

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-526

不等ピッチで高速回転するファンの音響特性と空力性能

藤井昭一・西脇英夫・武田克己

1977年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

不等ピッチで高速回転するファンの音響特性と空力性能*

藤井 昭一**・西脇 英夫**・武田 克己**

Acoustics and Performance of High-Speed, Unequally Spaced Fan Rotors

By Shoichi FUJII, Hideo NISHIWAKI
and Katsumi TAKEDA

ABSTRACT

This paper describes an experimental measurement of the effects of uneven blade spacing on the acoustic and aero-thermodynamic characteristics of high-speed, high-pressure-ratio fan rotors at two selected spacing configurations. A test rig, consisting of inlet guide vanes and transonic rotor blades, was employed to explore the redistribution of harmonic sound energy into a series of multiple tones of lower sound pressure level. The measured data indicated that a 10% modulated rotor exhibited a six to eight decibel decrease in the sound pressure level as compared with the original first blade passage frequency harmonic. Disadvantages in aerodynamic performance resulting from spacing modulation were not so unfavourable for 10% modulated blades. However, with 5% modulated blades, serious deterioration in aerodynamic performance was observed particularly near the blade tip section, which produced an unfavourable acoustic signature. A calculation method, assuming a pulse event for each blade sound pressure, provided agreeable results with the measured data.

記号		記号	
A_l	} フーリエ係数, 式(2)	r	半径
B_l		r_t	外半径
B	動翼枚数	α	不等幅の割合, 式(1), $\alpha=0$ が正規ピッチ
i	1, 2, 3, …… 23, 式(1)	β	ファンベルマウス正面から測った角度, 図1
l	0, $\pm 1, \pm 2$ …… , 式(2)	θ_i	翼のとり付け位置, 式(1)
n	翼通過周波数の次数		
n_{\max}	最大騒音 (noisiest) バンドでのノイ数, 式(3)		
n_0	ノイ数, 式(3)		
N_0	修正ノイ数, 式(3)		
N	回転数		
Q_c	修正流量		

1. 結 言

ファン, 圧縮機などの回転騒音は広帯域音 (broadband vortex noise) と狭帯域音 (narrow-band rotational noise) から成り, 後者は音圧レベルが高くかつ, 特定のいくつかの周波数付近に集中するので人間の耳に不快感 (annoyance) を与える。特にジェットエンジンでは, フロントファンから発生する狭帯域騒音がまず第一に問題になる。現用エンジンではファンダクトに吸音材を張って, ダクト伝播過程で出来るだけ減衰させる方法が採用されているが, これに加えて更に発生機構面からも低

* 昭和52年12月23日 受付

** 航空機公害研究グループ

減化できることが望ましい。そこで、本研究ではファン動翼の周方向ピッチを不等幅で変化させ、狭帯域音をより低い音圧レベルへ分散させて不快感を少なくする試みを行った。

不等ピッチファンの基本特許はすでに1961年に出されているが、¹⁾研究としては比較的新しい。Mellin & Sorra²⁾は自動車のラジエータ用ファンに関し、即ち動翼列の定常場力が回転するために生じる狭帯域の基本周波数騒音を減少させる方法を研究し、翼枚数15枚までについて最適のピッチ間隔を示した。Ewald^ら¹²⁾は位相変調(phase modulation)について理論的な考察を行い、5馬力モーターに連結された冷房用ファンに関して実験との比較を行った。しかし、上記二つの研究は、低速回転ファンの関係もあって騒音特性と空力特性の関連性が示されていない。一方、Shahady^ら³⁾は6枚より成るヘリコプター回転翼を不等ピッチにした場合の騒音と空力特性の関係を実験的に調べた。

以上述べた研究は、動翼自身が超音速で回転しないかぎり音圧モードも決して音速を超えることがないのでプロペラ騒音と呼ばれ、ダクト伝播できない。ところが前方又は後方に静翼が存在すると動翼がたとえ音速以下で回転していても、超音速で回転して極めて効率よくダクト伝播する音圧モードが発生することは周知の事実であり、このような状態に対して動翼ピッチを変えた研究としてDuncan & Dawson⁴⁾のものがある。ただし、実験に使用したファンは小形(45 mm 直径)で低速(先端マッハ数0.15)であり、空力性能との関連性には言及しておらず、また、ピッチの取付角変化幅も $\pm 1^\circ$ というように小さい。むしろ、ジェットエンジンのファン動翼から出るウェークは必ずしも周方向に全て同一の形状とはなっておらず、ウェークの谷の深さや周方向位置がそれぞれずれている。⁵⁾⁶⁾特に周方向位置のずれは、今ここで議論している不等ピッチと同等の効果があるが、いずれも製作誤差の範囲をめぐる研究が主であって、ジェットエンジンに使用できるような高速で高圧力比のファンについて、積極的にピッチを不等にした実験データの詳細は、筆者らの知るかぎり、公表されていない。

そこで本報告は以下のような点に重きをおいて行った実験的研究を述べたものである。

- (i) 出来るかぎり高速で高圧力比ファンに対する実験データを得る。
- (ii) 騒音特性と空力性能の関連を明示する。
- (iii) 実用のエンジンのフロントファンでは動翼と後置静翼の組合せが通常の状態であるが、高圧力比の動翼から流れるウェークは、翼面荷重の変動などのため前述した

ようにウェークの谷の深さにも不均一性が起り、よって位相変調に加えて振幅変調(amplitude modulation)までが音圧スペクトル上に生じる恐れがある。従って、実験としては動翼・後置静翼の組合せよりも、ウェークの形状を周方向に均一化させやすい翼面荷重の小さい入口案内翼との組合せを選んで、動翼の取付け位置の変化による影響だけを調べるようにした。

2. 実験装置

実験は図1のような $5.7 \times 4.2 \times 3.5 \text{ m}^3$ の無響室に、図2のように単段回転翼列試験機を連結して行った。図に示すように空気は無響室下部に取付けた入口消音器を通して流入し、直径500 mmのファンダクト部を経てファンに吸入され、翼列通過後はポリュートから直径600 mmの出口管に導かれ約10 m流れた後、外部消音器へ排出される。流量は出口管の途中につけたオリフィスで計り、流量変化は出口管終端のパタフライ弁で行った。

外径500 mm、入口ボス比0.8の単段回転翼列試験機は1600 kWのモーターで駆動し、主として7000から12000 rpmの間で実験した。6枚の入口案内翼と23枚の動翼の組合せにより翼列を形成し、それぞれの翼は、およそ80 mm一定の翼弦長で、よってアスペクト比(=通路高さ/翼弦長)は1.6である。案内翼はねじり及びそり角なし、二重円弧の対称翼としかつ、ポテンシャル干渉を避けるため1.5翼弦長の軸間距離を動翼との間につけたので、換言すれば翼形状をした物体から出るウェークと回転翼との干渉によって生じる騒音を研究対象にした。

一方、動翼は二重円弧翼とし速度三角形及び翼配備は図3、表1に示す。入口案内翼では何んら旋回角を与えず、動翼流出後は約35度の角度を残したままポリュートに入る。後置静翼は動翼ウェークとの干渉騒音を生じさせないため取付けなかった。単段回転翼列としての主な設計要目を表2に記す。

翼列前方に約3 mもの長いダクトを取付けて無響室内と連結させたのは、翼列試験機の前及び後方の軸受部に既設のものを利用したので、スペースの関係上妥協せざるを得なかったためである。よって回転翼列の翼面で発生した狭帯域音は上流へ向って複雑な面積変化のある流路を通して、ダクト入口のベルマウス部から無響室内へ放射される。このさい、このような長いダクトでは指数関数的に減衰する音圧モードはすべて消滅し外部へ出ないと考えられる。

更に、入口ストラットは構造上、取付けざるを得なかったが、これらのウェークの通路に入口案内翼を取付けて重ね合わせることにし、その結果として6枚のストラ

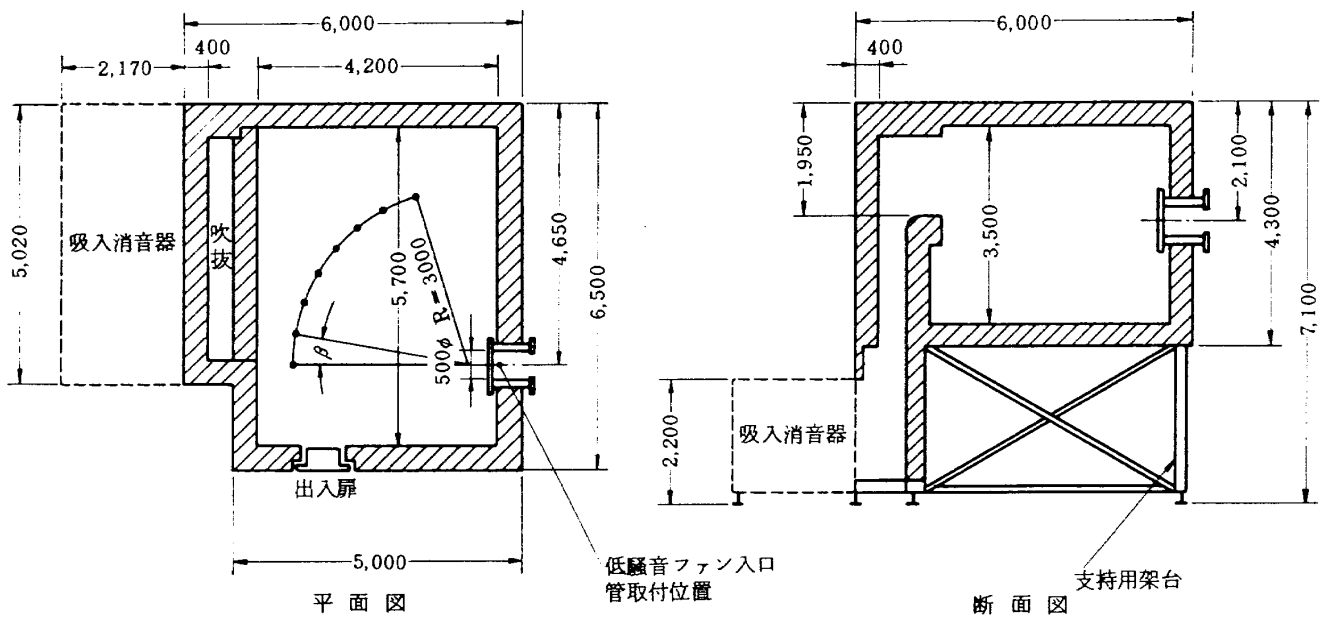
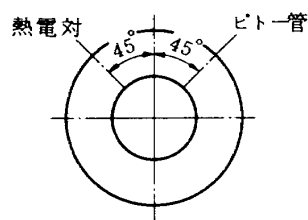
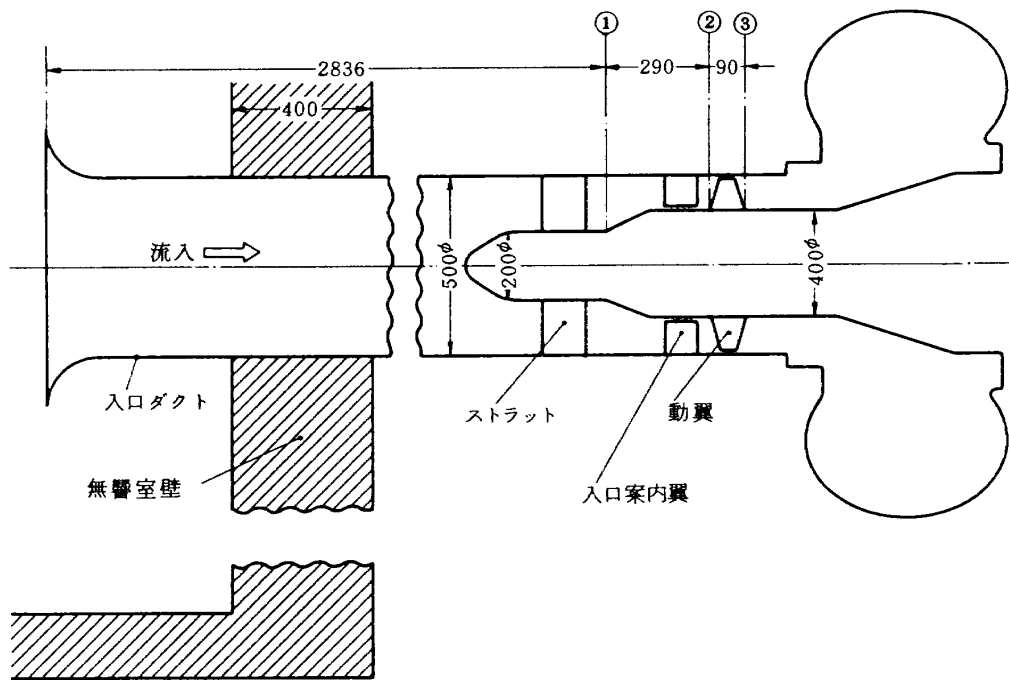
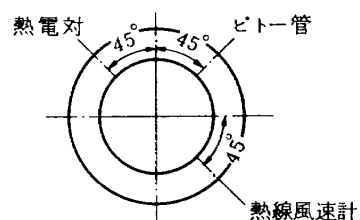


