翼端間げきを有する振動翼列の非定常空力特性*
(第1報, 実験)渡辺紀徳^{*1}, 梶昭次郎^{*2}Unsteady Aerodynamic Characteristics of Oscillating Cascades
With Tip Clearance
(1st Report, Experiment)

Toshinori WATANABE and Shojiro KAJI

An experimental study was conducted for revealing unsteady aerodynamic characteristics of oscillating linear cascades with tip clearance. To obtain aerodynamic forces acting on blades, the surface pressure was measured in both the chordwise and spanwise directions. To evaluate the unsteady aerodynamic forces due to oscillations of arbitrary inter-blade phase angle, the method of influence coefficients was adopted. Tip clearances were changed from 0.056 % to 2.8 % of the blade span. The aerodynamic blade loading was also changed. Results show that the tip clearance has a strong influence on the distribution of unsteady aerodynamic forces along the blade span. When tip clearance exists, aerodynamic damping forces decrease considerably over a large portion of the blade span. On the contrary, when the steady aerodynamic loading acts on blades, the influence of tip clearance is suppressed. The tip vortex increases the absolute value of the unsteady aerodynamic force in the region near the blade tip.

Key Words: Unsteady Flow, Blade Oscillation, Unsteady Aerodynamic Force, Cascade Flutter, Tip Clearance, Tip Vortex

1. 緒 言

流体機械の非定常空力特性に関する研究は、近年その対象をより複雑な現象にまで広げ、詳細な理解を得ようとする方向に向かっている。これには流体機械の性能向上に伴い、翼列フラッタなどの不安定現象が生ずる危険性が増していることとともに、高度な制御技術によってさらなる性能向上、あるいは不安定現象の回避を実現しようという動きが関与している。最近の電子技術やセンサの発達によって、他の機械と同様、流体機械においても作動状態を詳しく把握し、制御変数を増やしてできるだけ最適に近い制御を行うことが実行されてきている。この際に空力特性を細部にわたって総合的に把握することは、制御技術の基礎として不可欠の要素である。翼列の非定常特性についても、このような状況から、より細部にわたる詳細な描像を得ることが要望されている。

翼列フラッタに関連する振動翼列の空力特性は、過去において二次元の問題として扱われ、不安定現象の発生条件が解明されてきた。しかし、実際のフラッタ

現象には、二次元的な立場では包括しえない事象が種々存在する。翼幅方向に翼の形状や弾性的性質が変化すること、壁面境界層の存在、翼端漏れ流れ、翼端渦など、翼幅方向の弾性的条件や流れの条件はフラッタ発生に関連する重要な要因であるが、これらは翼列を三次元的にとらえることによって、初めて考慮するものである。三次元の場合でも、とりわけ翼端近傍の流れは翼列の特性に対して重要な役割を担っている。この領域には壁面境界層が存在し、また翼端間げきがあるために漏れ流れや翼端渦が生じている。さらに片持ちの翼に対し、先端部の振動空気が大きな影響をもつことは当然である。このような条件を考慮して、振動翼列がどのような非定常特性をもつかを明らかにすることは重要である。しかし、この問題についてはこれまで理論的にも実験的にも全く研究されてこなかった。そこでこのような三次元的要因のうち特に翼端間げきに注目し、これが非定常空気に及ぼす影響を実験と理論の両面から解明し、流体機械内部流の総合的把握に一つの基礎的知見を与えることを目的として研究を行った。本報ではその研究のうち、実験で得られた結果を提示する。

翼端間げきを有する翼および翼列に関する実験的研究としては、翼が静止している定常的な場合について

* 昭和62年8月21日 第65期全国大会講演会において講演、原稿受付 昭和62年2月20日。

^{*1} 正員、東京農工大学 (〒184 東京都小金井市中町2-24-16)。

^{*2} 正員、東京大学工学部 (〒113 東京都文京区本郷7-3-1)。

のものが行われてきた^{(1)~(3)}。しかし、振動翼列の非定常特性に関して、翼端間げきを考慮した実験は行われていない。

実験は9枚の平板翼から成る直線翼列風洞で、中央の翼1枚を振動させて行い、非定常空気力は振動翼および両隣接翼について計測し、影響係数法⁽⁴⁾で合成する方法により求めた。翼面上の非定常空気力分布は、翼上下面の圧力を、翼弦方向のみならず翼幅方向にも測定して求めた。翼の振動モードは最も基本的な場合を扱うため、翼根から翼端まで同じ振幅で振動する一様振幅モードを用いた。翼端間げきを翼幅の0.056%から2.8%まで変化させ、翼に定常負荷が働かない場合と働く場合の双方について測定した。

