

回転翼模型の翼渦干渉騒音実験

中村良也・東 昭

概 要

直径2.2 m 余りの回転翼模型を用いて、回転数、コレクティブピッチ角をパラメタとして、ホバリング時のロータ騒音の測定を行った。マイクロフォンは、音の反射、回折を避けるよう、ロータに十分近くに置かれた。マイクロフォンによって取り出された圧力の時間変化はデータレコーダに収録され、同時にスラスト、トルクをはじめとする六分力、フラッピング角、アジマス角も記録された。これ等のデータを入力とし、前論文[1]において提案した方法によって理論値を求めたところ、実験結果と良好な一致を示した。

また前論文[1]では、特に高速で回転する回転翼の場合、翼厚音を無視し得ないことを提案したがスラップの原因として従来から有力視されている翼渦干渉効果もまた重要と思われるので、次のような実験も行った。即ち風洞内前方に固定翼を立てて翼端渦を発生させ、この後流に回転翼模型を置いて騒音測定をした。これは強制的にかなり大きな、既知の渦を回転翼にぶつけるもので、回転翼自身が吐出する翼端渦と後続翼との干渉ではないので、実際の翼渦干渉とは異なるものではある。しかし回転翼模型における翼端渦では、翼渦干渉音が計測にのる程十分大きくはないので、このモデルはスラップに対する翼渦干渉効果の調査の第一歩として妥当なものと思われる。

ところでこのモデルに対する理論的取扱いは、いくつかの場合について Widnall が試みており[2]、概ね良好な結果が得られている。従ってここでは実験だけにとどめ、渦と回転翼との隙間の大きさや角度等の幾何学的関係、渦の強さあるいはコレクティブピッチ角をパラメタとした騒音測定の結果を示すことにする。渦度の空間分布は特に自作した渦度計によって計測された。

この結果、渦と回転翼との隙間の小さい程、また渦糸が翼のスパン方向と平行に近くなる程、騒音レベルは上昇し、その波形は衝撃的となることがわかり、スラップの原因の一つとして翼渦干渉効果も無視できないことが確められた。

記号

B	翼枚数
C	翼弦長
h	ロータ面に対する渦の高さ
M_t	翼端マッハ数
Q	トルク
R	ロータ半径
R_o	ブレードカットオフ
r	渦芯からの半径位置
S	渦面々積要素

T	スラスト
V	風速
v_t	渦の周速度
$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}$	渦発生機の後縁翼端位置を原点とした位置ベクトル (Fig. 4-3)
$(\prime\prime)_{HC}$	ロータハブセンタ位置
α	渦発生機迎角
Γ	循環
τ	渦度
τ_0	渦芯における渦度
η	風車風速計の補正係数 (Fig 2-7)
θ_0	コレクティブピッチ角
θ_s	横サイクリックピッチ角
θ_c	縦 "
A	渦糸と翼スパン方向のなす角
μ	アドバンス比
Ω	ロータ回転数

1. はじめに

CTOL 機に比べ居住区域上空を低空で頻繁に飛行するヘリコプタの騒音は、次第に重要な問題となってきている。ヘリコプタの騒音源には、メインロータ、テイルロータ、エンジン、ギア、胴体等があるが、これ等のうちロータ騒音、特に回転数を基本周波数として線スペクトルを形成するロータ回転騒音がレベルの上で支配的である。中でもある種の飛行条件で生ずるといわれる、ヘリコプタ特有の衝撃音（スラップ）が発生した場合は、他のすべての騒音に卓越する。

先に筆者等はスラップの原因として、厚味をもった翼が回転運動することによって生ずる単極子音、即ち翼厚音が有力であることを提案したが [2]、従来より言われているように、翼端渦と後続翼との干渉による双極子音であるという立場もあり、本報告においては翼渦干渉効果の可能性についての実験的研究を発表するものである。

2. 実験装置

(a) 回転翼模型

直流分巻モータ (7.5 kW) によって駆動される、半径 1.105 m の 2 枚 (あるいは 4 枚) ブレードの関節型ロータを製作した。ブレードは鋼鉄丸棒を芯材としたバルサ製で、外皮に FRP を巻きつけて比強度を高めるように工夫されている。ピッチ角は実際のヘリコプタロータ同様にスワッシュプレートを介して制御され、コレクティブピッチと縦横のサイクリックピッチにそれぞれ計 3 個のトルクモータが装着され、遠隔操作を可能にしている。ロータ

ハブはストレンゲージを用いた六分力センサを介して支持されている。またリン青銅の板バネの歪みからフラッピング角が取り出され、トルクと共にスリップリングを経て記録機器まで伝達されている。この板バネ法は精度 (0.1° 以上) と速応性 (20 Hz 以上) および耐久性の上から採用されたもので、現在 200 時間 (7.2×10^6 回転) 以上の使用に対して十分の再現性、線型性を維持している。

また周囲に円孔を開けた円盤をロータ回転軸に取り付け、発光ダイオードとフォトトランジスタの組み合わせにより $1/\text{rev}$ および $60/\text{rev}$ のパルスを取り出し、六分力、フラッピング角、音圧等と共にデータレコーダに記録し、各計測量の位相関係を知ることができるようにした。さらに PLL (位相固定回路) を用いた周波数逡倍器を製作し、 $60/\text{rev}$ のパルスを入力として、 $600/\text{rev}$ のパルスを得、これをデータ処理の際、アベレーシングの外部トリガー信号として用いた。この結果、かなりの回転数変動に対しても高周波域まで追従できる SN 比改善システムを組むことが可能となった。

騒音実験システムの制御系と測定系のブロック線図を Fig. 2-1 に、また回転翼模型とその諸元を、Fig. 2-2 および表 2-1 に示す。

(b) 騒音測定装置

2つのコンデンサマイクروفンの信号を精密騒音計の増幅器で増幅し、データレコーダに記録した。風洞騒音レベルが高いので、SN 比を上げるためにマイクروفンは音源に十分近く置くことが必要で、またマイクフォン自身の風切音を避けるためキャップが取り付け

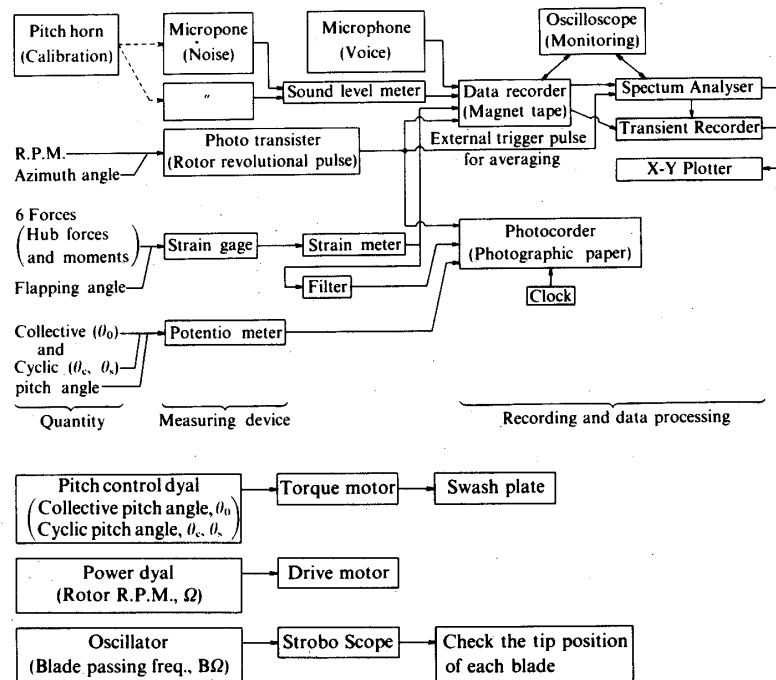


Fig 2 - 1 実験システムのブロック図

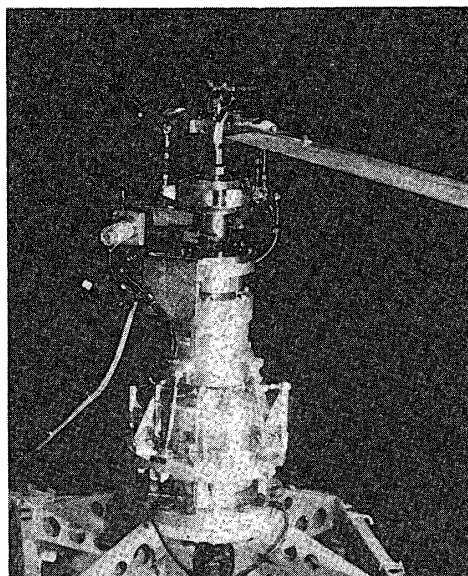


Fig 2 - 2 回転翼模型

表2 - 1 回転翼模型諸元と実験条件

パラメタ	数 値
ロータ半径 ; R	1.105 m
ブレードカットオフ ; R_0	0.086 m
ブレード枚数 ; B	2 枚
ブレードコード長 ; C	0.085 m
翼 型	NACA 0012, 矩型翼
翼 厚 比	0.12
ロータ回転数 ; Ω	600 r.p.m ($M_t = 0.102$)
コレクティブピッチ角 ; θ_0	$-4^\circ \sim 14^\circ$
サイクリックピッチ角 (縦) ; θ_c	$-6^\circ \sim 6^\circ$
(横) ; θ_s	"
駆動モータ 出力	7.5 kW
巻式	分巻式
電源	直流 200 V
最大風速 ; V	10 m/sec (走行トラック) 30 m/sec (風 洞)
渦発生機, コード長	0.15 m
翼 型	NACA 0012, 矩型翼
設 置	迎角及上下左右方向移動可
マイクロフォン位置 A	$\vec{x} = (R, 0, -0.1 R)$
B	$\vec{x} = (R, 0, -0.5 R)$
C	$\vec{x} = (0, 0, 0.67 R)$

