

回転翼列試験機による翼列フラッタの実験 (動・静翼列の干渉効果)

田中 英穂・花村 庸治・丸田 秀雄・小林 紘

Experimental Study on Cascade Flutter with Test Compressor
(Effects of Interference between Moving Blade Rows)

By

Hideo TANAKA, Yoji HANAMURA, Hideo MARUTA and Hiroshi KOBAYASHI

Abstract: In the previous paper [1], the new experimental method of cascade flutter in flexural mode under the actual operating conditions was developed, and some experimental data of an isolated blade row in an axial flow compressor were compared with that in linear cascade wind tunnels.

While, for the cascade flutter problems in an actual compressor or turbine, the mutual interference effect between blade rows seems to be very important. So, the experiments about the interference effects between the stationary and moving blade rows on the nonstall cascade flutter of flexural mode under the actual operating conditions of an axial flow compressor are planned. The experiments are performed for three cases of the interference with the upstream cascade, with the downstream cascade and with both cascades.

As the results of these experiments, it was made clear that the interference with the upstream cascade promotes the flutter, while the interference with the downstream cascade suppresses the flutter.

概 要

ジェットエンジンの主要構成要素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の問題はジェットエンジンの安全性・信頼性の面より非常に重要な問題であり、その中で特に翼列フラッタはその発生が同時に翼の破損に直接結びつくような危険性を持っているため、ジェットエンジンの安全性、信頼性向上のための一研究課題としてまずこの問題を取り上げた。

本研究は前報 [1] にても述べたごとく従来の研究がすべて二次元単独翼列に限られているのに対し、実際問題としてより重要な、環状翼列でしかも相対運動を行なう複数翼列を持つ実機の条件における実験データを得ることを目的として開始された。前報においてはこのような条件を具備する多段回転翼列試験機を利用して上記実験を可能にした実験方法並びに、かくして得られた実験データの一部について報告した。

今回は前報に引き続き同多段回転翼列試験機を用いて行なった、曲げモードの翼列フラッタに及ぼす動・静翼列の干渉効果について報告する。

記 号

- C 翼弦長
 D_1 一段動翼後縁と試験静翼前縁との軸間距離(データの整理断面・ボス部より 20% 翼長の所)
 D_2 試験静翼後縁と二段動翼前縁との軸間距離
 D_3 一段動翼後縁と二段動翼前縁との軸間距離
 G 圧縮機の作動空気重量流量
 K_{cr} 限界無次元振動数
 n 圧縮機の回転数
 ΔP_t 圧縮機の全圧上昇
 S 翼面積
 V 流入速度
 W 翼に作用する非定常空気力 $= \frac{1}{R_0/2} \int_0^{R_0} F \cdot r \cdot dr$ R_0 翼長
 F : 翼面上スパン方向の dr 幅×翼弦長の部分に作用する非定常空気力
 r : 翼根本から dr 部までの距離
 α : 迎え角
 ξ : 食違い角
 ω, f : 翼振動時の円振動数と振動数
 σ : 弦節比
 ρ : 空気の密度

1. 序 論

ジェットエンジンの主要構成要素である軸流圧縮機、軸流ファンあるいは軸流タービンなどの軸流ターボ機械の翼振動の一原因である翼列フラッタに関する研究はこれまでに著者らの研究も含め、国内外において数多く行なわれている。それらの中で非失速フラッタに関する研究は最も進んでおり、少なくとも二次元、非圧縮、非粘性の範囲内において、曲げ、ねじりの一自由度 [2]~[8] 並びに二自由度連成 [10]~[13] の理論および実験的研究が蓄積され、その本質が明らかにされてきており、さらに最近では圧縮性を考慮した理論解析 [16] も発表されてきている。これらの研究は当然のことながらいずれも二次元単独翼列を対象として行なわれている。

しかしながら、実際の軸流ターボ機械においては、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り、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いるため、これらの影響も考慮しなければならないし、また、当然のことながら実機においては相対運動を行なう複数翼列が存在し、互に干渉し合っているため、実機に適用し得る翼列フラッタのデータを得るためには、これらの複数翼列の相互干渉も考慮に入れる必要がある。

元来、フラッタの現象は翼の自励振動であり、発生すれば心率的に振幅が増幅され疲労破損に直結する性質のものであるので、実機の条件における実験は非常に困難で従来まったく行なわれていなかった。このような現状に対し著者らは固有振動数を極端に下げた特殊な振動試験翼の作成に成功し、多段回転翼列試験機を利用して翼に加わる空気力の極端に小さい低速領域でフラッタを発生させることにより、非圧縮の範囲において実機の条件における翼列フラッタの実験に成功した。

本研究の第1歩として前回の報告[1]において、まず実機の条件における非失速単独翼列純曲げ一自由度翼列フラッタの実験を行ない、得られたデータを今までの二次元単独翼列フラッタの資料[2]~[7]と比較検討した結果、データの整理断面として翼先端部分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、本実験データと二次元翼列における実験データとは定量的にも比較的良い一致が得られることを明らかにした。

今回は実機の条件におけるもう一つの重要な要素である相対運動を行なう動・静複数翼列が翼列フラッタにおよぼす干渉効果について実験的研究を行なった。本実験は次の3種類にわけられる。すなわち、前報で報告したように改造した多段回転翼列試験機の一段静翼列を特別に試作した試験振動翼列にとり換え、この試験静翼列を一段動翼列の下流側に置き、試験静翼列と上流側剛性動翼列との干渉効果を調べるもの(実験Ⅰ)、試験静翼列を下流側に寄せ二段目剛性動翼列に近づけて試験静翼列と下流側剛性動翼列との干渉効果を調べるもの(実験Ⅱ)、および試験静翼列は実験Ⅱと同様一段および二段動翼列の間に位置するが、両動翼列間の軸方向間隔を数種類変え、試験静翼列の上流側および下流側両剛性翼列の影響を同時に受ける場合の干渉効果を調べるもの(実験Ⅲ)である。

本研究はこれらの実験により得られたデータをこれまで発表されている理論解析の結果[14][15]と比較検討したものである。

2. 実験装置および方法

本実験では、前報[1]で示された三次元環状翼列としての単独翼列フラッタの実験に続き、動・静翼列の相対運動を含めて、翼列干渉による翼列フラッタへの影響を明らかにするために、前回に使用した多段回転翼列試験機の使用回転範囲内で非失速、純曲げ一自由度翼列フラッタを生じ得るように試作された翼からなる試験静翼列(図1中②)を一段静翼列として使用し、それを一段または二段剛性動翼列(図1中①または③)の後方または前方に移動可能として、これらの翼列間距離を種々変えられるように多段回翼列試験機に改造を加えた。実験装置の詳細については前報[1]を参照されたい。

曲げ一自由度翼列フラッタを発生する試験静翼列を構成する純曲げ一自由度振動可能翼の詳細については、前報[1]において記載されているのでここでは省略する。ところで、この試験翼の曲げの固有振動数が約24 Hzであるのに対し、ねじり固有振動数は約200 Hzと高く、ねじり一自由度並びに曲げねじりの連成フラッタの発生範囲[10]~[13]とは十分離れていて、純曲げ一自由度フラッタの発生が可能であり、また試験静翼列に組込まれた振動可能翼の固有振動数、構造対数減衰率のばらつきも比較的小さく(前報[1]参照)、これらによる影響[8]は無視できるものと考えられる。

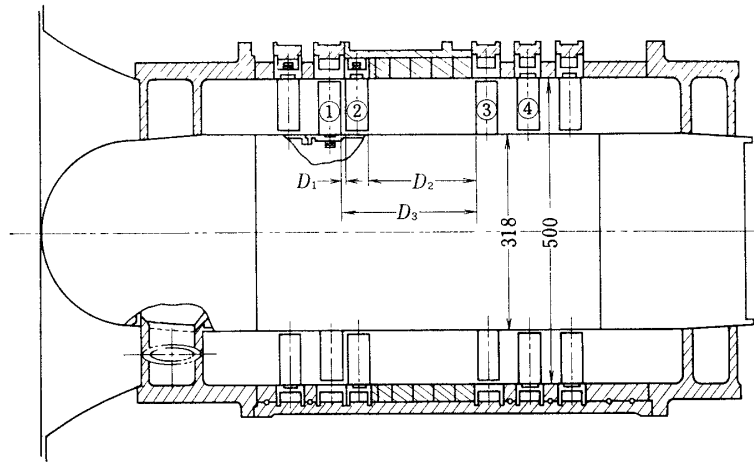
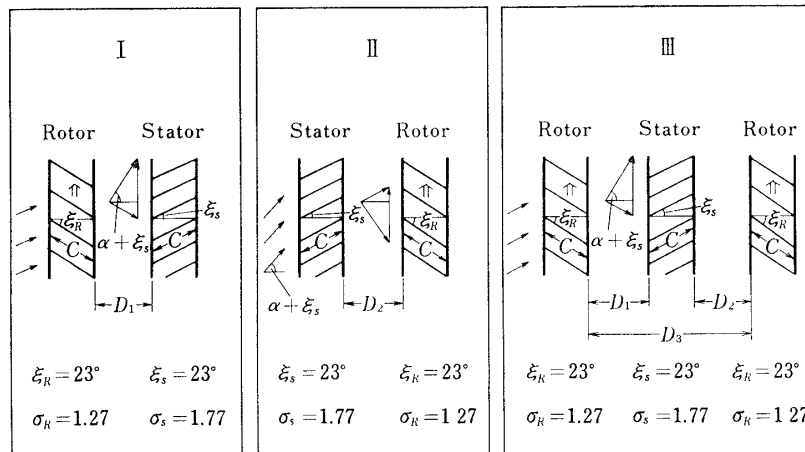


