翼列翼の曲げ振動による空力減衰力に関する実験的研究*

橋 本 雅 方**

An Experimental Study on the Aerodynamic Damping Forces
Acting on Cascade Blades in a Bending Motion

by Masakata HASHIMOTO

Unsteady aerodynamic damping force and its chordwise distribution over a cascade blade in a bending motion were experimentally studied for the wide range of non-dimensional frequency k and inter-blade phase angle σ by use of a wind-tunnel and by the forced oscillation method. For the range of $k \leq 1$, the experimentally obtained aerodynamic damping forces agreed well with the one predicted by the subsonic unsteady potential flow cascade theory. But, in the range of $1 < k \leq 4.2$, the experimental values were less than the theoretical ones, and even negative, especially for $\sigma < 0$. The reason of this discrepancy is considered to be attributed to the superposing effect of the downwash contributions from adjacent blades and the so-called boundary-layer time lag.

Key Words: Fluid Machine Element, Cascade Blade, Unsteady Flow, Flow Measurement

1. 緒 論

軸流機械の翼列翼, 特に動翼の設計においては振動強度に関連して固有振動特性を把握しておかなければならないが, さらに非失速フラッタの発生点予測, あるいは静翼後流励振に対する応答や, 最も厳しい条件としては同励振周波数と動翼固有振動数とが一致する共振時の応力などを精確に予測するためには, 材料および翼付け根接触部の減衰効果とともに翼振動に基づく非定常空気が振動に与える減衰効果を定量的に評価することが重要な課題である。

翼の振動による非定常空力的減衰効果はその振動速度と逆位相成分の大きさで表されるが, 理論的には無負荷平板翼列やキャンバを有する翼列翼で定常負荷がある場合など種々の条件について研究がなされている。一方, 実験⁽¹⁾の面からみると Shioiri⁽²⁾は曲げとねじりの二自由度を有する直線翼列翼について環状翼列とほぼ同等の周期性条件を与える工夫をして自由振動法で風洞実験を行い, 非失速フラッタが曲げの卓越するモードで起こること, および同フラッタ時の非定常

空気力に対する翼間振動位相差の効果が非圧縮流れの理論とよく合うことを確かめた。曲げ振動については谷田ら⁽³⁾は回流水路で翼列翼を機械式強制加振して非定常揚力を測定し, 迎え角および翼間位相差の広い範囲についてデータを得た。また最近, 小針ら⁽⁷⁾は高速気流中の曲げ振動による非定常空気を調べるために片持ち支持の翼列翼にチタン酸バリウム振動子をてん付し, 共振法を用いて各翼を幾つかの翼間位相差で加振して非定常揚力を測定し垂音速二次元平板翼列理論値と比較している。一方ねじり振動についても花村ら⁽⁴⁾は回流水路で翼列翼を機械式に加振して非定常揚力および非定常モーメントに対する翼列取付け角, 迎え角, 翼間位相差の効果を調べ, 定常負荷も考慮した非圧縮流れ非定常の翼列理論値と比較した。また Ukeguchi ら⁽⁶⁾は翼群一体のピッチング振動という制約はあるものの, 風洞高速気流中で高振動数のねじり振動を実現して非定常モーメントを測定した。

これらの一連の研究によって翼列翼の振動による空気が解明され, 幾つかの理論に対する実験的検証がなされてきた。しかしそれらの結果を用いて実際の翼列翼の空力減衰を予測するには次のような問題がある。(1) 翼列条件(取付け角, ピッチコード比, 定常負荷の翼弦上分布など)や翼間位相差によっては実験