図1 無響室 (単位mm)



断面①



断面③

流れの上流側から見て

図2 試験装置と計測位置

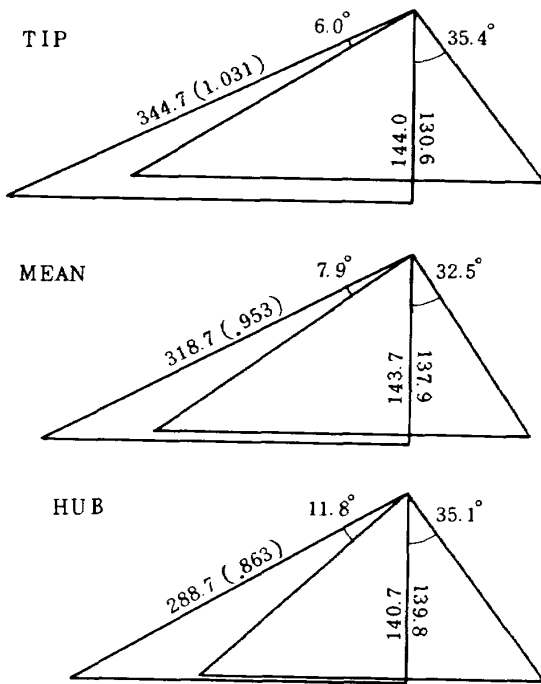


図3 設計速度三角形（速度単位m/s，カッコ内はマッハ数）

表1 動翼翼配備

半径位置	くいちがへ角	ノリディティ	翼厚み	キャンバ角
Tip	59.0°	1.17	4mm	3.2°
Mean	54.1	1.30	6	4.0
Hub	45.4	1.46	8	12.0

表2 設計要目

設計仕様		
段数	1	段軸流入型
外径	500φ	(一定)
ボス比	0.8	(動翼入口)
空気流量	11 kg/s	
回転数	12000 rpm	
圧力比	1.3	
周速	314m/s	(動翼先端)
入口相対マッハ	約 1.0	(動翼先端)
動翼枚数	23枚	
動翼弦長	80 mm	
入口案内翼枚数	6枚	
入口案内翼弦長	84 mm	

ットと案内翼の組合せによる周方向6個のウェークだけが動翼と干渉するようにした。もっとも、ストラット出口で約2:1の面積比で絞ってストラットから出るウェークをできるだけ弱めるようにした。予備実験として入口案内翼の有無による狭帯域音の変化を調べたところ、狭帯域音に約10 dBの差が生じ、またウェークトラバースをビトー管で行ってみると、ストラットのみするときウェークは入口案内翼のそれと比べて、深さ1/3、幅は3倍程広がった。

3. 実験方法及び計測法

23枚の動翼の取付け角 θ_i は

$$\theta_i = \frac{360^\circ}{23} \left(i + \sum_{i=1}^i \alpha \sin \frac{360^\circ}{23} i \right) \dots\dots\dots(1)$$

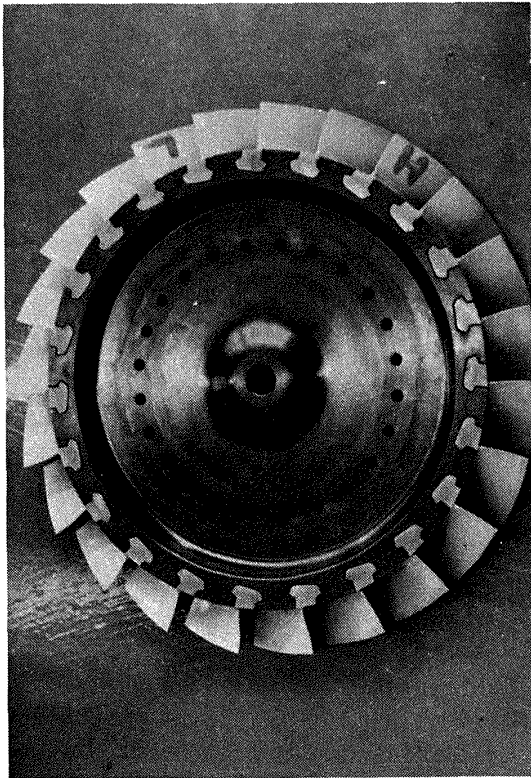
$i=1, 2, \dots, 23$

の式によって変化させた。まず $\alpha=0$ とした等ピッチ間隔のファンを製作し実験した。これを今後、正規ピッチファンと呼ぶ。さらに $\alpha=0.05$ 及び 0.10 に変化した2種類の翼植え込み用のディスクを製作し、先の動翼を植え込んで実験した。これらをそれぞれ5%、10%不等ピッチファンと名づけ両者の写真を図4に示す。このように不等にした場合、問題になるのはディスクの強度であり図5は遠心力によって生じるディスクくび部の応力と不等性の関係を示す。なおバランスはディスク中央部の肉付けをやや楕円形状に落すことによりとった。

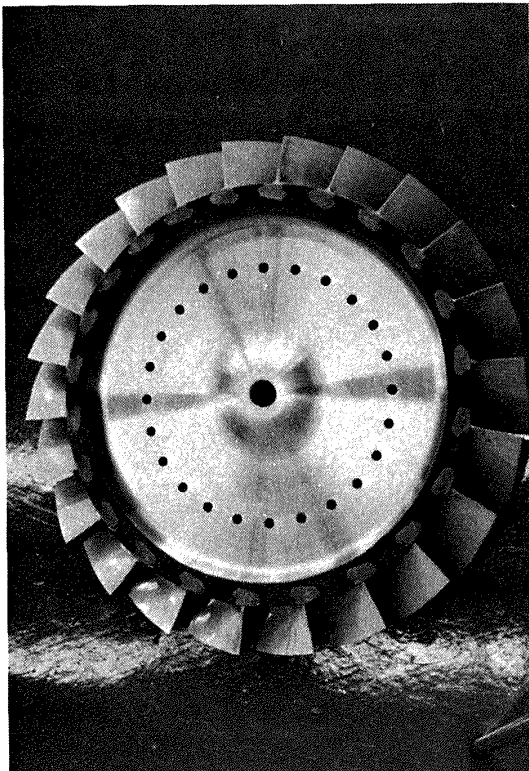
空力性能の測定は動翼前、後にあけた測定穴に3孔のビトー管をそり入し、半径方向にトラバースして角度及び全圧を測定した。測定孔の軸方向位置は図2で①②③として示しさらに周方向の相対位置も記入した。動翼後で熱電対による全温度測定も行ったが、信頼性に乏しいので、円周方向速度に周速を乗じた値から各翼素における温度上昇を見積った。全体流量は、前述したように出口管につけたオリフィスで計測した。

流れの計測としては、ビトー管の他にX型のプローブをもつ熱線風速計も併用し、動翼からの流出角及び流出速度の周方向変化を調べかつ、サージングの監視に用いた。

音圧レベルの計測は図1に見たように、ファンベルマウスから3000 mmの円周上に10°間隔で8本おいた直径12.5 mm フィールド型マイクロホン (B & K 4133) を主体とした。この他に動翼前、後で約0.5 翼弦長はなれた位置のケーシングにフラッシュマウント形式で6 mm 直径のプレッシャー型マイクロホン (B & K 4136) を取付けた。これらの音圧は多チャンネルのFMテープレコー



5%不等ピッチファン



10%不等ピッチファン

図4 不等ピッチファンロータ

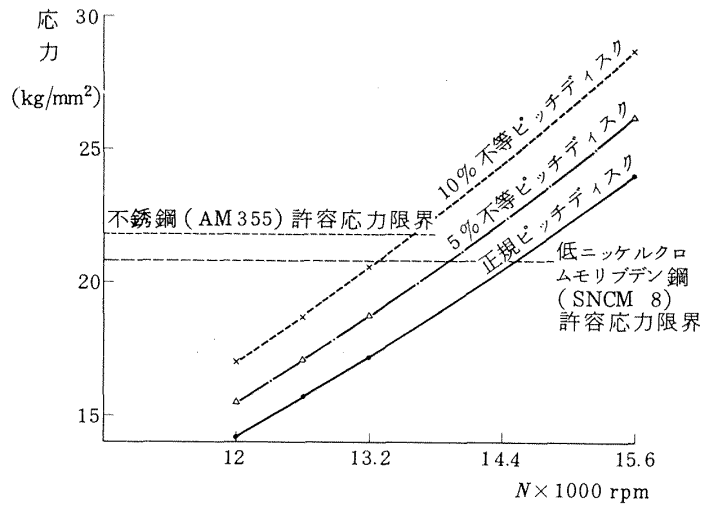


図5 ディスクくび部応力

ダ (AMPEX FR-1300) に約1分間録音した。録音特性としては、20 から 10,000 Hz の間でほぼ平坦な応答性をもっている。実験終了後、FMテープをA/D変換器にかけて周波数解析用電子計算機 (TIME/DATA TDA-33L) で 20Hz 幅に周波数分析した。

ピトー管などのそう入は、音圧レベルに影響するので、原則として流れと音圧に関する計測は別個に行った。また、空力性能を求めるさいには入口温度で修正した回転数を基準にしたが、音圧データの整理にはすべて機械回転数によった。実験を通して、回転数±13rpm、音圧±1 dB の測定誤差は避けられなかった。

