

回転翼列試験機による翼列フラッタの実験

田 中 英 穂・花 村 康 治
丸 田 秀 雄・小 林 紘

Experimental Study on Cascade Flutter with Test Compressor

By

Hideo TANAKA, Yoji HANAMURA,
Hideo MARUTA and Hiroshi KOBAYASHI

Abstract: As a part of the studies on security and reliability of jet-engine, the study on cascade flutter is carried out for the purpose of preventing the fatigue failure of blade. Studies on cascade flutter reported so far are almost restricted to the cases of two dimensional cascade, and the experimental data on cascade flutter under the same conditions as an actual compressor or turbine blade row have not been reported at all, because the experiment of this kind is very difficult.

In the experiment reported here, a stator blade row in an axial test compressor is replaced by a cascade composed of specially designed flexible blades. Using this test compressor, the experimental data on cascade flutter of flexure mode under the actual operating conditions of an axial compressor are gained. In this paper, the data about the interference effects between the stationary and moving blade rows upon cascade flutter are also included.

概 要

ジェットエンジンの安全性、信頼性向上の問題に関連して、ジェットエンジンを構成する主要部分である軸流圧縮機や軸流タービンの翼列翼の振動による疲労破損を防止する目的で、特に翼列フラッタの問題を取り上げた。翼列フラッタに関する研究は、最近に至り急速な発展を遂げつつあるが、従来行なわれてきた研究は、理論解析においても、実験においても二次元単独翼列に関するものがほとんどで、実機の条件に近い複数翼列の相対運動を含む環状翼列における翼列フラッタの発生条件に関する実験データは、実験そのものの困難さのために、これまで全く得られていない。

本実験においては、試験用軸流圧縮機としての多段回転翼列試験機の静翼列を、特別に試作した試験用振動可能翼に置き換えることにより、実際の軸流圧縮機の作動条件における曲げフラッタ発生限界に関するデータが得られたので報告する。本報告には、複数翼列の干渉効果に関するデータも一部含まれている。

記 号

L_1 ; 翼列間の軸間距離（前方翼列後縁より後方翼列前縁までの距離）	G ; 流量
C ; 翼弦長	h ; 翼高（翼先端が 0）
ξ ; 食違い角	n ; 回転数
σ ; 弦節比	W ; 動荷重
α ; 迎え角	V ; 流入速度
μ ; 翼の質量比 $\left(=m/\frac{1}{2}\rho C^2\right)$	S ; 翼面積
m ; 翼の質量	k_{cri} ; 臨界無次元振動数
ρ ; 流体の密度	ω ; フラッタ発生時の翼の振動数
Δp_t ; 圧縮機の全圧上昇	$f_R(\alpha, k)$; 迎え角, 位相, 無次元振動数等で決まる翼に働く空気力の変位と同位相成分

1. 序 論

航空用ジェットエンジンにおいては、軽量かつ大推力が欠くことのできない条件であり、この条件を満たすためにジェットエンジンの重要な構成要素である圧縮機においては、前面面積当たりの流量の増大と一段当たりの圧力比の増加が得られるように種々の改良が行なわれて、性能および構造面よりアスペクト比の大きい肉厚の薄い翼が使用されるようになってきている。これらの結果、翼の質量比ならびに翼の固有振動数が低下して、翼は非常に振動しやすい状態に近づくため、翼の振動疲れ破損に関する問題は、翼および圧縮機の安全性、信頼性の面よりますます重要になってきている。軸流流体機械の翼の振動問題としては、一般に強制振動によるものと自励振動によるものと考えられ、強制振動の原因としては、流入空気の周方向の不均一性、あるいは入口部ストラットの後流などに基づく不均一速度場と動翼との干渉によるもの、動-静翼列の粘性後流および定常循環の相対運動による動-静翼列の干渉 [1]、あるいは旋回失速によるもの等が考えられ、実際問題としては翼枚数を変えるなどの方法により、その発生の振動数を変えるとか、あるいは翼の剛性を多少変えるとか、さらには作動回転数範囲を調節するとかして翼との共振をさけることが行なわれている。これに対して、フラッタ等の自励振動においては、翼列自身多自由度系のこともあるって、理論的、実験的解析の困難さと、初期においては、通常の設計状態で安全側に近かったためにその解明が遅れていたが、前述したようなジェットエンジンの動向より翼の Mass ratio と、固有振動数が低下をきたし、通常の作動範囲においても、フラッタ発生の危険性がないといいきれなくなってきた。この面より最近に至り翼列フラッタに関する研究は、急速にその重要性を増して活発に研究されるようになり、少なくとも、非失速、非粘性、非圧縮、二次元の範囲内においては、曲げ（翼弦に直角方向の変位）[2][5][6][7][11] およびねじりの一自由度[2][3]の翼列フラッタならびに曲げねじりの二自由度連成フラッタの理論的、実験的解析[8][10]が行なわれて翼列フラッタの本質が明らかにされてきている。しかしながら実際の軸流圧縮機においては、翼列を構成する部分の流れは環状流路内の三次元流れであるため、翼列フラッタ発生の重要な要素である食違い角、弦節比、迎え角、流速等が半径方向で異

なっており、そのため今まで行なわれた、スパン方向に一様な流れをもつ二次元翼列風洞を用いての、二次元単独翼列フラッタに関する研究の結果を、実際の軸流圧縮機の設計等に用いる場合、どのような範囲にて適用できるかは、重要な問題であり、実際の環状翼列での翼列フラッタの実験結果が強く望まれていた。そこで実際の軸流圧縮機の翼配備および流れを変えることなく、本来配備されてあった静翼列の静翼そのものと全く同じ翼列条件（翼型、半径方向のねじれ分布など）を持ち、かつ、翼列のすべての翼が固有振動数、対数減衰率のほとんど一致した純曲げ振動可能な特殊な試験翼を試作し、これを試験翼列に組み込み、非失速単独翼列フラッタの実験を行なった。また、実際軸流圧縮機では動一静翼列など互に密着した相対運動を伴う複数翼列より構成されているため、それら前後の翼列の存在が翼列フラッタの発生に大きな影響を与えることは十分考えられるのであるが、これらを考慮した研究はこれまで谷田の理論解析があるのみで、実験的検証は全く行なわれていない。そこで本研究においては試験用軸流圧縮機において、試験翼列を軸方向に移動可能として翼列フラッタ発生への翼列干渉の影響について調べ、実際のジェットエンジンにおける信頼性、安全性の問題に密着した実機に近い翼列条件での翼列フラッタの発生条件について研究を行なったので、これらについて報告する。

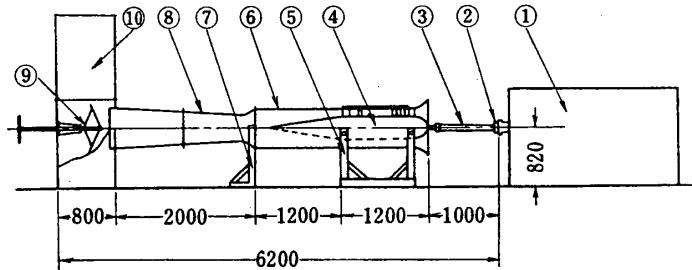
2. 実験装置

前章で述べたように複雑な三次元流れをなす実際の軸流圧縮機の環状翼列での非失速単独翼列フラッタ現象を明確にとらえるために、種々の条件（迎え角、食違い角、弦節比など）のもとで翼列を取り付け、風速を上げていき自然的にフラッタを発生させて、その条件でのフラッタ発生臨界風速を知る方法にて実験を行なうこととした。以下に述べるごとく試験用軸流圧縮機の改造、ならびに試験用軸流圧縮機の作動範囲内において、フラッタ発生可能な、純曲げ振動可能試験翼の作成に取りかかった。

2.1 試験用軸流圧縮機

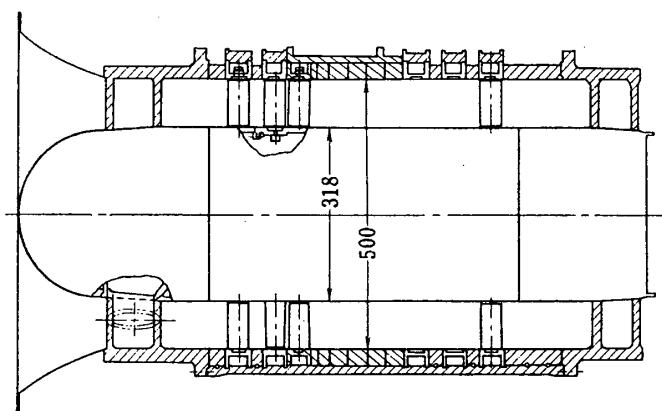
図1は、試験装置配置図を示す。図中で、試験用圧縮機④は、自在接手②、駆動軸③を介