* 昭和58年9月2日 第921回講演会において講演, 原稿受付昭和58年2月7日。

** 正員, 三井造船(株)玉野研究所 (〒706 玉野市玉原3-16-1)。

値と理論値が合わない場合があり、その理由の解明のための一方法として非定常空気の翼弦上分布を調べる必要がある。(2) 非失速フラッタの発生条件は通常、無次元振動数が比較的低い範囲にあるため既存のデータを活用することができるが、動翼の静翼後流流振に対する空力減衰効果を論じる場合には無次元振動数が高いため実用に供し得る十分なデータが少ない。特に高無次元振動数では翼後縁でいわゆるクッタの条件が成立しない可能性があるなど、翼弦上後縁付近の非定常空気力分布を調べる必要がある。(3) 高速気流中で作動する翼列翼について流速が音速に対して有限であるというマッハ数の効果も含めて流速や振動数が非定常空気力に与える効果を調べるためには風洞を用いて実験することが必須である。

そこで本研究では、軸流機械の翼列翼で通常最低次振動モードであり重要な曲げ振動を対象として、それによる非定常空気力のうちで空力減衰に寄与する成分の翼弦上分布とその合力を無次元振動数の高い範囲まで調べることを目的として、風洞において二次元無負荷平板翼列翼を曲げ振動を模擬した並進振動させることにより上記の空気力を実験的に調べた。さらに同実験結果を Whitehead⁽⁶⁾の亜音速平板振動翼列理論に基づく計算値と比較し、両者の差異の原因について調べた。

2. 記 号

- U, M : 一様流速 m/s, マッハ数 $= U/\text{音速}$
 ρ : 空気の密度 kg/m^3
 f, ω : 振動数 Hz, 振動角速度 $= 2\pi f$ rad/s
 k : 無次元振動数 $= \omega b/U$
 h : 並進振動変位 (下向き正) $= \bar{h}e^{i\omega t}$
 ξ, d, b : 翼列の取付け角とピッチ, 半翼弦長 m
 σ : 振動の翼間位相差 (上背面翼位相進み正)
 x : 翼弦上の座標 (前縁-1, 後縁+1)
 p : 圧力 Pa {kgf/m²}
 $-\Delta p_k$: 翼の上下面圧力差 (揚力) Pa {kgf/m²}
 L_h, C_{Lh} : 並進振動による単位翼幅当たりの揚力 N/m, 揚力係数 (上向き正)
 添 字
 eff. α : 単独翼の有効迎え角成分
 d : $\dot{h}$ と逆位相の空力減衰成分

3. 実験の方法

3.1 加振方法 振動翼列における変動流体力の測定方法には強制振動直接法, 共振法, 自由振動法などがある⁽¹⁾が, 曲げ振動による非定常空気力の減衰効

果を振動数および翼間位相差の広い範囲について調べるために強制振動直接法により翼列翼を強制加振して非定常空気力を測定することとした。この場合に花村ら⁽⁶⁾によって考案された1翼を加振し多翼で計測して空力影響係数を求め、それらを重ね合わせて空気力を算出する方法も考えられたが、直接計測する量が翼面上多点の非定常圧力値であり重ね合わせなどのデータ処理に手間を要することなどの理由により全翼を加振して1翼で測定する方法を採用した。

ところで実機の動翼の曲げ振動について空力減衰が問題になる場合の無次元振動数 k は高いほうでは4程度であるが、本実験で用いた風洞の流速範囲7~35 m/sにおいて $k=4$ の条件を実現するためには模型翼の翼弦長を100 mmとすると所要最大加振周波数は約100 Hzとなる。一方、加振機構には機械式、動電式、チタン酸バリウム振動子を用いる方法などがあるが、曲げ振動を二次元的に模擬した並進振動を正確に実現すること、機構の簡さ、翼間位相差の設定の容易さ、および耐久性などを考慮して動電形加振方式を採用した。模型翼側方のスペース上の制約の中で小形で加振力の大きいものを選定した結果、加振力9.8 N {1 kgf}の小形動電形加振器を各翼の左右に一对一配置して剛体的に上下並進加振する機構としたが、同加振器1個につき可動部質量20 g {重量20 gf}があるため、後述の非定常圧力測定上の感度の面から例えば100 Hzにて加振振幅0.5 mmを得るためには翼の質量を約60 g {重量60 gf}以下に抑える必要がある。しかるに正確な並進振動を実現する条件として約200 mmの間隔で翼の両端を加振器に固定支持したときに系の最低次固有振動数が最大加振周波数100 Hz以上になければならないが、この条件は模型翼の形状が同じであれば材料の比剛性によるため重量の制限と併せて各種材料について比較検討した結果、ほ(朴)の木を用いて模形翼を製作することとし、平板翼でNACA 65-006の翼厚分布を有し、最大翼厚6 mm, 翼弦長100 mm, 翼幅150 mmの翼部の両側に支持部が付いた形状とした。同翼の翼幅方向の振動振幅を光学式変位計でトラバース計測した結果、100 Hz以下の加振周波数範囲で剛体的に並進振動していることを確認した。