4. 実験結果と考察

4.1 空力性能

正規ピッチ及び2種の不等ピッチファンについて全体性能の比較を図6に示す。全圧は半径方向に等間隔で5点ピトートラバースして、それらを単純平均した。断熱効率の算出に必要な温度上昇は前述したように周方向速度から求めているが、それでもなお低回転では精度に疑問が残るので、効率としては設計回転数 (100%) のみを記した。翼強度上、比較的安全と判断した 80% 回転でサージ点を確認した。図6でみるように、正規ピッチに比べて不等ピッチファンの性能がいずれもやや劣下しているが、さらに顕著なことに 10% 不等ピッチの性能が 5% 不等ピッチを上回った。そこで各半径で性能を比較したのが図7である。翼根部から平均径にかけては 5% と 10% 不等ピッチではあまり差がなく、むしろ 10% が最も劣る場合さえある。しかし、翼先端付近では 5% 不等ピッチの性能悪化が著しい。これらをもとに設計圧力流量付近の速度三角形を求めたのが図8である。一応、

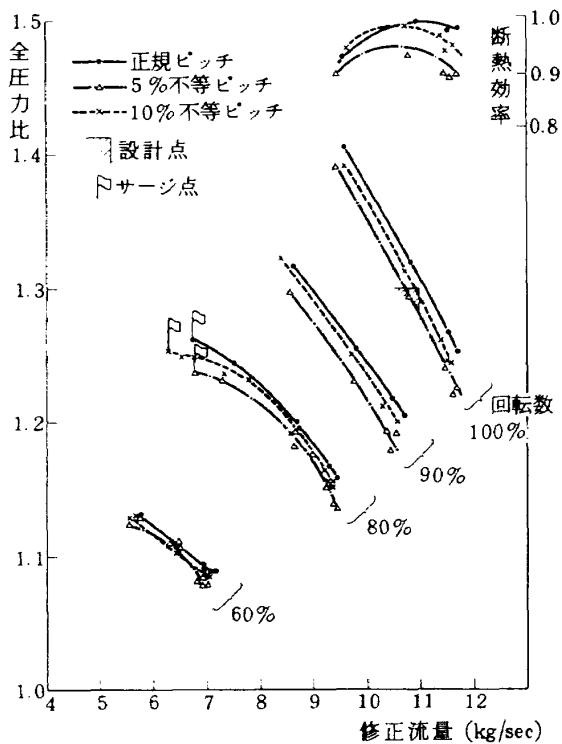


図6 全体性能

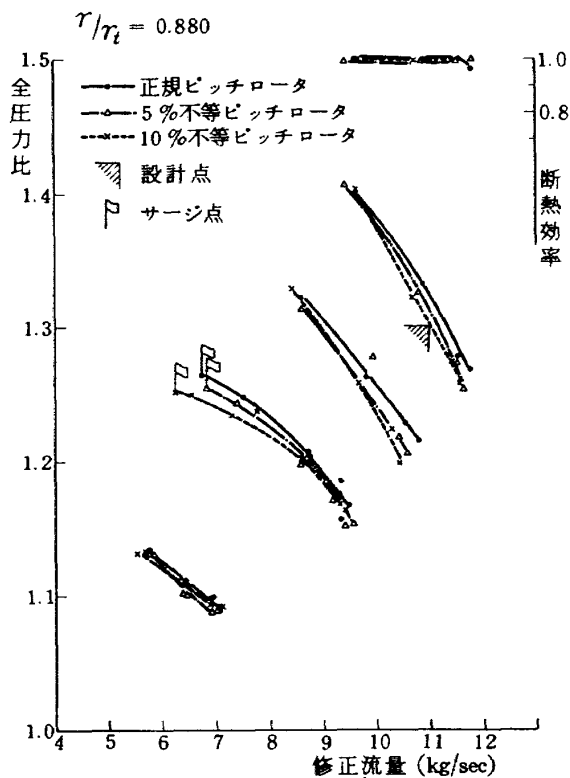


図7(b) 異素空力性能

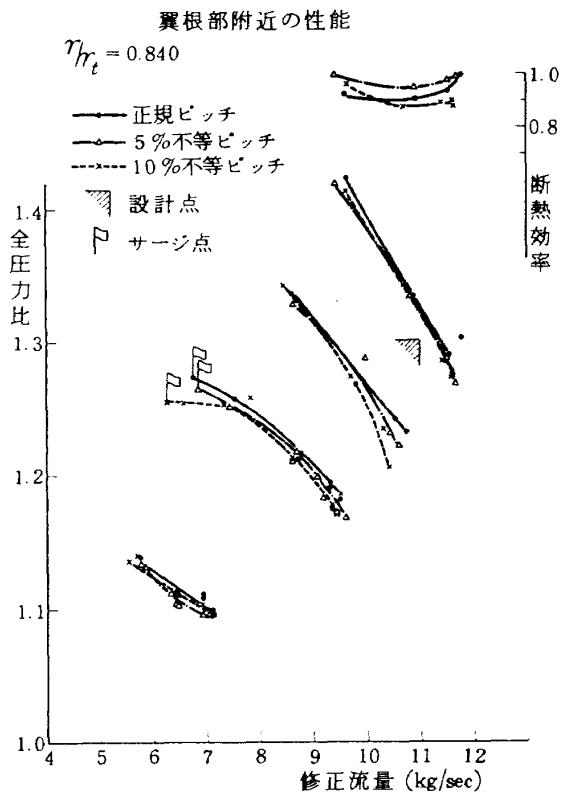


図7(a) 異素空力性能

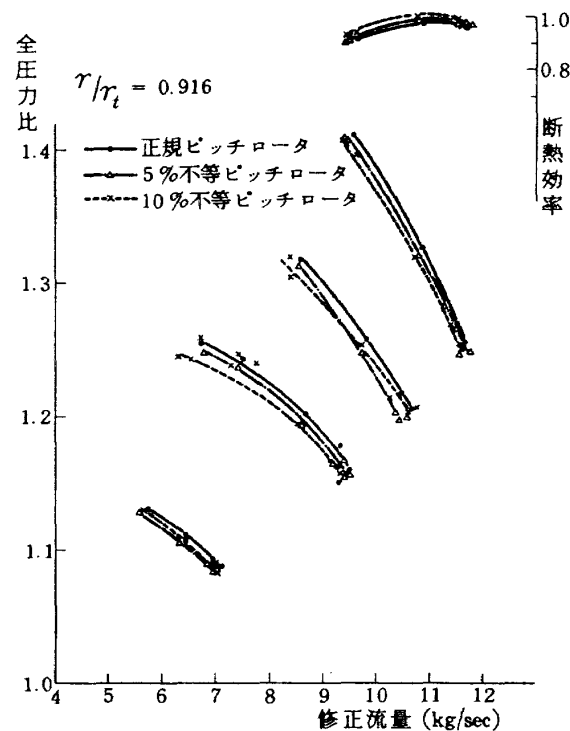


図7(c) 異素空力性能

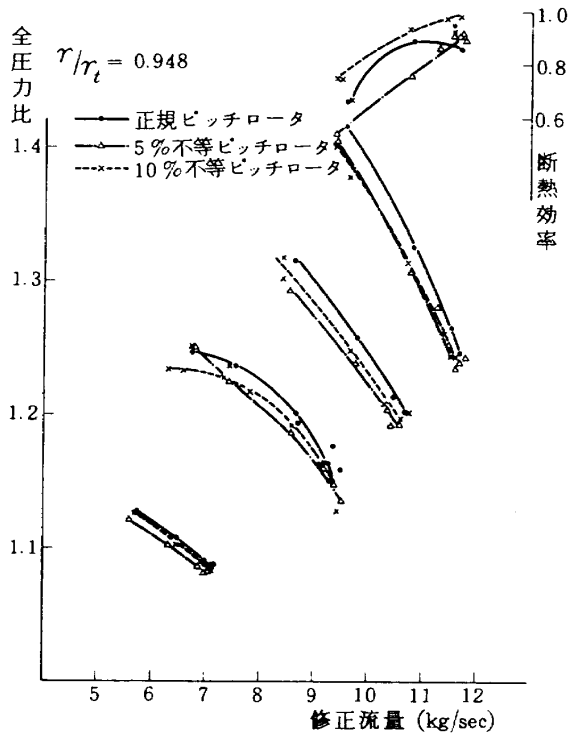


図 7(d) 翼素空力性能

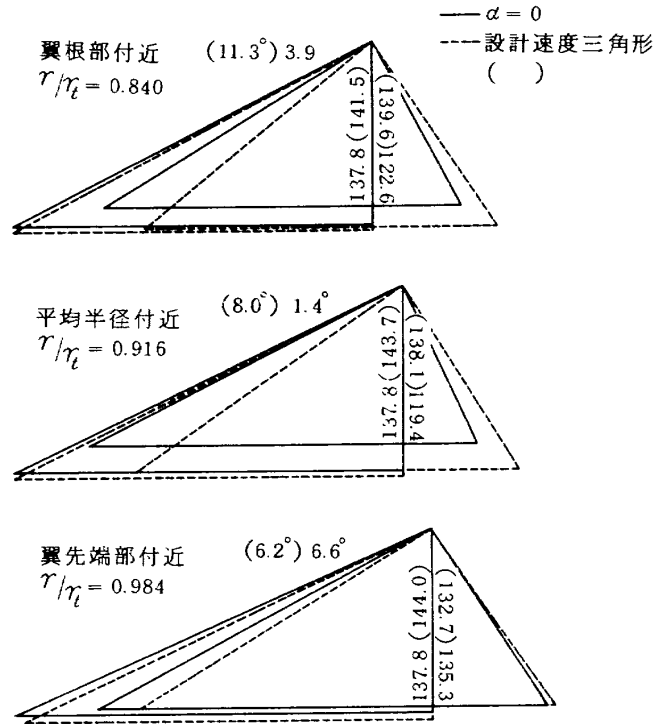


図 8(a) 速度三角形 (正規ピッチ)

(設計値をカッコでかこみ、速度単位はm/s、表示角度は動翼転向角である)

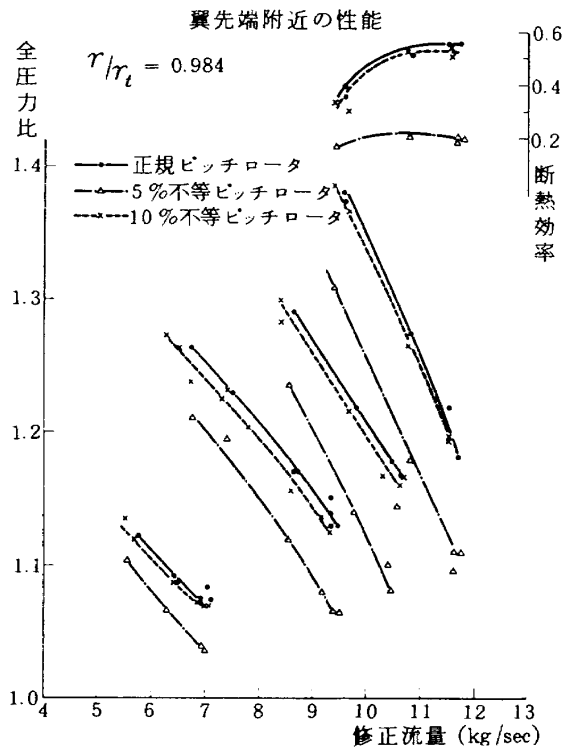


図 7(e) 翼素空力性能

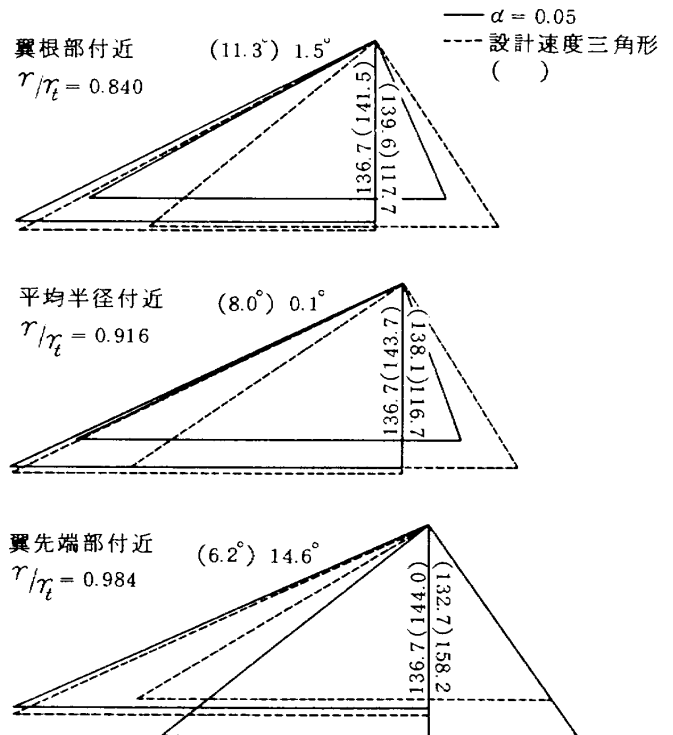


図 8(b) 速度三角形 (5%不等ピッチ)