けられた。データはトランジェントレコーダを用いてXYプロッタ上に、あるいはオシロスコープ上に再生され、さらに写真撮影された。表2 - 2は各測定機器の周波数特性を示

表2-2 騒音測定系の周波数特性

測定機器	周波数特性
マイクロフォン (含 プリアンプ) RION VC-11	自由音場正面入射において 20~10000 Hz, ± 1 dB 以内 20~12500 Hz, +1, -2 dB 以内
増幅器 RION NA-51	20~20000 Hz, ± 0.5 dB
データレコーダ TEAC R-250 (7ch)	テープ速度は 7.5 ips を使用 DC~2500 Hz, +0.5, -1dB 以内
トランジェントレコーダ BIOMATION	サンプリングタイム 0.02 msec を使用 ↓ 50000 Hz

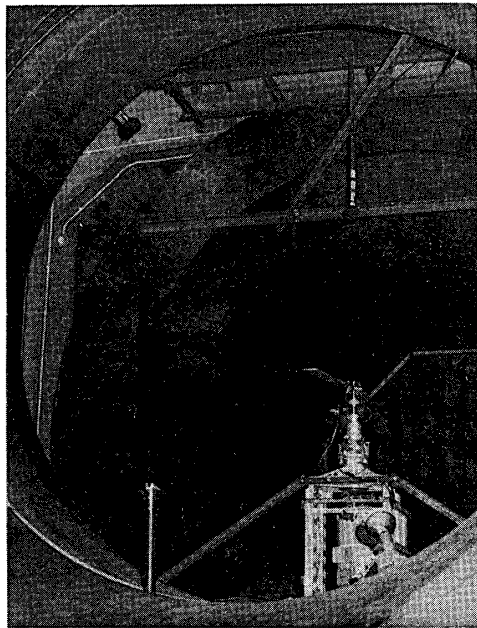


Fig 2-3 風洞内に置かれた模型とマイクロフォン

したもので、データレコーダ (FM 7ch) が測定系の特性限界を与えている。即ち DC から 2.5 kHz までの領域が +0.5~-1 dB まで保証されている。一方、測定対象であるロータ騒音は、600 rpm, 2枚ブレードの場合 20 Hz を 1次周波数とする回転騒音であるから、測定系は十分の周波数特性を持っていると言える。

回転翼模型と騒音測定系を Fig. 2-3 および Fig. 2-4 に示す。

(c) 翼端渦発生機および測定装置

コード長 15 cm, スパン 1 m, 翼型 NACA 0012 の矩形翼を風洞内上流にたて、迎角を

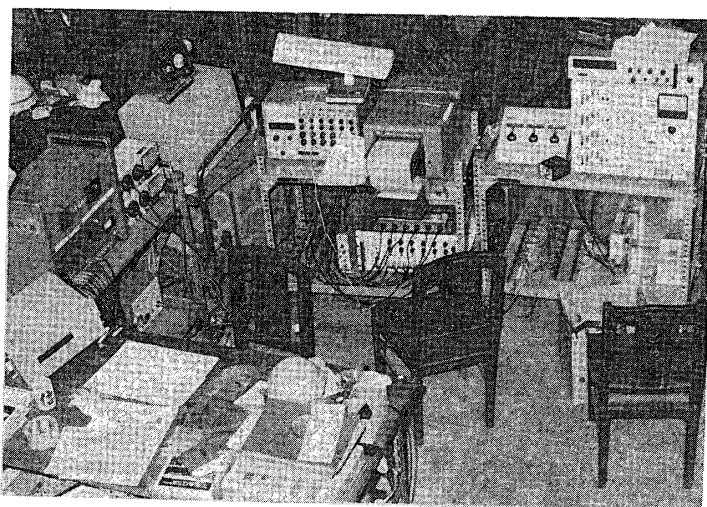


Fig 2 - 4 計測器類

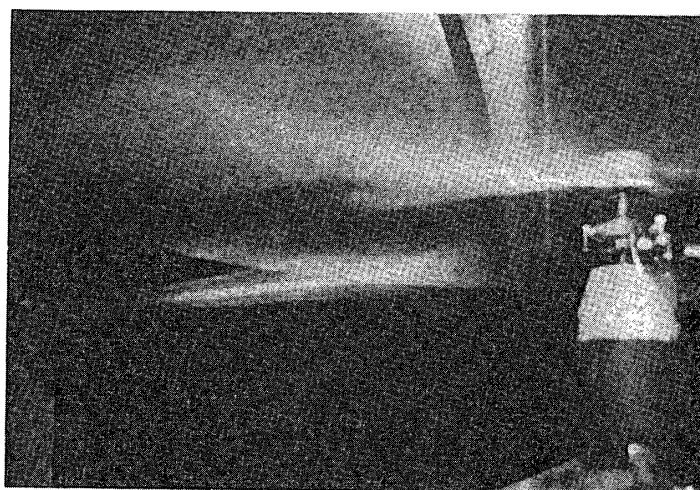


Fig 2 - 5 翼渦干渉の可視化

つけて翼端渦を発生させた。前縁にケロシンによる煙の吹き出し口を設け、翼端渦を可視化し、スラップ発生時の渦とロータ面との位置関係を観察した (Fig. 2-5)。

この翼端渦の渦度分布を計測するために Fig. 2-6 に示すような風車を製作した。これはピッチ角を持たない十字翼を取り付けた回転軸の後端に円孔を開け、発光ダイオードとフォトトランジスタにより回転パルスを取り出すもので、回転数から渦度を知ることができる。風車の直径は 16 mm で、この大きさは渦度分布測定における分解能の限界を与え、また渦芯から外れた場合流れの場は軸対称とならないこともあり、厳密な渦度測定法とは言えないが、第一近似として有効な方法であろう。また風車回転数は、実際の渦度から回転系を支持

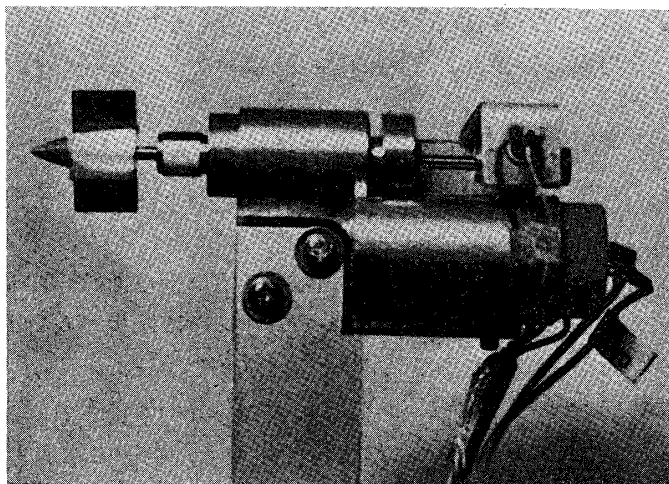


Fig 2 - 6 渦度計

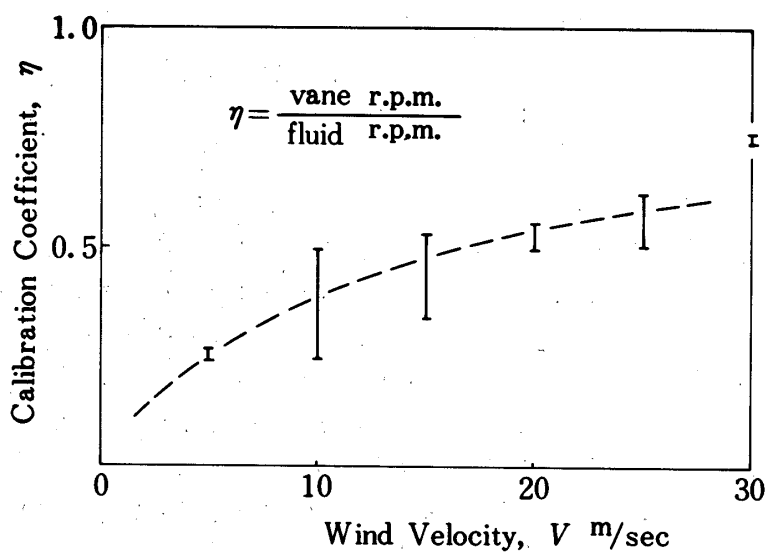


Fig 2 - 7 渦度計較正曲線

するベアリングの摩擦トルクによる減速量を差し引いたもので、真の渦度を知るためにはこの減速量を求める必要があるが、これは次のようにして校正した。

回転軸はベアリングで中筒に支持され、中筒はさらにベアリングを介して外筒に支持され、外筒が静止系に固定されている。従って中筒は、回転する風車および固定された外筒の両方から自由に回転できるようになっている。この中筒を外部からモータで強制回転させ、風車と同じ回転数にすれば、ベアリングの摩擦トルクをモータのトルクで補償したことになる。このとき風車の回転数から直ちに渦度が求められる。