本実験装置では翼列の取付け角 ξ を43.5°, ピッチコード比 $d/2b$ を0.771で固定とし、翼7枚のうち両端2枚を固定し、残り5枚の翼を加振して中央翼で空気を測定した。加振系は図2左側に示すように発振器で発生させた40~100 Hzの範囲の所定の周波数の正弦波を五つに分岐し、バッファアンプとRC回路で

構成した移相器を用いて所定の翼間位相差を与えた後、アンプで増幅して各加振器に印加する。各翼の振動振幅は両側支持部に取付けた加速度ピックアップの出力値から換算して調節し、また翼間位相差は位相計の読みをもとにして設定した。図3(a)に翼間位相差 $\sigma = -180^\circ$ の場合の各翼の振動加速度波形を示す。

3.2 非定常空気力の測定方法 次に翼列翼の並進振動による非定常空気力の測定方法について述べる。本実験の目的の一つが同空気力の翼弦上分布を調べることにあり、および非定常圧力値が数10 Pa

表1 実験装置の概要

WIND TUNNEL	AXIAL-FLOW FAN, EIFFEL-TYPE 150 ^{mm} × 450 ^{mm} TEST SECTION, 7 - 30 m/s
SHAKER	ELECTRO-MECHANICAL, 9.8N(1kgf) × 2 FOR A BLADE TRANSLATIONAL, 20 - 100 Hz, MAX 1mm
CASCADE GEOMETRY	$\xi = 43.5$, $d/2b = 0.771$ 7 BLADES (5 OSCILLATORY, 2 FIXED) FLAT PLATE (CHORD 100mm, SPAN 150mm) NACA 65 THICKNESS DISTRIBUTION, 60 gr
PRESSURE TRANSDUCERS	10%, 20%, 40%, 60%, 80% CHORD POINTS

図1 実験装置の概観

図2 加振系および計測系のブロックダイアグラム

{数 kgf/m²} と微圧であることから、以前回転翼列の静翼後流による非定常圧力の測定⁽¹⁰⁾に用いたことのある半導体式圧力変換器を翼幅中央線上の10, 20, 40, 60, 80%弦長点に埋め込み、エポキシ系接着剤で固定することにより非定常圧力を測定する方法をとった。この場合、圧力変換器の加速度感度起因する信号が出るため、大気中で流速なしの状態では翼列翼を加振し、中央計測翼の加速度信号の振幅と若干の位相を調整して差動アンプに入力し各圧力変換器の出力を打ち消すこととした。したがって流速なしの状態の付加質量および音波の放射抵抗⁽¹¹⁾に基づく非定常圧力成分をも消してしまうことになるが、前者は加速度と同位相成分であるから空力減衰力には関係なく、また後者は空力減衰力のたかだか2~3%程度であるため無視した。このようにして得た計測翼の加速度および5個の非定常圧力の信号を、加振周波数をさむ ± 5 Hzの範囲のフィルタを通した後、高速フーリエ変換解析器へ入力し、20回算術平均して自己パワースペクトルおよび相互パワースペクトルを求めることにより各々の振幅値と相互の位相差を算出した。図2の右側が測定系の構成を示し、図3(b)に非定常圧力波形の例を、また表1に装置概要を示す。

