〔質問〕 大木 守松〔山形大学工学部〕

熱伝達の改善と関連した、興味深い研究として読ませていただいた。

α に対して D が比較的大きい場合は、非線形の効果が優勢になり、二次流れ成分が発達すると理解してよいのか。そのうえでいくつか質問したい。

(1) 管軸上の位置によって軸方向速度分布は変化を生じないか。

(2) y 軸方向の速度分布あるいは任意の θ における r 方向の速度分布はどのようになると考えるか。

(3) 流れは、軸上の位置が上流あるいは下流に進むにしたがってどのように変わると考えるか。

〔回答〕 (1) 質問(3)と合せて回答する。曲り管路の出入口に近づくにつれて当然速度分布は変化していく。特定の条件下 ($\alpha \approx 18 \sim 22$, $D \approx 160 \sim 310$) における入口付近の速度分布を測定した結果が報告されているが⁽⁶⁾、流れは振動ディーン数、ウォマスリイ数に強く影響されるため、本実験範囲における流れがどのように変化していくかは分からない。

(2) y 軸上の速度の振幅値・位相差(解析結果)を図8に破線で示してある。振動ディーン数に対してウォマスリイ数が相対的に大きい場合〔図8(d), (g), (h), (j)~(l)〕, θ 方向への依存性はほとんど現れないが、ウォマスリイ数が小さくなるにつれて速度分布は θ によって異なってくる。

(付3) 伊藤, 東北大学高速力学研究所報告, 14 (昭34), 137.

(付4) 伊藤・宮川, 機論, 43-376 (昭52), 4562.

(付5) 村上・ほか2名, 機論, 37-296 (昭46), 717.

(付6) 角田・ほか2名, 機論, 50-452, B (昭59), 935.

オリフィスを有する内径 624 mm の円管に連結されている。

供試羽根車は図 2 (a) に示す翼断面がクラーク Y 形をした 8 枚の羽根から成る直径 530 mm のクラーク翼羽根車 (以下 CAI と略記)、図 2 (b) に示す翼断面が翼形をした厚肉翼の 5 枚の羽根から成る直径 606 mm の翼形翼羽根車 (AI)、図 2 (c) に示す翼の外形状が扇形をした厚さ 2 mm の平板から成る直径 612 mm の扇形翼羽根車 (FPI) で、いずれも市販品である。これらの羽根車は誘導電動機の上流側に直結されており、図 2 (a) の羽根車は 4 極の誘導電動機、図 2 (b) と (c) の羽根車は 6 極の誘導電動機によってそれぞれ約 1760 rpm および約 1180 rpm で駆動される。図 2 (a) ~ (c) の羽根車の最高効率点における全圧と流量 (P_t Pa, Q m³/s) はそれぞれ市販の状態では (191.1, 3.1), (66.6, 2.3) および (67.6, 2.5) である。

本報で対象とした送風機の騒音、特に乱流騒音は双極子形であり、一般に同一半球面上では動翼回転中心上で最大の音圧レベルを示す。本研究ではこのことを考慮して送風機の軸中心上の、入口ノズル端から上流側 1.5 m の点で騒音測定を行った。一方、管内では外径 12.7 mm のノーズコーン付きマイクロホンを、受圧面を羽根車に向けてダクト開口端から管内にそう入して行った。これらの出力信号を狭帯域スペクトル分析器で周波数分析し、結果を高速度レベルレコーダで記録した。

翼先端スキマの大きさは、動翼外径を一定に保ち、

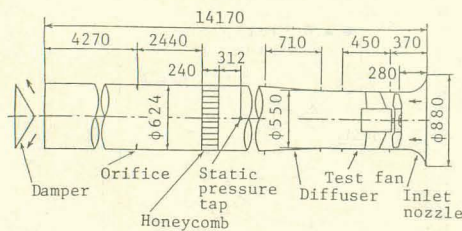
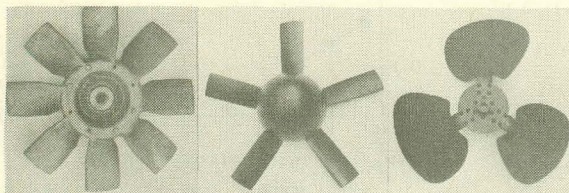


図 1 実験装置の概要



(a) クラーク翼 (CAI) (b) 翼形翼 (AI) (c) 扇形翼 (FPI)

図 2 供試羽根車

入口ノズル先端から静翼前縁までのダクト内壁面が滑らかでかつ真円になるように樹脂を塗布して変えた。この樹脂は非常に堅く固化するので、音響に対する性質は鋼管の表面と同等とみなせる。本実験で採用した各羽根車の翼先端スキマ \bar{s} を表 1 に示す。ダクト内面寸法の真円からの標準偏差は約 0.02 mm であり、動翼回転中心とダクト中心とに偏心がないように努めた。翼先端スキマに意図的に周方向の不均一を与える場合には、送風機の軸を偏心させた。表 2 はその場合の偏心量 ϵ を示したものである。