2. 実験装置および測定方法

実験には吹口幅180 mmの低速吹出し風洞を使用した。概形を図1に示す。主流流速は、翼列上流に挿入した全圧管の全圧値と、上流の壁面静圧値から求めた。風洞内の乱れ分布を測定したところ、主流内部の乱れの大きさは主流の速さの0.6~1.5%、壁面境界層の厚さは翼端側で約20 mm、翼根側で約30 mmであった。

翼の加振は偏心円板を用いたピストンクランク機構により行った。加振装置の概形を図2に示す。与えた振動モードは一様振幅モードであるが、片持ち翼の付け根で加振するため翼自体が振動によって変形し、実際には一様振幅にならない。実測では翼端の振幅のほうが翼根より15%ほど大きくなっている。与えた振幅は4.5 mmである。ダクト壁境界層を排除する必要がある場合には図2のような境界板を設置した。

供試翼は翼弦長60 mm、厚さ6 mmの平板で、前縁・後縁ともに半円形にした。翼幅は翼端間げきを含めて180 mmである。図3に測定翼を示す。外径2 mmのアルミニウムパイプを翼幅と平行に24本埋め込みこれに翼表面から $\phi 0.7$ の穴をあけて測定孔とした。測

定孔は翼弦方向に上下面合わせて24個、翼幅方向は各パイプに21個である。測定時には計測する翼弦方向の1列を残して、他のすべての測定孔をスコッチテープでふさぐ。翼の振動が一様振幅モードであるため、主流部分では空気力の翼幅方向分布が一様に近い。そこで翼幅方向21点の測定点のうち、実際には主として9点について計測した。それらの測定点の位置も図3に示してある。

翼列は食違い角 45° 、節弦比1.0の直線翼列で、翼枚数は9枚である。このうち中央の1枚を加振し、この翼とその両隣の翼の計3枚で非定常圧力を測定する。これらの翼のデータを重ね合わせることで、全翼振動時に翼列翼に働く非定常空気力を任意の翼間位相差について求めることができる⁽⁴⁾。文献(4)によればこの3枚の翼のデータにより、求めるべき空気力の90%が計量される。

図4に圧力測定系のブロック図を示す。アルミニウムパイプで翼の外部に導かれた測定孔の圧力は、ビニールチューブを伝わってスキュニバルブに達し、スキュニバルブに内蔵された圧力変換器によって電気信号に変換される。この信号を計算機に取り込み、平均化とフーリエ展開の処理を施して翼加振周波数の成分のみを取り出す。この際、振動翼に取付けた加速度計の出力信号も同時に計算機に取り込み、非定常圧力の位相の基準として用いる。

測定孔から圧力変換器までの導圧系は周波数特性をもつのでこれを調べ、測定した圧力値を補正しなければ

図2 加振装置と境界板 (矢印)

図1 供試風洞吹口

図3 測定翼
(○内の数字は測定点の番号を示す。)

ばならない。周波数特性は、スピーカで発生させた圧力信号をビニールチューブで導き、測定に用いるのと同種の圧力変換器を基準センサとして測定孔に入る前の音圧信号を測り、導圧系を経て測定用センサで取り出した音圧信号と比較して求めた。

圧力データの解析においては、まずデータファイル上に記録された各点での非定常圧力を翼弦方向に積分し、主流動圧で無次元化して非定常空気力係数 $C_r = C_r + i \cdot C_i$ を算出する。これにより各測定翼について、非定常空気力係数の翼幅方向分布が得られる。続いて3枚の計測翼の非定常空気力係数を次のように合成する。

翼幅方向の測定位置 z における無次元空気力係数を

$$C_{r,i}(z) = C_{r,i}(z) + i \cdot C_{i,i}(z) \quad \dots\dots\dots (1)$$

とおく。添字 i は翼の番号を示し、振動翼、腹側静止翼、背側静止翼 (圧縮機翼列と見たとき) について各々 1, 2, 3 とする。 $C_{r,i}(z)$ を z について $\cos$ で展開する。これは、一般の振動モードの場合に、モードの $\cos$ 展開と合わせて、振動エネルギー入力の算出を容易にするためである。

$$C_{r,i}(z) = F_i^0 + \sum_{n=1}^{N-1} F_i^n \cos \frac{n\pi z}{h} \quad \dots\dots\dots (2)$$