なお使用した風洞は軸流ファンのエッフェル形風洞

(a) 各翼の加振加速度波形 (80 Hz, $\sigma = -180^\circ$) (b) 加振加速度と10%弦長点の圧力の波形 (30 m/s, 80 Hz, $\sigma = -180^\circ$)

図3

であり, 150 mm×450 mm のテストセクションに上記の翼列を設置して実験を行った。また翼弦長を用いて表したレイノルズ数は流速 30 m/s のときに $Re = 1.98 \times 10^5$ である。

4. 単独翼の実験結果

翼列翼の実験に先立ち単独翼の上下並進振動による非定常空気力の特性を調べた。実験条件は流速が 15 m/s, 20 m/s, 30 m/s の三とおり, 振動数が 40 Hz から 100 Hz まで 10 Hz ごとに七とおりで, 無次元振動数の範囲は $0.419 < k < 2.09$ である。

単独の二次元平板振動翼に関する非圧縮ポテンシャル流れ理論によれば⁽⁹⁾, 並進振動 $h = \bar{h}e^{i\omega t}$ による翼面上の非定常揚力分布 $-\Delta p_h(x) = -\{p_u(x) - p_l(x)\}$ は次式で表される。

$$-\Delta p_h(x) = 2\rho U C(k) \dot{h} \sqrt{\frac{1-x}{1+x}} + 2\rho b \ddot{h} \sqrt{1-x^2} \quad (1)$$

ここで $C(k)$ はハンケル関数 $H_1^{(2)}(k)$ を用いて次式で表される Theodorsen 関数である。

$$C(k) = \frac{H_1^{(2)}(k)}{H_1^{(2)}(k) + iH_0^{(2)}(k)} \quad (2)$$

式(1)を x について前縁 $x = -1$ から後縁 $x = 1$ まで積分して次の単位翼幅当たりの非定常揚力の表式を得る。

図 4 単独翼の曲げ振動の非定常揚力分布 (有効迎え角成分)

$$L_h = b \int_{-1}^{+1} -\Delta p_h(x) dx \\ = \frac{1}{2} \rho U^2 2b 2\pi \frac{\dot{h}}{U} C(k) + \pi \rho b^2 \ddot{h} \quad (3)$$

式(3)からわかるとおり同式および式(1)の第1項は振動速度 $\dot{h}$ による有効迎え角 $\tan^{-1}(\dot{h}/U)$ にもとづく成分であり, $\sqrt{(1-x)/(1+x)}$ の形の揚力分布を示す。同第2項は振動加速度 $\ddot{h}$ による付加質量 $\pi \rho b^2$ にもとづく成分であり $\sqrt{1-x^2}$ なる円形状の揚力分布を示すが, 本実験では前述のように流速なしの状態でのこの成分の信号を打ち消しているから, 結局, 式(1)中第1項の有効迎え角にもとづく成分だけを計測する。平板翼について $p_u(x) = -p_l(x)$ なる関係式を用いると, 翼上面の点 x にある圧力変換器で検出されるのは,

$$p_u(x) = -\rho U C(k) \dot{h} \sqrt{\frac{1-x}{1+x}} \quad (4)$$

に相当する圧力である。実際に空力減衰力として作用するのは $C(k) = C^R(k) + iC^I(k)$ と書き表したとき $\dot{h}$ と逆位相の次式の成分である。

$$p_l^R(x) = -\rho U C^R(k) \dot{h} \sqrt{\frac{1-x}{1+x}} \quad (5)$$

次に実験結果を示し, 上記の理論予測値と比較して考察する。図4に翼弦長 10, 20, 40, 60, 80 % 弦長点の圧力変換器で計測した圧力値 $p_u(x)$ から算出した非定常揚力の実験値 $-\Delta p_h(x) = -2p_u(x)$ の振幅値および振動加速度 $\ddot{h}$ に対する位相差を◎印で示す。同