あるいは次のような校正法も可能である。即ち渦のない様な流れの中に風車を流れの方向におき、中筒をモータで回転させる。このときベアリングに摩擦がなければ風車は回転しないが、摩擦トルクのため中の風車もある程度回る。従って中筒の回転数と風車の回転数の割合を風速に対して求めておけば、摩擦トルクによる減少分が校正され、真の回転数を知ることができる。Fig. 2-7はこうして求められた校正曲線で、風速の増加と共に回転効率が上昇している。これは摩擦トルクの方は風速によらないが、流体による回転トルクは風速の2乗に比例することによるものと考えられる。この校正法は静止座標系と回転座標系との間の座標変換と考えれば理解し易い。

また5孔管を用いて翼端渦の速度分布を調べた。現象はかなり変動が激しく、マノメータによる圧力測定はやや困難であったが、平均的な速度分布を得ることができた。風車による測定値との比較により、結果の信頼性の確認が行なわれた。

垂直方向および水平方向に可動な微動装置に、上記の風車渦度計あるいは5孔管を載せて、Treffitz面における翼端渦の渦度分布が測定された。

3. 実験結果 (その1, ホバリング時の騒音)

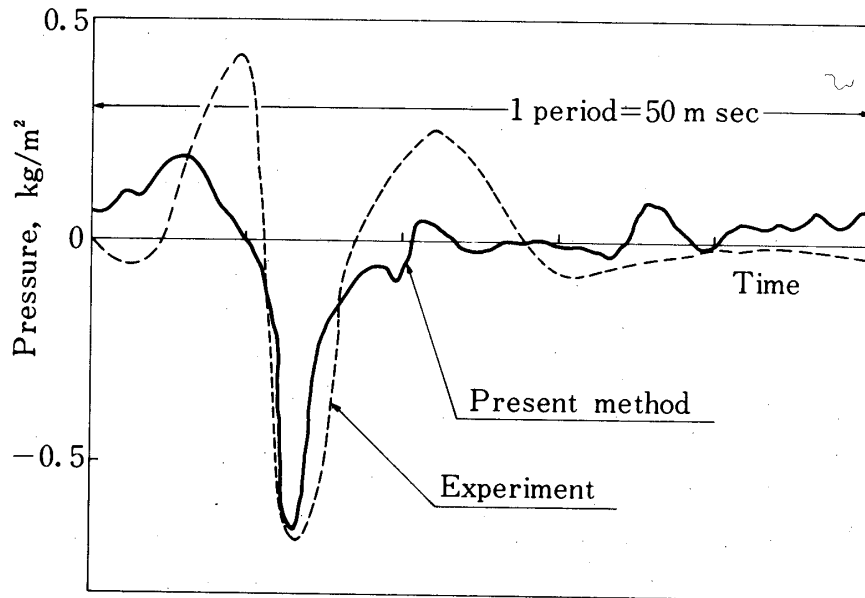
本実験において用いた回転翼模型の各種パラメータを表2-1に示す。Fig. 3-1 (a), (b), および (c) は波形を、Fig. 3-2はスラストをパラメータにした音圧ピークの理論値と実験値を比較したものである。ディスク荷重分布はここでは局所運動量理論[4]によって求めたが、これをFig. 3-3 (a) および (b) に示す。 $\theta_0 = 4^\circ$ 付近の方が、スラストのない $\theta_0 = 0^\circ$ の時よりも小さな音になっているが、これは荷重音圧成分の増大が、位相差の関係からかえって翼厚音を打消し、全体として低レベルになったためである。さらにコレクティブピッチ角 θ_0 を増してスラストを上げると、今度は荷重音が支配的となり全体の音圧レベルは増大していく。図中(I)印は実験結果のバラツキを示すものである。

またFig. 3-4はコレクティブピッチ角をパラメータにとってスペクトルについて理論結果と実験結果を比較したもので、定性的には大体一致している。定量的な一致度は十分ではないが、実験値のバラツキを考えると止むを得まい。

4. 実験結果 (その2, 翼端渦)

2次元ポテンシャル流れの場合では渦の周速度, v_t , は,

$$v_t = \Gamma / 2 \pi r \quad (4-1)$$

(a) $\theta_0 = 0^\circ$, $T = 0$ kg, $Q = 0.13$ kgFig 3 - 1 (a) 波形の比較 $\theta_0 = 4^\circ$

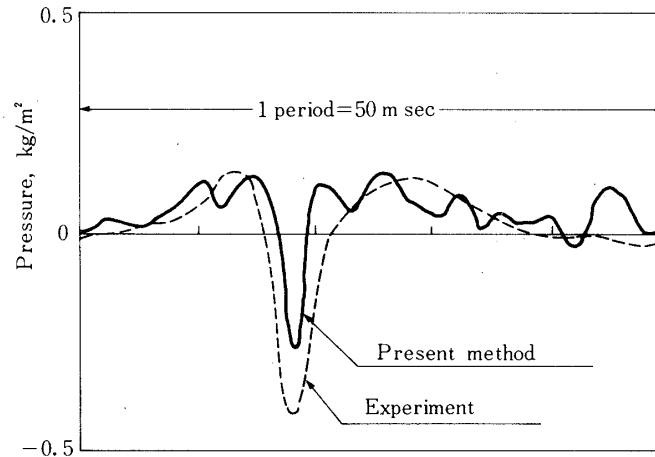
と書ける。ここで r は渦の中心からの半径位置、 Γ は循環の大きさである。渦の中心では v_t は無限大となってしまっている。実際の渦は Fig. 4-1 に破線で示された曲線のような速度分布をしているが、これを近似して渦を回転する剛体円柱で置き換え、そのまわりをポテンシャル流れで表現する方法がよくとられる。それぞれの渦モデルに対応する渦度、 γ 、の半径方向分布を Fig. 4-2 に示す。ポテンシャルモデルに対する渦度分布は、渦の中心に位置するデルタ関数で表現される。分布した渦度を寄せ集めたものが循環である。

$$\Gamma = \int r ds = \int r 2\pi r dr \quad (4-2)$$

また渦度分布、 $\gamma(r)$ 、が与えられると対応する周速度分布、 $v_t(r)$ 、が次のように求められる。

$$v_t = \int_0^r r \gamma(r) dr / r \quad (4-3)$$

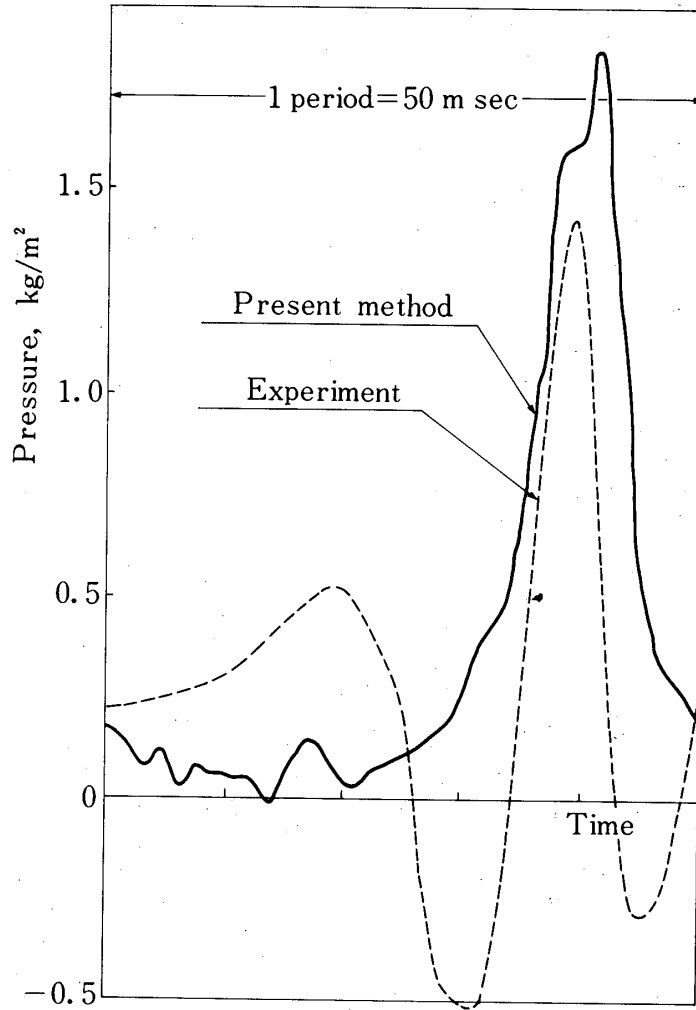
最大周速度を与える半径は一般に渦芯半径と呼ばれ、その内側がいわゆる渦芯部である。翼渦干渉騒音にはこの渦芯の大きさと最大周速度が大きな役割を果す。

(b) $\theta_0 = 4^\circ$, $T = 8$ kg, $Q = 0.18$ kgmFig 3 - 1(b) 波形の比較 $\theta_0 = 15^\circ$