番号	名称	番号	名称	番号	名称	番号	名称
1	電気動力計	4	試験機	7	ベンチリーフ	10	吹出口
2	軸接手	5	試験機据付台	8	ベンチュリー管		
3	自在接手	6	ディフューザー	9	流量調整弁		



第1図 実験装置配置

して、75 PS の直流電気動力計 (0~3000 rpm) ①にて前方より駆動される。圧縮機により圧縮された空気は、排気筒、排気ディフューザ⑧および流量調節用の絞り弁⑨を経て、室内へ放出される。実験中、この直流電気動力計に取りつけられた光電管による信号のパルスカウンタによる表示を見て、回転数を調節し、流量は流量調節弁により調節した。図2に試験用

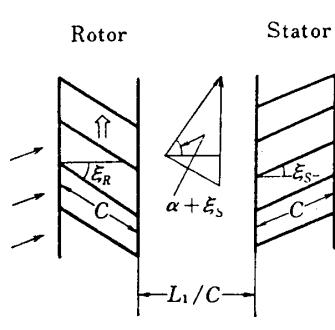


第2図 圧縮機断面図

表1 圧縮機の仕様概略

翼部外径	500 mmφ	入口案内羽根	枚数	弦節比	食違い角
翼部内径	318 mmφ	動翼	36	1.12	-15.6°
翼長	89.1 mm	静翼	50	1.55	28.28°
翼弦長	40 mm	出口案内羽根	36	1.12	8.35°
回転数	3000 rpm	翼列形式	50%一定反動度形		
平均軸流速度	50 m/s	翼型	NACA 65-(12)10		

軸流圧縮機の詳細図を、第1表に圧縮機概要を示す。本試験機は、本来3段の軸流圧縮機であり、翼列としては、それに出入口案内羽根を含めて計8列あるが、環状単独翼列フラッタ



$$\begin{aligned}\xi_R &= 23^\circ & \xi_s &= 23^\circ \\ \sigma_R &= 1.27 & \sigma_s &= 1.77\end{aligned}$$

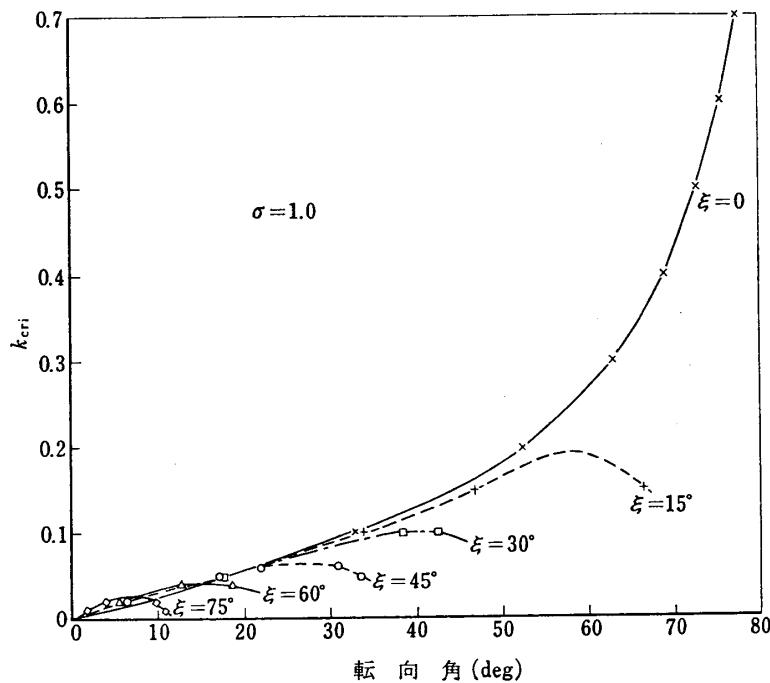
第3図 実験の翼列配置

の発生条件を調べるために、比較的低風速で振動する様に作った試験静翼列を、本来の動翼列および出口案内翼列（いずれも試験用静翼列に比し固有振動数は非常に高く、この場合剛翼列とみなしてさしつかえない）より軸方向に十分離して設置し、圧縮機としては一段軸流圧縮機として作動するようにした。この場合準アクチュエータディスクを用いた複数翼列の相互干渉における翼列フラッタの理論計算結果を参考にすると、前後の翼列から1.5翼弦長位はなれると翼列相互の干渉の影響は非常に小さくなることが示されているので、本実験においては、試験用静翼を取り付けた静翼支持円環を剛性動翼列後方1.5翼弦長に設定して、次章にて述べる実験方

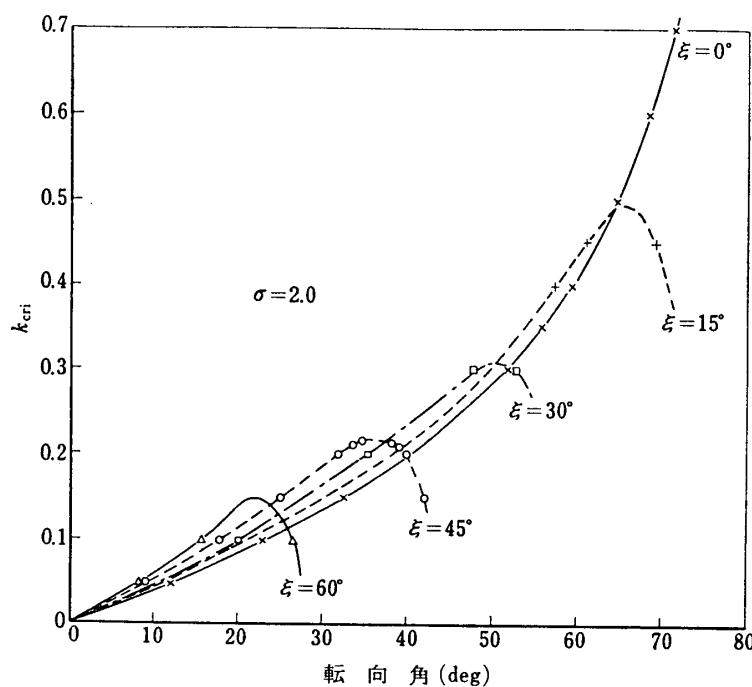
法により実験を行なった。同時に上記試験用振動可能静翼列と上流側の動翼列（剛翼列）との軸方向間隔を自由に変えられるようにし、翼列フラッタの発生に及ぼす翼列干渉の効果を実験的に検証することを試みた。この場合上記試験用静翼列の移動可能部分（図中におけるハッチングの部分）の間隔環ならびに外側ケージングはすべて、プラスチック製とし、実験中、試験翼の振動状況を外側より観察できるように改良した。図3に、本実験における翼列配置を示す。

2.2 試験翼

試験翼に関しては、特殊構造の翼の作成にあたり、本軸流圧縮機の流速の範囲内で、純曲げフラッタを起させるように、今までに行なわれた二次元単独翼列の純曲げフラッタの理論[2]、実験等[5][10][11]の資料を参考にし以下に述べるように検討した。使用する圧縮機本来の設計状態でのドラム付近の境界層の影響および純曲げフラッタ発生に有効なスパン方向の曲げモーメント分布等より、静翼の先端部（この場合静翼は外側ケーシングに固定されるから、ドラムに近い方の翼部分）の空気力がフラッタ発生に最も支配的であると考えられるので、一応先端（ドラム側）より 18 mm (20% 翼高) の所を代表断面として検討した。この断面での翼列条件は、食違い角 22.9°、弦節比 1.27 で、迎え角 15°～20° である。そこでまずこの条件のもとで、Whitehead[9][11]の曲げ一自由度フラッタ（定常循環を考慮している）の資料（図4、図5）により検討すると、食違い角 30°、弦節比 1.0、迎え角 15° では、フラッタ発生の無次元振動数 $k_{cri} = 0.04$ ($k = C\omega/U$ ω : 振動数, C : 翼弦長, U : 翼列と平行な流速, U の代わりに軸流速度を用いた無次元振動数 k_{cri}' にて表わすと 0.046) となり、同じ条件で迎え角 20° では、 $k_{cri} = 0.06$ ($k_{cri}' \approx 0.67$) となる。次に食違い角 30°、弦節比、