図 5 単独翼の曲げ振動の非定常揚力 (有効迎え角成分)

図(a)は流速 30 m/s, 振動数 80 Hz で無次元振動数が $k=0.838$ と比較的小さい場合の例であり, 同図(b)は流速 15 m/s, 振動数 100 Hz, $k=2.09$ とやや大きい場合の例である。両図中に実線で記入した上記の理論で予測される翼弦上の空気力分布と比較すると, 振幅値については前者では翼弦中央より下流側で実験値がやや小さく, 後者では 80 % 弦長点付近で逆にやや大きいこと以外は, 実験結果は上記の非圧縮ポテンシャル流れ振動翼理論の予測値にかなり近く, 式(4)に示した $\sqrt{(1-x)/(1+x)}$ の分布をよく表している。

一方, 位相は上記の理論によれば式(4)より翼弦上で一定であり図 4(a), (b)の各々下の図中に実線で示したようになるが, 実験結果をみると同図(a)の $k=0.838$ の場合には 10 % 弦長点でやや位相遅れが小さいものの 20~60 % 弦長点にわたりほぼ理論予測通りの振動速度 $\dot{h}$ に近い位相であり, 有効迎え角 $\tan^{-1}(\dot{h}/U)$ による空気力であることがわかる。しかしさらに後縁寄りの 80 % 弦長点では位相遅れが大きくなり振動速度より 90° 近く遅れる。この傾向は同図(b)に示す $k=2.09$ の場合の実験結果ではより顕著になり, 10 % および 20 % 弦長点では振動速度 $\dot{h}$ と近い位相にあるが, 40 % 弦長点になると振動速度から約 70°, 60 % 弦長点では約 100° 位相が遅れ, 80 % 弦長点に至ってはその位相遅れ量は約 160° とほとんど逆相に近い状態となる。これは流体の粘性によるいわゆる境界層時間遅れとよばれるものに起因すると考えられ, レイノルズ数の関数であると同時に振動数の関数であり, 本実験結果によれば無次元振動数が高いほどその位相遅れ量は大きく, また位相遅れが顕著となる翼弦上の領域も広がると言える。

以上実験で得た翼弦上 5 点の非定常揚力値を使って, 10 % 弦長点から後縁までの範囲では区間ごとに揚力分布を線形分布で近似して台形公式を適用し, また前縁から 10 % 弦長点までは揚力分布の位相を一定, 振幅を $a\sqrt{(1-x)/(1+x)}$ の形に仮定して 10 % 弦長点の非定常揚力値を用いて a の値を決めることにより, 単位翼幅当たりの非定常揚力値 $L_{h, \text{eff. } a}$ を算出した。さらに同揚力値の絶対値を次式を用いて無次元化して係数 $C_{L_{h, \text{eff. } a}}$ を求め, 無次元振動数 k に対して図 5 に示した。

$$C_{L_{h, \text{eff. } a}} = \frac{|L_{h, \text{eff. } a}|}{\pi \rho b^2 \omega^2 h} \dots\dots\dots (6)$$

同図中の符号 $\odot$, $\triangle$, $\diamond$ は各々, 流速 30 m/s, 20 m/s, 15 m/s の実験値であることを示し, 点線はこれらの実験値を連ねるものである。また実線は式(3)の第 1 項の絶対値を無次元化した理論値 $2|C(k)|/k$ を示す。

理論予測値より実験値のほうが全般に 20~30 % 程度小さいが, これは実際の非定常揚力分布が前述の境界層時間遅れのために翼弦上で位相が変化していることにより, 特に無次元振動数が高く翼弦上の後縁近くの領域で非定常揚力の位相が遅れて, その結果前縁側の非定常揚力を一部相殺することに起因している。

5. 翼列翼の実験結果

本章では前記の取付け角とピッチコード比を有する平板翼列翼の並進振動による非定常空力減衰力に関する実験結果を示してその特性を調べ, Whitehead⁽⁶⁾の亜音速平板振動翼列理論にもとづく計算値(以下, 理論値と略記する)と比較し検討を行う。