翼端渦の渦度分布を風車渦度計を用い、Fig. 2-8の較正曲線にもとづいて求めたが、その一例をFig. 4-3に示す。 $(x, y, z)^T$ は翼端渦発生機の後縁翼端位置を原点とし、流れの向きをx軸の正方向としたデカルト座標系上の位置ベクトルである。 V は風速で、 α は翼端渦発生機の迎角である。この図に示した $V = 20$ m/sec, $\alpha = 14^\circ$ の組み合わせは、次節で述べる騒音測定実験において標準的に用いた値である。

Fig. 4-4はFig. 4-3を渦度の等高線に書き換えたものである。またこの場合の周速度分布を(4-3)式によって求めたものが、Fig. 4-5で、最大周速度、 $v_{t \max}$ 、は5.7 m/sec、渦芯半径は1.5 ~ 2.0 cm、従って循環、 Γ 、は0.54 ~ 0.71 m²/secと計算される。また、 $\alpha = 10^\circ$ の場合について、5孔管による測定値と比較したところ、両者の一致度は良好であった。ただし現象がかなり非定常なため、測定値は何れも1分間程度の時間平均値がとられている。また、Fig. 4-6に示すように渦は軸対称ではないことが5孔管による測定でも確認された。

渦度分布あるいは速度分布から、翼端渦の渦芯の位置と大きさおよび最大渦度を知ることができる。Fig. 4-7は渦の中心位置を迎角、および流れ方向座標、 x 、をパラメータにして示したものである。迎角が増す程吹き下ろしが大きくなるため、渦の中心は正の y 方向に移動する。また渦発生機の翼端で生まれた渦は、後縁渦を巻き込んで成長していくが、同時に渦の中心は翼の中心方向、即ち負の z 方向へ移動していく。Fig. 4-8, 9, および10, はそれぞれ、最大渦度と迎角、風速、軸方向距離との関係を示したもので、最大渦度は迎角が大



(c) $\theta_0 = 15^\circ$, $T = 6.0 \text{ kg}$, $Q = 1.13 \text{ kgm}$

Fig 3 - 1 (c) 波形の比較 $\theta_0 = 0^\circ$

きい程, また風速が高い程大きく, 流れと共に減少していく.

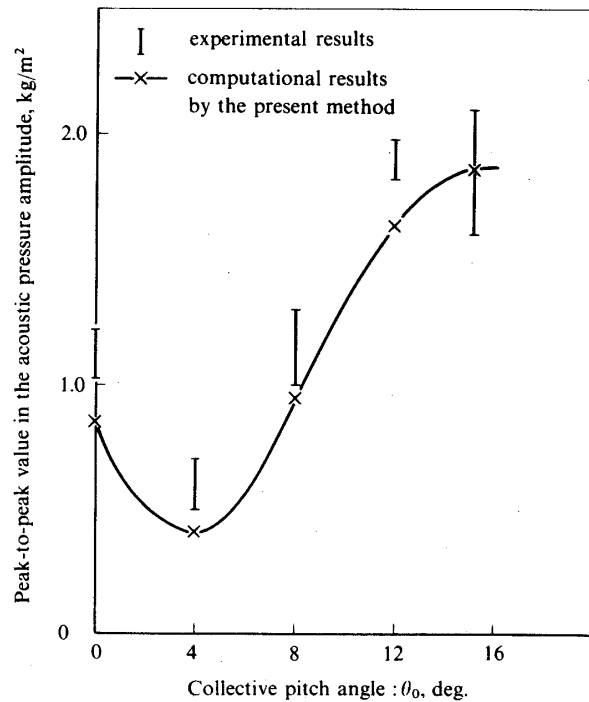


Fig 3 - 2 音圧のピーク値の比較

5. 実験結果 (その3, 翼渦干渉騒音)

翼端渦と回転翼との間の干渉効果が騒音レベルに与える影響については、渦を可視化することにより鮮明に観察された。またその際の騒音は衝撃的かつ間歇的で、いわゆるスラップの特徴がみられた。

マイクロフォンによってデータレコーダに収録された圧力の時間変化の一例を、ロータ面に対する翼端渦の高さをパラメタにして、Fig. 5-1に示す。ここで (y_{HC} , z_{HC}) は渦発生機の後縁翼端位置を原点としてみたロータハブ中心位置であり、 θ_0 はコレクティブピッチ角を表わしている。翼渦干渉にもとづく回転翼の迎角変化により圧力波形は鋭いピークを持つことが判るが、このピークの振れ幅をピーク値と呼ぶ。このピーク値と翼端渦の位置や大きさとの関係を以下に示す。

Fig. 5-2は z_{HC} に対するピーク値の変化で、 $z_{HC} = 2$ cm 付近で最大となっている。翼端渦は、Fig. 4-7に示したように流れと共に z の負方向に約2 cm 移動するので、結局渦芯を回転翼が切る時に音圧レベルが最大になると言える。

Fig. 5-3は y_{HC} に対するピーク値の変化を示したものである。 y_{HC} を変えることは、ブレードの渦を切る時の角度、 A 、が変わることを意味している。渦とブレードが平行になった時 ($A = 0^\circ$) 音圧レベルは最大で、 A の増加と共に減少する。

Fig. 5-4は風速とピーク値の関係を示したもので、風速が増すだけ渦の循環の強さが増し、ロータブレードは大きな迎角変化を受け、音圧レベルは増加する。

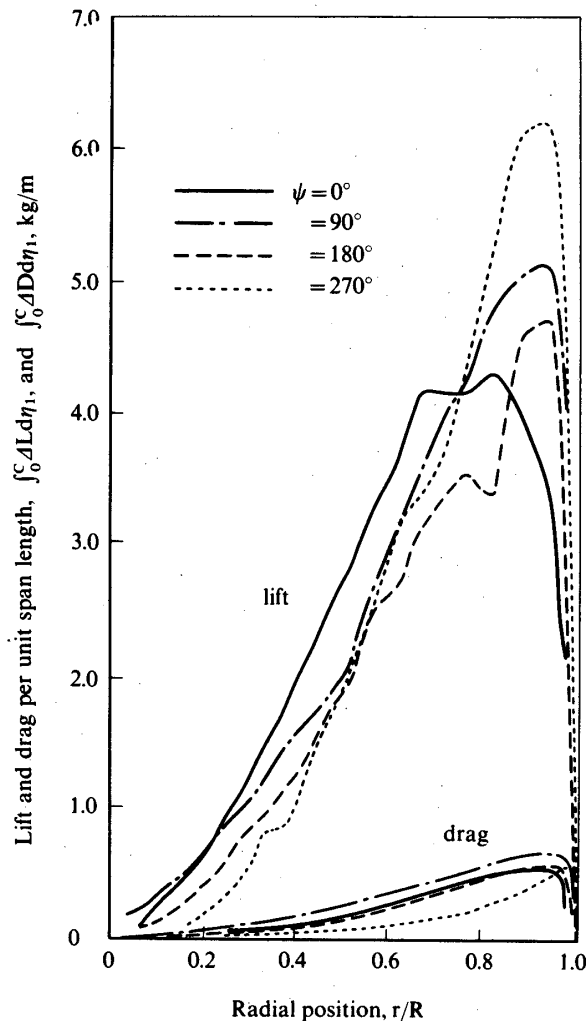


Fig 3 - 3 (a) 局所運動量理論による荷重分布(半径方向分布)

6. 結 論

回転翼前方に置かれた翼端渦発生機によって作られた大きな循環を持った渦と、回転翼との干渉により、スラップが発生することが確認された。しかし実際の翼渦干渉は、先行翼の吐出する翼端渦によるもので、相対的に循環の値は小さく、後続翼に入射する角度もまちまちである。事実、模型実験では、渦発生機の助けなしにはスラップ音は聞かれなかった。従って本実験の結果から直ちに実際のスラップが翼渦干渉効果によるものと結論するわけにはいかないが、原理的には可能であることが確かめられた。翼渦干渉音は荷重音であるが、これと翼厚音を弁別するために、1) 伝播方向、2) コレクティブピッチ角、3) 翼厚比、4) 翼端形状等をパラメタとして騒音レベルの測定を行う方法が考えられる。荷重音は、推力にもとづくものと抗力にもとづくものに分けられるが、推力音と翼厚音の弁別は比較的容易であるのに対し、抗力音と翼厚音は上記1)～4)のパラメタに対する騒音レベルの特性が似てい

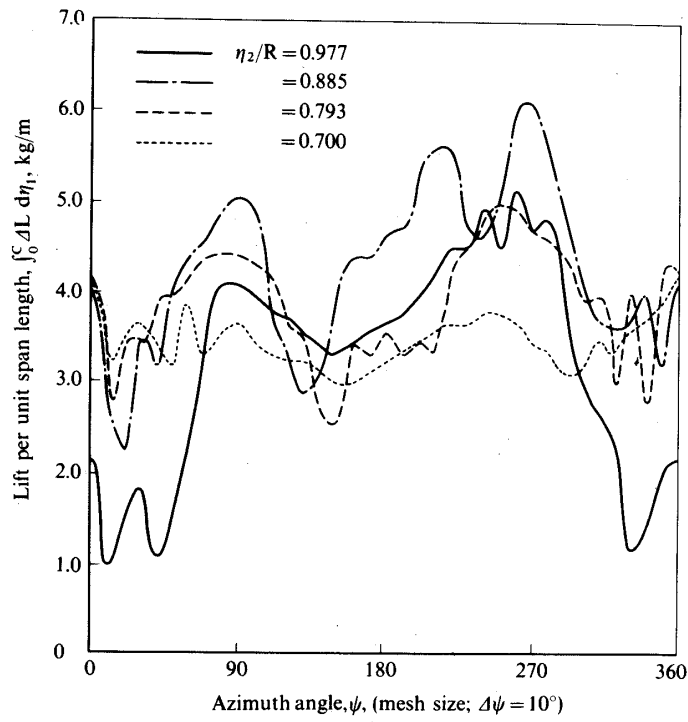


Fig 3 - 3 (b) 局所運動量理論による荷重分布(円周方向分布)