図 1 多段回転翼列試験機の断面図

図 2 実験 I, II, III の翼列配置 (ドラム側より
20% 翼長の整理断面での値)

改造を加えた多段回転翼列試験機本体の詳細、並びに実験 I, II, III の注目する翼列の配置をそれぞれ図 1, 2 に、試験機の仕様概略を表 1 に示す。本多段回転翼列試験機は本来 3 段の軸流圧縮機であり、翼列としては出・入口案内羽根を含めて計 8 列であるが、実験 I においては翼列フラッタ発生におよぼす上流側翼列の干渉効果を調べる目的で、試験静翼列 (図 1 中②) とその上流側におかれた一段剛性動翼列、他に入口・出口案内羽根からなる一段の軸流圧縮機として使用し、試験静翼列②と動翼列①との軸間距離 D_1 を種々変えられるようにして (一段動翼列後方 6 翼弦長まで試験静翼列は移動可能である。), 各位置でのフラッタ発生条件 (迎え角・流速等) を求めた。また、試験静翼列の移動可能範囲内の間隔環並びに外側ケーシングはすべてプラスチック製とし、実験中、試験静翼列の振動状況を外部より常に観察できるようにした。

実験 II としては、翼列フラッタにおよぼす下流側翼列の干渉効果を明らかにするために、

表 1 圧縮機の仕様概略

外径 500φ (mm) 内径 318φ (") 翼長 89.1 (") 翼弦長 40 (") 最高回転数 3,000 rpm 平均軸流速度 50 m/s			枚 数	弦節比	食違い角
			平均半径における値		
	入口案内羽根		36	1.12	-15.6°
	動 翼		36	1.12	28.28°
	静翼	振動可能翼	50	1.55	28.28°
		剛性翼	36	1.12	28.28°
	出口案内羽根		36	1.12	8.35°
	翼列形式		50% 一定反動度		
	翼 型		NACA 65-(12)10		
	振動可能試験静翼の質量比 520				

実験Ⅰに用いた翼列配備にもう一段の動・静翼列(図1中③,④)を本来の翼列配備においては三段目に相当する位置,すなわち一段動翼列の位置より6翼弦長下流側に配備し,計二段の軸流圧縮機として組立て,実験Ⅰで用いた一段静翼としての試験静翼列(図1中②)を6翼弦長離れた2列の動翼列の間の下流側の動翼列に近い範囲内で任意の軸方向位置に設定し,二段の軸流圧縮機として使用して,試験静翼列と下流側剛性動翼列(2段動翼列)との軸間距離 D_2 を変えて実験Ⅰと同様な実験を行なった。

実験Ⅲにおいては,試験静翼列がその上流並びに下流両翼列の干渉を同時に受ける場合のフラッタ発生におよぼす両翼列の干渉効果を調べるために,試験静翼列②の上流並びに下流側にそれぞれ置かれた剛性動翼列①,③(一段および二段動翼列)の軸間距離 D_3 の異なる種々のドラムを用い,試験静翼列をそのつど,その間で軸方向に移動させてフラッタ発生条件を求めた。

ところで,理論解析[14]~[15]の結果によれば,2列の翼列が2翼弦長程度離れておれば翼列干渉の影響がほとんどなくなることが明らかにされており,実験Ⅰ,Ⅱ,Ⅲを通して干渉効果を調べようとする翼列以外の翼列(たとえば,出口・入口案内羽根)はすべて問題としている翼列と2翼弦長以上離れているために,本実験装置においては実験目的以外の翼列よりの余計な影響は無視できるものと考えられる。

上述の実験装置を用い,実験Ⅰ,Ⅱ,Ⅲのおおのにおいて種々の翼列間距離のもとで実験を行ないフラッタ発生条件を求めるわけであるが,各位置での実験方法並びに圧縮機内の流れ,翼振動の測定は単独翼列フラッタの実験と同じであるので,これらに関しては前報[1]の3章を参照されたい。

実験Ⅰにおいては前述のごとく翼列フラッタ発生におよぼす上流側翼列の干渉効果を調べるために,試験静翼列を剛性動翼列の下流 1/4, 3/8, 1/2, 3/4, 1, 3/2 翼弦長(翼列間距離

D_1) と移動して、そのつど回転数を 0~3000 rpm まで変え、同時に絞り (迎え角) を 6 点 変える一連の実験を行なった. 実験 II は翼列フラッタ発生におよぼす下流側翼列の干渉効果を明らかにするために、試験静翼列を 2 段目動翼列の上流 1/4, 3/8, 1/2, 3/4, 1, 3/2 翼弦長 (翼列間距離 D_2) と移動して実験 I と同様な方法で、実験 III においては、翼列フラッタ発生におよぼす上流、下流両翼列の干渉効果 (同時に両翼列が影響を与える場合) を明らかにするために、1 段、2 段の動翼列の軸間距離 D_3 を 1.40, 1.925, 4.95 翼弦長と変え、そのつど、その間隔内において試験静翼列を実験 I, II の場合のように軸方向に前後に移動して、実験 I, II と同様な一連の実験を行なった.

3. 実験結果および考察

3.1 圧縮機特性並びに作動点についての検討

実験 I, II, III において振動試験用の試験静翼列を組込んだ場合の圧縮機特性を図 3~6 に示す. 横軸は作動空気流量、縦軸は圧縮機全圧上昇であり、点線は旋回失速の発生点を表わしている. 試験静翼列にフラッタが発生しても振幅が小さいため全圧上昇、流量への影響は特に見られなかったし、また、軸間距離を変えた場合においても特に圧縮機特性における変化は認められなかった.

実験は圧縮機特性に見られるように、旋回失速の発生寸前の絞り (迎え角) まで行なって

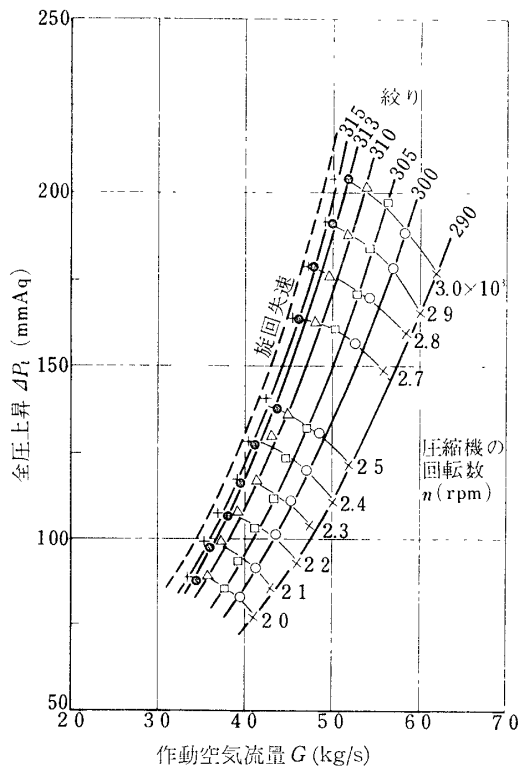


図 3 圧縮機特性 (実験 I 1 段)

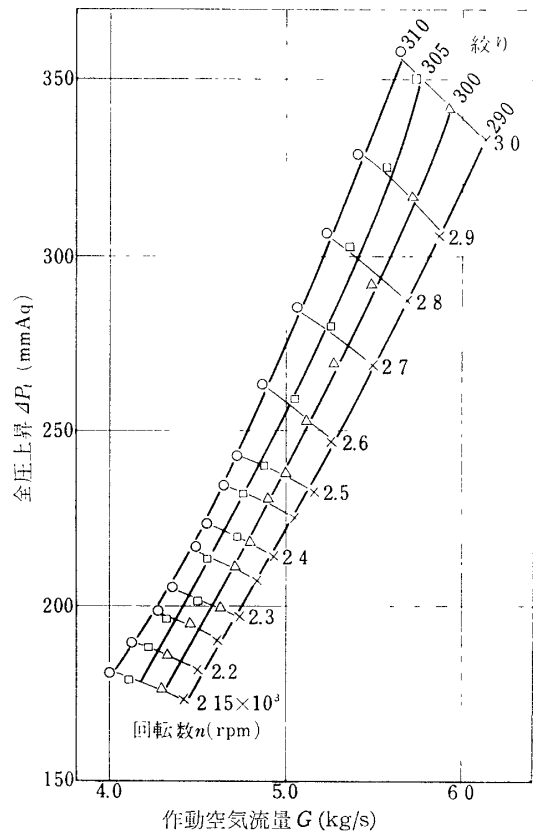


図 4 圧縮機特性曲線 (実験 II 2 段)

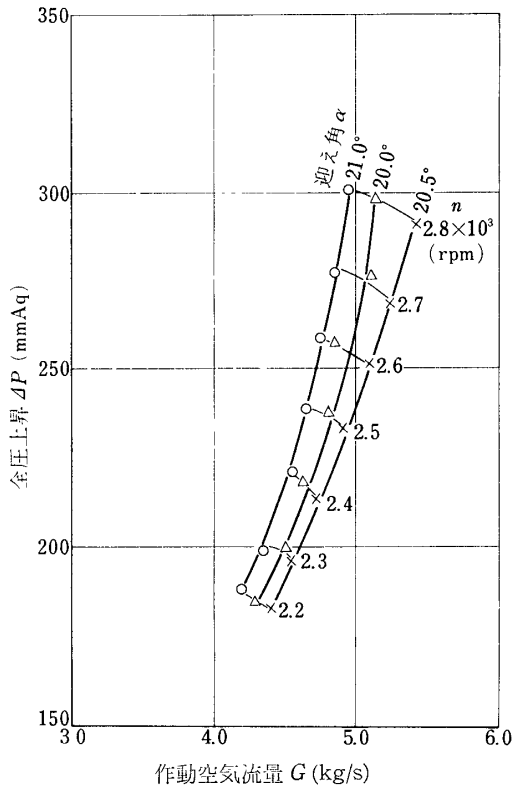


図 5 圧縮機特性曲線 (実験Ⅲ .
2 段: $D_3=4.95$)