実験の条件は, 無次元振動数については比較的小さい $k=0.4$ 程度から $k=4$ 付近までの範囲について調べるために表 2 に示す流速と振動数の組合せ 9 とおりに, またその各々について翼間位相差 σ を $\pm 180^\circ$ の全範囲を 45° ずつに等分した計 8 とおりに設定した。非定常圧力は単独翼の場合と同様に流速なしの所定の加振状態で翼弦上の 5 点における各圧力変換器出力が零となるように調整した後, 所定の流速に設定して測定した。これらの非定常圧力は前掲の図 3(b)に示したように各々振動加速度に対して位相差を有するが, そのうち空力減衰に寄与する, 振動速度 $\dot{h}$ と逆位相の非定常揚力成分 $-\Delta p_{h, a}$ を算出した。さらにこれらの翼弦上 5 点における非定常圧力の測定値を用いて単独翼の場合と同様の方法で合力の非定常揚力を求め, そのうち振動速度と逆位相成分の空力減衰力 $L_{h, a}$ を算出した。

初めに空力減衰力の翼弦上分布について考察する。図 6 に無次元振動数が $k=0.838$ で比較的小さい場合の四とおりの翼間位相差に対する空力減衰力の翼弦上分布 $-\Delta p_{h, a}$ について実験結果を $\odot$ 印で, 理論値を実線で示した。まず同図(a)の翼間位相差 $\sigma = -180^\circ$ (逆相) の場合には空力減衰力の大きさは最も大きく, その実験結果は平板振動翼列理論解よりゆるやかな分布を示し, 実験値と理論値は 20 % 弦長点付近で一致している。次に同図(b)の $\sigma = -90^\circ$ では 10 % および 20 % 弦長点の実験値が理論値よりやや大きく, 40 %, 60 %, 80 % 弦長点で逆に小さいが両者は近い値を示し, 翼弦上やや急しゅんな分布である。さらに同図(d)の $\sigma = +90^\circ$ では実験値と理論値の相対関係は(a)の場合と類似しているが, 実験で得た空力減衰力の翼弦中央部付近の分布は 20 % 弦長点より 40 % 弦長点の値のほうがやや大きく上にとつ(凸)の形状である。これらの実験結果に対して同図(c)の $\sigma = 0^\circ$ (同相) の場合には

空力減衰力の大きさは最も小さく、10%および20%弦長点で実験値と理論値は非常に近い値を示すにもかかわらず、それより下流の点では差異が大きく空力減衰力の実験値は40%弦長点でほぼ零、60%および80%弦長点では負となり負減衰の作用を与える。

以上の無次元振動数 $k=0.838$ における特性は、 k が比較的小さい範囲のその他の $k=0.419, 0.628, 1.05$ の場合についてもほぼ同様であるが、このような翼間位相差による空力減衰力分布の差異は翼列翼において隣接翼が与える誘起速度の翼弦に垂直な成分である吹き下ろしの効果によって説明される。すなわち翼列の取付け角やピッチコード比などの幾何学的条件による違いはあるが、一般に翼間の振動の位相が逆相に近い場合にはある1枚の翼についてそれ自身の非定常揚力による吹き下ろしに対して隣接翼からは逆向きの吹き下ろしが加えられることになるから、所与の並進振動について翼面上の境界条件を満足するに必要な非定常揚力は前掲の図4(a)に示した単独翼の場合より大きく

なり、逆に翼間の位相が同相に近い場合にはこれと反対になる。供試翼列の取付け角とピッチコード比の条件についてある1枚の翼に対する上下各1枚の隣接翼からの吹き下ろしの寄与を計算すると、翼弦上中央から後縁にかけて特に背面側の隣接翼からの影響が大きいことがわかり、その効果が翼弦上ほぼ同領域における空力減衰力分布の翼間位相差による差異となって現れることになる。