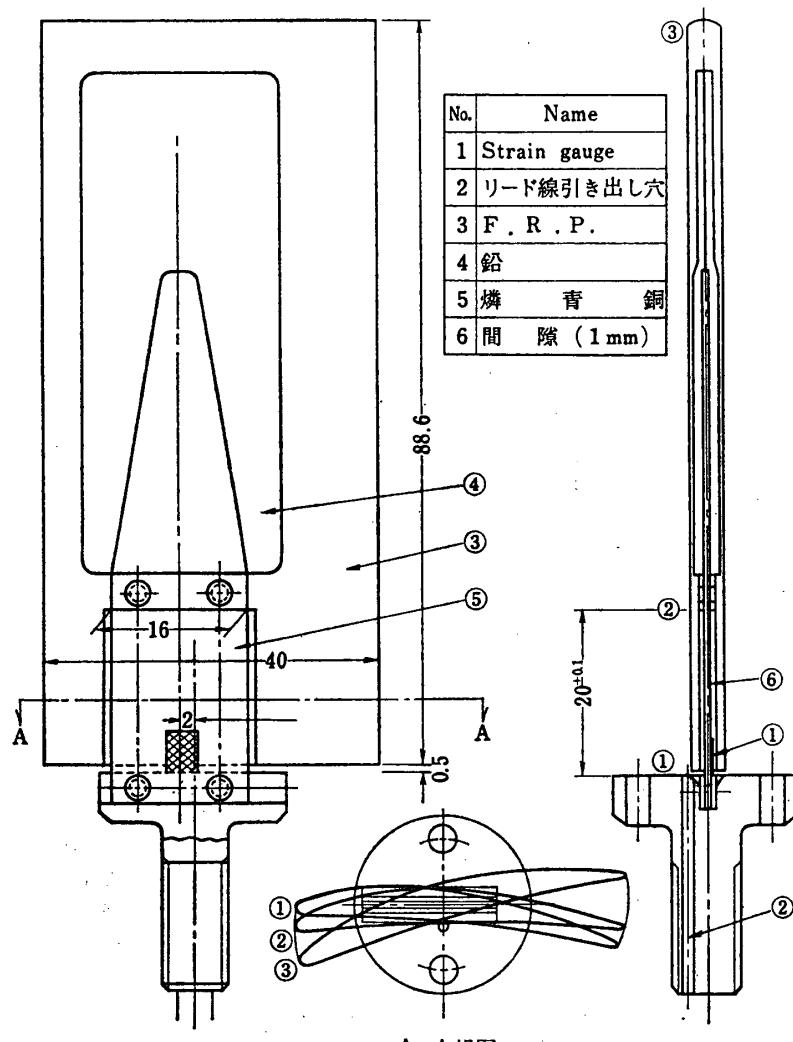


第4図 転向角と臨界無次元振動数との関係（減速翼列）



第5図 転向角と臨界無次元振動数との関係(減速翼列)

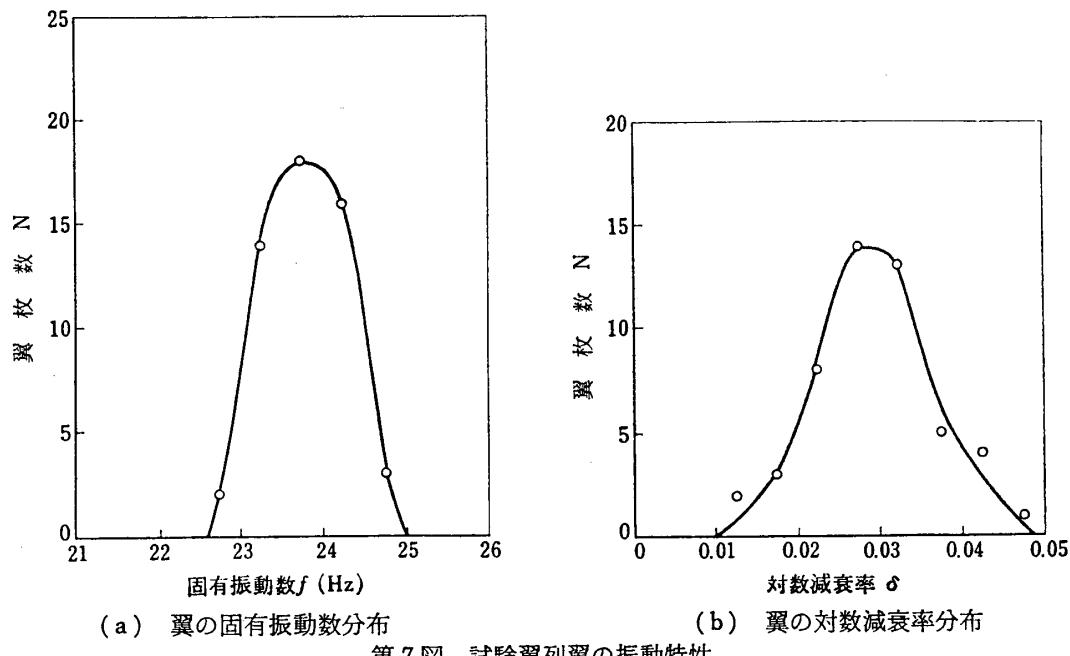
2.0、迎え角 15° では、 $k_{cri}=0.068$ ($k_{cri}'=0.0785$)、同じく迎え角 20° では、 $k_{cri}=0.1$ ($k_{cri}'=0.115$)となる。これらの検討により、本試験用軸流圧縮機の翼列条件と比較的近い食違い角 30° の条件から、本軸流圧縮機の最高軸流速度でフラッタ発生可能な試験翼の固有振動数を求めるとき、弦節比 1.0 においては 9.2 Hz (迎え角 15°)～ 11.5 Hz 、弦節比 2.0 においては 15.6 Hz ～ 22.9 Hz となる。一方、弦節比 1.67 、食い違い角 30° 、迎え角 15° ～ 20° における塩入の単独二次元翼列風洞にてリンク機構を用いての環状翼列近似での実験結果[2]より検討すると、 $k=0.118$ ～ 0.150 ($k'=0.136$ ～ 0.173)となり、本試験翼としての固有振動数は 27.1 Hz ～ 35.0 Hz となる。いずれの検討結果によても、試験翼製作に当っては、極力、固有振動数を下げる必要を生じたので、図6に示すように磷青銅板を使用してバネ剛性を弱くして、その磷青銅の板バネを翼支持具に固定して片持梁の形にした。この場合、試験翼の固有振動数を下げるために磷青銅のバネ剛性を弱くすると、試験翼に加わる静的空気力による曲げ変位が大きくなり過ぎ、翼列としての静特性が変化する恐れがあるので極端にバネ剛性を弱くすることもできない。そこでバネ剛性は適当にしておき翼の質量を増して固有振動数を下げる考え、板バネの先端に鉛をつけ、その上をF.R.P. (ガラス繊維補強プラスチック)で翼形に成形することを試みた。しかし、このようにしてもなお翼に加わる静的空気力に耐え、しかも固有振動数を上記検討結果程度に低くすることは困難であることがわかったので、翼枚数をふやし一枚の翼に加わる静的空気力を減らすとともに、弦節比の増大によりフラッタを発生しやすくする様に(このことは k_{cri} を大きくすることを意味し、逆に一定風速でフラッタを発生させるためには固有振動数が大きくてよいことを意味する。)支持具と静翼取付リングの大きさを考慮して、36枚の翼枚数を50枚に増加し、弦節比を前記代