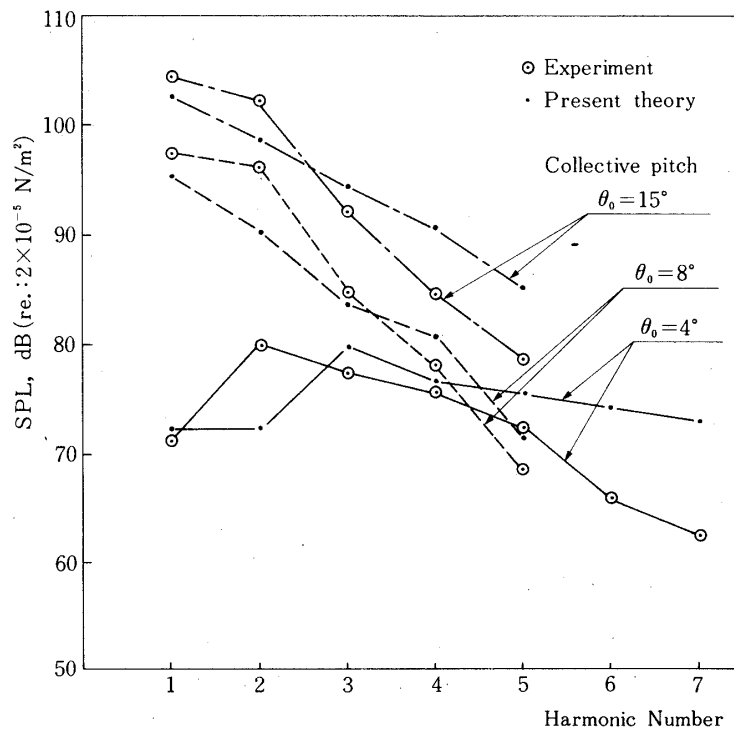


Fig 3 - 4 スペクトラムの比較

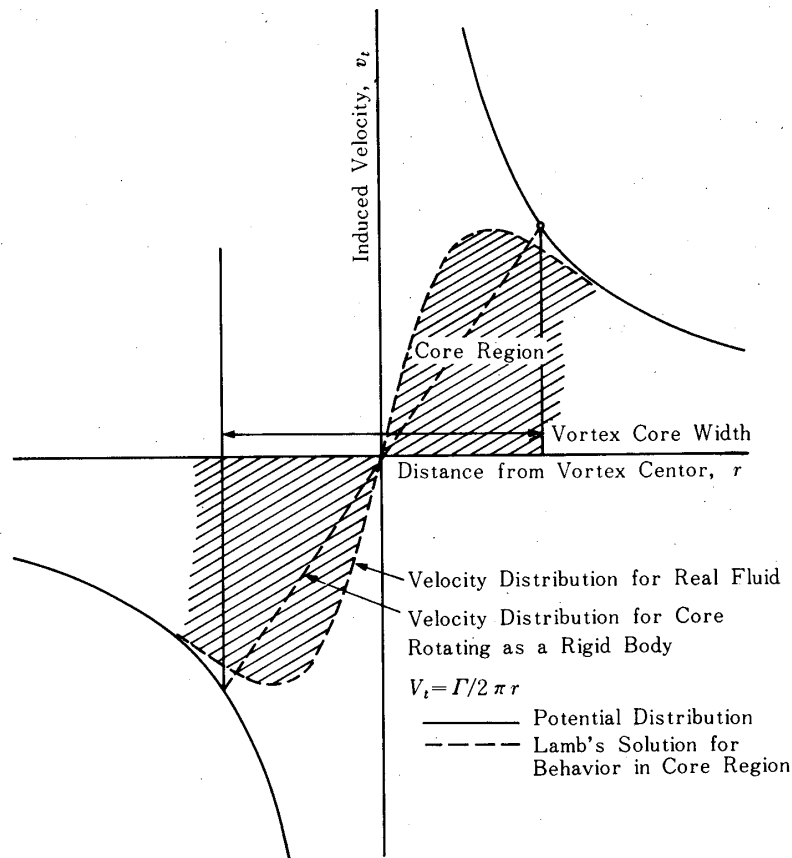


Fig 4 - 1 渦の周りの誘導速度分布

るので弁別しにくい。

今後の研究の方向としては、1) 実機によるスラップ発生時の騒音測定データの集積、2) 翼端渦の強さとその後続翼との幾何学的関係を明らかにした上で、コード方向の荷重分布まで表現できる揚力面理論を用いた詳細な理論解析、3) 高速回転翼模型による翼厚音の原理的可能性の実証、等が考えられる。このうち3) については当研究室において既に模型の製作を終り、実験の準備が進められている。こうして実験及び理論の両面からの調査によってスラップの主原因をつきとめることにより、有効な騒音低減化対策をたてられよう。

なお、本報告における実験に際しては、当研究室の井内、渡部、小野の各氏に大変御世話になったので、ここに謝意を表します。

1978年1月9日 航空力学部

参 考 文 献

- [1] Nakamura, Y : The Analysis of Helicopter Rotor Noise, ISAS Report No. 549 (Vol. 42, No. 4), Sept., 1977
- [2] Nakamura, Y., and Azuma, A. : Rotational Noise of Helicopter Rotor, VERTICA, to be published
- [3] Widnall, Sheila, E. : Helicopter Noise Due to Blade-Vortex Interaction. The Journal of the Acoustic Society of America, Vol. 50, No. 1 (part 2), 1971
- [4] Azuma, A. and Kawachi, K. : Local Momentum Theory and Its Application to the Rotary Wing. AIAA paper 75 865, 1975