上記の特性は無次元振動数が大きくなるというそう顕著になる。図7に無次元振動数 $k=3.14$ の場合の翼間位相差 $\sigma=-45^\circ$ と $+135^\circ$ に対する空力減衰力の翼弦上分布を示したが、翼間の位相が逆相に近い $\sigma=+135^\circ$ では同図(b)に示すように実験結果はほぼ理論予測どおりであり翼弦中央部付近で平坦な分布を示し、80%弦長点を除いて両者は良好な一致を示す。これに対して翼間の位相が同相に近い $\sigma=-45^\circ$ では、同図(a)に示すように翼前縁に近い10%弦長点以外では実験値と理論値との差異ははなはだしく、40%、60

表2 翼列翼の実験条件

σ	No.	U (m/s)	f (Hz)	$\bar{h}$ (mm)	k
	1	30	40	1.0	0.419
-180°	2	30	60	1.4	0.628
-135°	3	30	80	1.0	0.838
-90°	4	30	100	0.5	1.05
-45°	5	15	80	1.0	1.68
0°	6	15	100	0.5	2.09
45°	7	10	80	1.0	2.51
90°	8	10	100	0.5	3.14
135°	9	7.5	100	0.5	4.19

図6 翼列翼の空力減衰力分布
(30 m/s, 80 Hz, $k=0.838$) 図7 翼列翼の空力減衰力分布
(10 m/s, 100 Hz, $k=3.14$)

%, 80%各弦長点の空力減衰力の実験値は負値を示し負減衰作用を与えることを表している。この場合には理論予測においても図中に実線で示すように前述の隣接翼の効果によって翼弦上70%弦長点から後縁までの領域で空力減衰力が負となるが、実際には単独翼の実験結果の考察でもみたように無次元振動数の増加とともに空気力の境界層時間遅れが大きくなるために空力減衰が負になる傾向がますます強くなることが上記の実験値と理論値の差異の主たる要因と考えられる。しかし無次元振動数の増加に伴う空気力の境界層時間遅れの増加の程度は翼間位相差によって異なり、本実験の結果から推論すると境界層時間遅れが特に著しいのは供試翼列の $\sigma=0^\circ$ あるいは -45° の場合のように理論的にも翼弦上の後縁近くに空力減衰が負となる領域が存在するような場合であると考えられる。以上の推論の根拠として図10に翼弦上における空力減衰力の正負境界の位置の、無次元振動数による変化の両極端の二つの例を示した。同図(a)の $\sigma=-45^\circ$ の場合には理論上は $k<1$ では翼弦上の全範囲で空力減衰は正であり、 $k>1$ では図中に実線で示す位置より後縁側で負減衰となる。しかし図中に $\odot$ 印、あるいはそれらを連ねた破線で示した本実験結果によれば正負減衰の境界はそれより前縁寄りにあり、翼弦上の負減衰

領域が理論予測より広いことがわかる。これに対して同図(b)の $\sigma=+135^\circ$ の場合には理論上は少なくとも $k<5$ の範囲には翼弦上に負減衰領域が無いが、実験結果によれば $k>1.5$ において80%弦長点付近から後縁にかけて負減衰領域が存在する。

次に合力としての空力減衰力について考察する。前述の方法に従い、翼弦上の5点で測定した非定常圧力値を用いて算出した空力減衰力 $L_{h,d}$ を次式の形に無次元化し、無次元振動数 k と翼間位相差 σ に対する変化を調べる。

$$C_{Lh,d} = \frac{L_{h,d}}{\pi \rho b^2 \omega^2 h} \dots\dots\dots (7)$$

図8に無次元振動数が小さい場合について、また図9には大きい場合について無次元振動数をパラメータとして空力減衰力係数 $C_{Lh,d}$ を翼間位相差に対して図示した。図中 $\odot$, $\triangle$, $\square$, $\diamond$, ∇ の印が実験結果であり、各曲線が理論値であるが、ここでWhiteheadの理論⁽⁸⁾ではマッハ数の効果を考慮しているために、本実験のような比較的遅い流速の条件に対しても翼間の位相がほとんど同相に近い正負二つの翼間位相差における音響共鳴点で非定常空気が理論上、零になる特性を示し、図8, 9の $\sigma=0^\circ$ 付近の曲線がこれに相当する。さて図8に示した $k=0.419, 0.628, 0.838$ および