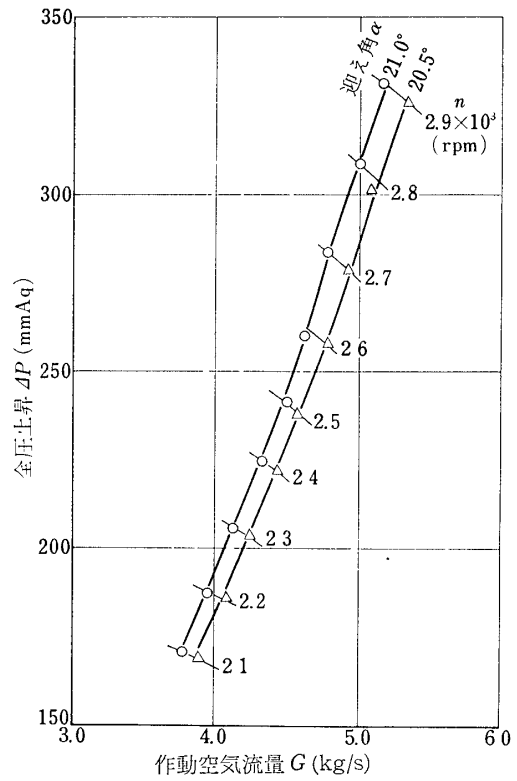


図 6 圧縮機特性曲線 (実験Ⅳ . $D_3=1.925$)

いるが、前述したように実験の必要上試験静翼列の弦節比が他の翼列よりずっと大きいので他の翼列が試験静翼列より先に失速することが予想され、上記の旋回失速は他の翼列が原因で起ったものと考えられるし、また、試験静翼列の翼列条件と比較的近い同一翼型に関する NACA の二次元翼列データ [9] を参照してみると (前報 [1] 参照)、本実験の迎え角範囲 $15^\circ \sim 22^\circ$ は十分非失速側に属している。これに加えて、本実験を通してフラッタは旋回失速発生点より小さな迎え角 (小さな絞りの値) で発生していることを考慮すれば、試験静翼列において発生した翼列フラッタは本実験の目的通り非失速フラッタであることが明らかである。

本実験は試験用軸流圧縮機での翼列フラッタの実験であり、半径方向に弦節比、食違い角、迎え角、流入速度が異なるため、どの翼断面での条件を用いて実験結果を整理するか問題であるが、前報 [1] での実験結果の検討より、純曲げフラッタの発生に最も影響をおよぼすのは翼先端付近の翼素部と判断し、比較的壁の境界層の影響の少ない翼先端より 18 mm (20% 翼長) の部分の翼列条件を用いた。

3.2 フラッタの発生状況

フラッタ発生状況については前報 [1] において詳述されているので、それを参照されたい。実験 I, II, III の各翼列間距離においてもフラッタの発生状況は同じであり、それらの一連の実験結果より、翼に加わる変動空気力が急激に増加し、大きな振幅の振動状態が長く

続くようになり、しかも各翼の振動数が一致して隣接翼間振動位相差が似かよった値を示してくる状態をフラッタと判定した。実際には、ビジグラフでの記録、オシロスコープおよび肉眼での振動状況の観察等を同時に考慮してフラッタ発生点を求めた。

これらの記録を横軸に迎え角（または回転数）、縦軸に振動数、変動荷重（記号参照）をとって整理した実験 I, II, III の一例を図 7~19 に示す。このうち、図 7 を例にとって説明すれば、迎え角が増加するにつれて振動数（測定翼 5 枚）がそろい始め、これらが一致する迎え角の近傍において変動荷重が急激に増加することを示している。この図より、この条件（翼列間距離、回転数等）でのフラッタ発生点は迎え角 α が約 21.0° 位であると思われる。

また、図上の 5 枚の測定翼の固有振動数は平均して 23.8 Hz であるが、図に示すようにフラッタ時においては静止空気中で実測された固有振動数よりわずかに低い 23.6 Hz の振動数で一致している。これは、翼の変位と同位相成分の非定常空気力の作用でバネ剛性が見かけ上弱くなり、固有振動数よりわずかに低い振動数で振れていると考えられる。このようにフラッタ時の翼の振動数は静止空気中で測定された振動数とは一致しないが、その差は小さく、以下に記す無次元振動数は $K_{cr} = C\omega/V = C\omega_0/V$ となるので、フラッタ発生時の限界風速（厳密には無次元風速）の逆数を示していると考えてよい。フラッタ時の振動波形を図 20, 21 に示す。波形は周方向に連続して配列された 5 枚の翼のもので約 60° 前後の背面側進

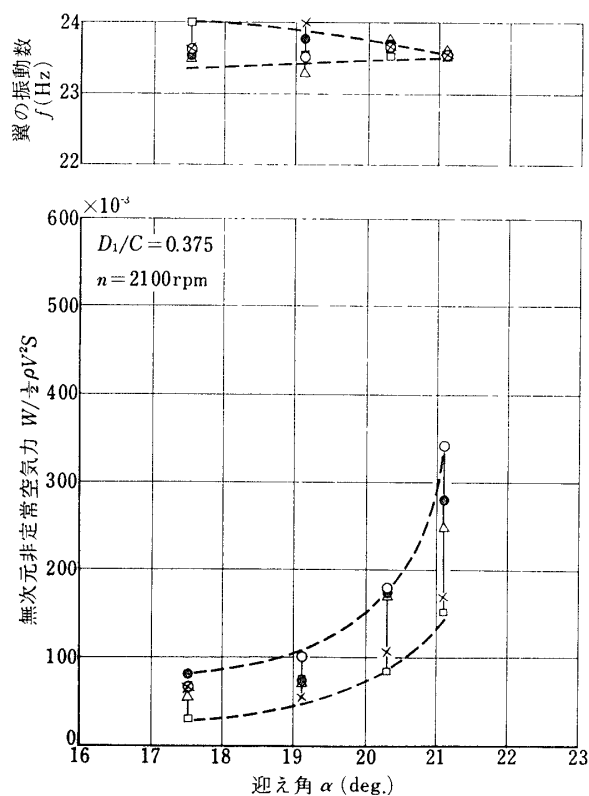


図 7 動荷重と振動数

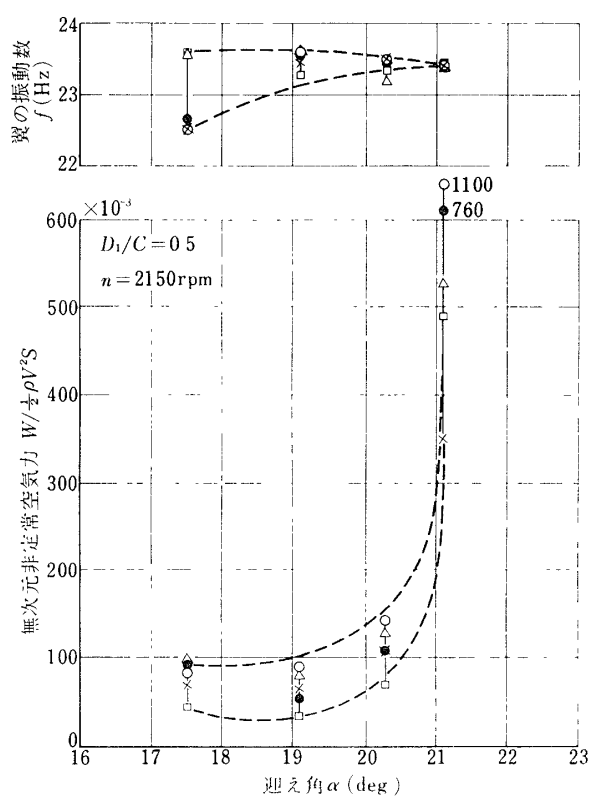


図 8 動荷重と振動数 (実験 I)