4. 実験結果および考察

図 3 はクラーク翼送風機の翼先端スキマを六とおりに変えた場合の各特性曲線を騒音のそれと共に示したものである。図 3 中の ϕ , ψ , η はそれぞれ流量係数、圧力係数、送風機と電動機の総合効率である⁽¹⁰⁾。また、SPL は遠距離場において測定した全帯域の音圧レベルを、(L) と (A) はそれぞれ騒音計の L 特性と A 特性で計られたことを示す。SPL 曲線上の○印は最高効率点を、△印は、最高効率点の音圧レベルより 2dB 高い点として定義した音圧レベルの急上昇開始点を表す。この図 3 は、翼先端スキマが流体力学と騒音の両特性に強い影響を与えることを示している。以下ではこの結果を基にして最高効率点近傍と低流量域の二つに分けて議論を進める。

4.1 最高効率点の送風機特性

4.1.1 流体力学的特性 図 4 (a) はクラーク翼送風機による η_{\max} とその点の各量 ϕ , ψ および λ に与える翼先端スキマ \bar{s} の影響を白抜ききの記号で示したものである。黒塗りの記号は、 $\phi=0.364$ ($\bar{s}=0.65$ mm) の場合の η_{\max} 点の ϕ の場合の ψ と λ を示している。図 4 (b) は翼形翼送風機 (白抜ききの記号) と扇形翼送風機 (黒塗りの記号) の結果を示したものである。図 4 (a) にみられるように、本実験による η_{\max} (○印) は \bar{s} が小なるほど大となり、 \bar{s}/H_B が約 0.2~0.4% の時

表 1 翼先端スキマ

	CAI-Fan	AI-Fan	FPI-Fan
\bar{s} mm	7.8, 6.0, 4.0, 3.0 1.7, 0.65, 0.35	6.0, 4.9, 3.6 1.9, 0.7, 0.3	6.0, 2.0, 0.7

表 2 動翼軸の偏心量 (クラーク翼)

\bar{s} mm	Eccentricity, ϵ mm
7.8	3.9, 4.8, 5.8
6.0	3.0, 4.0
4.0	1.0, 2.0
3.0	0.5, 1.0, 1.5
1.7	0.4, 0.8

最大値をとるが過度にスキマを小さくすれば (0.5 mm 以下) 逆に効率低下する。その定性的傾向は生井⁽⁴⁾ (◇印) あるいは Sédille⁽³⁾ (一点鎖線) による実験結果とよく一致する。

Hutton⁽⁵⁾ は最適スキマはダクト壁面上の境界層の厚さに依存するとしながらも、先端スキマが翼高さの 2% 程度の時であるとしている。また、Spencer によるポンプの場合⁽⁶⁾ (+印) や Jefferson による八段圧縮機の場合⁽⁷⁾ (×印) の効率が、著者らの結果と定量的にもよく一致しているのは興味深い。

本実験の場合、以下に述べるように \bar{s} の減少による ϕ の増加量は微量であり、 η_{\max} の増加は主として λ の減少によっているといえる。このような λ の減少の理由の一つは、翼端スキマを通して翼の圧力面側から負圧面側へ流入する流れが \bar{s} の減少に従って減少し、流入してくる流れは境界層厚さが薄くなる分布を取り⁽⁵⁾⁽¹¹⁾、翼が先端まで有効に働らくため⁽¹²⁾である。

ほぼ全流量域において \bar{s} が小なるほど ϕ が増加することは多くの研究者によって経験されており^{(4)~(6)(13)}、本実験結果も例外ではない。すなわち Hutton が行ったように ϕ を一定として比較すれば (▲印) その増加量は比較的大きくみえる。しかし本実験においては、 $\phi(\eta_{\max})$ (□印) は \bar{s} の減少によりやや増加する。したがって、各 $\phi(\eta_{\max})$ 点において比較すれば \bar{s} の減少による $\phi(\eta_{\max})$ の増加は図 4 (a) の △印で示すように微小である。

一方、図 4 (b) には、翼形翼送風機 (白抜き記号) の場合は \bar{s} の減少に従って ϕ および η は急激に上昇するのに対して、扇形翼 (黒塗り記号) では ϕ は逆に減少するが、 λ も同様に減少するため η は翼形翼とほぼ同程度のこう配で上昇することが示されている。

翼形翼の場合には翼弦長が全スパンにわたりほぼ一

定であり、翼先端が前縁から後縁まで同一円周上にあるため、翼負荷は先端近傍で最も大きいと考えられる。 \bar{s} の減少は、翼端渦の流出を抑制する効果があり翼の先端でも翼は有効に作用するようになり圧力係数は増加する。一方扇形翼では、翼形翼に比較して効率がかなり低いため、翼近傍の流れを正しく推測することは難しいが、 \bar{s} に対する λ の挙動が翼形翼の場合と異なるのは、翼先端近傍の弦長が最大弦長 (翼高さの 78% の位置) の 47% しかなく、翼負荷の最大点が必ず