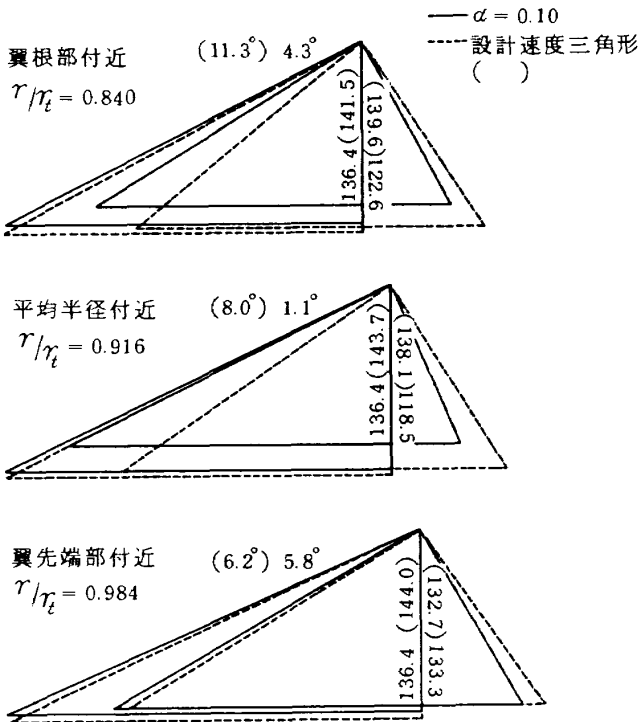


図 8(c) 速度三角形 (10%不等ピッチ)

設計値とも比較しているがここでは測定に基づく速度三角形に注目してみる。まず、動翼による流れの転向角としては平均径では3者とも軸流速度の減速のために設計値より小さな値になった。翼根部付近では5%不等ピッチは1.5°であり、他の場合と比べて約半分程度の転向角となった。しかし先端付近になると傾向が逆転し5%不等ピッチの転向角は14.6°であり、これは他の2者の2倍程度に相当する。一方、動翼後の軸流速度は転向角を反映して先端部では、5%不等ピッチが他より2割程度増速されている。

ヘリコプター、ブレードを6%及び10%不等にしたShahady³⁾らの実験でも、ブレード角10°のとき推力曲線は正規と10%不等ピッチに比べて6%不等ピッチが最も小さくなった。しかし(推力)/(必要馬力)の関係に直すと正規、6%、10%の順に性能が改善され、その理由として翼後縁からの流出渦の機構が変化し抵抗が減少したと述べている。この結論は、我々の実験結果にそのままあてはまらないが、5~6%不等近傍での性能に関する特異性は共通するものがある。

5%不等ピッチの性能劣下の原因がすべて翼先端部に起因している事実は、二次流れや翼先端からの流出渦が多分に関与しているのではなからうか。しかし、何故5%付近にこれらの現象変化のピークがあるのか、今後の課題である。

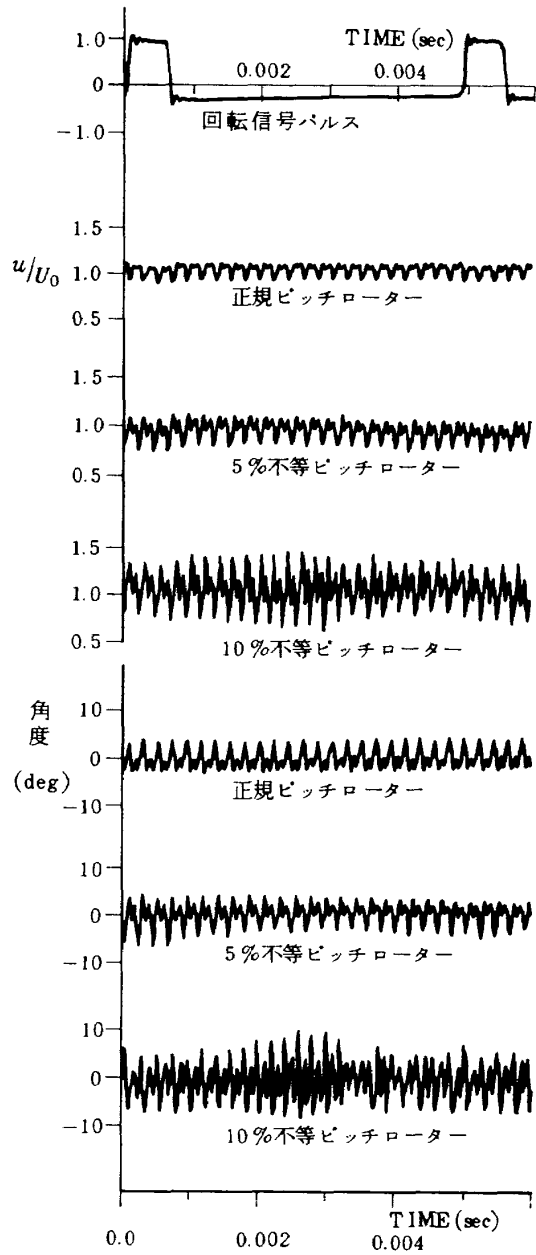


図 9 流出速度、流れ角の変動の一例

4.2 動翼後方の非定常流れ

X型の熱線流速計により測定した動翼から流出される速度及び流れ角の変動の一例を図9に示す。これらのデータは熱線プローブから得られた信号をアンサンブル平均しているため乱流による変動はほぼ消滅し、回転に基づくものだけが表われている。cosine rule が熱線特性に適用できるとして速度及び角度を算出しているが、速度はそれぞれの変動の平均値 U_0 で無次元化し、角度は3孔ピトー管であらかじめわかっている平均流出角を基準にした。図9のデータは設計点付近の作動条件で、動翼の平均半径に熱線プローブをおいて得たものである。回転パルスはシャフトの一回転毎に一信号を光学的に取

出したものであり、よって各回転パルス間に23枚動翼に相当する数だけ山と谷がある。

図9においてまず速度に注目してみると、谷に相当する部分が翼のウェークと思われる。正規ピッチのときは山の部分が平坦であるのに反し、不等にすると翼の負圧側から流出して来た速度が大きくなり、この傾向は不等量に比例しており、10%不等ピッチでは山の平らな部分が全くない。角度変動についても同じような現象が捕捉されている。ピッチを不等にすることは翼列のソリディ

ティを単に局部的に粗にしたり密にしたりするだけではなく、回転翼列全体として各翼面間の相互干渉が大きく作用している。即ち正規ピッチであればこのような干渉は各翼面圧力分布に均等にかつ軸対称に作用するが、不等にすると軸対称性がくずれた状態で干渉を受けている。

図9で示したデータに対応して、X型プローブの片方の電圧変動を20Hz幅に周波数分析した結果が図10である。たて軸は電圧であるが使用したプローブの定数が異なっているので図10(a)(b)(c)間で単純な比較は出来ない。正規ピッチでは(翼枚数)×(ファンロータの毎秒回転数)を基本とする1次及び2次の周波数がそれぞれ4.6 kHz, 9.2 kHz にあらわれている。2~3 kHz 付近にあるもう一つの山は、乱流成分に起因する。ところが不等ピッチにすると、回転に基づく周期成分は分散される。この点については音圧データの節でさらに詳しく述べたい。

図11に設計点付近で作動しているとき、動翼前後の壁面に設けたフラッシュマウント型マイクロホンから得た音圧変動を示す。これらの写真は1回転に1回出力される回転パルスでトリガーをかけ、数枚の翼が通過する間、カメラシャッターを開いてオシロスコープ上の圧力変動を記録し、さらに次の回転で再び同じ操作をくり返して得

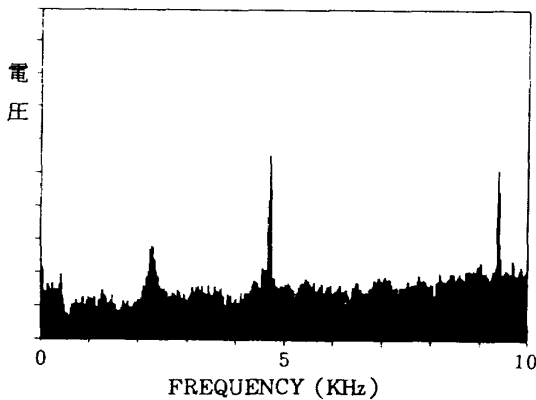


図10(a) 正規ピッチ動翼ウェーク

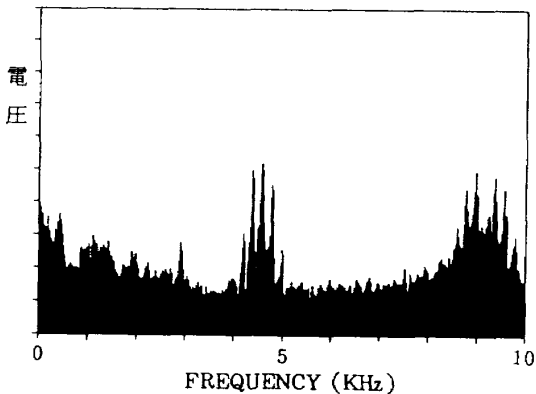


図10(b) 5%不等ピッチ動翼ウェーク

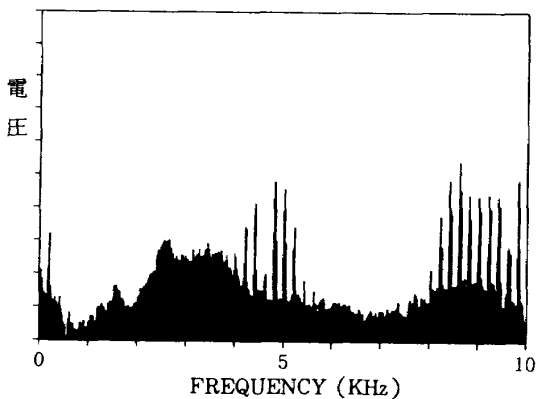


図10(c) 10%不等ピッチ動翼ウェーク

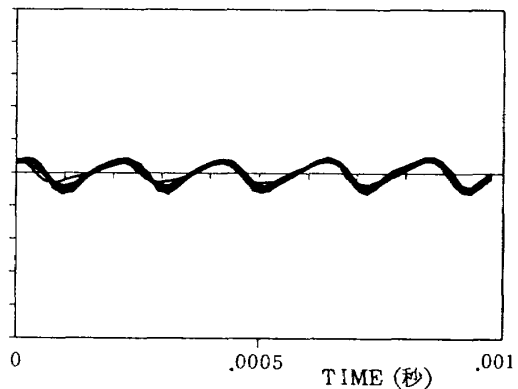


図11(a) 動翼前壁圧変動(5%不等ピッチ)