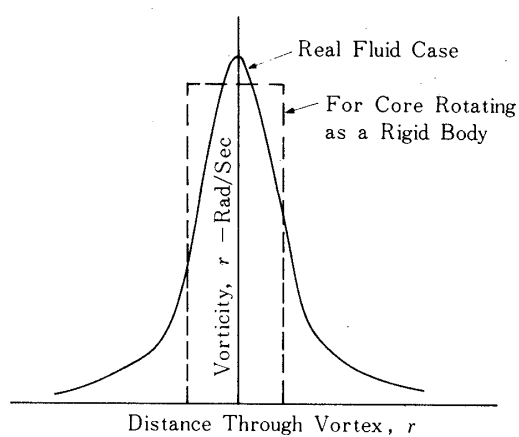


Fig 4 - 2 渦の周りの渦度分布

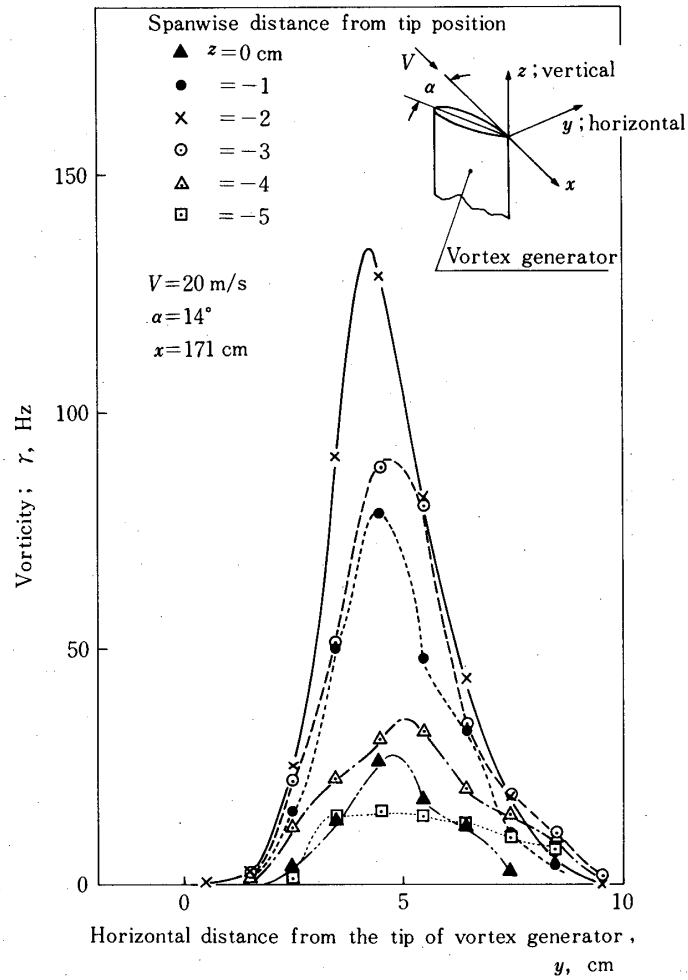


Fig 4 - 3 翼端渦の渦度分布

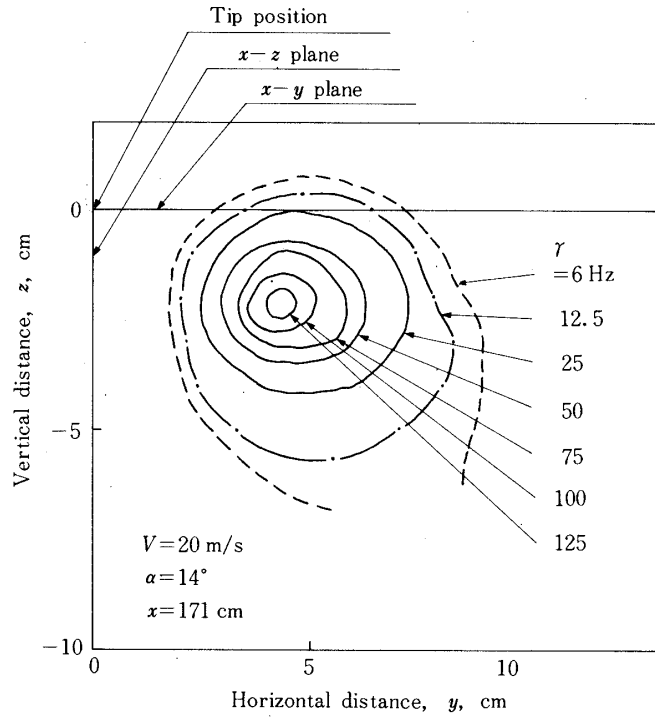


Fig 4 - 4 翼端渦の位置と強さ

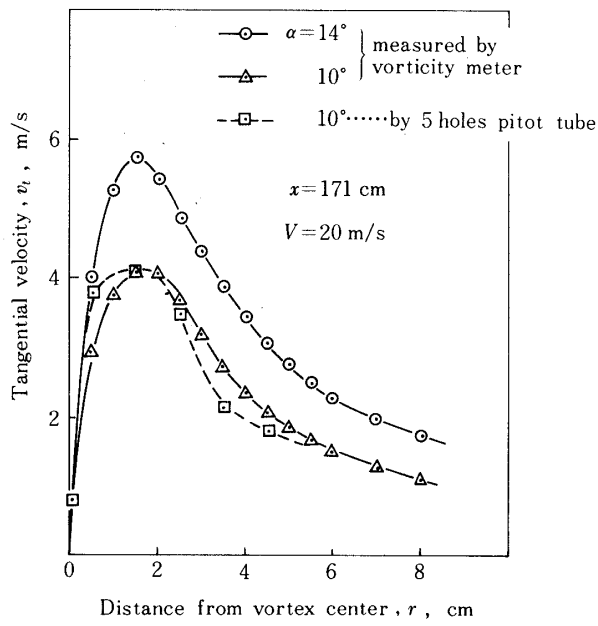


Fig 4 - 5 翼端渦の周速度分布

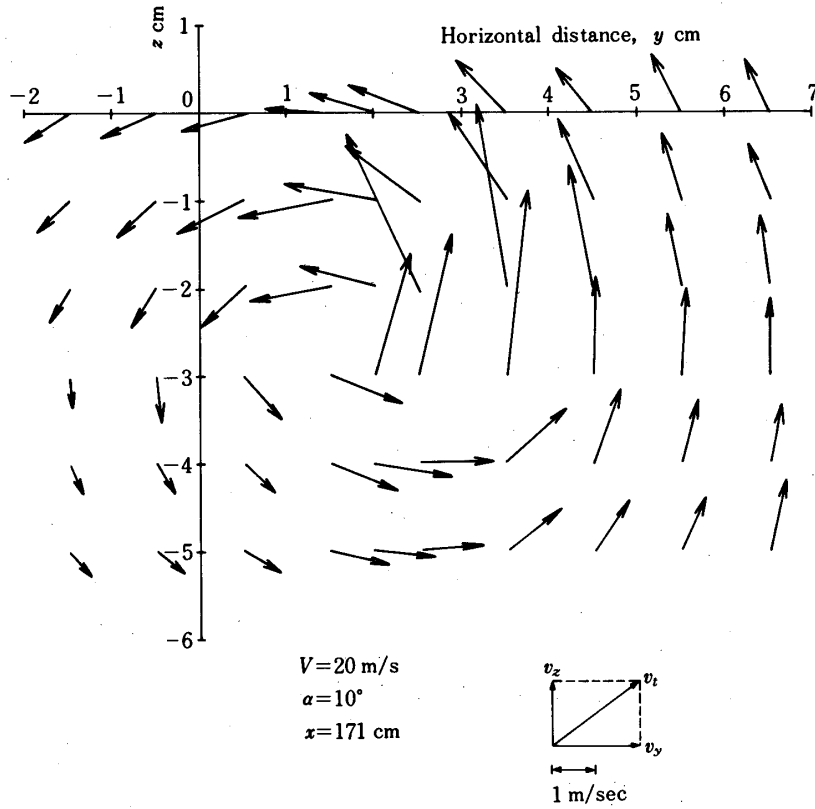