(N : 翼幅方向の測定点数, h : 側壁間距離)

$C_{r,i}(z)$ は測定データとして N 点で与えられているから、式(2)より展開係数 $F_i^0 \sim F_i^{N-1}$ が求まる。展開モードごとに3枚の翼のデータを重ね合わせると、任意の隣接翼間位相差 τ について、第 n モードの係数 F_i^n が次のように求められる。

$$F_i^n = F_i^n + F_i^n e^{i\tau} + F_i^n e^{-i\tau} \quad \dots\dots\dots (3)$$

F_i^n を再合成すると、重ね合わせた結果の空気力係数が次のように得られる。

$$C_r(z) = F_r^0 + \sum_{n=1}^{N-1} F_r^n \cos \frac{n\pi z}{h} \quad \dots\dots\dots (4)$$

図4 圧力測定系ブロック図

非定常空気力の測定以外に流れ場の情報を得るため翼列下流において、五孔ピトー管を用いて定常速度分布を測定した。ピトー管はステッピングモータを用いた三次元自動トラバース装置に据え付けてトラバース測定を行った。五つの測定孔の圧力をビニールチューブでスキヤニバルブに導いて計算機に信号を取り込み、平均化の後、差圧法で流れ方向を求めた。この方法により、主として定常翼端渦のようすを調べた。

3. 結果 および 考察

実験は、まず中央加振翼のみを用いた単独翼の状態で行い、基本的なデータを取得した。これに続いて翼列の状態と同じ測定を行った。考察は両者の結果を比較検討しながら進める。

3・1 単独翼の場合 翼端間げき δ を 0.1, 1.0, 2.0, 3.0, 4.0, 5.0 mm と変化させ、翼面の圧力分布を測定した。これらの δ は各々翼幅の 0.056, 0.56, 1.1, 1.7, 2.2, 2.8 % に相当する。迎え角 α については、 0° と 5° の結果を代表的に示す。主としてレイノルズ数 $Re = 1.0 \times 10^5$ (流速 26.5 m/s), 無次元振動数 $k = 0.27$ (加振振動数 19 ± 0.05 Hz) の条件で測定し、後で k を変えた実験を行った。 Re , k の基準長さは翼弦長である。

3・1・1 定常負荷がない場合の特性 $\alpha = 0^\circ$ で δ を 0.1 mm から 5.0 mm まで変化させたときの、非定常空気力の翼幅方向分布を図5に示す。無次元非定常空気力係数の実部が C_r , 虚部が C_i である。 C_r は翼の振動速度と同位相の成分で、空力減衰力を表す。 C_r が正ならば非定常空気力は励振力として働き、翼振動は不安定となる。 C_i は翼振動の加速度と同位相の成分である。非定常空力特性については空力減衰力が問題となるので、 C_r に重点を置いて議論を進める。

図5を見ると C_r はいずれの場合も負で、振動は安定である。 $\delta = 0.1$ mm のときは両側壁付近を除くとほ

(単独翼, $\alpha = 0^\circ$)

図5 非定常空気力翼幅方向分布

ほぼ平坦な分布を示している。翼端側で多少絶対値が大きいのは、すでに述べたように翼の振幅が翼端に向かうにつれて若干増大しているためである。 δ が増加するに従って C_r の分布は大きく変化している。 δ が大きくなると、翼端側で曲線が大幅に上方へ移動する。すなわち、減衰力が急激に減少している。翼根ではほとんど変化がないが、 $\delta=5\text{ mm}$ では翼幅中心近辺まで δ による変化が及んでいる。また、 $\delta=0.1\text{ mm}$ から 1.0 mm までの変化が最大で、 $2.0, 3.0\text{ mm}$ と変化は小さくなり、 3.0 mm 以上ではあまり変わらなくなる。一方 C_i も同じ傾向で、 δ の増加に従って翼端側で値が減少し、 $\delta=0.1\text{ mm}$ から 1.0 mm までの変化が最大である。