第6図 静翼断面図

表半径位置において 1.77 とした。試験翼としては、前述のように鉛のついた燐青銅板の外側を F.R.P. で翼型に成形したが、その際図 6 に示すように、翼根部の燐青銅バネの部分が成形する F.R.P. と接触しないように製作には特に注意した。実際の製作に当っては、まず、このバネに測定用ストレンゲージをはりつけ、特殊ワックスでカバーしたうえを F.R.P. で成形し、成形後、翼を加熱し、このワックスを溶出させる方法をとった。この様にして出来た振動可能静翼列の各翼の固有振動数は大部分 32.5 Hz で、そのばらつきは ±1 Hz 以内であり、対数減衰率も 0.01~0.03 の範囲内にある。静翼列の翼の円周方向の配置は、固有振動数、対数減衰率が似かよったものを集め、それらの異なるものを測定翼から遠ざけるようにして組み込み、実験を行なつたのであるが、本軸流圧縮機の最高回転数および迎え角においても単独環状翼列フラッタを発生させることができなかった。そこで、前述した翼の作成

にあたっての諸条件および 32 Hz 翼での実験結果を検討して固有振動数をさらに低くした 24 Hz の翼を作成した。かくして作成された 50 枚の試験翼についての固有振動数ならびに対数減衰率のひん度分布を図 7 (a), (b) に示す。ひん度分布の様相はさきに試作せる 32 Hz 翼の場合もだいたい似たようなものである。



第7図 試験翼列翼の振動特性

3. 実験方法

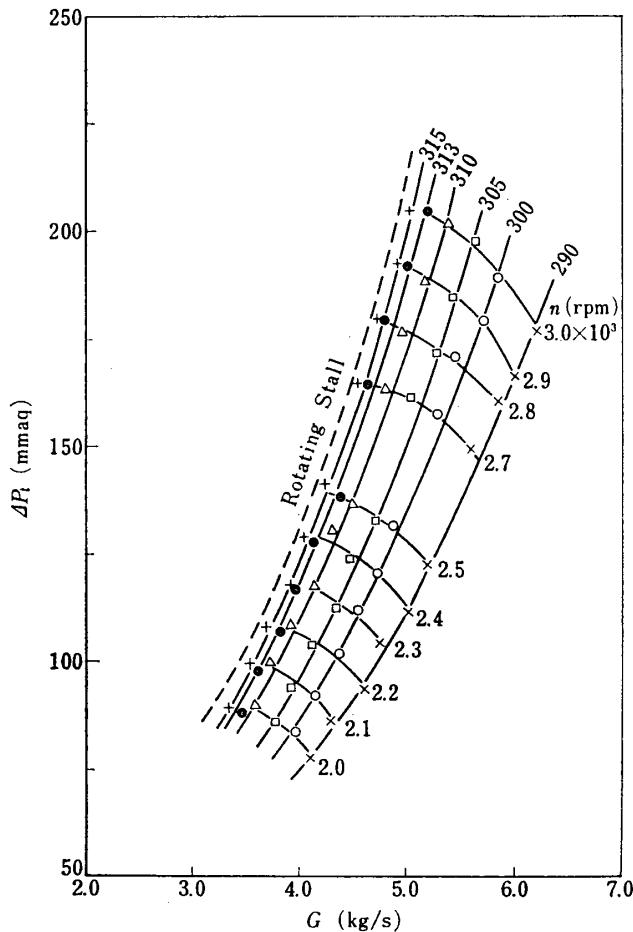
本実験は、前述したように、環状単独翼列フラッタ現象を明らかにすることを主目的としているので、流速（今回使用した軸流圧縮機では、使用回転範囲内で速度三角形が相似と考えられるので、流速上昇は回転数の上昇となる。）を上げていき、フラッタの発生する無次元振動数と、そのときの翼列条件を求めなければならない。それには、本実験の目的どおり非失速であることの判定の一つの手段として使用する圧縮機の特性、迎え角、流速を知るために翼列特性、フラッタ判定のための試験翼の振動特性について、それぞれ調べる必要がある。圧縮機特性は、回転数を一定にして、流量制御用絞り弁の開度を変えて、圧縮機の流入空気量を圧縮機入口において静圧ピトー管を用い、また全圧上昇を出口案内羽根後方において測定し、また翼列特性は、試験静翼列前方 (20 mm) の位置に三孔ピトー管をそう入して、半径方向の流入速度、流入角をハブから 5, 10, 20, 30, 45, 60, 75 mm の 7 点において、絞り弁開度（迎え角）を 5 点選び、回転数は 2000~3000 rpm の 10 点について測定を行なった。回転数は直流電気動力計につけた花形円板が切る光の変化をホト・トランジスタで受けて、それをパルスカウンタで数えさせた。試験静翼列に取り付けられている翼はすべて振動可能であるが、その中の測定翼 5 枚は、振動数対数減衰率のそろったものを円周方向

に並べて組み込んだ。測定翼の振動数、振動波形、翼間位相差の測定に関しては、測定翼の磷青銅ばねにはりつけてあるひずみゲージを用い、その出力を4現象オシロスコープに入れて、実験中波形を観察し、記録には6要素のビジコーダにて記録した。間隔環および外側ケーシングは、透明なプラスチック製なので、5枚の測定翼以外の翼についても直接肉眼で、振動状態を観察した。また翼列フラッタに及ぼす複数翼列相互干渉の効果を調べるために、試験静翼列を軸方向に、間隔環の組合せによって $1/4$, $3/8$, $1/2$, $3/4$, 1翼弦長と移動させ、特に今回は上流側の動翼列(剛翼列)との干渉の影響を調べる目的で上記と同様な実験を行なった。

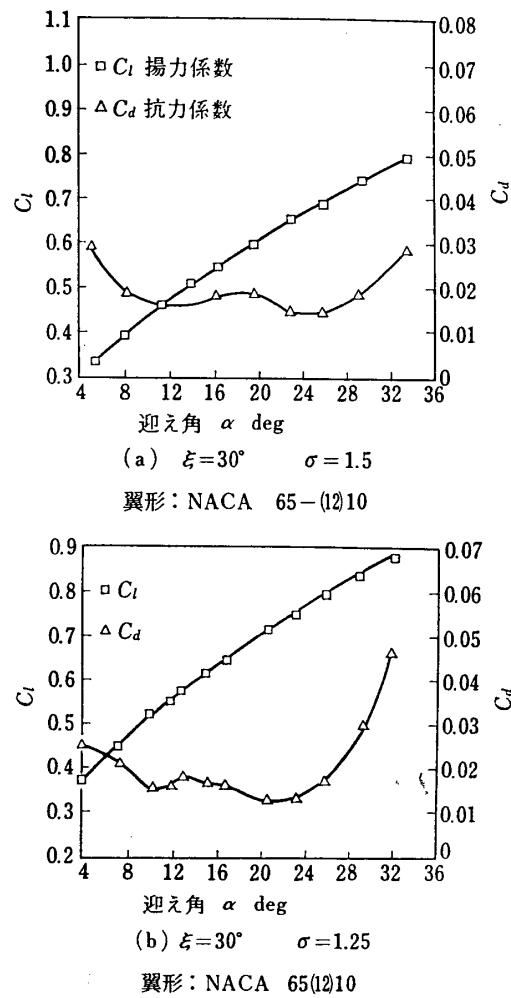
4. 実験結果および考察

4.1 翼列性能の検討

本実験に使用した単段軸流圧縮機の特性曲線を図8に示す。横軸に作動空気量、縦軸に圧縮機全圧上昇をとり、点線は旋回失速の発生点を示している。図中における290～315の数字は絞り弁開度の位置を表わし、翼列への迎え角に対応する。各回転数において、同一絞りの