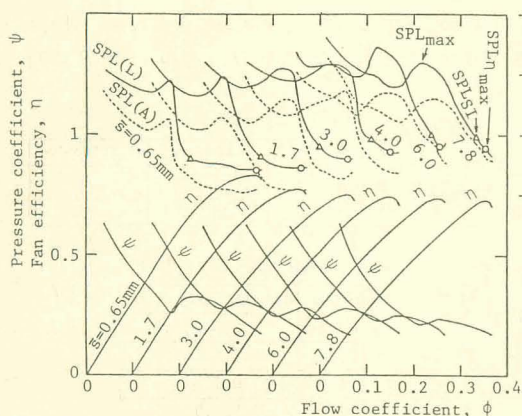
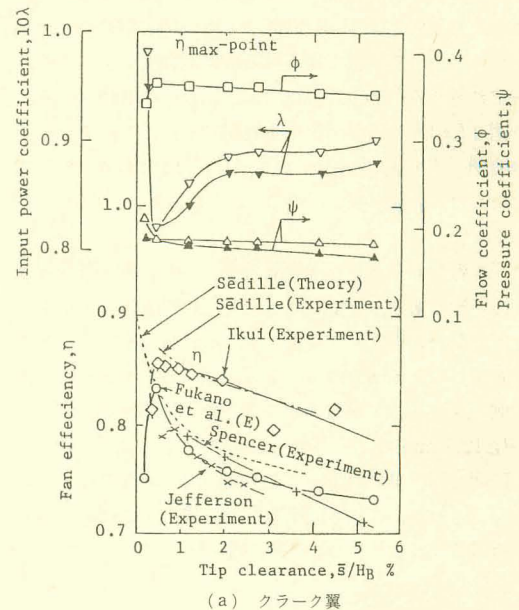


図 3 特性曲線 (クラーク翼送風機)

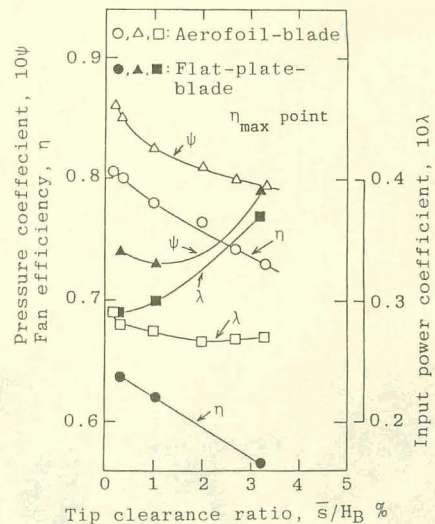


図 4 送風機の流体力学的特性 (最高効率点近傍)

しも翼先端にはないことに一因があると考えられる。

4・1・2 全帯域音圧レベル 図5(a)は、遠距離場における騒音の全帯域音圧レベルに与える δ の影響を示したもので、図5(b)はそれを比騒音で評価したものである。ダクトを真円にかつ精度よく安価に製作し、使用時のダクトのひずみもさけ得る方法を考案しないかぎり、本研究で採用したCAIに対する最小先端スキマ0.35mmは実用上常に採用可能とはいえない。したがって実用の δ の範囲内では本研究結果を以下のように要約できる。

4・1・1項で述べたように δ が小さいほど全圧は増加するが、風説に反して騒音は低下する。CAIはその他の動翼より設計点圧力が高く、騒音も高いが、これは主として回転数が高いためである。つまり同じ回転数下での δ の減少による圧力の増加は翼先端近傍の流れが改善された結果であり、そのことに因って発生騒音は低下する。低下の程度は、翼断面が翼形をした動翼において著しく、設計点圧力が高いほど大きく期待できる。このことは図5(b)の K_s によく示されている。なお、一般に騒音レベルと呼ばれている SPL(A) に対して δ の効果が大きい理由は、図6に示

すクラーク翼の場合のスペクトル密度分布より明らかである。すなわち、 δ を小さくするとほぼ全周波数帯域で音圧レベルが減少すること、特に0.8kHz以上の減少が著しいためである。

以上の結果は、本実験に用いた市販の送風機の最高効率点近傍において、 δ を小さくするだけで7~9%の効率上昇と約3~4dB(L)の音圧レベルの低下、クラーク翼の場合には約6dB(A)の騒音レベルの低下を達成できることを示している。