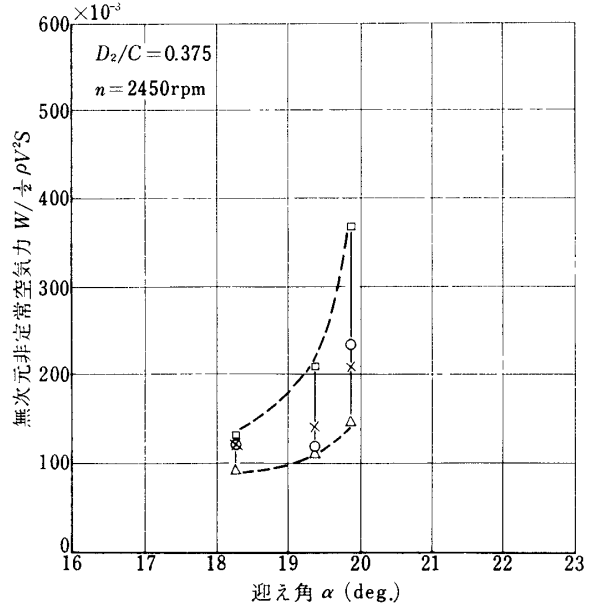
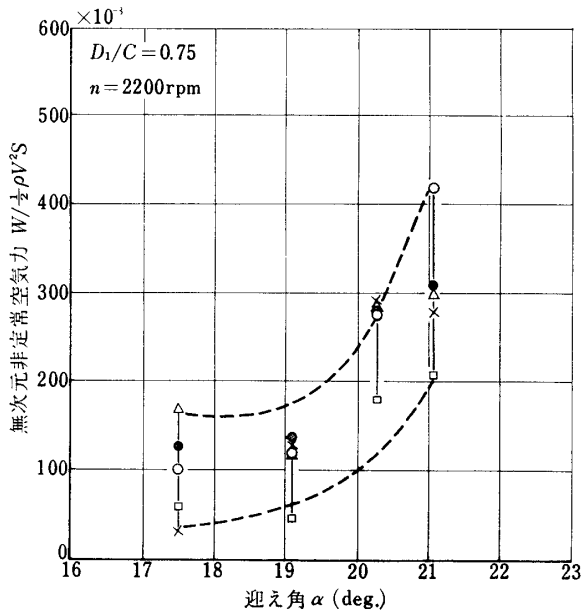
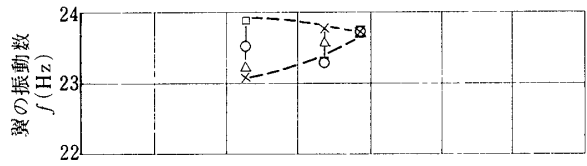
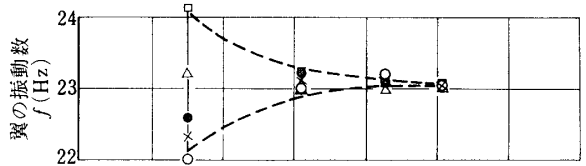


図9 動荷重と振動数 (実験 I)

図10 動荷重と振動数 (実験 II)

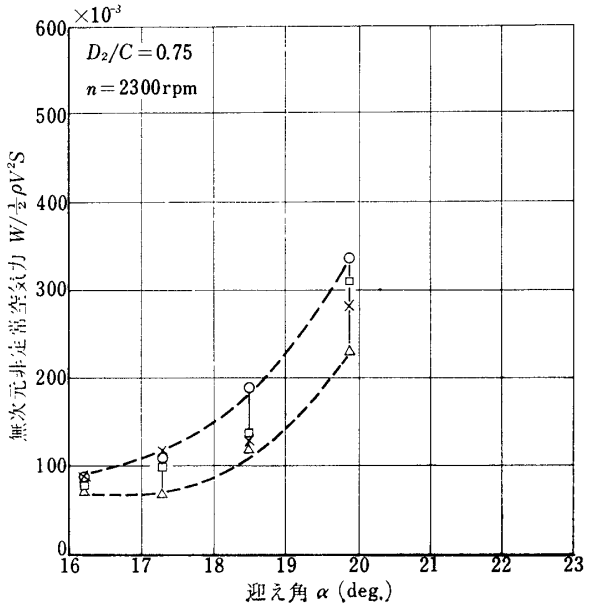
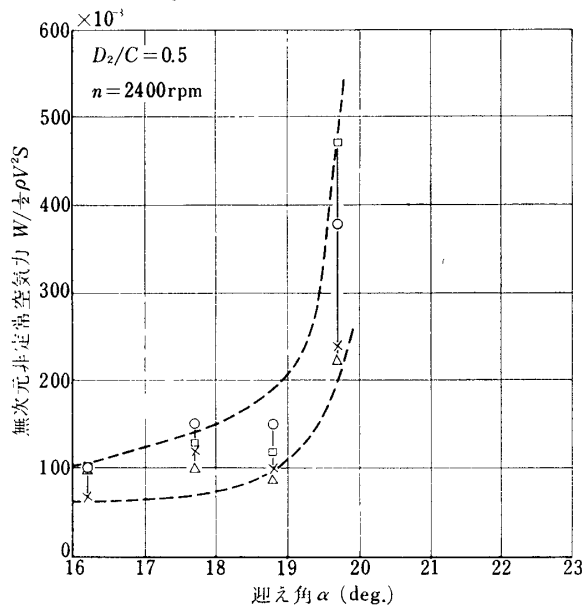
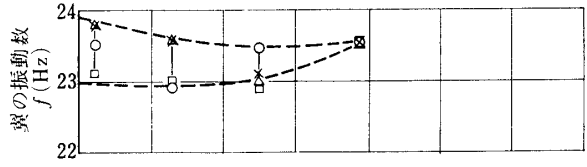
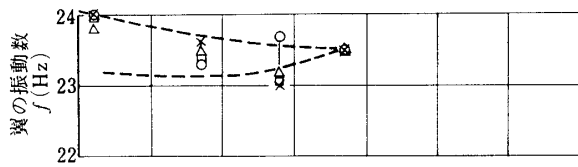


図11 動荷重と振動数 (実験 I)

図12 動荷重と振動数 (実験 II)

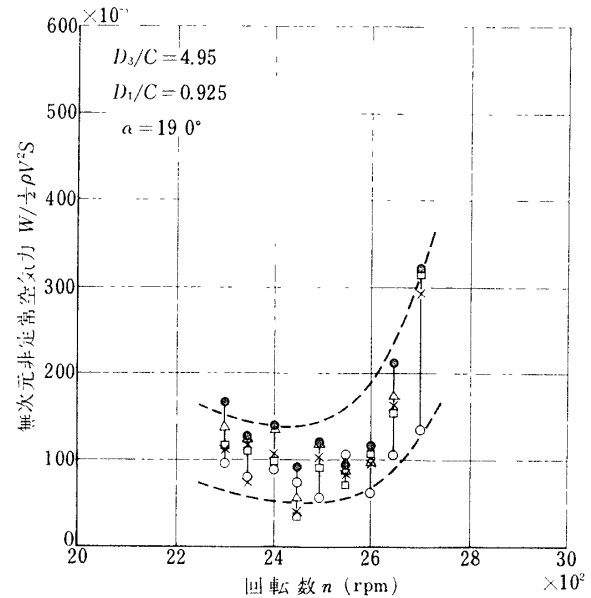
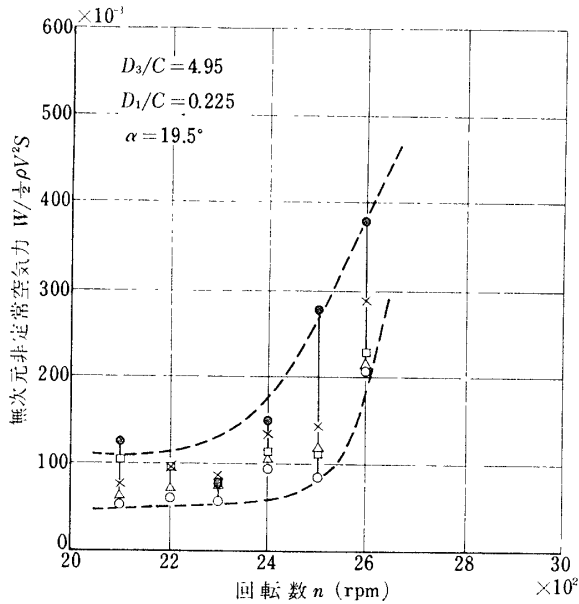
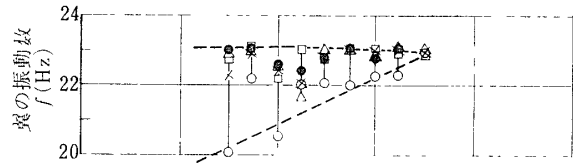
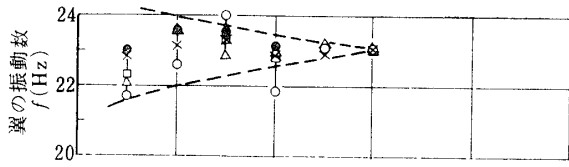


図 13 動荷重と振動数実 (験Ⅲ)

図 14 動荷重と振動数 (実験Ⅲ)