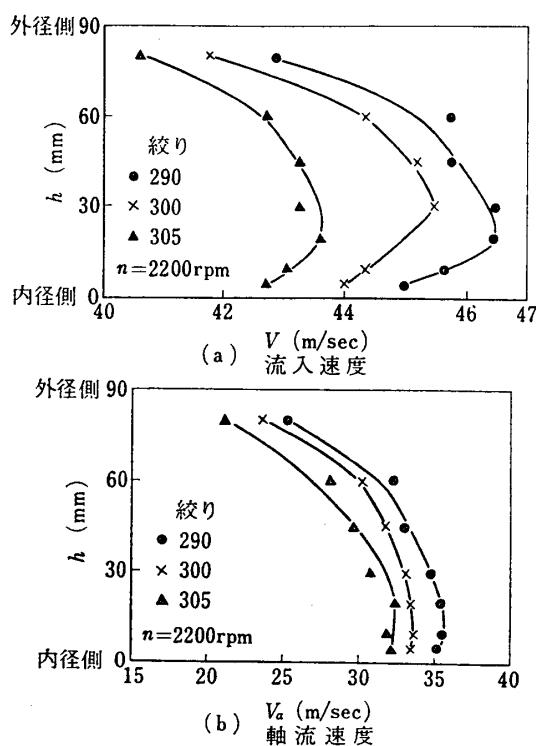


第8図 圧縮機特性曲線

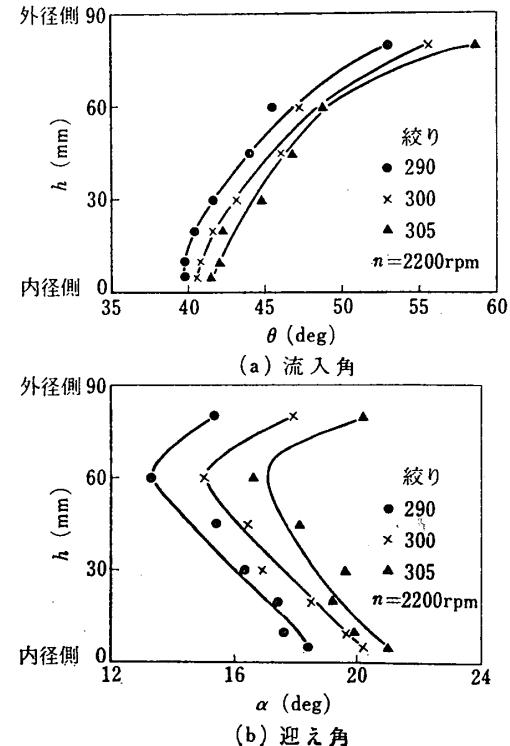


第9図 翼列特性

点は同一の線上にのっていることより、実験の範囲内においては、速度三角形が相似に保たれていることがわかる。圧縮機がフラッタ現象に突入しても、静翼の振動振幅が1~2mm程度のため、全圧上昇の変化は見られなかった。実験は圧縮機特性に見られるように、旋回失速の発生する寸前の絞りまで行なつてゐるが、本軸流圧縮機においては、さきに述べたような理由で、試験翼列である静翼列の弦節比が動翼列よりずっと大きいので、動翼の方がさきに失速することは、明らかである。そして、本実験に使用した静翼の中心及び先端部分における翼素の翼列特性を代表としてとり、NACAの二次元翼列データ図9(a), (b)と比較して見ると、本実験の静翼の先翼より20%の翼部分においては、弦節比1.77、食違角23°であり、この条件に近い弦節比1.5、食違角30°のデータにおいては、全圧損失が増加し始める点が迎え角26°近辺で、失速点はもっと大きな迎え角となつておらず、静翼の中心の条件に近い弦節比1.25、食違角30°のデータにおいても、似たような結果が示されている。これらの結果を参考にして考えると本実験の迎え角範囲内15~20°くらいでは静翼列に関しては、失速状態よりかなり安全側にあり、したがつて、この実験は、目的どおり非失速フラッタに関するものであることがわかる。図10(a), (b)および図11は回転数2300 rpmにおける静翼列前後の流れの様子を3孔ピトー管によって、半径方向に測定したものである。図10ではいずれも縦軸に翼高を(0は静翼の先端すなわち内径側を表わす)とり、横軸としては(a), (b)においては、流入速度および軸流速度、図11においては流入角及



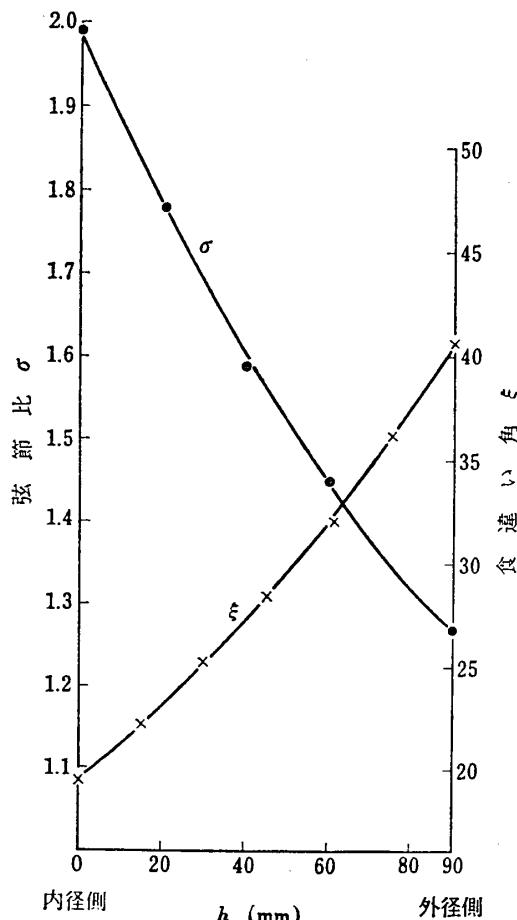
第10図 半径方向の速度分布



第11図 半径方向の迎え角分布

び迎え角をそれぞれ示してある。流入速度は回転数を一定にして、絞り弁を絞って行く（迎え角を大きくする）と、平均半径で 46 m/s から 43 m/s 位に減少していくが、半径方向には比較的円滑で、内壁と外壁との間で特に目立った変化は見られない。軸流速度は、内壁から 20mm くらいの所で最高となり、外壁にむかって徐々に減少しており、この傾向は絞り弁開度に対して大きく変わってはいない。これに対し迎え角は、内壁および外壁付近において大きく変化しているが、これには壁の境界層の影響も含まれていると考えられる。内壁、外壁付近を除いては、急な変化を示しておらず、この傾向は絞り弁開度に対して大きく変わっていない。

これら一連の実験より、圧縮機内の流れの半径方向分布は、絞り弁開度、すなわち流量変化に対して局部的に大きな変化が見られないことがわかった。翼は根本の板バネの一方が固定された片持梁の形になっており、曲げモードの振動に重要な外力としての曲げモーメントは、空気力とその点から根本までの距離の積である。したがって流体機械の翼のフラッタ現象に最も影響を及ぼす断面は翼の先端に近い所で、比較的壁の影響のより少ないとこころと思われる所以、本実験の整理においては内壁より 18 mm (20% 翼高) およびその前後 2 点を選んで、後述するフラッタの振動パラメータの計算に、その点の迎え角、風速を採用することにした。しかしながら、翼列特性および翼の配備よりわかる通り、翼の先端に行くにしたがって食違い角は小さくなり（図 12 参照）、フラッタ発生条件からいくと発生しにくい要素となるが、逆に弦節比、迎え角は増加して、フラッタの発生しやすい条件に近づくこともあり、どの断面を代表断面として選ぶかはなかなか複雑な問題である。

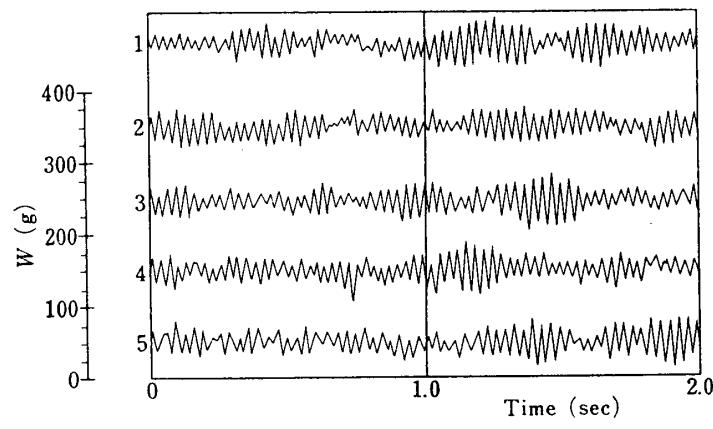


第 12 図 食い違い角、弦節比の半径方向分布

を一定に保ち、迎え角を変えていくと、迎え角の小さいときは（第 13 図）、翼にかかる動荷重は小さく、また振動数や対数減衰率の似かよった翼を測定翼に使用したのであるが、それでも翼ごとに多少異なることもあって、各翼はおのれの自分の固有振動数で振れ、まったく空力的に連成している様子を示さず、おのれのが独立した状態であることが観察される。迎え角を大きくしていくと（第 14 図）、動荷重はときどきビートを打つような形で、大きくなると同時に、全体的に動荷重が大きくなるが、測定翼 5 枚の動荷重が大きくなるときが、時間的に不規則で、まだ測定翼が空力的に連成している様子がうかがえない。さらに迎え角を