図6には翼端付近の側定孔列 No. 7~9 について、非定常圧力の翼弦方向分布を示す。 δ は $0.1, 5.0\text{ mm}$ の場合を選んだ。図6で実線は非定常圧力の実部、破線は虚部を示している。位相の基準は翼の変位である。横軸の中央が後縁、左右両端が前縁である。 $\alpha=0^\circ$ なので背面、腹面の区別はないが、各図の左半分は上面、右半分は下面に対応している。 $\delta=0.1\text{ mm}$ の場合を見ると主流に近い No. 7 と、壁面境界層内部である No. 8, 9 とでは分布形状に相違が見られ、境界層内部では細く鋭いピークをもつ分布となっている。 $\delta=5\text{ mm}$ の分布を $\delta=0.1\text{ mm}$ のときと比べると、ピークが非常

(単独翼, $\alpha=0^\circ$, 測定点⑦, ⑧, ⑨)
($\delta=0.1, 5.0\text{ mm}$, 図中の'5'は $\delta=5.0\text{ mm}$)
を示す。主流動圧で無次元化。

図6 非定常圧力翼弦方向分布

に低くなり、ピーク以外の部分でも圧力は小さい。これが空気力の減少に反映しているが、圧力分布の形状は大きく変化してはならず、翼弦全体にわたって圧力値が低下するもののようである。

3.1.2 定常負荷がある場合の特性 図7に $\alpha=5^\circ$ の場合について C_r と C_i の翼幅方向分布を示す。 $\alpha=0^\circ$ の場合より空力減衰力は大きく、翼幅方向の分布は平坦になっている。 δ を変化させた場合、 $\alpha=0^\circ$ のときに見られたほど大きな変化はなくなっている。すなわち、翼の定常負荷は翼端間げきの影響を打ち消す働きをしている。特に翼端に最も近い測定点では δ による差の減少が顕著である。また、 C_i についても翼端で δ による差の減少が見られる。

定常負荷がある場合には翼端渦が形成される。図8には $\alpha=5^\circ$ で δ を 0.1 mm から 5.0 mm まで変化させたときの、翼端部分下流の定常速度ベクトルを示す。測定には五孔ピトー管を用い、翼後縁から 20 mm 下流の位置でトラバースを行った。図8は主流に垂直な平面に投影した速度ベクトルである。 δ が増加するに従って次第にはっきりした強い渦が形成されて行くのがわかる。

図8を踏まえて図7の翼端における C_r, C_i を見ると、翼端付近で分布曲線が折れ曲がり、翼端の C_r, C_i の絶対値が急激に増大している。この傾向は五孔ピトー管による測定結果にはっきり渦が現れ始める $\delta=2.0\text{ mm}$ から生じ始め、 δ が大きくなるに従って顕著になっており、明らかに翼端渦の影響によるものである。この結果、翼端での C_r, C_i は δ が変化してもほとんど同じ値になっている。 C_r に対するこの影響は、空力減衰力を増大させる効果をもたらしている。

この翼端渦の影響を確認するため、 $\delta=5.0\text{ mm}$ で図7と同じ条件のもとに、翼端付近の測定点を増やして実験を行った。結果を図9に示す。翼端付近で C_r, C_i

(単独翼, $\alpha=5^\circ$)

図7 非定常空気力翼幅方向分布

の絶対値が急激に増加することがはっきりわかる。

図10には測定孔 No.7~9の非定常圧力分布を $\alpha = 5^\circ$ について示す。 $\alpha = 0^\circ$ のときと比べると、背面の圧力ピークが後縁のほうに移動し、幅が広がっている。 δ による分布の変化を見ると、No.7では $\delta = 5.0$ mm のとき負圧面全体の圧力レベルが下がり、ピークも低くなる。No.8ではこの傾向がさらに強くなり、またピークが前縁に近づく。そしてピークより後方ですぐに圧力が落ちることがなくなり、後縁まで有限の大きさの圧力をもつ。No.9ではこの傾向がますます顕著になり、前縁付近の小さなピークより後方で割合大きい値の平坦な分布をもつようになる。図10には示していないが、もっと翼端に近い翼端より2 mm の位置ではピークが定かなくなり、負圧面はほとんど圧力一定となっていた。この圧力分布の平坦化は翼端間げきから漏れる流れに起因するもので、漏れ流れが翼端ではなく離し、翼面上にはく離域を形成するため、この内部では翼弦方向に圧力が一定となる傾向をもつものと思われる。

3.2 翼列の場合 翼列についても、定常負荷が

(単独翼, $\alpha = 5^\circ$, 後縁より 20 mm 下流で測定。)