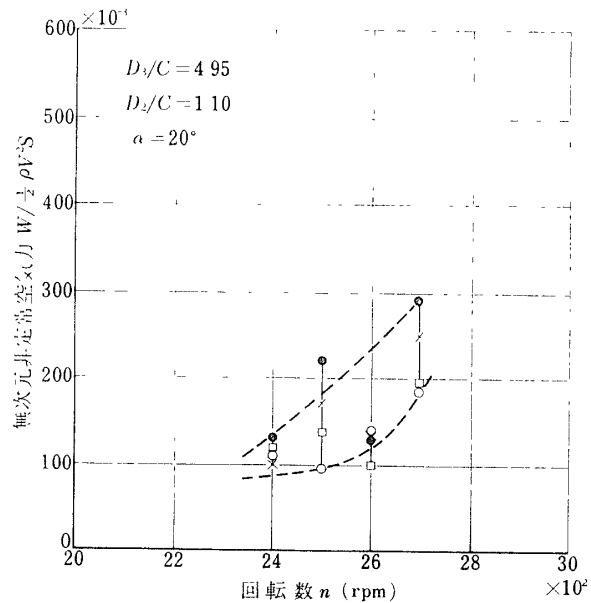
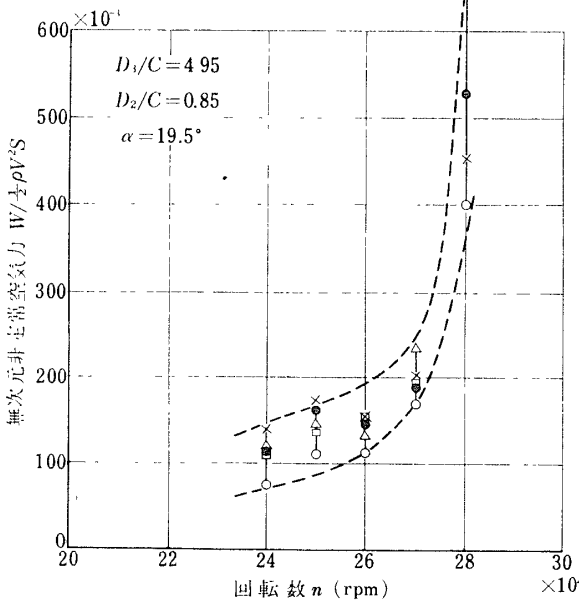
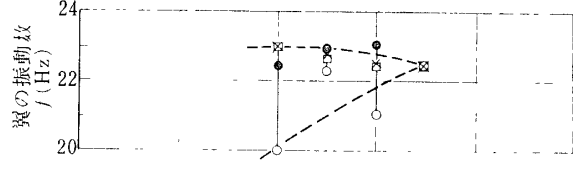
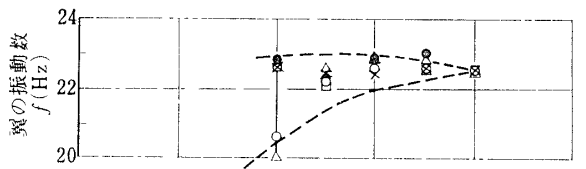


図 15 動荷重と振動数 (実験Ⅲ)

図 16 動荷重と振動数 (実験Ⅲ)

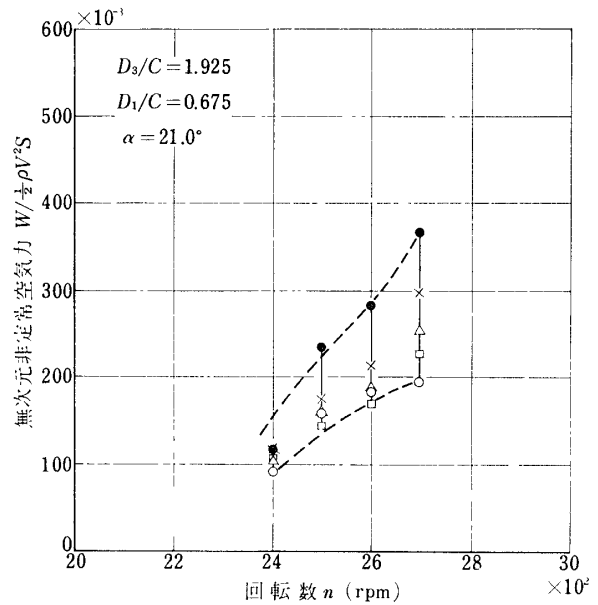
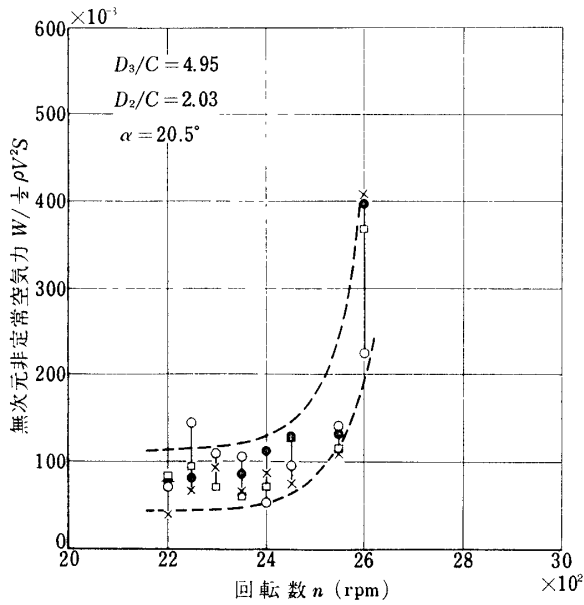
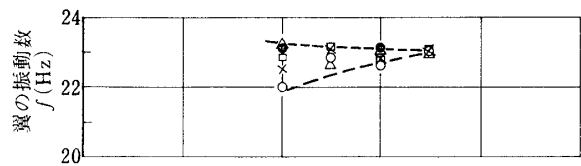
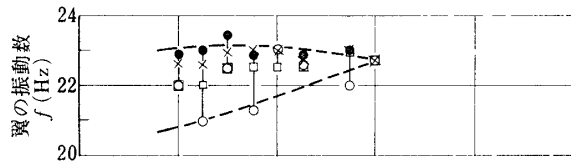


図 17 動荷重と振動数 (実験Ⅲ)

図 18 動荷重と振動数 (実験Ⅲ)

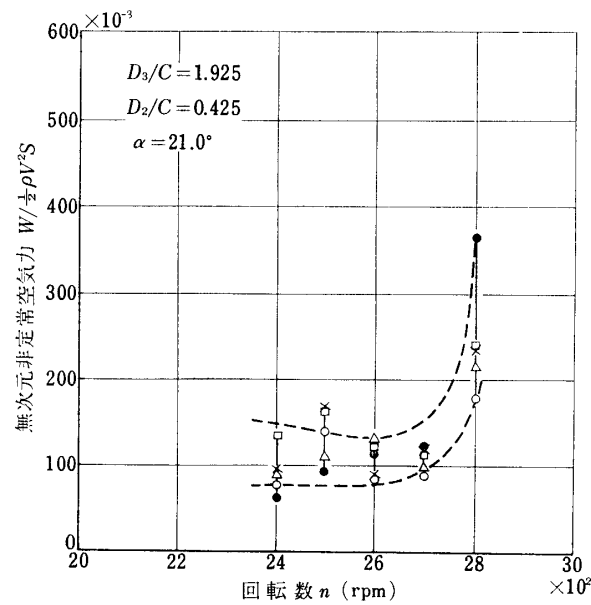
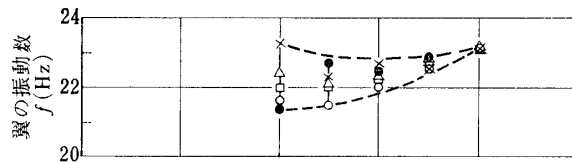


図 19 動荷重と振動数 (実験Ⅲ)