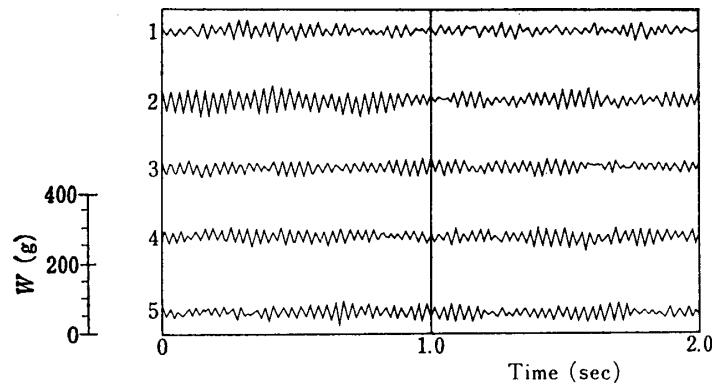
4.2 フラッタの発生状況

翼の振動現象は、回転数（すなわち流速）



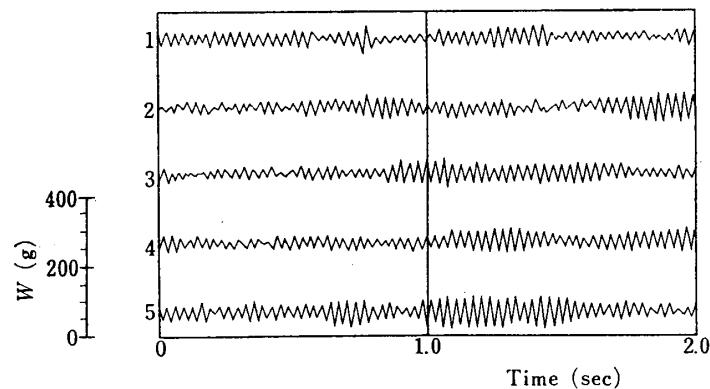
$n=2500\text{rpm}$ $\alpha=17.5^\circ$

第13図 翼の振動波形（1）



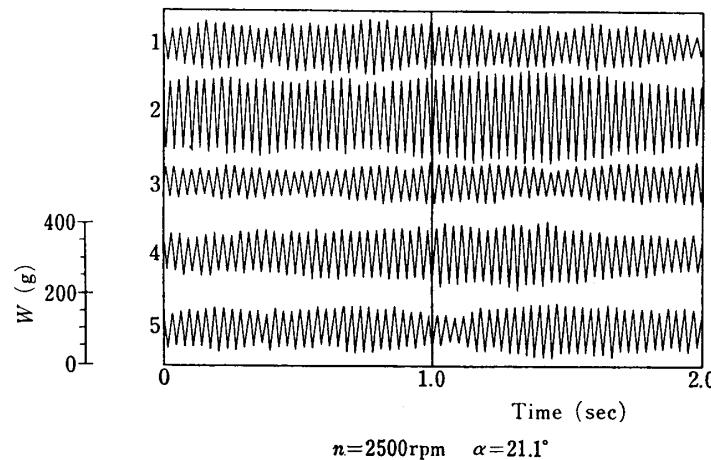
$n=2500\text{rpm}$ $\alpha=19.1^\circ$

第14図 翼の振動波形（2）

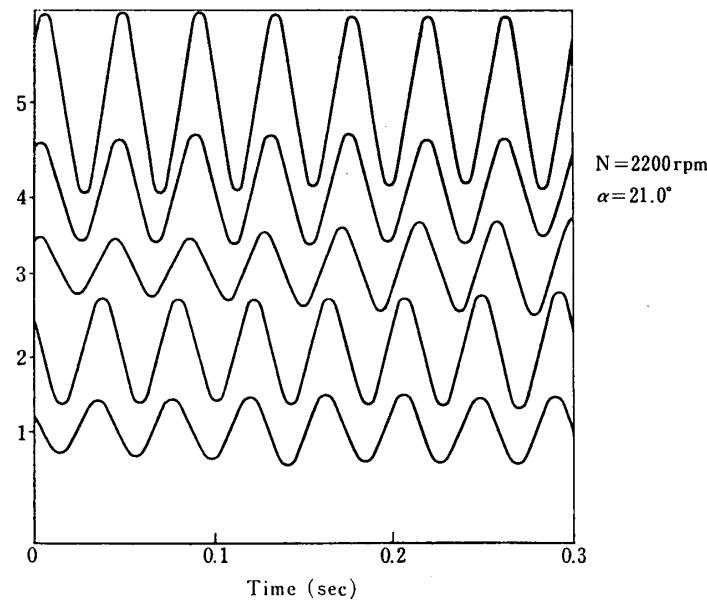


$n=2500\text{rpm}$ $\alpha=20.3^\circ$

第15図 翼の振動波形（3）



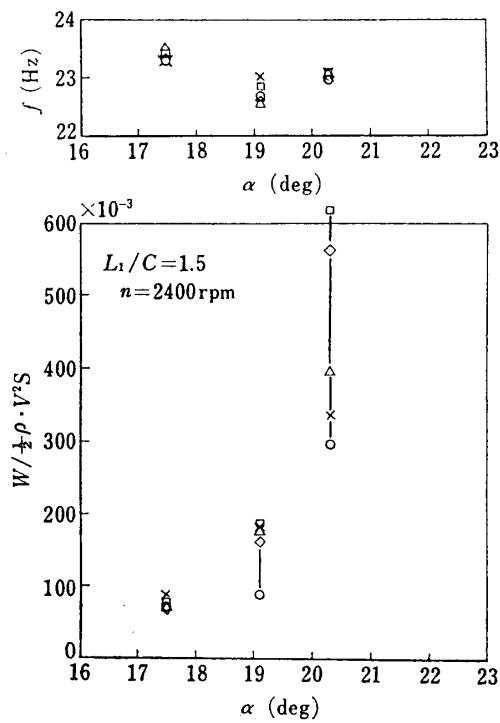
第16図 翼の振動波形(4)



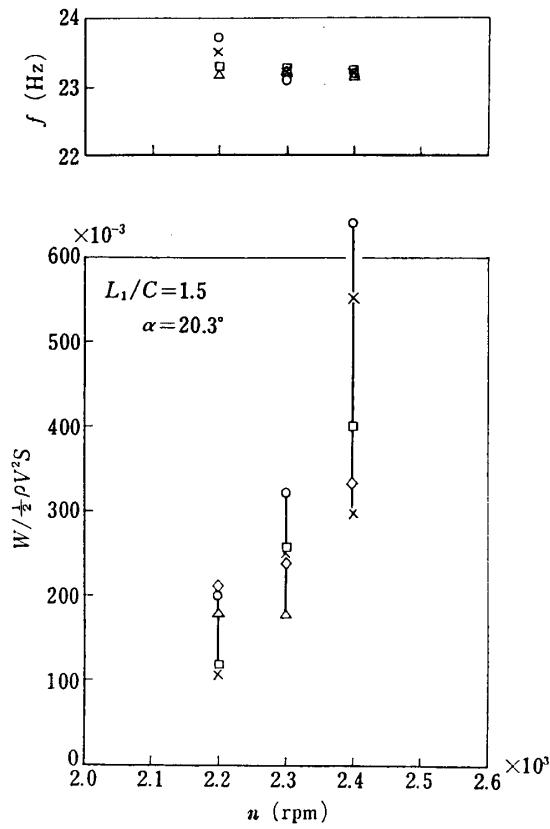
第17図 フラッタ発生時の隣接翼(5枚)の振動波形

大きくすると(第15図), 振幅はさきの迎え角のときの2倍近くの大きさの部分がひんぱんに生じ, その振幅の大きくなるときが, 測定翼5枚において同時に生ずるようになる。その部分だけ調べると, 振動数(固有振動数よりわずかに低い振動数)も一致し, 位相も各翼ごとに似かよった違いを生じている。さらに迎え角を大きくしていくと(第16図), 振幅がさきの状態の2~3倍と激増し, 迎え角の小さいときの4倍近くもあり, さきのような大きな振幅がビートを打つような形であるが, その継続時間も3~4秒以上となり, その間5枚の翼の振動数が一致し, 静翼のすべて翼が, かなり激しく振動している様子が外側のケーシングを通して観察される。以上のような実験結果より, 動荷重が急激に増加し, 大きな振幅の状態が長く続くようになり, しかも, 振動数, 位相差がそろってくる状態をフラッタと判断した。図13~16は風速一定(すなわち回転数一定)の状態で絞りを変え迎え角を徐々に大き