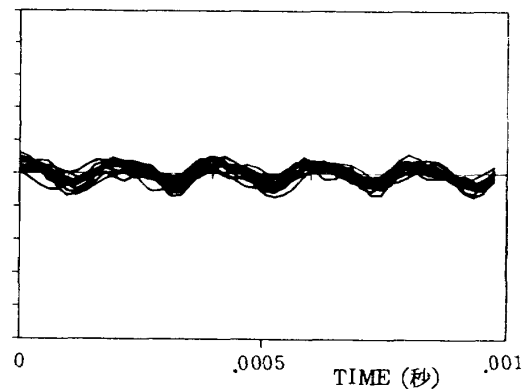


図11(b) 動翼後壁圧変動(5%不等ピッチ)

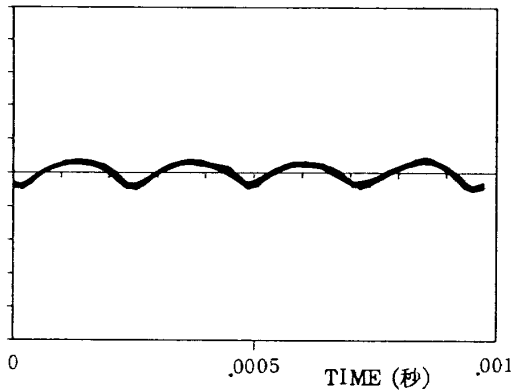


図 11(c) 動翼前壁圧変動 (10% 不等ピッチ)

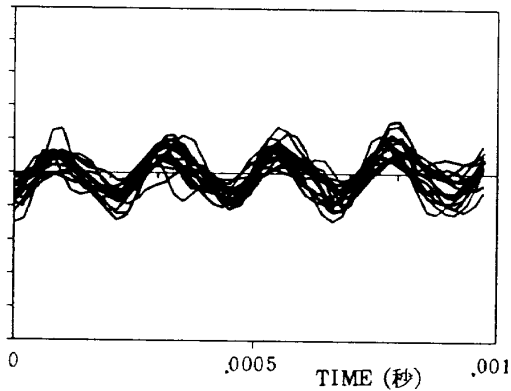


図 11(d) 動翼後壁圧変動 (10% 不等ピッチ)

たものであり、同じ翼が通過することによる圧力変動波形の変調を示している。翼の前方ではほとんど変調を受けないが、後方では翼からのウェークによる影響のため波形は位置及び振幅変調を受けている。しかも、これらの変調割合は 5% より 10% 不等ピッチの方がはるかに大きい。

4.3 騒音特性

動翼ピッチを不等にすることは、電気工学でよく用いられる角度変調の一種である位相変調⁸⁾を狭帯域の音圧変動にかけたことに相当する。無響室内のペルマウス正面より 30° の位置で測定した音圧スペクトルの一例を図 12 に示す。回転数は 12000 rpm である。正規ピッチで顕著であった翼通過 1 次及び 2 次 (4.6 kHz, 9.2 kHz) 周波数でのスペクトル密度が、不等にすることにより分散されている。分散割合は 1 次よりも 2 次の方が強い。翼通過 1 次周波数の音圧レベルのピークは 5% 不等ピッチのときは、正規と比べてあまり減少しないが、10% にすると約 10 dB の減音が見られた。なお、これら翼通過周波数とは別に回転周波数 (200 Hz) の倍数で現われている狭帯域音は、動翼先端に発生した衝撃波によるもので、combination-tone⁹⁾ または buzz saw noise と呼ばれる。

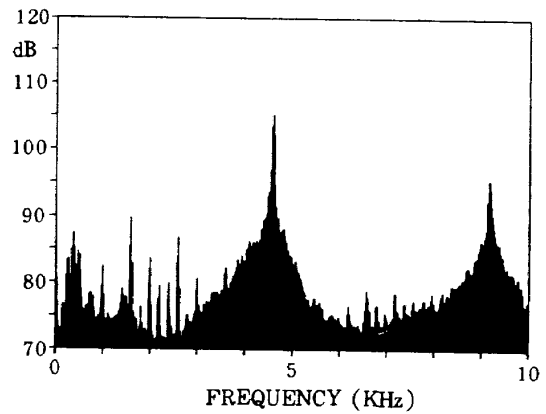


図 12(a) 音圧スペクトル ($N=12000 \text{ rpm}$, $Q_c=10.9 \text{ kg/sec}$, $\alpha=0$, $\beta=30^\circ$)

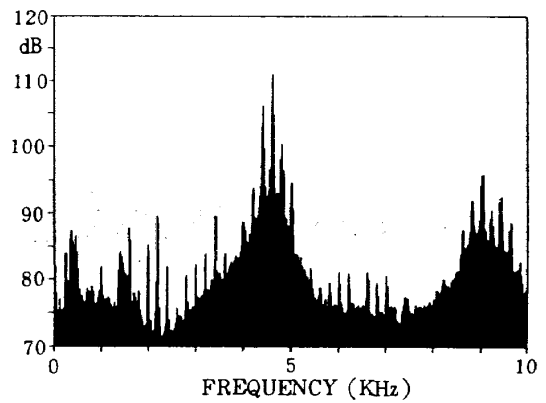


図 12(b) 音圧スペクトル ($N=12000 \text{ rpm}$, $Q_c=10.8 \text{ kg/sec}$, $\alpha=0.05$, $\beta=30^\circ$)

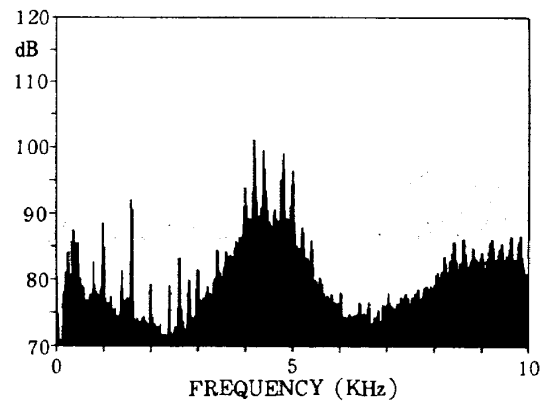


図 12(c) 音圧スペクトル ($N=12000 \text{ rpm}$, $Q_c=10.8 \text{ kg/sec}$, $\alpha=0.10$, $\beta=30^\circ$)

しかし、これらも動翼相対マッハが 1.0 を少し上回っている程度なのであまり強くない。ただ、10% 不等にすると combination-tone の最大値が現われる周波数が 2.2 kHz から 1.6 kHz へ移動した。元来、各翼面上から出る衝撃波が翼列前方の一点所に集まって combination-tone として伝播すると云われており、理想的な正規ピッチならば起こり得ない。同じ位置で回転数を下げ 9600 rpm にした場合のスペクトル分析を図 13 に示す。このような低速回転ではもはや combination-tone は出てこない

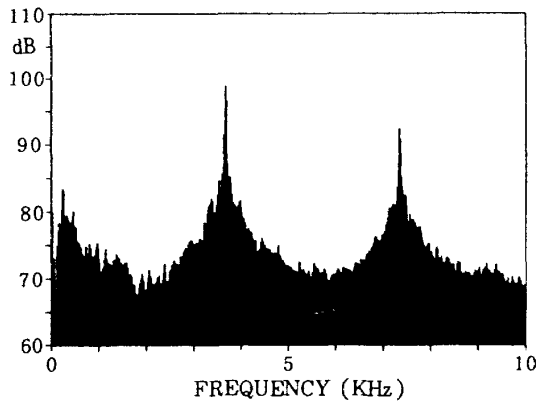


図13(a) 音圧スペクトル ($N=9600 \text{ rpm}$, $Q_c=8.7 \text{ kg/sec}$)
($\alpha=0$, $\beta=30^\circ$)

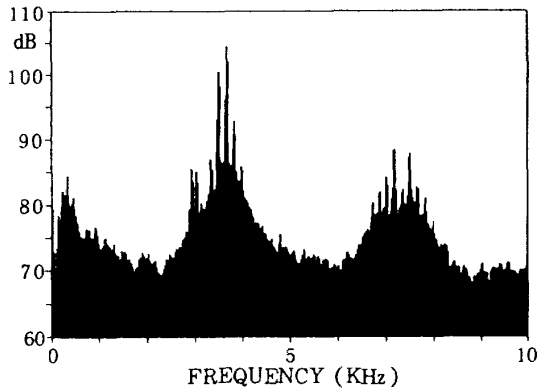


図13(b) 音圧スペクトル ($N=9600 \text{ rpm}$, $Q_c=8.6 \text{ kg/sec}$)
($\alpha=0.05$, $\beta=30^\circ$)

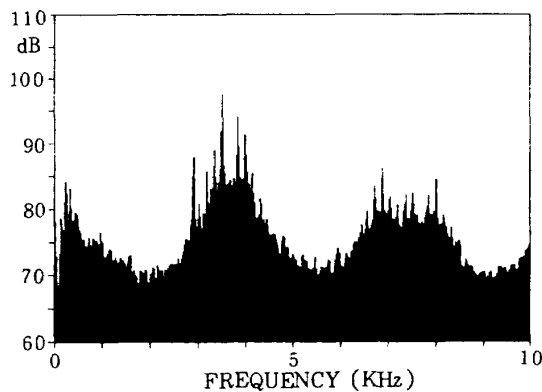


図13(c) 音圧スペクトル ($N=9600 \text{ rpm}$, $Q_c=8.6 \text{ kg/sec}$)
($\alpha=0.10$, $\beta=30^\circ$)

が、狭帯域音の分散は起っている。

無響室内で測定した音圧レベルの分布を図14～16に示す。これらには回転数12000, 10800, 9600 rpmにおいて、測定した流量範囲の最小と最大での音圧レベルの分布を選んである。翼通過1次及び2次周波数と記してあるが、分散したスペクトルの場合は最大音圧レベルをプロットした。ただ、これらの音圧レベルの指向性はファン動翼前方につけた長い連結ダクトの放射特性に関係