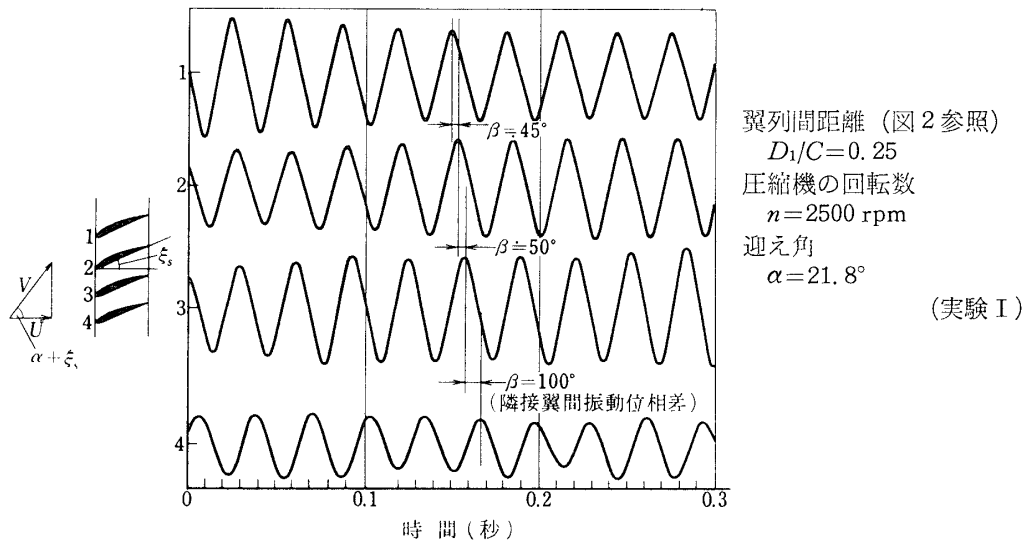


図 20 フラッタ発生時の隣接翼の振動波形

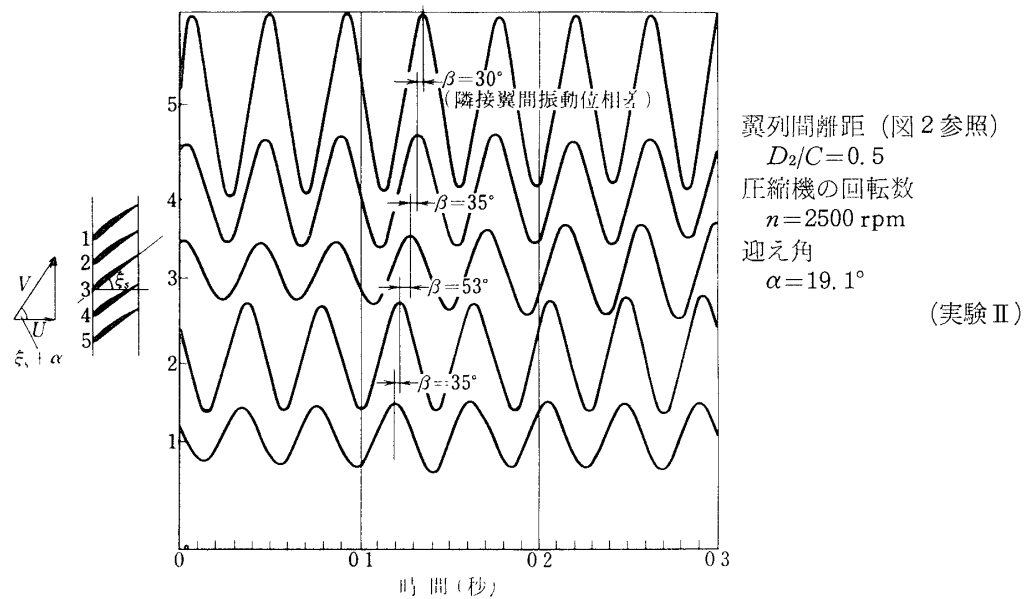


図 21 フラッタ発生時の隣接翼の振動波形

みの隣接翼間振動位相差を示している。

実験 I における翼列フラッタ発生への迎え角による影響は、前報 [1] に記載されているので、それを参照されたい。実験 II の迎え角に対する無次元振動数 K_{cr} の変化 (図 22) も、実験 I と同様に、各種翼列間隔 D_2/C に対して同じ傾向で迎え角の増加とともに増加、すなわち、フラッタ発生風速の低下を示している。

3.3 翼列フラッタに及ぼす翼列干渉効果

図 23 は、本実験の主目的の一つである実験 I の上流側翼列との干渉によるフラッタ発生

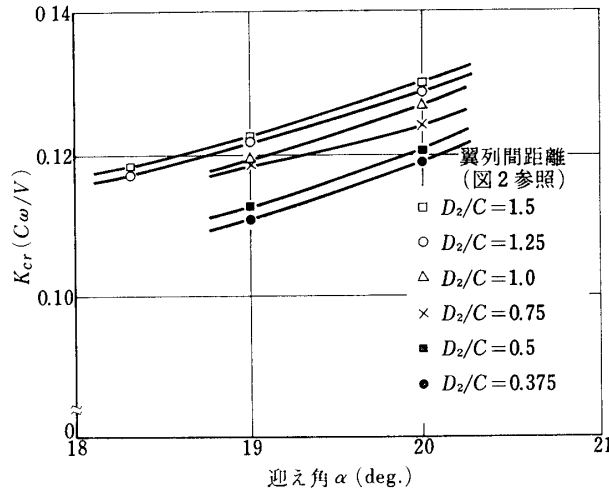


図 22 フラッタ限界に及ぼす迎え角の影響 (実験 II)

への影響を示したものであり、縦軸に K_{cr} 、横軸に翼列間隔 D_1/C を取ってある。図より翼列間隔がフラッタ発生に大きな影響を与えることは明らかであり、翼列間隔の大きな $D_1/C=1.0\sim 1.5$ の間では K_{cr} はほとんど平らで上流側翼列の干渉効果はほとんど見られないが、 $D_1/C=1.0$ から 0.5 に近づくにつれてわずかながら K_{cr} の値が大きくなっていき、 $D_1/C=0.5$ 以内に接近すると上流側翼列の強い影響を受けて、 K_{cr} の急増、すなわち、フラッタ発生風速の急激な低下を示し、この傾向は迎え角が異なっても同様である。これより、上流側翼列との干渉はフラッタ発生風速を低下させる働きがあることが明らかとなった。

図中に示してある ①、② は二次元、非粘性、非圧縮の仮定の下に行なわれた理論計算結果であり、① は谷田の準アクチュエータ・ディスクによる理論解析 [14] で、翼列は流れに転向を与えるディスクであると考えているため、むしろ、弦節比の大きい翼列での計算結果に対応している。一方、② は著者らの有限ピッチ翼列理論 [15] によるもので、振動する有限ピッチ翼列が相対運動を行なって翼列干渉を生ずる場合の機構を明らかにし、フラッタの翼列干渉効果を解明したものである。二つの理論結果とも傾向的には本実験と比較的似かよっており、 $D_1/C=0.5$ 以内においては有限ピッチ翼列理論結果に一層似かよった傾向を示している。

一方、実験 II の下流側翼列との干渉効果を示した図 24 は、翼列間隔 $D_2/C=1.0\sim 1.5$

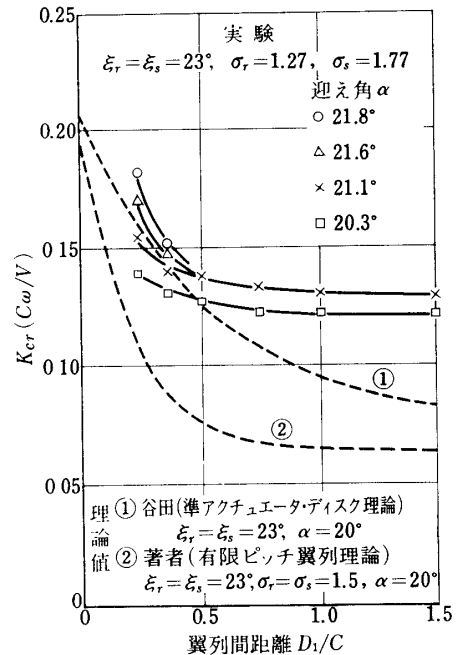


図 23 翼列フラッタに及ぼす翼列間隔の影響 (実験 I)

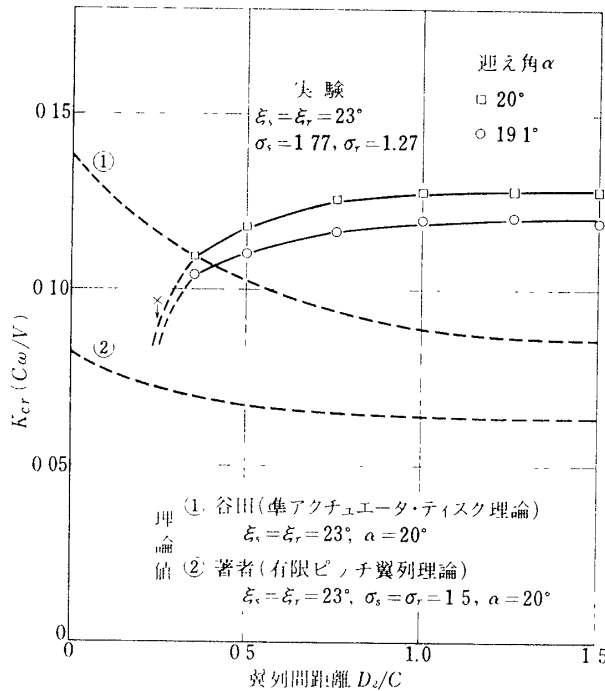


図 24 翼列フラッタに及ぼす翼列間距離の影響 (実験 II)

の間では K_{cr} はほとんど平らであるが、 $D_2/C=1.0$ 付近になると翼列干渉のフラッタ発生への影響が現われ始め、 $D_2/C=0.75$ 以下になるとその影響が顕著であることを示している。しかし、この場合は翼列の接近にともないフラッタ発生限界風速の上昇を示し、フラッタが下流側翼列との干渉の結果、発生しにくくなっていることを表わし、実験 I (上流側翼列との干渉効果) と全く逆の現象を示している。これに対し理論結果ではやはり両翼列が接近するにつれてわずかながらフラッタ発生限界風速 ($1/K_{cr}$) は低下する傾向を示している。この場合有限ピッチ理論とアクチュエータ・ディスク理論と比較すると有限ピッチ理論の方が翼列干渉効果はより小さく、アクチュエータ・ディスク理論の結果と比較すれば多少とも実験結果の方向に近すいてはいるが、何れにしても実験結果は理論結果とは翼列干渉効果として逆の傾向を示すことが明らかにされた。図 24 中の×印はこの風速以下ではフラッタが未だ発生しなかったことを示している。

実験 III の上流、下流側翼列が同時に翼列干渉を及ぼす 3 列の翼列干渉の場合の実験結果を図 25, 26 に示す。図 25 は $D_3/C=4.95$ だけ軸方向に離れた上流並びに下流側翼列 (1 段および 2 段動翼列) 間で試験静翼列を軸方向に移動させ、各位置関係でのフラッタ発生無次元振動数 K_{cr} を求めたものであり、迎え角を変化させても K_{cr} の翼列間隔に対する傾向は同様である。上流側翼列との翼列間隔 $D_1/C=1.0$ 以内になると翼列干渉効果で実験 I の場合と類似してフラッタが発生しやすくなることを示し、 $D_1/C=2.0\sim 3.0$ においてはほとんど平らであるが、 $D_2/C=1.0$ ($D_1/C=3.0$) と逆に下流側翼列に接近させた場合には実験 II と同様にフラッタが発生しにくくなることを表わしている。図中における×印も図 24 におけるものと同じ本実験で行ない得る最低無次元振動数の点を示し、この翼列位置において