Fig 4 - 6 5孔管による翼端渦の速度分布

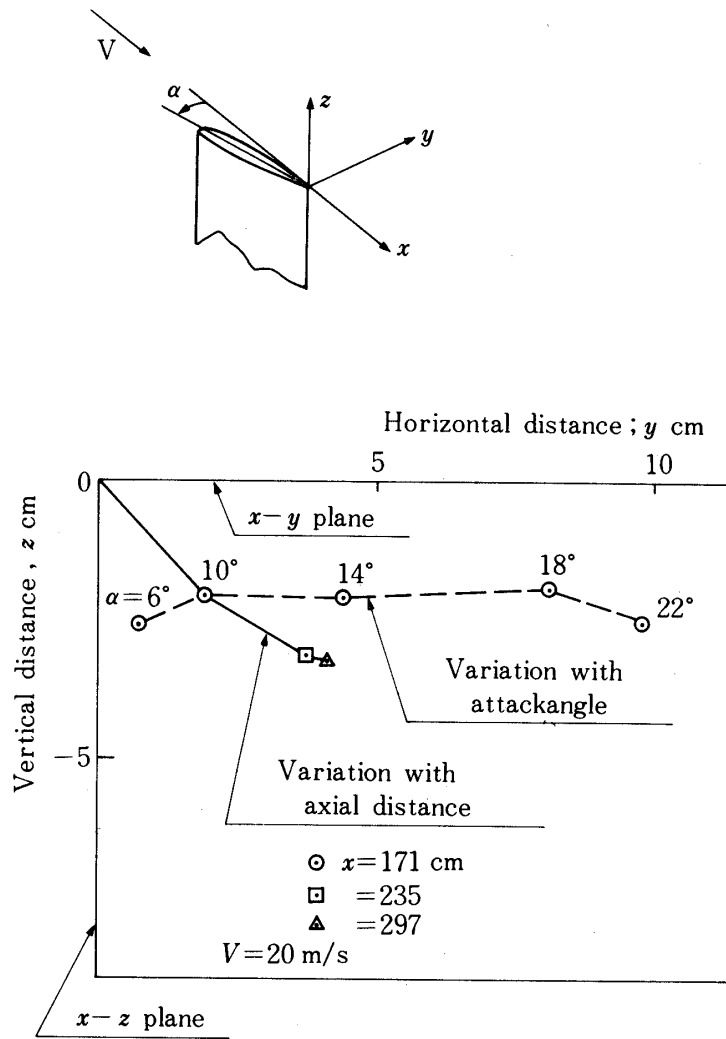


Fig 4 - 7 翼端渦の位置

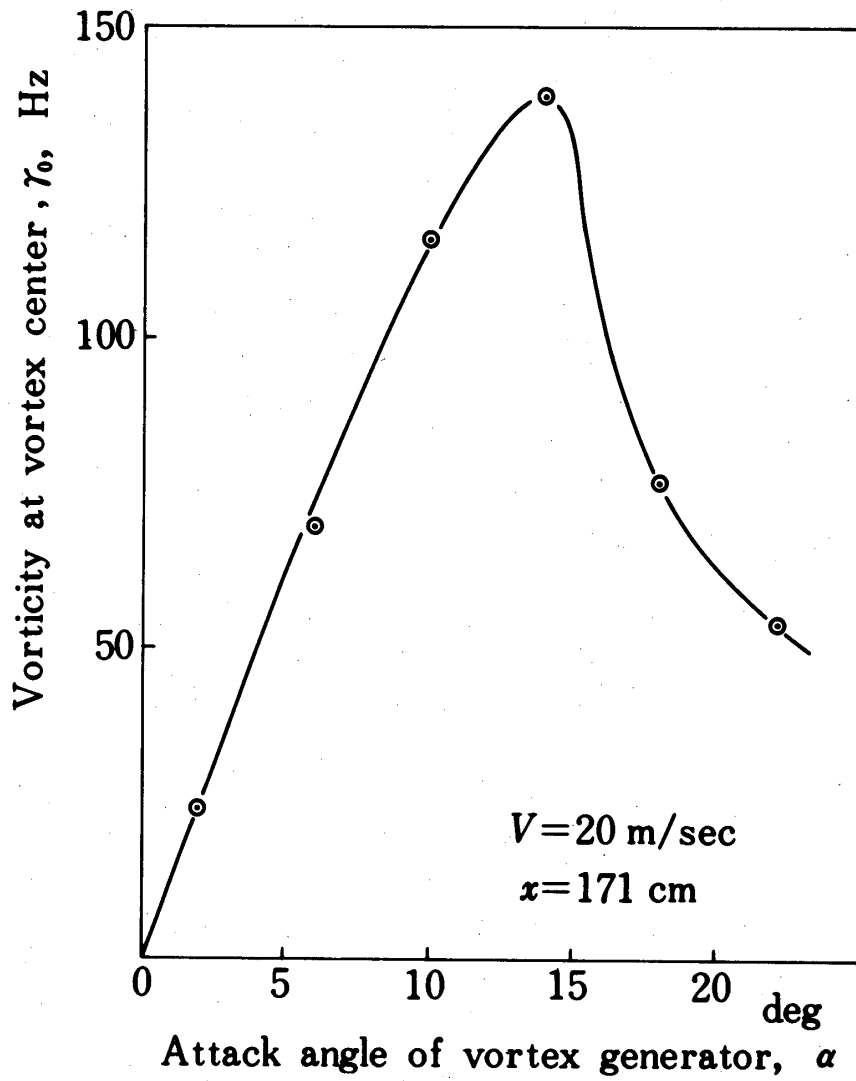


Fig 4 - 8 迎角変化に伴う最大渦度

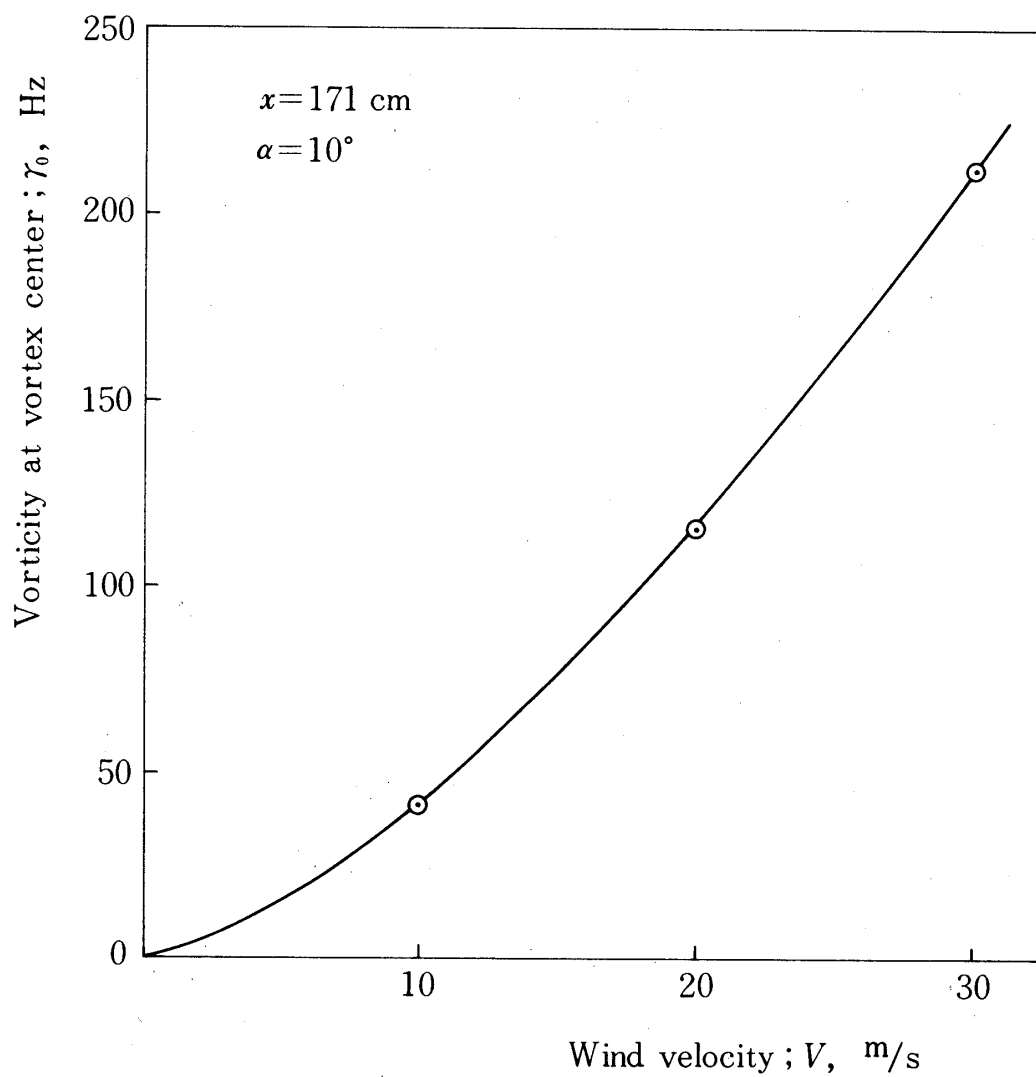


Fig 4 - 9 風速変化に伴う最大渦度

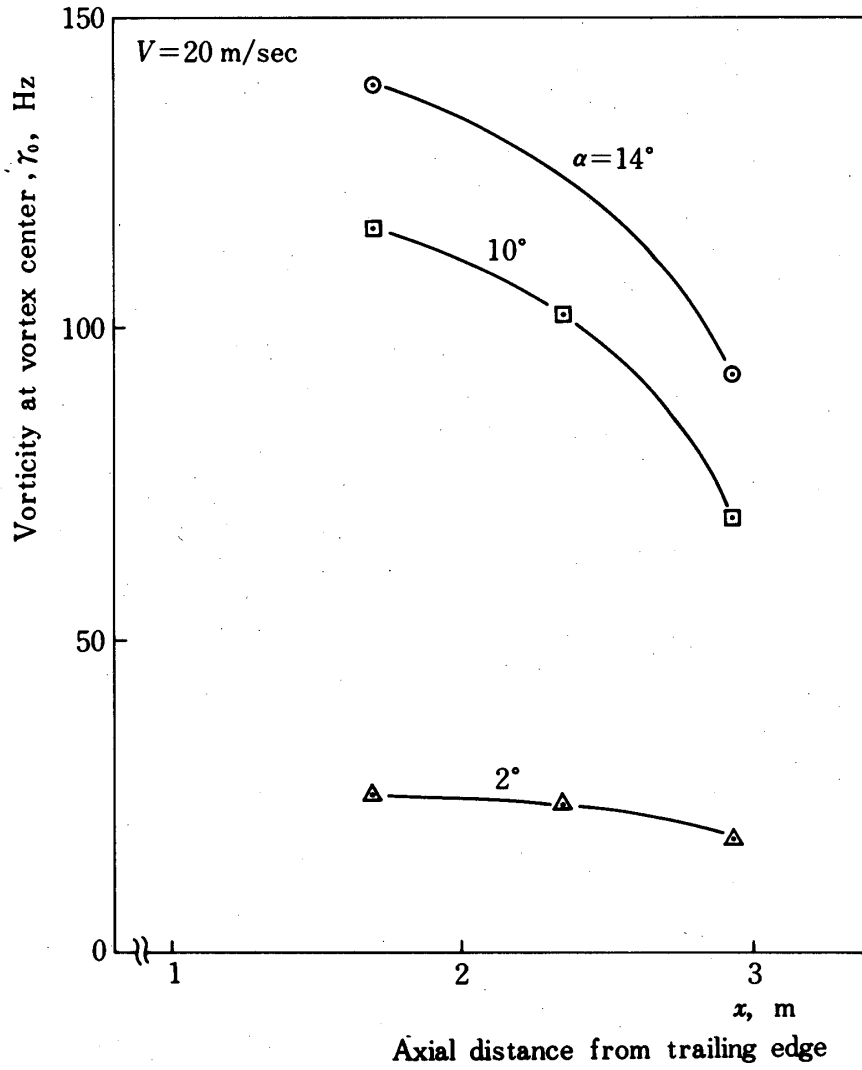


Fig 4 - 10 軸距離変化に伴う最大渦度