しこの実験固有のものであるが、回転数及び流量を一定にした場合、不等ピッチの割合による音圧レベル分布の相対的な比較は出来る。

さて、図14～16をみてどの回転数においても流量を同一にした場合、全音圧及び翼通過1次でのレベルはおおむね5%不等ピッチが最も高くなる。これは空力特性に大いに関連し、同一流量で比較すると性能劣下の著しい5%不等ピッチでは動翼先端部の入射角がやはり最大になったことに起因する。すなわち音響特性は周速の早い動翼先端部に依存する割合が大きいため、翼負荷の大きいときは騒音も増大する。このことを端的に示しているのが図16(a)(b)の比較である。(a)はサージ近傍に相当し、入射角は非常に大きくなっており5%不等ピッチの音圧レベルは1次周波数で比較して10dB程度高い場所がある。しかし、図15(b), 図16(b)のように流量が大きくなり入射角の影響が小さくなると全音圧レベルは正規、不等ピッチともほぼ同一となり、1次周波数での音圧レベルは5%不等と正規ではあまり差異がない。ただし、12000 rpmでは回転の上昇した分だけ必ずしも流量が増えなかったように入射角の影響が再び出ている。いずれの場合も、1次周波数では10%不等ピッチの騒音レベルが最も低く、正規と比べて5～10dB低減している。

一方、2次翼通過周波数の音圧レベルは正規、5%、10%不等ピッチの順に低くなっており5%不等ピッチの特異性は出ていない。正規と10%の音圧レベルの差は5～10dB程度である。

音響特性を論じる上で重要なパラメータである音響出力(acoustic power)を、図14, 15, 16の音圧レベルをもとに spherical spreading rule を用いて計算したのが図17である。12000 rpmのとき、全音響出力(over all acoustic power)、翼通過1次音響出力とも5%不等が正規より2dB程大きくなった。これは最大流量点を含めて5%不等ピッチ動翼先端の入射角が非常に大きくなったためである。しかし、10800 rpmになると最大流量点付近では必ずしも入射角が大きくなり、全音響出力は3者とも同じであり、不等により分散した分だけ1次周波数での出力はいずれも低下している。一方、2次の音響出力については全音響出力のいかんにかかわらず、不等ピッチの方が確実に低減しており、正規と5%の差異は2～4dB、正規と10%の差は6～8dBとなった。

不等ピッチにすることは、翼通過2次以上の高次周波数での減音効果が大きい。もし航空エンジンでフロントファンを不等ピッチにした場合、1次周波数に適合した音響インピーダンスをもつ消音パネルを用いて今少し減音しておけば、2次以上の高次周波数音には特別の考慮

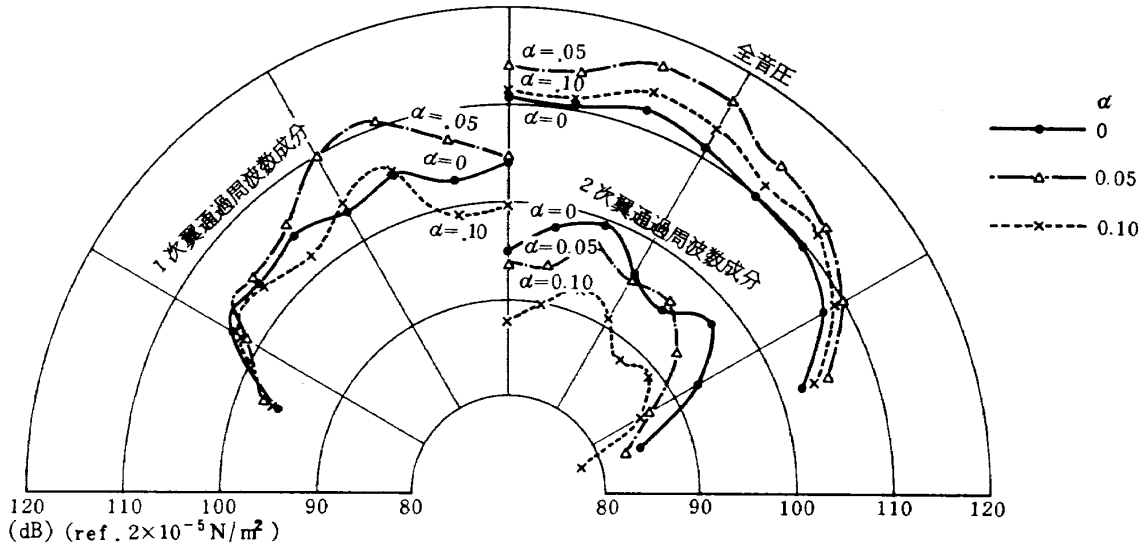


図 14(a) 音圧レベル分布 ($N = 12000 \text{ rpm}$, $Q_c = 9.5 \text{ kg/sec}$)

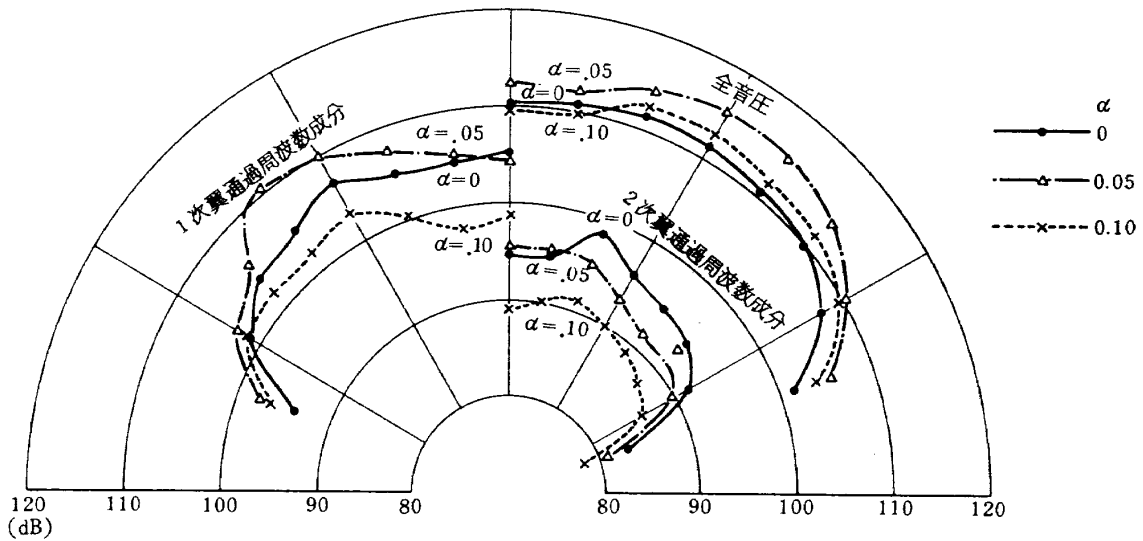


図 14(b) 音圧レベル分布 ($N = 12000 \text{ rpm}$, $Q_c = 11.6 \text{ kg/sec}$)

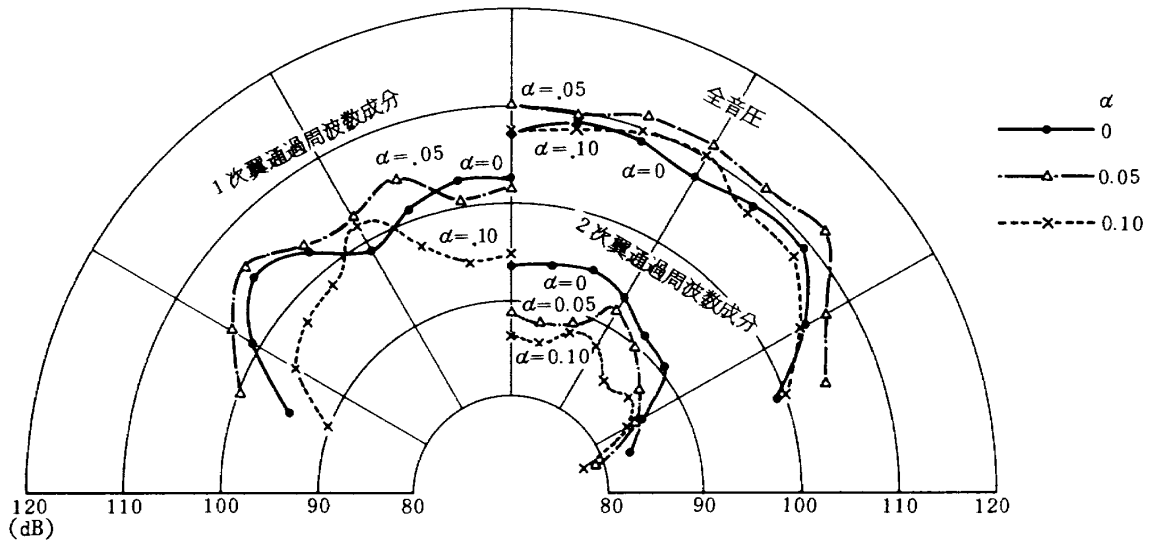


図15(a) 音圧レベル分布 ($N = 10800 \text{ rpm}$)
($Q_c = 8.5 \text{ kg/sec}$)

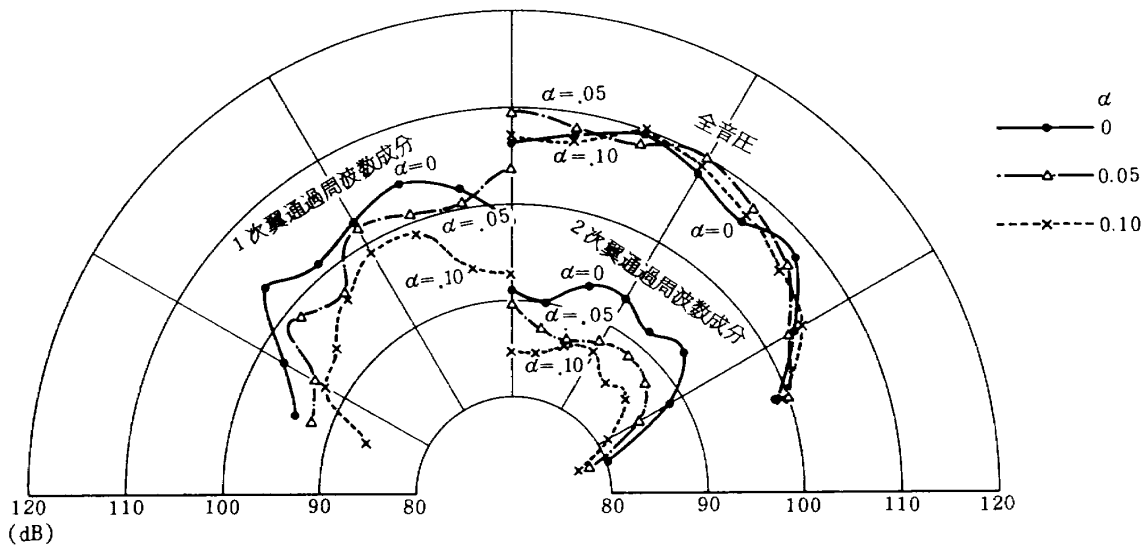


図15(b) 音圧レベル分布 ($N = 10800 \text{ rpm}$)
($Q_c = 10.5 \text{ kg/sec}$)