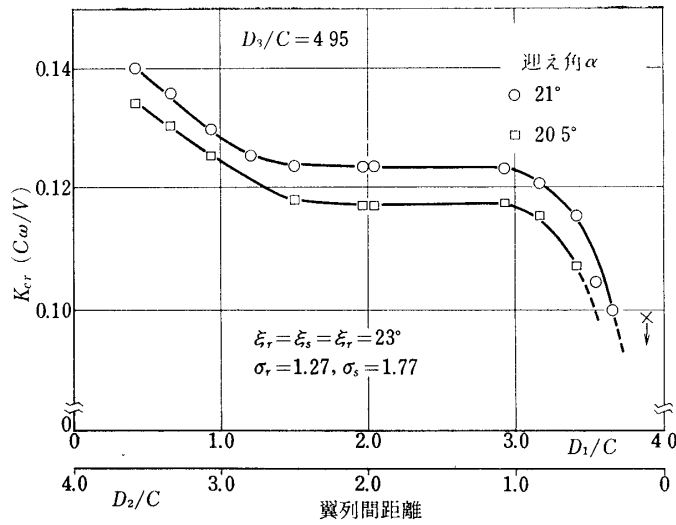


図 25 翼列フラッタに及ぼす翼列間距離の影響 (実験Ⅲ)

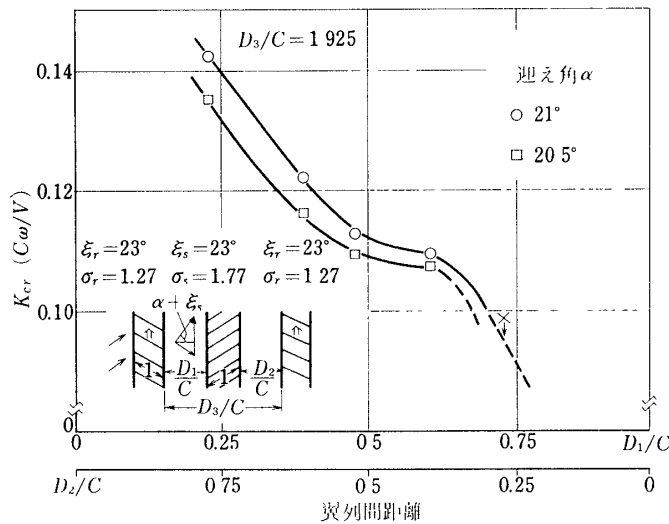


図 26 翼列フラッタに及ぼす翼列間距離の影響 (実験Ⅲ)

はこれ以上の無次元振動数でフラッタが発生しなかったことを示している。 $D_3/C=4.95$ の場合はこの軸方向間隔が比較的大きいため、たとえば、試験静翼列を上流側翼列に接近させた場合、下流側翼列との間隔が大きくなり下流側翼列の影響は受けにくくなる。したがって、実験Ⅰと似た実験条件となり、逆に下流側翼列に接近させると上流側翼列の影響は小さく、実験Ⅱと似た実験条件になることを示している。

これに対し $D_3/C=1.925, 1.40$ と小さくなると試験静翼列は常に上下両翼列の影響を受けるようになり、 $D_3/C=1.925$ の場合の実験結果を示す図 26 では、試験静翼列が上流側翼列に接近した場合の K_{cr} が実験Ⅰでのものよりやや小さな値を示し、この傾向は迎え角を異にしても同様である。 $D_3/C=1.40, D_1/C=D_2/C=0.25$ の実験では種々の迎え角においても、本実験で行い得る最低無次元振動数においてもフラッタが発生しなかった。

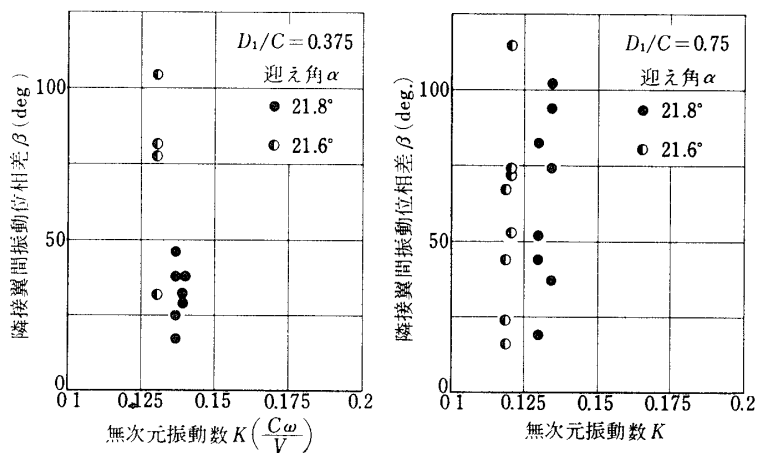


図 27 翼間振動位相差 (実験 I)

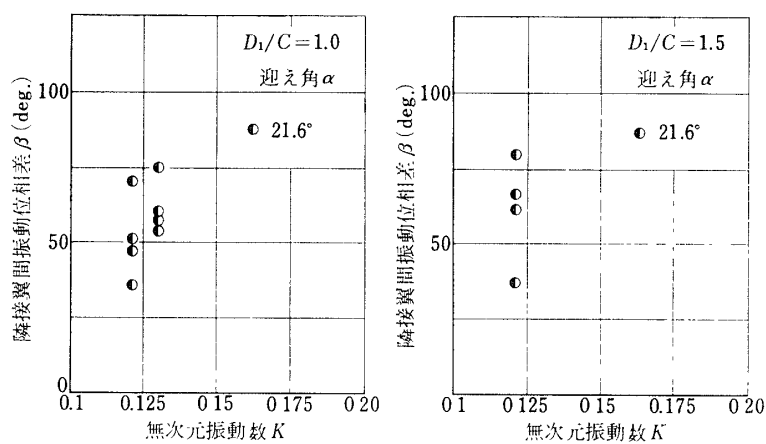


図 28 翼間振動位相差 (実験 I)

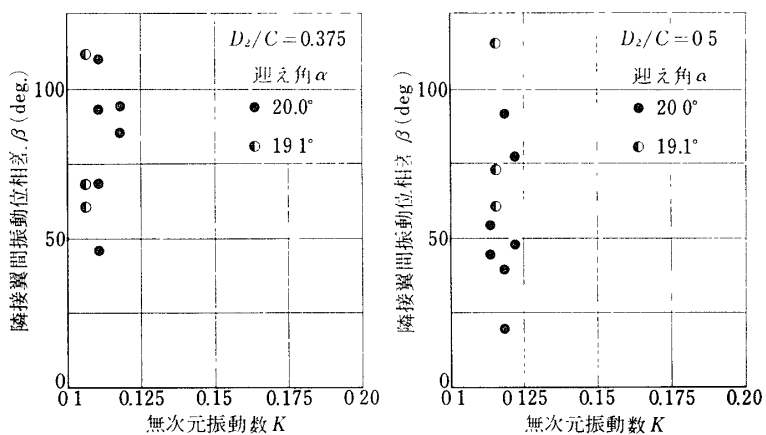


図 29 翼間振動位相差 (実験 II)

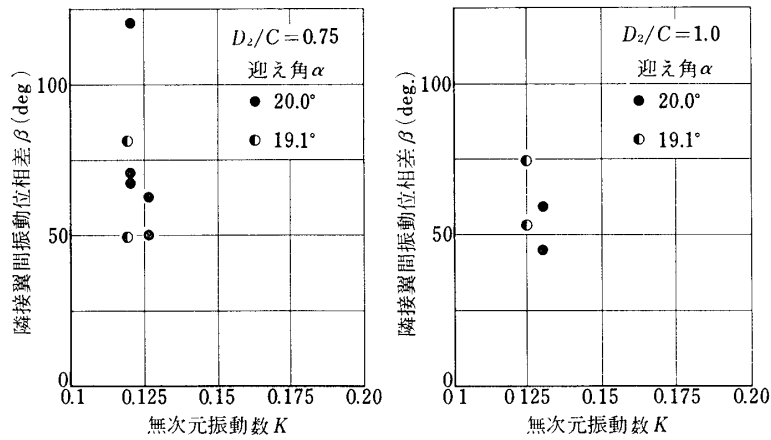


図 30 翼間振動位相差 (実験 II)

ところで、本実験 I, II, III を通してデータにはある程度のばらつきはあるが、フラッタ時における隣接翼間振動位相差は背側の隣接翼が約 60° 程度の位相進みであり、これは従来の二次元単独翼列の実験値並びに理論値と大体似かよっている。実験 I, II の各翼列間隔でのフラッタ時の隣接翼間位相差を図 27~30 に、実験 III の場合のものを表 2, 3 に示す。表中の翼番号 1, 2, 3, 4 は円周方向に連続して配置されている 4 枚の翼を表わしている。これらの図、表において見られるように隣接翼間振動位相差の実験 I, II, III 並びに各実験での各翼列間隔による明確な相違は認められなかった。

表 2 各翼列間距離における隣接翼間振動位相差
(翼番号 1, 2, 3, 4 は周方向に連続配置された翼の番号を示し、
翼 1 は翼 2 の背側に位置する) (実験 III)
迎え角 20.5°

翼列間距離		翼間振動位相差 (度)			K_{cr}
D_3/C	D_1/C	翼 番 号			
		1-2	2-3	3-4	
1.925	0.225	55.9°	76.6	33.5	0.135
	0.388	46.2	79.4	54.3	0.116
	0.475	47.6	32.3	0.0	0.109
	0.60	43.9	41.3	0.0	0.108
4.95	0.425	92.5	33.0	25.6	0.134
	0.675	47.9	33.4	24.2	0.130
	0.925	80.6	44.6	54.9	0.125
	1.525	69.2	45.3	55.2	0.115
	2.03	51.9	46.3	37.6	0.116
	2.90	38.5	38.5	30.1	0.116
	3.15	77.3	55.9	57.5	0.113
	3.40	78.5	54.0	70.4	0.105