図8 翼端渦の δ による変化

(単独翼, $\alpha = 5^\circ$, $\delta = 5.0$ mm)

図9 非定常空気力翼幅方向分布 (翼端渦の影響)

ない状態の流れ角を $\alpha = 0^\circ$ とする。このとき incidence は 4° であった。 $\alpha = 0^\circ$ と、減速翼列である $\alpha = 5^\circ$ についての実験結果を以下に示す。 δ は 0.1, 1.0, 3.0, 5.0 mm と変化させた。単独翼の場合と同様、まず $Re = 1.0 \times 10^5$, $k = 0.27$ の条件で実験し、後でこの条件を変えた実験を行った。

3.2.1 定常負荷がない場合の特性 図11に $\alpha = 0^\circ$ における C_r , C_i の翼幅方向分布を3枚の測定翼について別々に示す。振動翼の C_r , C_i は単独翼の場合とほとんど同じ値であり、 δ による変化も同じである。したがって振動翼自身に誘起される非定常空気力は翼列の効果をほとんど受けない。しかし、この性質は節弦比や食違い角が変わると異なってくるものと思われる。

(単独翼, $\alpha = 5^\circ$, 測定点⑦, ⑧, ⑨
 $\delta = 0.1, 5.0$ mm, 図中の '5' は $\delta = 5.0$ mm) を示す。主流動圧で無次元化。

図10 非定常圧力翼弦方向分布

(翼列, $\alpha = 0^\circ$, 各測定翼)

図11 非定常空気力翼幅方向分布

る。腹側の静止翼に誘起される空気力は非常に小さい。この翼は振動翼に対して上流側に位置し、振動翼後流に放出される非定常渦の影響をあまり受けないためである。 δ による差は C_r にはほとんど認められないが、 C_i には翼端付近で認められ、 $\delta=5.0$ mmのほうが $|C_i|$ が小さい。背側静止翼は振動翼に対して下流に位置するために、後流渦の影響を強く受け、誘起される空気力はかなり大きい。 δ による差はやはり翼端で大きく、 δ の増大につれて $|C_r|$ 、 $|C_i|$ ともに減少している。

これら3枚の翼で測定した非定常空気力を重ね合わせた結果が図12である。ここでは C_r 、 C_i を翼間位相差 τ をパラメータにして示した。 δ については、0.1 mmと5.0 mmの結果を示してある。 δ による変化は、全体としては単独翼や中央振動翼で見られた傾向を踏襲しているが、翼間位相差によってかなり様相が変化する。 $\tau=0^\circ$ すなわちすべての翼が同位相で振動するときには、 C_r 、 C_i ともに δ による差はほとんどない。 C_r には、 $\tau=180^\circ$ のとき最大の差が生じる。また、このとき $|C_r|$ は δ にかかわらず大きな値を示している。一方、 C_i は $\tau=270^\circ$ で絶対値が大きく、 δ による差が最大になっている。このことから、2枚の隣接翼の翼端間げきを漏れる流れが一つの翼間流路に同位相で出入りするとき、間げきの影響が最大になるということがわかる。

図13には τ を 180° に固定し、 δ を0.1, 1.0, 3.0, 5.0 mmと変化させたときの翼列の非定常空気力(合成したもの)をプロットした。 C_r は δ が0.1, 1.0, 3.0 mmと増加するにつれて絶対値が急激に減少するが、 $\delta=3.0$ mmと5.0 mmとではあまり変わらない。 C_i の絶対値も δ の増加に従って減少するが、こちらは $\delta=3.0$ mmと5.0 mmの間でも、これより小さい δ の範囲におけると同程度の変化を示す。これらの傾向は単独翼について見られたものと同様である。

3・2・2 定常負荷がある場合の特性 図14に $\alpha=5^\circ$ について合成した C_r 、 C_i の翼幅方向分布を示す。 C_r の値を $\alpha=0^\circ$ のときと比較すると、 τ が 0° の場合はほとんど同じだが、 180° の場合は定常負荷によって $|C_r|$ が大きくなる。 δ の影響はやはり $\tau=0^\circ$ でほとんどなく、 180° では大きな差が出ているが、 $\alpha=0^\circ$ と比べると定常負荷の影響を受け、 δ による差が翼端で少なくなっている。単独翼のときほど δ による差の抑制が顕著でないのは、同じ $\alpha=5^\circ$ でも翼列の定常負荷のほうがかなり小さいためである。一方、 C_i の値を $\alpha=0^\circ$ と比較すると、 $\tau=0^\circ$ 、 270° ではほぼ同じであるが、 90° では $|C_i|$ が大きく、 180° では小さくなっている。 δ