4・1・3 動翼回転軸の偏心による離散周波数騒音

ダクトのひずみのため翼先端スキマが周方向に周期的に変化しているか、もしくは動翼回転中心がダクトに対して偏心している場合に、動翼とダクトとの干渉により離散周波数騒音が発生する⁽¹⁾。特に後者の場合には後述するように、管内で軸方向に減衰しないモードである平面波の離散周波数音が常に発生し、遠距離場でも強い不快感を与える。このことを考え、偏心の大きさと発生する音圧レベルとの関係をクラーク翼送風機を用いてさらに詳細に調査した。ここでの偏心量は表2に示したとおりである。

Tyler らによれば動静翼の干渉により発生する周波数 nBN の離散周波数の圧力モード m は次式で与えられる⁽¹⁴⁾。

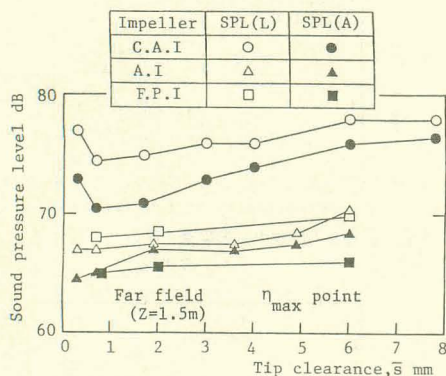
$$m = nB + kV \dots\dots\dots (1)$$

ここで B は動翼枚数、 V は静翼枚数、 n は高調波の次数、 N は毎秒あたりの動翼回転数、 k は任意の整数である。また、モード m の圧力波の管内での軸方向減衰量 ΔdB は次式で与えられる。

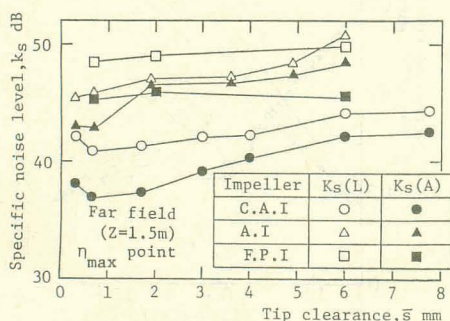
$$\Delta dB / \Delta x = 8.69 |m| [(M_m^*)^2 - (M_m)^2]^{1/2} / R_t \dots\dots\dots (2)$$

$$M_m = nB2\pi R_t N / |m| a_0 \dots\dots\dots (3)$$

ここで Δx は軸方向の距離、 M_m^* は臨界先端マッハ数でこの送風機の場合1.2、 R_t は動翼半径、 a_0 は音速で



(a) 全帯域騒音



(b) 比騒音レベル

図5 翼先端スキマが騒音に及ぼす影響

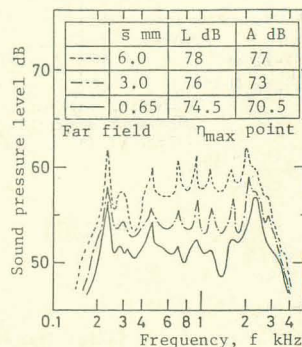


図6 騒音のスペクトル分布
(クラーク翼送風機)

ある。低圧ファンの場合 M_m は M_m^* に対して小さいから式(2)は、軸方向減衰量が m に比例することを示す。

偏心のため動翼とダクトとが干渉する場合 $V=1$ とみなすことができること、いまの場合 $B=8$ であることから、 m は $m=8n+k$ となる。この式の k は任意の整数をとれるから $k=-8n$ であると $n=1, 2, \dots$ で常に $m=0$ となり、この音は管内で音波の干渉による減衰がないまま外気へ放射される。このことを以下に実証する。

図7は遠距離場で測定したスペクトル密度分布の偏心の有無による差異を示したものである。本実験の場合 $B=8$ 、 $N=29.3$ Hz であるから、図7に示した 235 Hz は翼通過周波数 nBN の基本周波数 ($n=1$) に対応している。つまり回転軸の偏心により $n=1$ における音圧レベルが、偏心がない場合より約 10 dB も増加し、その高調波においても同程度の音圧レベルの増加があることがわかる。

この 235 Hz 音の動翼前縁直前から上流側への管内および大気中での減衰特性は図8に示すとおりであ

る。これによれば、動翼直前で動翼回転騒音⁽¹⁵⁾が急激に減衰したあと、動翼とダクトとの干渉音が管内では減衰せずに、さらにダクト外の大気中でも距離の二乗の逆数に比例する程度にしか減衰しないまま遠距離場に達する。このため図7に示すようなピークが形成されるのである。

上述のように動翼軸に偏心があると、干渉によって生じた翼通過周波数騒音(倍音も含む)の音圧レベルが激増する。図9はその増加量を偏心がない場合の同じ周波数帯域の音圧レベルとの差として評価し、それを偏心率 ϵ/\bar{s} に対して図示したものである。横軸としては ϵ より ϵ/\bar{s} をとったほうが実験結果のまとまりがよかった。このことは、スキマが小さい場合には、動翼軸のわずかの偏心あるいは据付けによるダクトの変形にも注意を払わないと高い音圧レベルの離散周波数騒音が発生することを意味する。