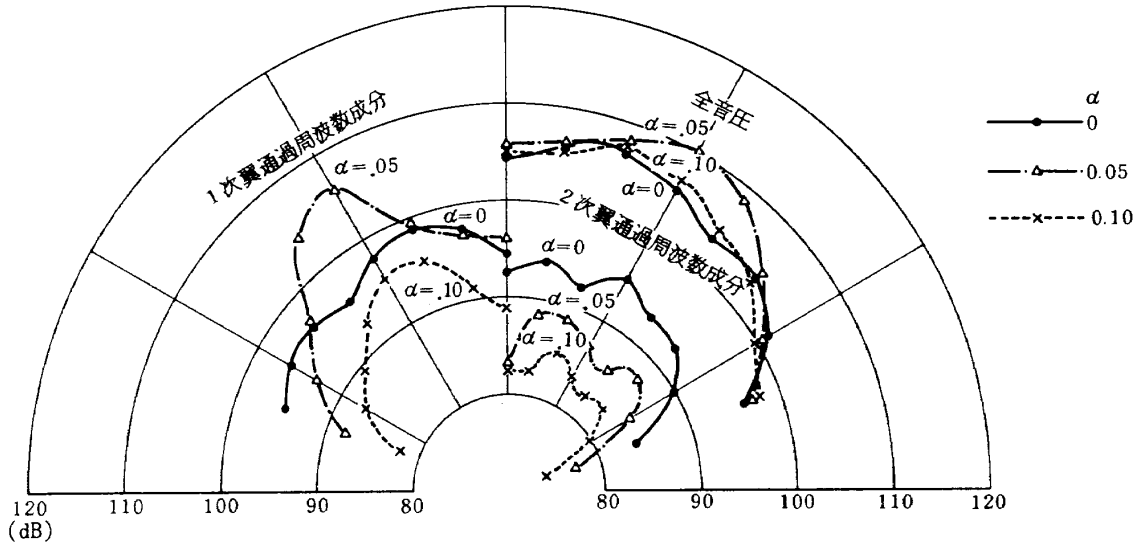


図16(a) 音圧レベル分布 ($N = 9600 \text{ rpm}$)
($Q_c = 7.4 \text{ kg/sec}$)

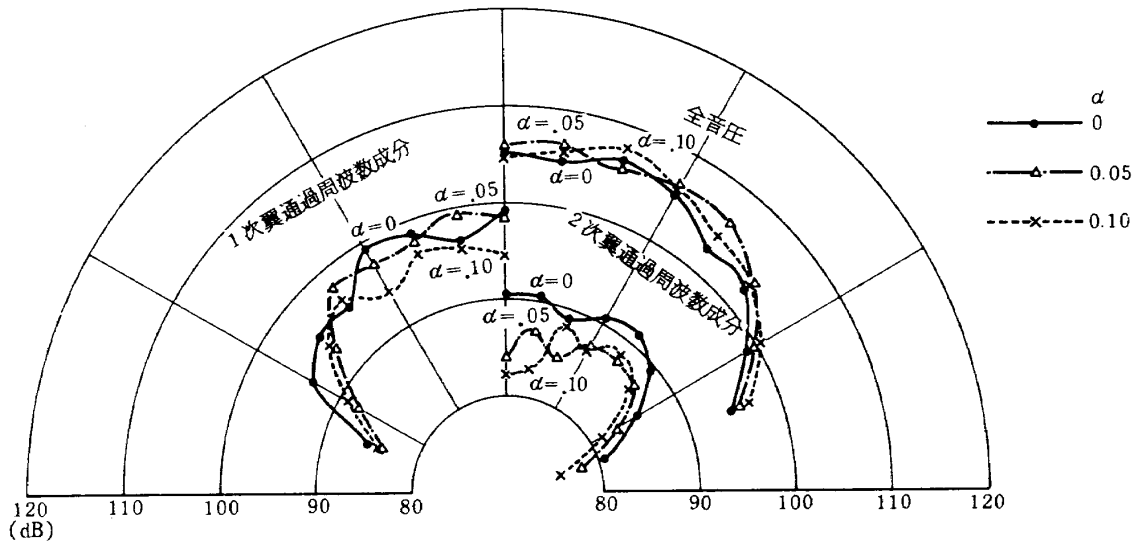


図16(b) 音圧レベル分布 ($N = 9600 \text{ rpm}$)
($Q_c = 9.4 \text{ kg/sec}$)

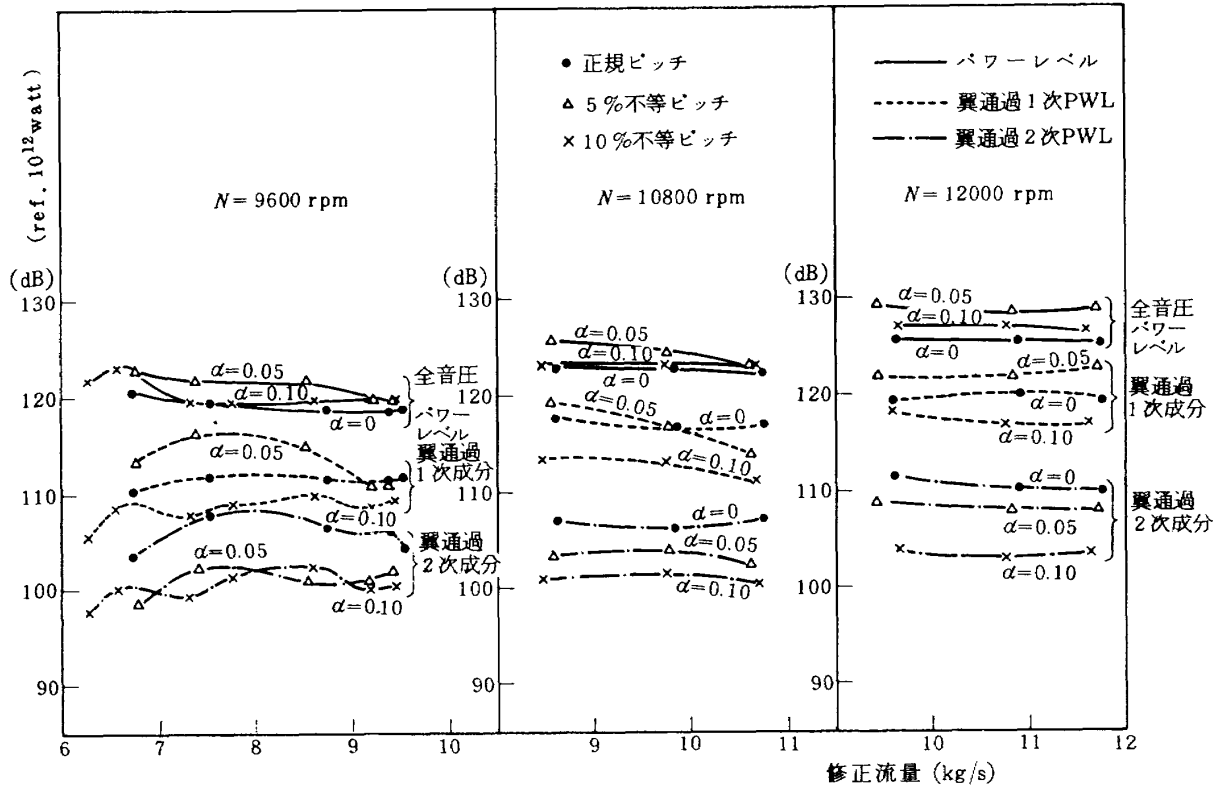


図17 音響出力

を払う必要がないと思われる。この高次周波数に対して有効である実験事実は、翼枚数が多いファンほど不等ピッチの効果が大きいともいえる。

さて、音圧を次のようにフーリエ級数で表現してみる。

$$f(\theta) = \sum_{l=0, \pm 1, \dots}^{\infty} A_l \sin \{ (nB+l)\theta \} + \sum_{l=0, \pm 1, \dots}^{\infty} B_l \cos \{ (nB+l)\theta \} \quad \dots\dots\dots(2)$$

ここで、 n は翼通過周波数で $n=1, 2, \dots$ 、 B は動翼枚数、 $l=0, \pm 1, \pm 2, \dots$ 、 $0 \leq \theta \leq 2\pi$ とする。音圧 $f(\theta)$ は翼のある場所 θ_i で最大となる。 $f(\theta)$ に対して図18のように各種の形を仮定し、前述した式(1)の θ_i を用いて式(2)のフーリエ級数の大きさ $\sqrt{A_l^2+B_l^2}$ を求め、正規ピッチに対する相対的な減音量をデシベルで表わし実験と比較したのが図19(a)(b)である。

まず、翼通過1次($n=1$)については、仮定した1ピッチ間の音圧変動形のいかんにかかわらず、ほぼ同じ計算値を得た。 $l=\pm 1, \pm 2$ に対しては実験値とかなりよい一致を示しているが、中心周波数 $l=0$ のとき差が大きい。特に5%不等ピッチのとき正規より音圧が上回っている場合もあり、前述したように、動翼先端部付近の入射角増大に伴い音響自体に変化があったことを示している。ただし、10%不等になるといづれも減音した。次