表 3 各翼列間距離における隣接翼間振動位相差
(翼番号 1, 2, 3, 4 は周方向に連続配置された翼の番号を示す) (実験 III)

迎え角 21.0°

翼列間距離		翼間振動位相差 (度)			K_{cr}
D_3/C	D_1/C	翼 番 号			
		1-2	2-3	3-4	
1.925	0.225	22.6	33.8	31.8	0.142
	0.388	56.8	92.4	30.0	0.122
	0.475	50.7	49.2	0.	0.113
	0.60	40.1	67.7	86.0	0.109
4.95	0.425	67.0	16.7	16.7	0.140
	0.675	64.4	33.0	41.3	0.137
	0.925	72.0	43.8	57.9	0.130
	1.18	40.1	35.9	45.1	0.123
	1.53	71.5	62.1	64.6	0.121
	2.03	58.1	38.2	30.7	0.121
	2.53	100.	52.6	51.7	0.121
	2.90	50.8	41.3	25.8	0.121
	3.15	166.4	111.2	91.7	0.119
	3.40	29.2	35.1	17.5	0.116
	3.53	95.1	86.1	88.6	0.106
3.65	48.0	41.6	45.6	0.099	

実験 I, II, III における一連の実験結果を整理し, 上流および下流側翼列が同時に接近した場合, すなわち, $D_1/C = D_2/C$ の条件のもとに D_3/C を変化させた場合のフラッタ発生への翼列干渉効果を求めたのが図 31 であり, 両翼列の接近にともない K_{cr} の低下, すなわちフラッタ発生限界風速の上昇を示している. 一方, 準アクチュエータ・ディスク法による理論結果 [14] を見ると両翼列の接近にともない, 上流側翼列のみが接近した場合よりも一層強い翼列干渉効果よりフラッタが発生しやすくなることを示し, 本実験結果と逆の傾向を表わしている.

3.4 実験結果の考察

フラッタ発生に及ぼす上流側翼列の影響を示す翼列間隔 D_1 に対するフラッタ発生無次元振動数 K_{cr} の変化(図 23)は, 本実験結果と理論値とで比較的良好な一致を示し, 翼列接近にともない干渉効果が強くなりフラッタが一層発生しやすくなることを表わしているが, 詳細に見ると, 理論値の方が本実験結果より翼列が接近した場合の K_{cr} の傾き(フラッタ発生風速の低下の割合)並びに K_{cr} の値は幾分小さい. 一方, 下流側翼列との干渉の場合(実験 II), 本実験結果は実験 I の場合(上流側翼列の影響)とは全く逆に, 翼列接近にともない K_{cr} の低下, すなわちフラッタ発生風速の上昇を示し翼列干渉による影響は全く逆の作用を

なしていることを表わしている。この場合の理論値を見ると理論値はわずかながら翼列の接近にともなって K_{cr} の増加、すなわちフラッタ発生風速の低下を示し、本実験結果と逆の傾向を示している。

ところで、理論解析と本実験との相違としては、1に理論は二次元翼列での解析であるが、本実験では半径方向に食違い角、弦節比、流入速度、迎え角が異なっているために多少とも三次元性を含んでいること、2に理論解析においては翼の振動にともなって流出する自由渦は主流の速度で流れていると仮定しているけれども、実際は翼後流の影響のため渦の流れる速度は幾分遅くなると考えられ、これより後流中の自由渦の大きさ、翼振動との位相関係が変化し、翼に作用する非定常空気力の大きさ、位相（翼振動に対する位相）が変化すると思われること、3に翼の振動とともに翼後縁付近の粘性後流が振動し、翼に翼振動と同じ周波数成分の非定常空気力を及ぼすことなどが考えられる。

上記の理論値並びに理論モデルの本実験との相違を含めて本実験結果を考察すれば、実験Ⅰの振動可能試験静翼列が剛性動翼列の下流側に置かれた場合、上記考察中特に2,3による影響は理論により求められたポテンシャル干渉による影響に比し比較的小さく、そのため傾向的には両者の結果は比較的良好一致を示したものである。この場合の実験値と理論値の量的な多少の相違の原因としては、上記1,2,3による影響がポテンシャル干渉によるフラッタを発生しやすくする効果を幾分強める方向に作用しているためと思われる。一方、実験Ⅱの振動可能静翼列が剛性動翼列の上流側に置かれた場合においては、上記1,2,3による影響は、実験Ⅰの場合とは逆に翼列接近にともないフラッタを発生しにくくする、すなわちフラッタ発生風速を高める作用をなし、その作用がポテンシャル干渉のわずかながらフラッタ発生風速を低下させフラッタを幾分発生しやすくさせる作用より強いため（図24の理論結果参照）、上記のような実験結果を示したものと考えられる。

4. 結 論

実機の条件における翼列フラッタに関する一連の実験を行ない、今回は軸流圧縮機の非失速翼列フラッタに大きな影響を与える相対運動を行なう動・静翼列の干渉効果に関するデータを得るために、特別に試作した純曲げ振動可能な翼を実際の試験用軸流圧縮機の静翼列翼として用い、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への翼列干渉効果を明らかにし、以下の結論が得られた。

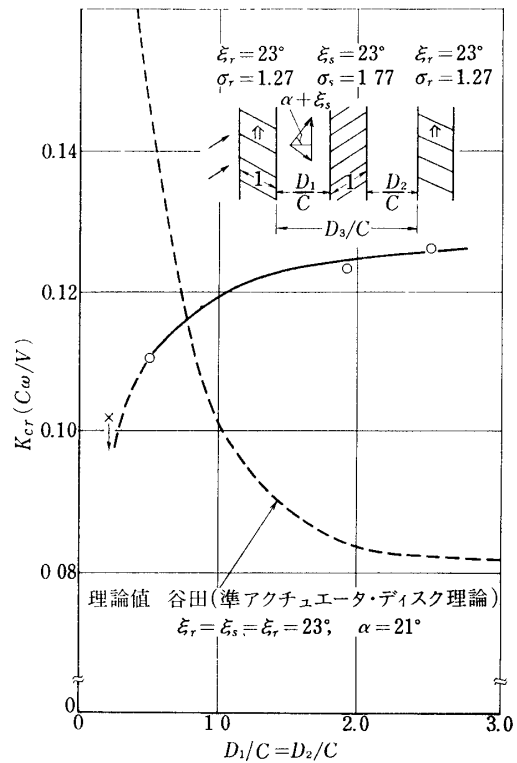


図 31 翼列フラッタに及ぼす翼列間距離の影響（実験Ⅲ）

i) 上流側翼列より翼列干渉を受ける場合 (実験 I)

翼列間隔が 1.5 翼弦長以上離れるとほとんど干渉効果が見られないが、それより翼列が接近するにつれて翼列間隔に逆比例するごとく、急激にフラッタ発生流速が低下する。

ii) 下流側翼列より翼列干渉を受ける場合 (実験 II)

翼列の接近にともないフラッタ発生流速が高くなり、実験 I の場合と全く逆に翼列干渉によってフラッタが発生しにくくなることが明らかとなり、二次元、非圧縮、非粘性の仮定の下に解析された理論結果とは逆の傾向を示すことが明らかとなった。

iii) 上流、下流両翼列が同時に翼列干渉を翼列フラッタ発生に及ぼす場合 (実験 III)

両翼列の接近につれてフラッタ発生流速が高くなり、実験 I, II を合せて考慮すれば、下流側翼列のフラッタ発生を抑制する干渉効果の方が、上流側翼列のフラッタ発生を促進する干渉効果よりも一層強いことが明確となった。

ところで、本実験結果と理論結果との相違の原因としては、理論解析において本実験と異なり二次元翼列ではなくて三次元翼列であること、粘性の作用により自由渦の流れる速度が影響を受けること、並びに翼振動にともなう粘性後流の振動等の翼列フラッタへの影響が含まれていないためなどが考えられ、今後これらの点について研究を進めることが必要であると思われる。

1973 年 5 月 8 日 原動機部

参 考 文 献

- [1] 田中他, 東大宇航研報告, 7 卷 2 号 (1971-6), 512.
- [2] Shioiri, J., Trans. JSAE, 1-1 (1958), 26.
- [3] Shioiri, J., Trans. JSAE, 1-2 (1958), 36.
- [4] Whitehead, D. S., R & M, 3254 (1960).
- [5] Whitehead, D. S., R & M, 3386 (1962).
- [6] Whitehead, D. S., R & M, 3429 (1963).
- [7] 谷田・岡崎, 機論, 29-198 (昭 38-2), 312.
- [8] 田中・花村・服部, 第 12 回航空原動機に関する講演会 (昭 47-12), 33.
- [9] Emery, J. C., et al. NACA Report 1368 (1958).
- [10] Lane, F & Wang, C. T., WADC Tech. Rep. 54-449 (1954).
- [11] Hanamura, Y. & Tanaka, H., Bull. JAME, 10-40 (1967), 647.
- [12] Hanamura, Y. & Tanaka, H., Bull. JAME, 10-42 (1967), 939.
- [13] Hanamura, Y., Inst. of Space & Aero. Sci., Univ. of Tekyo, (1971) 459.
- [14] Tanida, Y., Trans. JSAE, 9-15 (1966), 100.
- [15] 田中・花村・小林, Gas Turbine Conference JSME-12 (1971).
- [16] 梶・岡崎, 機論, 38-309 (昭 47-5), 1023.