4.2 低流量域の送風機特性

4.2.1 流体力学的特性 図10はクラーク翼送風機の諸特性に与える \bar{s} の影響を示している。図10に

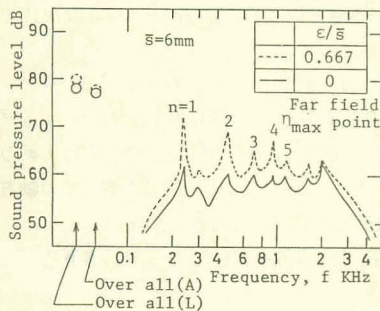


図7 動翼軸の偏心が騒音に及ぼす影響
(クラーク翼送風機)

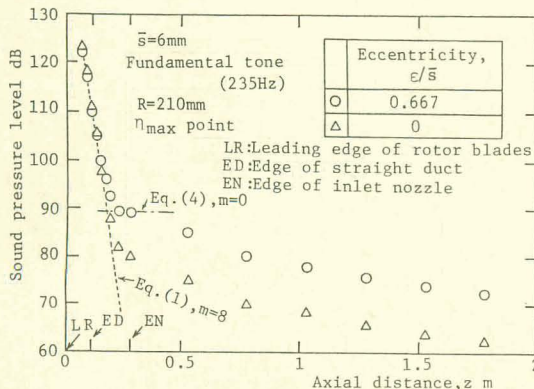


図8 235 Hz 音の軸方向減衰特性
(クラーク翼送風機)

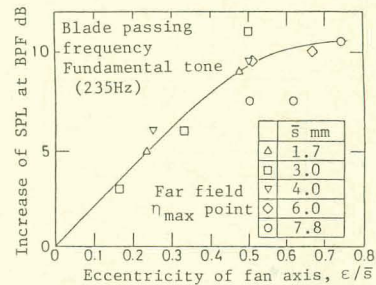


図9 離散周波数騒音に及ぼす影響
(クラーク翼送風機)

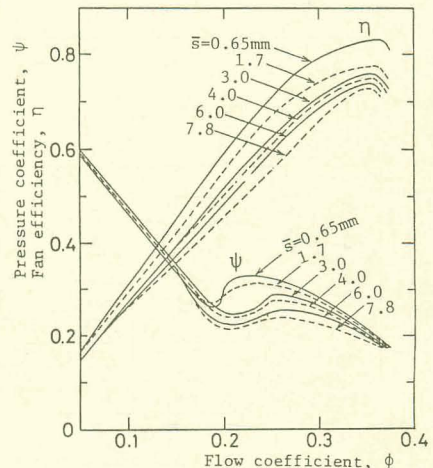
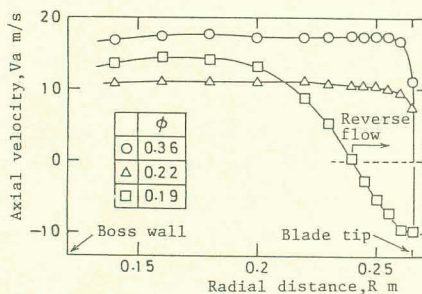


図10 翼先端スキマと送風機特性の関係
(クラーク翼送風機)

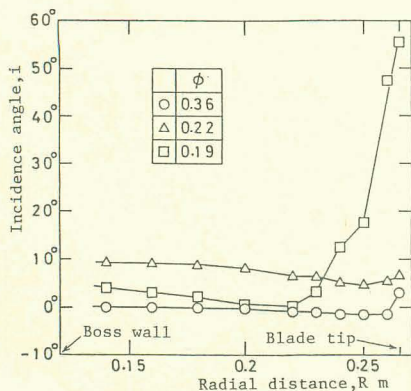
みられるように、 \bar{s} の減少に伴う効率 η 、圧力係数 ϕ の増加はほぼ全流量範囲に及び、 \bar{s} が小なるほど増加する。特に ϕ の極大点の流量係数は \bar{s} の減少に従って減少し、 $\bar{s}=0.65\text{ mm}$ ではサージング開始点が著しく低流量域へ移行する。

Kubota ら⁽¹⁶⁾は斜流ポンプにおいて弦長を短くすればサージング開始点が流量の大なるほうへ移行することや圧力が低下するなどの結果を得ている。これらの傾向は本実験の翼先端スキマを大きくする場合の傾向と類似している。なお、翼形翼送風機の流体力学的特性がクラーク翼送風機のそれに酷似するのは当然であろうが、扇形翼送風機の場合には \bar{s} が減少するに伴い全流量範囲にわたって ϕ が減少する傾向を示した。