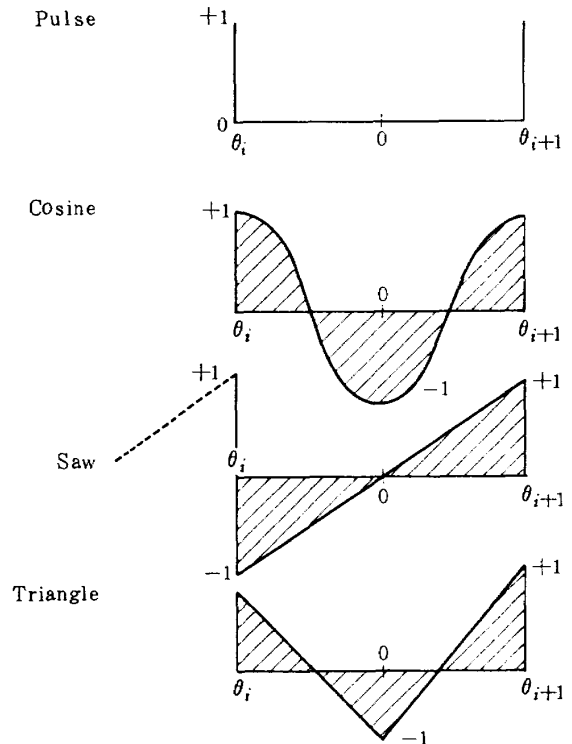


図18 仮定した音圧変動の形

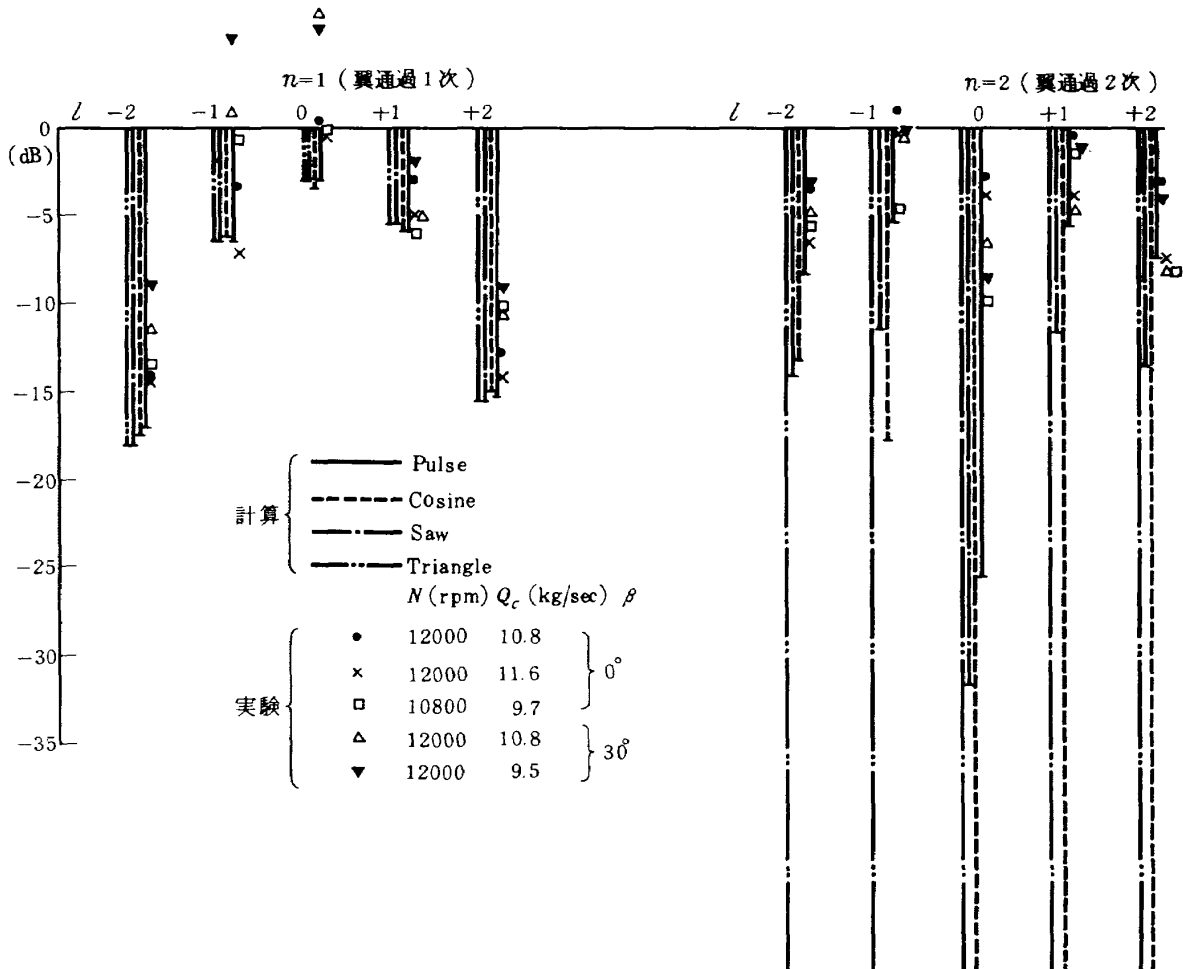


図 19(a) 計算値と実験値の比較 (5% 不等ピッチ)

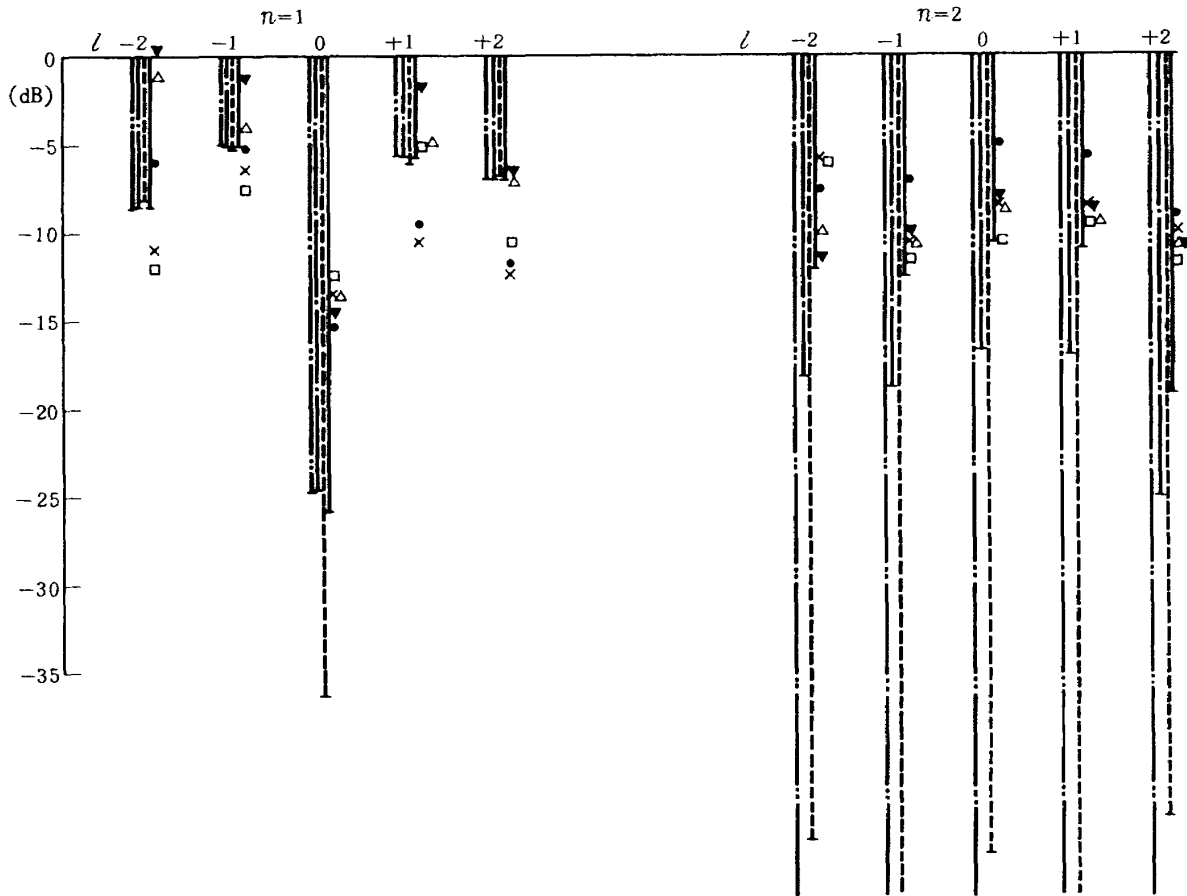


図 19(b) 計算値と実験値の比較 (10% 不等ピッチ)

に $n=2$ に関しては、三角形及び余弦関数の音圧変動形を仮定した場合、極端に実験値から離れる結果を与えた。単純なパルス形が、 $n=1, 2$ を通して実験値と最もよい一致を示した。

なお、本研究の主目的の一つは不快感の緩和にある。Kryter & Pearsons¹⁰⁾ が提案した $1/10$ オクターブスペクトルに対する公式

$$N_0 = n_{\max} + 0.07 (\sum n_0 - n_{\max}) \dots\dots\dots (3)$$

により、設計回転数でベルマウス正面で得た音圧をプロットしたのが図 20 である。ただし、 n_{\max} は最大騒音幅におけるノイ (noys) 数、 $\sum n_0$ は全バンドに対するノイ数の合計である。 N_0 は文献¹¹⁾ に与えられた表により感覚レベル (PNdB) に換算できる。今の場合に適用してみると正規ピッチと 10% 不等ピッチの感覚レベル差は約 3 dB 程度になった。

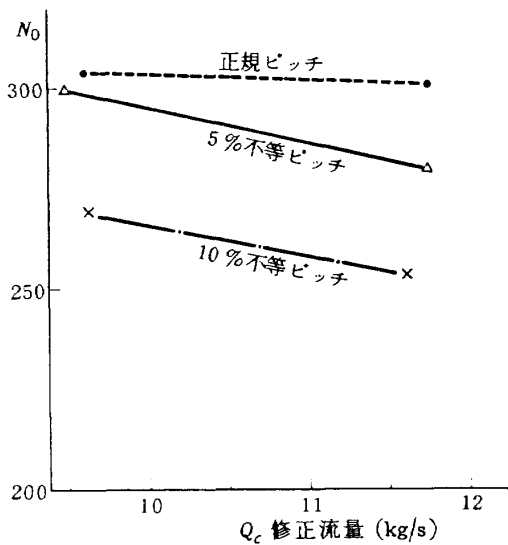


図 20 修正ノイ数 ($N=12000$ rpm, $\beta=0^\circ$)

5. 結 論

ファン騒音の低減化を発生機構面から試みるために、高速で高圧比なファン動翼を 5% 及び 10% 不等幅にし、入口案内翼との干渉による音響特性及び空力特性の変化を実験的に調べた。

10% 不等ピッチの場合、予定通り、全音圧は正規と比べて変わらないが、狭帯域音はより低いレベルの音圧へ分散し、翼通過 1 次周波数で 6~8 dB、2 次で 10 dB 程度減音した。しかも空力特性にもあまり劣下が認められなかった。

5% 不等ピッチの場合、圧力比及び断熱効率が正規や

10% 不等ピッチより劣下する特異性を示した。この空力特性の低下は動翼先端部付近に集中しており、入射角が極度に増加した。当然、音響特性にも特異性が現われ、全音圧及び翼通過 1 次周波数に対しては 5% 不等ピッチの方が正規ピッチより音圧が増加した。

翼通過 2 次周波数に対しては、5% 不等ピッチでもやや減音効果が認められ、10% 不等にすると約 10 dB の減音が得られたことから、高次周波数領域でかなり有効であると思われる。翼枚数の多いファンほど不等幅にして得られる減音量が大になるであろう。

1 ピッチ間の音圧変動をパルス形でおきかえてフーリエ級数により不等幅にした変調効果を計算したところ実験値とほぼよい一致を示した。

本研究は、鳥崎忠雄総合研究官の指導の下で遂行した。また、本実験は環境庁一括計上予算の配算を受けて公害防止研究の一環として行ったもので、関係各位に深く感謝します。

6. 参考文献

- 1) W. J. Caruso, et al.; Turbo-Machine Blade Spacing with Modulated Pitch, U. S. Patent 3,006,603, October 31, 1961
- 2) R. C. Mellin and G. Sovran; Controlling the Tonal Characteristics of the Aerodynamic Noise Generated by Fan Rotors, ASME Paper No. 69-WA/FE-23 (1969)
- 3) P. A. Shahady, et al.; The Effects of Modulated Blade Spacing on Stator Rotor Acoustics and Performance, AIAA Paper No. 73-1020 (1973)
- 4) P. E. Duncan and B. Dawson; Reduction of Interaction Tones from Axial Flow Fans by Suitable Design of Rotor Configuration, J. Sound & Vib. 33, 2 (1974) p. 143
- 5) F. B. Metzger and D. B. Hanson; Low Pressure Ratio Fan Noise Experiment and Theory, ASME Paper No. 72-GT-40 (1972)
- 6) D. B. Hanson; Unified Analysis of Fan Stator Noise, J. Acous. Soci. America, 54, 6 (1973)
- 7) S. Fujii, et al.; Some Considerations on Pure Tone Noise Generation in an Axial-Flow Fan, Tokyo Joint International Gas Turbine Congress, Paper No. 51 (1977), (Proceedings to be published, p. 428)
- 8) T. S. Gray; Applied Electronics, John Wiley & Sons, New York (1954), p. 689
- 9) 例えば D. Hawkings; Multiple Tone Genera-

- tion by Transonic Compressors, J. Sound Vib. 17 (1971), p. 241
- 10) K. D. Kryter and K. S. Pearsons; Judged Noisiness of a Band of Random Noise Containing an Audible Pure Tone, J. Acous. Soci. America, 38 (1965), p. 106
 - 11) K. D. Kryter and K. S. Pearsons; Modification of Noy Tables, J. Acous. Soci. America, 36 (1964), p. 394
 - 12) D. Evald, A. Pavlovic and J. G. Bollinger; Noise Reduction by Applying Modulation Principles, J. Acous. Soci. America, 49 (1971), p. 1381

航空宇宙技術研究所報告526号

昭和53年2月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)