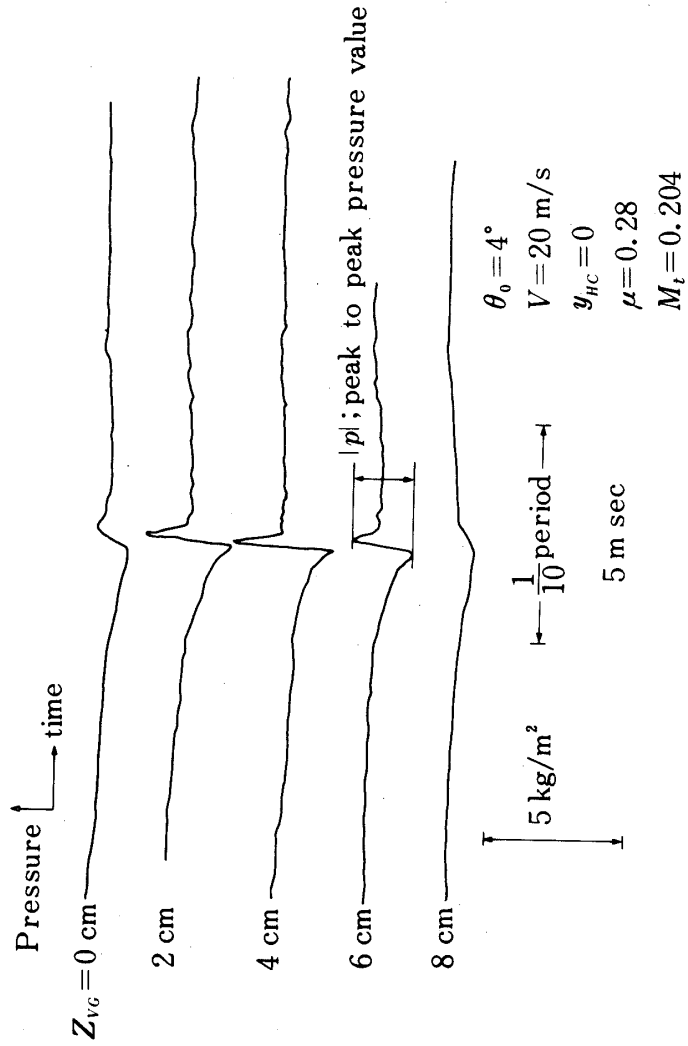


Fig 5 - 1 計測された波形の例

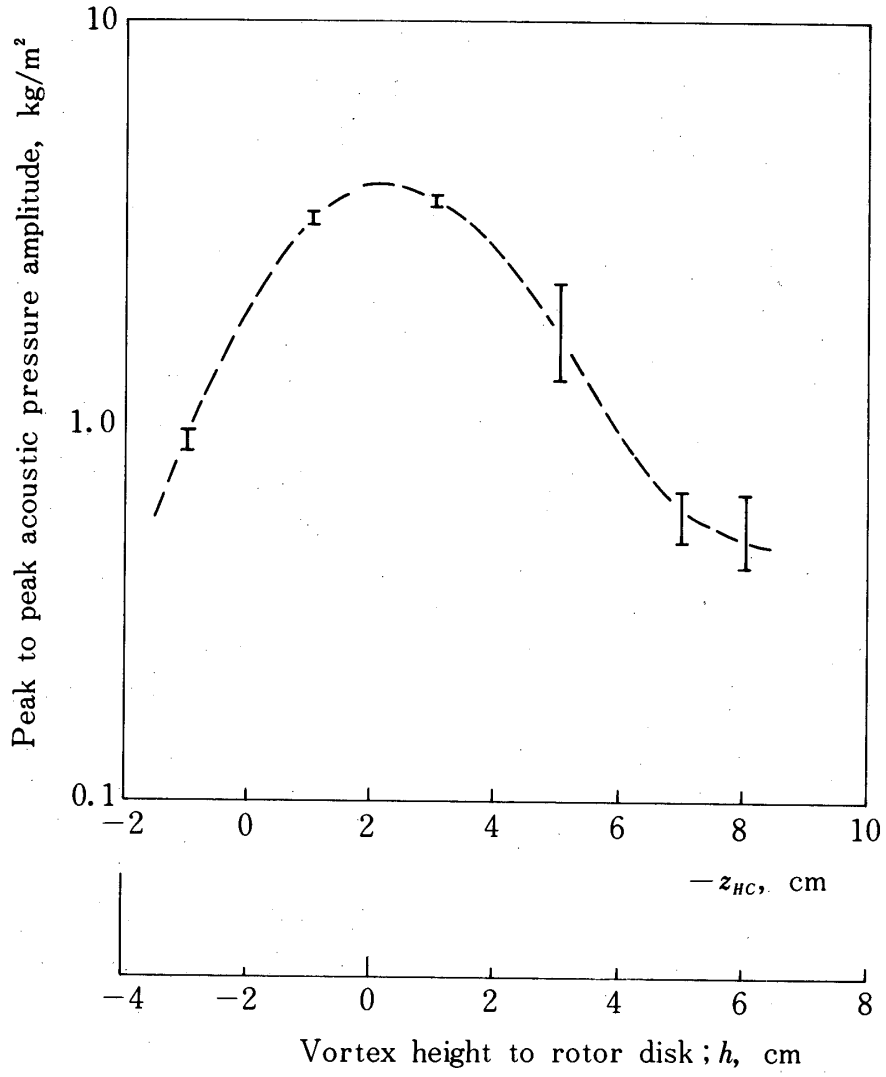


Fig 5 - 2 渦と回転翼面との距離の変化に伴う音圧のピーク値

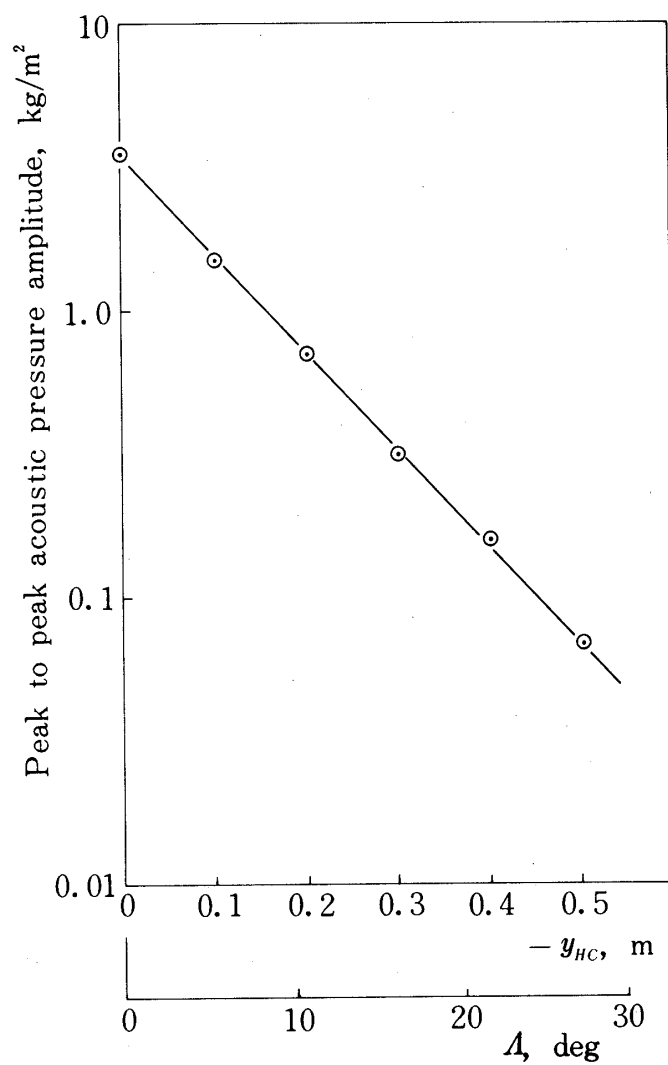


Fig 5 - 3 翼端渦とブレードのなす角度の変化に伴う音圧のピーク値

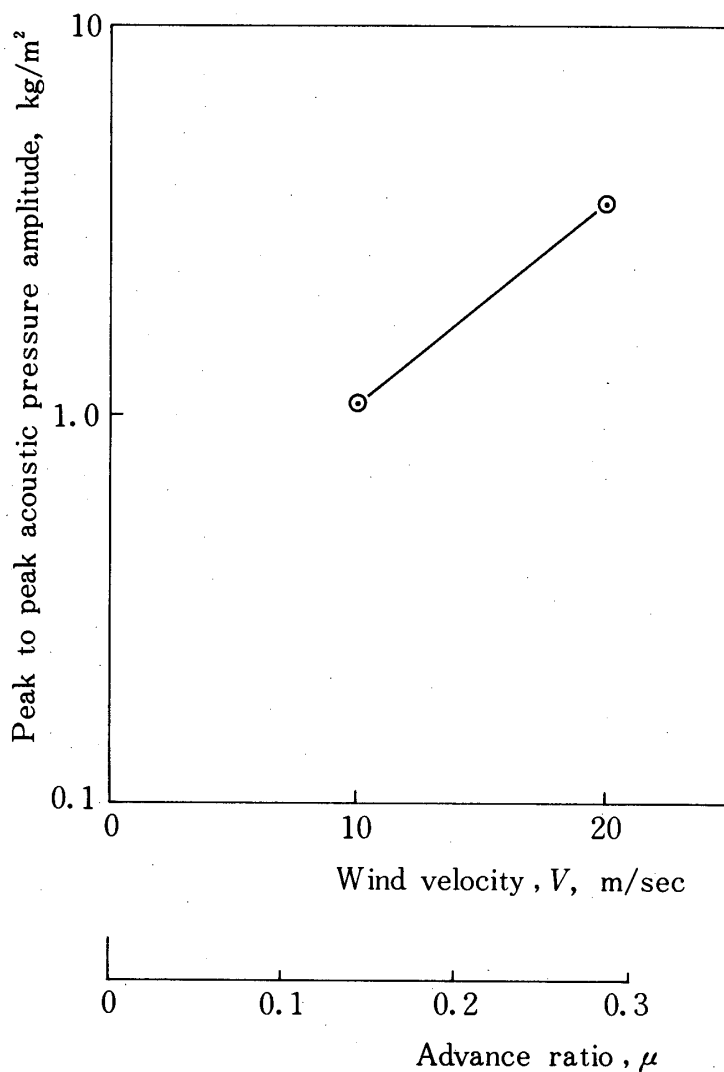


Fig 5 - 4 風速の変化に伴う音圧のピーク値