図 11(a), (b)は、クラーク翼送風機の \bar{s} が 0.65 mm の場合において、動翼前縁から 40 mm だけ上流の断面で測定した流れのようすを示したもので、(a)は軸方向速度成分、(b)は入射角である。測定時の流量は最高効率点($\phi=0.36$)、圧力係数 ϕ の極小点($\phi=0.19$)およびサージング開始直前の点($\phi=0.22$)である。これらの図から次のことがわかる。サージング開始直前の点における流れ(Δ 印)は、流量が最大流量の



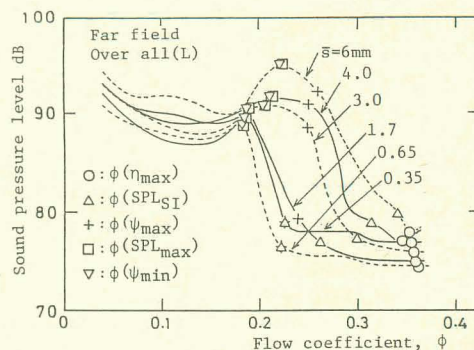
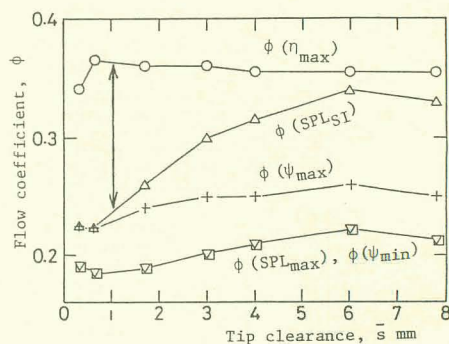
(a) 軸流速度



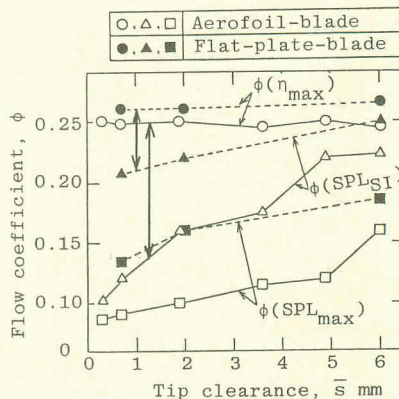
(b) 入射角

 図 11 動翼入口の流動状態
(クラーク翼送風機, $\bar{s}=0.65\text{ mm}$)

約 $2/3$ になっても、入射角が翼先端で約 5° 、根本近くで約 10° とかなり大きくなり翼負荷が増大するもののお最高効率点(\circ 印)と同様にはく離せず、したがって予旋回なく流入する。さらに流量が減少した、圧力係数の極小点(\square 印)では、翼先端側で失速し、逆流を生じる。その領域は翼とほぼ同じ速度で旋回しており、その影響はノズルの入口端より外側まで及ぶ。


 図 12 翼先端スキマが騒音に及ぼす影響
(クラーク翼送風機)


(a) クラーク翼



(b) 翼形翼および扇形翼

図 13 送風機流量特性と翼先端スキマの関係

4・2・2 騒音特性

a. 全帯域音圧レベル 翼先端スキマの騒音に与える影響は以下に示すように η_{\max} 点よりさらに著しい。図 12 は例としてクラーク翼について全帯域音圧レベルの \bar{s} に対する変化を示したものである。また、図 13 は最高効率点 (図中○印)、音圧レベル急上昇開始点 (△印) および ϕ 曲線の極大点 (+印) と極小点 (▽印) の各流量係数をまとめたものである。これら図 12, 13 から次のことがいえる。

(1) 最高効率点と同程度の低騒音領域 (これは矢印の直線で示すように丸印と三角印との差で与えられ

る) が \bar{s} の減少に従って著しく低流量側へ広がる。この効果は扇形翼より翼形をした動翼のほうが著しい。

(2) 音圧レベルの極大点は \bar{s} の減少に従って低流量側へ移行する。また図 13(b) にみられるようにこの極大点はどの翼先端スキマに関しても扇形翼が翼形翼よりも高流量側にある。これは、前者は平板製であるため、失速限界迎え角が小さいことに一因がある。

(3) ϕ 曲線の極小点で音圧レベルは極大となる [図 13(a)]。

(4) 一般に音圧レベルは ϕ_{\max} 点より大なる流量で急上昇を始める。

このような特徴が 4・2・1 項で述べた動翼近傍の流れとよく対応することをクラーク翼の場合について述べる。 $\bar{s}=0.65 \text{ mm}$ のように先端スキマが非常に小さい場合、効率最大点から音圧レベル急上昇開始点まで流量が相当に減っても流れは全翼高さにわたって逆流せず、翼への入射角が増大するのみで、送風機は安定に作動し、騒音は η_{\max} 点よりわずかに増加するだけである。さらに流量が減少すると翼先端側約 1/3 で流れはいつきにはく離し逆流を伴う流れとなり、騒音は急激に上昇する。