の影響は $\tau=0^\circ$ でほとんどなく、 270° で大きい。 C_r と同様、定常負荷のために翼端では δ による違いが少ない。以上のように、定常負荷があると翼列でも単独翼の場合と同様、 δ による非定常空気力の変化が抑制される。

翼端渦の影響は翼列でも認められ、 $\delta=5.0$ mmのとき翼端で $|C_r|$ 、 $|C_i|$ が急に大きくなって、分布曲線が

(翼列, $\alpha=0^\circ$, 3枚のデータを合成)
($\delta=0.1, 5.0$ mm, $\tau=0, 90, 180, 270^\circ$)

図12 非定常空気力翼幅方向分布

(翼列, $\alpha=0^\circ$, 3枚のデータを合成)
($\delta=0.1, 1.0, 3.0, 5.0$ mm, $\tau=180^\circ$)

図13 非定常空気力翼幅方向分布

(翼列, $\alpha=5^\circ$, 3枚のデータを合成)
($\delta=0.1, 5.0$ mm, $\tau=0, 90, 180, 270^\circ$)

図14 非定常空気力翼幅方向分布

折れ曲がっている。しかし、定常負荷が単独翼ほど大きくないため、翼端渦も弱いものしか生じておらず、この影響はわずかである。

3・3 無次元振動数の影響 これまでに明らかにした、非定常空力に対する翼端間げきの影響が、無次元振動数 k を変化させたときにも一般的に見られるものかどうかを調べるため、 k を2種類変えて実験を行った。翼の振動数は 19 ± 0.05 Hz のままとし、流速を変化させた。このため、同時にレイノルズ数も変化している。

実験は単独翼、翼列双方について行ったが、ここでは翼列の場合の結果を示す。 $\alpha = 0^\circ$ について(1) $k = 0.20$, $Re = 1.4 \times 10^5$ と、(2) $k = 0.60$, $Re = 4.5 \times 10^4$ という二つの条件で測定した。 δ は 0.1, 5.0 mm の2種類を用いた。図15に条件(1)のもとでの C_r , C_i の翼幅方向分布を示す。図12と比較すると、 k が小さいため空力減衰力が小さい。 δ による空力力の差に関しては、翼間位相差に対する傾向も含めて3・2節で述べたことが当てはまる。すなわち、 C_r は $\tau = 0^\circ$ においては δ による影響をほとんど受けないが、 $\tau = 180^\circ$ では $\delta = 5.0$ mm のとき $|C_r|$ が翼端に向かって最も大幅に減少する。一方 C_i については、やはり $\tau = 0^\circ$ では δ による差がほとんどなく、 $\tau = 270^\circ$ のとき $\delta = 5.0$ mm の C_i が翼端に向かって最大の低下を示す。

図16は条件(2)の場合の非定常空力分布を示している。 k が大きいと、空力減衰力は大きくなっている。 δ による差については、(1)の場合と全く同じことが言える。

以上のような検討の結果、3・2節で得られた知見は k が変化しても同様に該当することが確認された。なお、単独翼についても同様の実験の結果、 $\alpha = 0^\circ$ および $\alpha = 5^\circ$ の場合とも3・1節で得られた知見が当てはまることがわかった。

3・4 壁面境界層の影響 翼端間げき周辺の流れ場は壁面境界層の内部であり、この境界層が非定常空力特性に及ぼす影響を検討しておくことは重要である。このため、翼端側の壁面境界層外縁に主流と平行に薄い平板(境界板と呼ぶ)を設置して測定を行った。境界板は板厚2 mmの平板でできており、前縁を鋭角に落とし、後縁は半円に加工してある。翼弦方向には前縁より約1.5コード上流から後縁より約1.5コード下流まで、翼列方向には風洞内壁全体にわたる部分をカバーしている。境界板上の境界層厚さは、翼前縁より10 mm上流で約1.5 mm、後縁より20 mm下流で約2.0 mmであった。翼端側壁面から境界板面までの高さは22 mmであり、したがって翼幅は翼端間げき