くして行った場合、フラッタ発生にいたるまでの隣り同志の翼の振動の様相を示したものであり、図17は完全にフラッタが発生した場合の隣接翼の振動波形を拡大して示している。図に示すとくフラッタ発生時においては、振動数および位相差は一致し、背面側の隣接翼が 60° 位の位相（図において、背面側の順に1, 2, 3……と記してある）進みを示している。これらの実験結果を、横軸に迎え角、縦軸に振動数と無次元動荷重（動荷重は、翼幅の中央に全動荷重が集中したとして換算し、 $W/(1/2)\rho V^2 S$ で無次元化）をとって示したのが、



第18図 動荷重と振動数

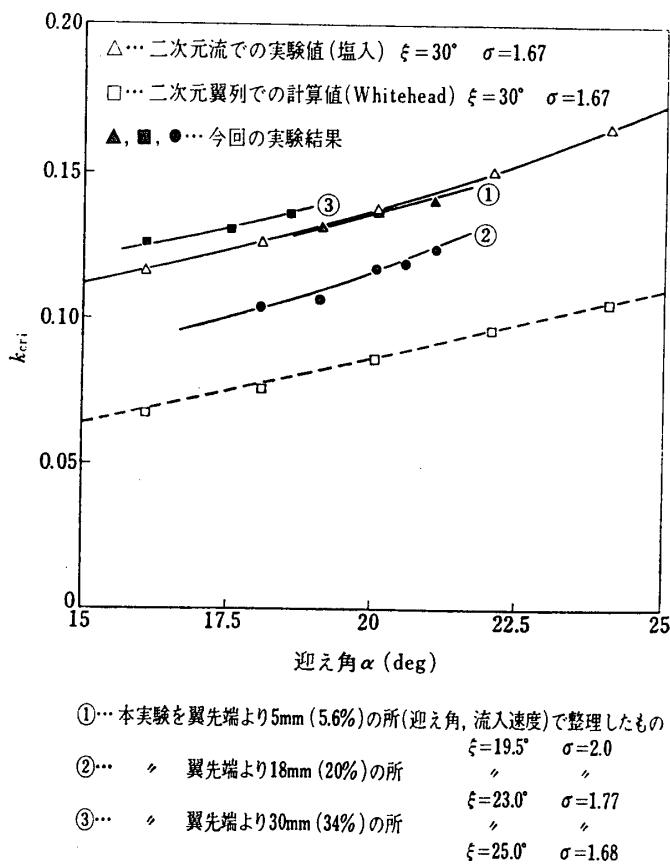


第19図 動荷重と振動数

図18で、横軸に回転数を取ったのが図19である。これより、前述したように迎え角に対する動荷重、振動数の変化していく様子は明確であり、フラッタ発生付近において動荷重が急激に変化し、同時に振動数が一致してくるが、フラッタ時の振動数は翼の固有振動数より少し低い値を示している。これは、曲げ一自由度振動において、フラッタ時の振動数を決定する式は、 $[M]\omega^2 = [K] - \frac{1}{2}\rho V^2 S \cdot f_R(\alpha, k)$ で表わされ、翼に働く空気力 $f_R(\alpha, k)$ が、翼の質量と比較して微小なときは、ほとんど翼の固有振動数で振動するが、フラッタ発生付近においては、空気力は微小でなく、見かけ上翼のバネ剛性が弱くなり、固有振動数より低い振動数で振れたものと考えられる。

4.3 翼列フラッタの発生限界

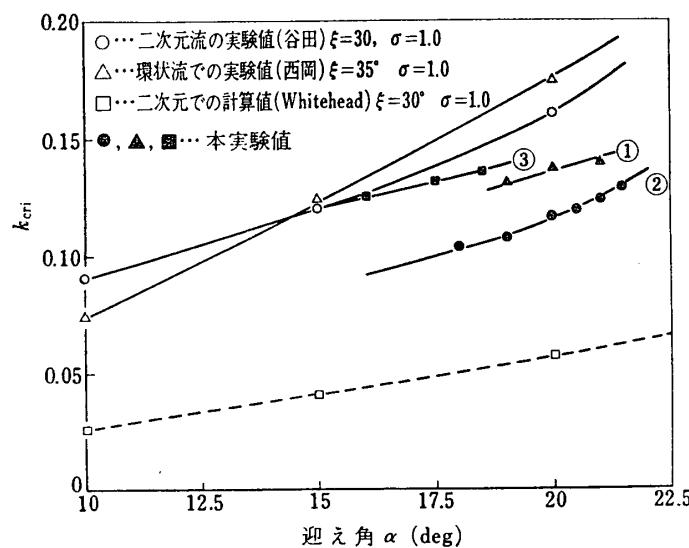
実験結果を縦軸に k_{cri} 、横軸に迎え角 α をとって示したのが図20である。前述したよう



第20図 フラッタ限界に及ぼす迎え角の影響

にフラッタ時の翼の振動数は、翼列の条件によらずほとんど似かよっているため、 k_{cri} はフラッタ速度の逆数を示していると考えてよい。図中における①, ②, ③は、それぞれ図に示してあるごとく、フラッタ発生に支配的と考えられる翼先端部分の中で、①は翼先端より 5 mm (5.6%), ②は翼先端より 18 mm (20%) の所, ③は翼先端より 30 mm (34%) の所のおのの流入速度、迎え角を用いて本実験結果を整理したものである。本実験は実際の軸流圧縮機を用いての翼列フラッタの実験であるため、半径方向に弦節比、食違い角ならびに迎え角、流入速度が各断面において異なっているため、どの翼断面を用いて整理するかは問題であるが、上記三断面の中では②の翼先端より 18 mm (20%) の断面が一番 k_{cri} が小さくなっている。さきに検討した種々の点を考慮して一応代表断面としてこの断面をとることは妥当なように考えられる。上記三断面で迎え角に対する無次元振動数 k_{cri} の変化は、同じ傾向をなし、迎え角の増加につれて k_{cri} は大きくなっている。迎え角がフラッタ発生に関して重要な要素であることを示している。図においては、本実験との比較の意味で、本実験と食違い角、弦節比の似かよった二次元翼列の実験値、理論値を示してある。図中、下方の一点鎖線は Whitehead [1] の純曲げ一自由度二次元翼列（平板翼列）の食違い角 30°、弦節比 1.67、位相角 60° での計算結果であり、無次元振動数の迎え角に対する傾向は値を別とすれば、本実験結果と非常に似かよった様子を示し、迎え角の増加につれて k_{cri} は大きくなっている。

本実験値と理論計算値との量的相違は、図21における他の二次元単独翼列の実験値と理論計算値との相違によってもわかるところおり、本実験に限ったことではなくて、純曲げフラッタの実験と理論のほかの原因による相違と考えられ、これに関する詳細な研究は、今後なされる必要がある。また図20に示してあるのは、翼型 NACA 6409、翼弦長 100、スパン 250、質量比 288、食い違い角 30°、弦節比 1.67、翼板数 13枚（振動翼枚数 7枚）の条件のもとで、直線翼列曲げ一自由度フラッタの限界風速を求めた塩入[2]の実験結果で、本実験と同様フラッタ発生時の翼の振動数は、翼の固有振動数より低いが、ほぼ等しく、翼間位相差約 60° で生じており、傾向的には、本実験値と非常に良く似かよっており、本実験の代表翼断面をどこに選ぶかによって量的には少々異なるが、よい一致を示しているといえる。塩入の実験は翼型の相違を除けば、本実験の代表的翼断面と、食違い角、弦節比が似かよっておりリンク機構を用いて直線翼列を環状翼列に近似させているが、環状翼列と異なることもあり、また本実験の三次元性を考慮すれば、本実験は塩入の実験と良い一致を示しているといえる。図21は前述したように二次元翼列の実験値と理論値の相違は他の弦節比の場合においても、図20における場合と同様であることを示すと同時に、本実験値とほかの二次元流または環