\bar{s} が比較的大きい場合、翼先端スキマを漏れ流れる流量が増加し、 ϕ の減少に従って翼先端からボスへ向かって失速領域が徐々に広がるため、 ϕ_{\max} よりかなり大なる流量から音圧レベルの上昇が始まる。

b. 騒音のスペクトル密度分布 図 14 と図 15 は騒音のスペクトル密度分布を示したもので、図 14 は音圧レベル急上昇開始点、図 15 は音圧レベル極大点に対するものである。これらの図 14, 15 および図 6 とから以下のことがわかる。最高効率点から音圧レベル急上昇開始点までは音圧レベルが低いのであるが、ここでは \bar{s} が小なるほど主として高周波数帯域の音の発生が抑制される。このことは騒音レベル(A 特性)

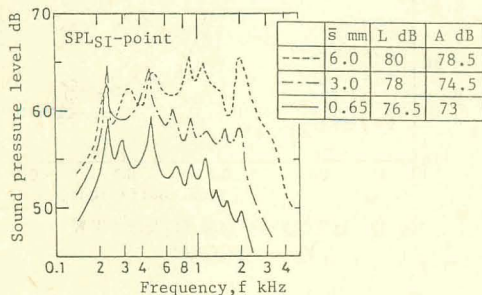
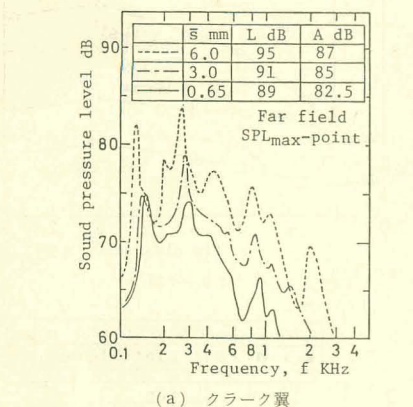
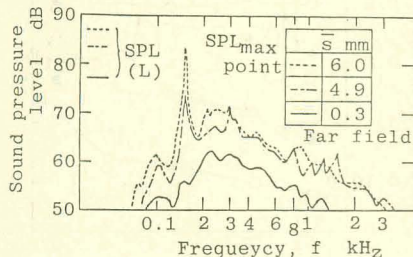


図 14 騒音のスペクトル密度分布の比較 (音圧レベル急上昇開始点, クラーク翼)



(a) クラーク翼



(b) 翼形翼

図 15 騒音のスペクトル密度分布の比較 (音圧レベル極大点)

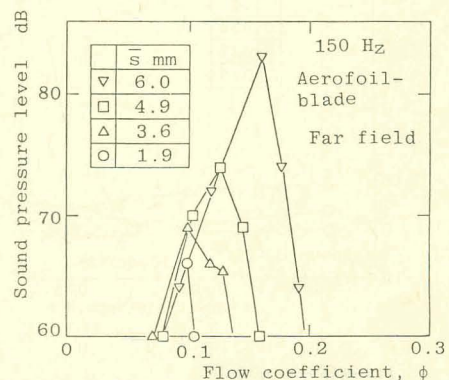


図 16 翼先端スキマが離散周波数騒音に及ぼす影響

の低減化に s が有利であることを意味する。一方、低流量域では s の増加によって全周波数帯域で音圧レベルが増加するほか、翼通過周波数とは異なる周波数〔図 15(a)では 130~150 Hz, 図 15(b)では 150 Hz〕およびその倍音の離散周波数騒音が発生するのが特徴である。低流量域での離散周波数騒音の発生機構としてサージング（共鳴サージ）⁽¹⁷⁾⁽¹⁸⁾、共鳴騒音⁽¹⁹⁾あるいは旋回失速⁽²⁰⁾などが知られているが、本結果は共鳴騒音の可能性が強い。図 15(b)の $s=0.3$ mm の場合にはこの種の騒音発生が全く見られないことにそのことがうかがえる。すなわち s が小さくなると翼先端からの放出渦が抑制され、騒音発生の励起力となる速度変動レベルが低下するためピークが消失するものとおもわれる⁽¹⁹⁾。

図 16 はこのような離散周波数騒音のうち翼形翼送風機の 150 Hz 音を例として、その発生流量域と音圧レベルを翼先端スキマをパラメータにして表したものである。いずれの s に対してもある ϕ の値の点で最大値をとる分布を示すが、 s が大なるほどピーク値は高い。前述したように ϕ の極大点は s の減少に従って低流量側へ移行するため、この騒音の発生領域も低流量側へ狭まる。なお、低流量側のこの騒音発生開始流量はほぼ一定であるがこの点は ϕ の極大点にほぼ対応している。