を含めて158 mmである。図2には境界板を設置した状態を示してある。

測定は単独翼および翼列について $\alpha = 0, 5^\circ$ で行った。ここでは単独翼について測定した結果を示す。 $\alpha = 0^\circ$ の場合には $\delta = 0.1, 1.0, 2.0, 3.0, 4.0, 5.0$ mm で実験し、 $\alpha = 5^\circ$ の場合には $\delta = 0.1, 5.0$ mm で実験した。 $Re = 1.0 \times 10^5$, $k = 0.27$ である。

図17, 18にそれぞれ $\alpha = 0, 5^\circ$ の場合について C_r , C_i の翼幅方向分布を示す。これらを壁面境界層を伴う場合の図5, 7と比較すると、 δ による非定常空力力の差に関しては、壁面境界層の存在の影響はあまりはっきり見られない。壁面境界層の影響は $\delta = 0.1$ mm における C_r , C_i の分布曲線の形状に現れている。壁面境界層が存在するときは、この内部で $|C_r|, |C_i|$ が減少しているのが見られるが、境界層がないと翼端部分の C_r , C_i は主流部分と同じで、分布曲線は中央翼幅付近から平坦になっている。また、定常負荷の影響については、壁面境界層の有無による違いはほとんど見ら

(翼列, $\alpha = 0^\circ$, 合成, $k = 0.20$)
($Re = 1.4 \times 10^5$)

図15 非定常空力翼幅方向分布

(翼列, $\alpha = 0^\circ$, 合成, $k = 0.60$)
($Re = 4.5 \times 10^4$)

図16 非定常空力翼幅方向分布

(単独翼, 境界板付き, $\alpha=0^\circ$)

図 17 非定常空気力翼幅方向分布

(単独翼, 境界板付き, $\alpha=5^\circ$)

図 18 非定常空気力翼幅方向分布

れない。これらの結果は翼列についても全く同じであった。

4. 結 論

翼端間げきを有する振動翼列の非定常特性を三次元的に把握するための基礎的研究として、振動する直線平板翼列に働く非定常空気を種々の大きさの翼端間げきについて実験的に調べた。

まず単独翼について実験し、次のような結論を得た。

(1) 翼端間げきの変化によって非定常空気の翼幅方向分布は大きく変化する。その実部である空力減衰力はすきまの増加に従って大幅に減少する。虚部の絶対値も減少する。この変化は翼端で最も大きい。すきまの大きい場合には翼幅中心あるいはそれよりも翼根側にまで及ぶ。このように非定常空気の分布に対して、翼端間げきは大きな影響を与える。

(2) すきまを連続的に増大させると、翼幅の 1.7% 程度までは非定常空気の分布が急激に変化するが、これより大きいとほとんど変化しなくなる。

次に翼列に対する実験から以下のことがわかった。

(3) 翼列についても(1)、(2)で述べた事実はそのまま当てはまる。

(4) 隣接翼間位相差 τ が 0° の場合、非定常空気の力は翼端間げきの影響をほとんど受けない。実部は τ

が 180° のとき最も強くすきまの影響を受け、虚部は 270° で最も強く受ける。

また、定常負荷が働く場合、単独翼と翼列に共通の性質として次のことが明らかとなった。

(5) 定常負荷がある場合には、すきまの変化による非定常空気の分布はかなり抑制される。

(6) 翼端渦が生じると、翼端で非定常空気の大きさが急激に増加する。これは翼端間げきによる空気の分布の変化が打ち消される方向の影響であり、すきまによって減少した空力減衰力を回復させる効果を持つ。

(7) 翼端渦が出ているとき、負圧面の翼端近傍では非定常圧力の翼幅方向分布が平坦化し、前縁から後縁までほぼ同じような圧力値を持つようになる。

さらに、翼端側の壁面境界層を非常に薄くして非定常空気を測定した結果、次のことがわかった。

(8) 翼端間げきの変化による非定常空気の分布について、壁面境界層はあまり重要な影響を及ぼさない。

文 献

- (1) 大塚・ほか 3 名, 機論, 32-243 (昭 41), 1691.
- (2) 杉山, 機論, 41-341 (昭 50), 153.
- (3) Lakshminarayana, B. and Horlock, J. H., ARC R&M, 3483 (1967).
- (4) 花村・ほか 2 名, 機論, 45-398, B (昭 54), 1399.