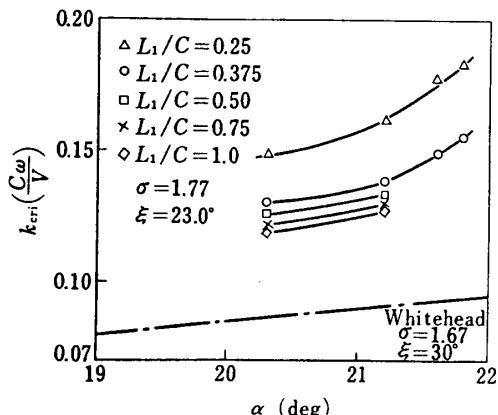
第21図 フラッタ限界に及ぼす迎え角の影響

状流での実験値(条件は多少異なるが)との比較をも示している。すなわち同図には、われわれの実験結果のほかに本実験と同じ翼型 NACA 65 (12) 10 を用い、弦節比 1.0、食違い角 30° で、無次元振動数、位相差を変えて、水振動直線翼列試験機を用い、すべての翼を等しい振幅、振動数、位相差で振動させ、作動流体として水を用い、振動翼に働く空力的減衰力を求めた谷田の実験結果[5]、および動翼列を含まない環状翼列試験装置を用い(半径方向に食違い角は変化しない)、翼型二重円弧翼、弦節比 1.0(中央) 食違い角 35° での西岡の実験結果[13]が示されている。これらの結果と比較すると迎え角に対する傾向は、両実験結果とも似かよった傾向を示しているが、量的には本実験の弦節比の方が多少大きいにもかか

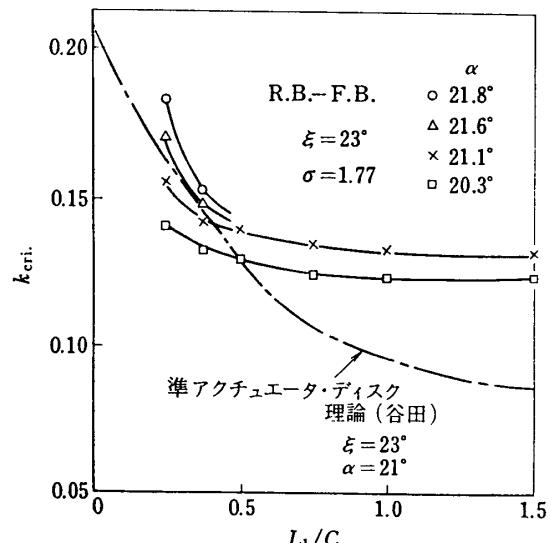
わらず、幾分低い値を示している。これは、本実験の方が多少食違い角の小さいこともあり、谷田、西岡の実験においては、空力的減衰以外の構造減衰はまったく含まれていないのに對して、本実験では、翼自身前述したように、構造減衰を有し、また流れは、谷田、西岡の実験におけるものと異なり、動、静翼列の相対運動を含んだ三次元流れであるため、これらの量的相違が生じたものと考えられる。しかしながら、本実験、すなわち、実際の軸流圧縮機を用いての実験結果を他の理論および実験と比較すると、臨界無次元振動数の迎え角に対する傾向は非常に良い一致を示すと同時に、量的にも、本実験の三次元性を考慮すれば比較的良い一致を示したものと考えられる。

4.4 フラッタ発生限界に及ぼす翼列干渉の影響

以上は、単独翼列としてのフラッタ発生限界について調べたのであるが、続いて、振動可能静翼列のフラッタ発生に及ぼす前方剛性動翼列の影響を調べるために、前方剛性動翼列との軸間距離を変え、それぞれの位置における種々の条件のもとで、フラッタ発生臨界無次元振動数を求めたので、その結果について述べる。図22はそれらの実験結果を縦軸に k_{cri}



第22図 フラッタ限界に及ぼす迎え角の影響



第23図 フラッタ限界に及ぼす翼列間隔の影響

横軸に迎え角を取って示したものである。図において、迎え角に対する無次元振動数 k_{cri} の変化は、各種翼列間隔 L_1/C に対して同じ傾向を示し、迎え角の増加につれて k_{cri} は大きくなっているが、 $L_1/C = 0.25, 0.375$ の迎え角 21° 以上においては、 k_{cri} は急激な変化をなし、翼列の接近した場合においては、迎え角がフラッタ発生に重要な影響を与えることを示している。図中下方に示してある一点鎖線は Whitehead [11] の純曲げ一自由度二次元翼列の食違い角 30° 、弦節比 1.67 での計算結果であり、無次元振動数の迎え角に対する傾向は値を別とすれば、非常に似かよった様子を示し、迎え角の増加につれて、 k_{cri} は大きくなっている。図23は翼列間隔による影響を示したもので、縦軸に k_{cri} を、横軸に翼列間隔を取っている。翼列間隔の離れた $L_1/C = 1.0 \sim 1.5$ の間では、 k_{cri} はほとんど平らであり、前方翼列

の影響は見られないが、 $L_1/C = 0.5$ 以内に接近すると前方翼列の影響を急激にうけて、 k_{cri} は翼列間隔に対し指数関数的に増加しており、この傾向は迎え角が異なっても同様である。したがって前方翼列との干渉は、フラッタ発生限界風速を低下させる作用があることがわかる。図中における一点鎖線は、食違い角 30° 、迎え角 21° の谷田 [12] の準アクチュエータ・ディスク理論での計算結果を示し、比較的似かよった傾向を示している。また位相は実験をとおしてほとんど $60^\circ \sim 90^\circ$ ぐらいであり、他の実験および理論と似かよった値を示した。

5. 結 論

- 1) 特別に試作した試験用純曲げ振動可能な翼を、実際の試験用軸流圧縮機の翼として用いて、今までに行なわれた直線二次元翼列等の実験ではなくて、実際の軸流圧縮機の作動条件における厳密な意味での非失速フラッタ発生の実験に成功した。
- 2) 片持翼の場合翼根部まわりのモーメントが最大になると判断される翼の先端部分の断面におけるデータを取りだして、今までの二次元翼列での理論および実験の結果と比較検討してみると、翼の半径方向のねじれ、流れの三次元性および翼のもつ構造減衰等を考慮すれば、臨界無次元振動数、位相差において、一自由度純曲げフラッタの種々の実験値と定性的には言うまでもなく、定量的にも比較的良好一致が得られることがわかった。そして代表断面の選び方としては、翼先端部の境界層の影響をさけた比較的翼先端部に近い断面を選べばよさそうなことが、実験的に立証された。
- 3) 剛性動翼列が前方にある場合、翼列干渉の翼列フラッタへの影響は、翼列が接近するに従って、フラッタ発生風速が指数関数的に低くなることが確認され、谷田の理論と傾向的には、比較的良好一致を示した。

1970年5月15日 原動機部

参考文献

- [1] N. H. Kemp & W. R. Sears : J. Aero. Sci. Vol. 20, No. 9 (1953) 585.
- [2] J. Shioiri : Trans. J. S. A. E., Vol. 1, (1958) 26.
- [3] H. Söhngen : Z. A. M. P., Vol. 4, (1953) 267.
- [4] D. S. Whitehead : Proc. I. M. E., Vol. 173, No. 21, (1959) 555.
- [5] 谷田好通、岡崎卓郎：日本機械学会論文集、29巻198号(1963-2) 321。
- [6] G. M. Lilley : College of Aeronautics, Cranfield Report No. 60, May (1952).
- [7] F. Sisto : J. Aero. Sci., Vol. 22-5, (1955) 297.
- [8] F. Lane : J. Aero. Sci., Vol. 23, No. 1, (1956) 54.
- [9] D. S. Whitehead : A. R. C., R & M, No. 3254, (1960).
- [10] 花村庸治、田中英穂：日本機械学会論文集 32巻244号、(1966-12) 1823, 33巻247号、(1967-3) 377.
- [11] D. S. Whitehead : A. R. C., R & M, No. 3386, (1965).
- [12] Y. Tanida : Trans. J. S. A. S., Vol. 9, No. 15, (1966) 100.
- [13] 西岡 清、黒田紀元：日本機械学会・日本航空宇宙学会共催第10回航空原動機に関する講演会、講演前刷集(1970-2) 17.