5. 結 論

本研究では 3 種類の低圧軸流送風機を用いて翼先端スキマが騒音に与える影響について実験的に調査した。得られた成果は以下のとおりである。

(1) 過度に小さくした場合を除き翼先端スキマが狭いほど最高効率点における発生騒音の音圧レベルは低下し、流体力学的特性も改善される。本実験の断面が翼形をした動翼では翼先端スキマが 0.6 mm 程度に最適スキマがあり、これらは翼高さの 0.4% である。この効果は平板から成る扇形をした動翼にも期待できる。

(2) 翼先端スキマが小さいと低流量域でも流れが安定し、最高効率点の音圧レベルと同程度の低騒音の作動域が低流量域へ著しく広がる。また、圧力係数の極大点も低流量側へ大幅に移行する。

(3) 動翼軸心がダクト中心に対して偏心している場合、ダクトと動翼との干渉によって音圧レベルが軸方向に減衰しない離散周波数騒音が発生する。この騒音の発生を防ぐためには、 s が小なるほどわずかな偏心もしくはダクトのひずみにも注意が必要である。

おわりに本実験の装置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中村研一、中矢尚、井口恒夫、坂本龍吉、高山徹、堀川順一の諸氏、種々のご援助をいただいた(株)東芝の当時電気商品技師長の糸見和信氏、電商技術部主幹の青木登氏に謝意を表す。

文 献

- (1) 深野・ほか 3 名, ターボ機械, 9-10 (昭 56), 22.
- (2) 今市・ほか 2 名, 機講論, No.790-8 (昭 54-7), 29.
- (3) Sédille, M., *Comptes Rendus*, 208 (1939).
- (4) 生井, 九州大学工学集報, 25-34 (昭 28), 109.
- (5) Hutton, S. P., *Proc. Inst. Mech. Eng.*, 170-25 (1956), 863.
- (6) Spencer, E. A., 文献(5)の 874 ページ.
- (7) Jefferson, J. L. and Turner, R. C., *Trans. NECI. Eng. Shipbuild.*, 74-2 (1958), 235.
- (8) 白倉・豊倉, 機械の研究, 23-1 (昭 56), 211.
- (9) 村田・ほか 7 名, ターボ機械, 8-9 (昭 55), 4.
- (10) 深野・ほか 2 名, 機論, 41-345 (昭 50), 1479.
- (11) 大島, 機論, 35-276 (昭 44), 1686.
- (12) 大塚・ほか 3 名, 機論, 32-234 (昭 41), 1691.
- (13) 斉藤・ほか 5 名, 機構論, No.800-14 (昭 55-8), 308.
- (14) Tyler, J. M. and Sofrin, T. G., *SAE. Trans.*, 70-(1962), 309.
- (15) 妹尾・児玉, 機論, 39-320 (昭 48), 1246.
- (16) Kubota, N., ほか 2 名, *Proc. 10th IAHR*, 1 (1980-9), 379.
- (17) 甲藤, 機論, 26-162 (昭 35), 256.
- (18) 甲藤, 機論, 26-162 (昭 35), 265.
- (19) 深野・ほか 3 名, 機論, 43-370 (昭 52), 2119.
- (20) 草間・ほか 3 名, 機講論, No.754-3 (昭 50-3), 76.

討 論

〔質問〕 松 永 成 徳〔九州工業大学〕

(1) この送風機実験装置では静翼は無いのか、有るとすればその枚数 V 〔式(1)〕を考慮する必要はないか。

(2) 図 4 において扇形翼 (FPI) は別として、クラーク翼 (CAI) と翼形翼 (AI) とを比較したとき、 $s/$

論

H_B に対する λ と η および ϕ の変化状態がかなり異なるが、CAI に対する説明は AI にも適用できるか。

(3) 低流量域特性で s と ϕ の関係を Kubota らの弦長- ϕ の傾向と類似化するのは問題があると考えられるが、いかがか。

〔回答〕 (1) クラーク翼の場合モータを支持す

るのに円弧翼から成る 11 枚の静翼を用い、翼形翼と扇形翼の場合には風管軸に平行に取付けた 3 枚の支持板を用いている。ただし、いずれの場合にも動翼とこれらの静翼もしくは支持板による干渉騒音は無視できることをあらかじめ確認してある。その一例が図 7 の $\varepsilon/\delta=0$ の場合の騒音のスペクトル密度分布 (実線) である。

(2) ご質問の「CAI に対する説明は…」の意味がどのような説明を考えておられるのか不明であるが、図 4 に限定させていただくと、図 4 (a), (b) で CAI と AI を別々に説明しており、それらの諸特性が必ず

しも両者で同じでないことは記述したとおりである。その他については具体的に問題を指摘していただかないと答えかねる。

(3) この記述は Kubota らの場合において弦長を短くすることと、本報の δ を大きくすることが ϕ や η に関して定性的に全く同じ効果を与えている実験事実を指摘しただけである。本文 825 ページ左欄 10 行めの「なお、翼形翼……」の文章において翼形翼とは本報の AI-Fan の意であるが、これを誤解されているのではないかと懸念される。