図8 翼列翼の空力減衰力 (k が小さい場合)

図9 翼列翼の空力減衰力 (k が大きい場合)

図 10 翼弦上での空力減衰の正負境界位置

1.05 の場合には $\sigma=0^\circ$ と -45° を除いて本実験の測定結果は理論値と良く一致しており、この条件では空力減衰力をポテンシャル流れの平板振動翼列理論で予測できると言える。これに対して図 9 に示した $k=1.68, 2.09, 2.51, 3.14$ および 4.19 の場合についてみると、 $k=1.68$ と 2.09 では翼間位相差 $\sigma>0$ (上背面側の翼が位相進み) の範囲では実験値と理論値は比較的近い値であるが、 $\sigma<0$ の範囲では実験値は理論値よりかなり小さい値となり $\sigma=-45^\circ$ ではわずかながら $C_{L,d}<0$ (負減衰) である。これより k が大きい $k=2.51, 3.14$ および 4.19 では $\sigma<0$ の範囲における実験値と理論値の差異は増大し、 $k=4.19$ では $\sigma=-90^\circ, -45^\circ$, および 0° で実験値は $C_{L,d}<0$ となる。このように無次元振動数の増加とともに特に翼間位相差 $\sigma<0$ の条件で実際の空力減衰力の大きさが減少し、遂には負減衰となることは、すでに述べたようにその条件において隣接翼の誘起する吹き下ろしの効果と境界層時間遅れの効果が特に強く重畳する結果、理論で予測されるより広い翼弦上の領域にわたって空力減衰力が負となることに起因するものである。

6. 結 論

軸流機械の翼列翼の曲げ振動に対する空力減衰力を定量的に調べるために、風洞に設置した二次元平板翼列翼を動電形加振器を用いて強制的に並進振動させる

方法により翼弦上の非定常圧力を直接測定した。本実験の強調すべき特徴は、従来、実験結果が少なかった高無次元振動数まで含めた広範囲にわたり、多くの翼間位相差に対して空力減衰力の翼弦上分布を測定したことにより、その結果、

(1) 無次元振動数が $k\leq 1$ の範囲ではほとんどすべての翼間位相差に対して空力減衰力の実験値は Whitehead の亜音速平板振動翼列理論の値と近いが、 $1<k<4.2$ の範囲では特に翼間位相差 $\sigma<0$ の一部の条件において実験値は理論値より小さく、負減衰になるケースがあった。

(2) その理由は供試翼列について上記の $\sigma<0$ の場合のように隣接翼からの吹き下ろし効果により翼弦中央部から後縁にかけて空力減衰が負となるような翼間位相差においては、流体の粘性にもとづく境界層時間遅れの効果が特に強く重畳する結果、同領域の空力減衰力がいっそう負となり、これが前縁側の空力減衰力を相殺することによる、などの知見を得た。

なお、本実験において流速が比較的低く、また翼列の取付け角やピッチコード比が固定であるなどの制約、および境界層時間遅れに対する振動振幅やレイノルズ数の影響などについては今後の課題としたい。

最後に、本研究を進めるに当たり東京大学 田中英穂教授に貴重なご助言をいただいたことを記し、謝意を表す。

文 献

- (1) 花村・田中, ターボ機械, 4-9 (昭 51), 44.
- (2) Shioiri, J., *Trans. JSAE*, 1-1 (1958), 36.
- (3) 谷田・ほか 2 名, 機論, 29-198 (昭 38), 312.
- (4) 花村・田中, 機論, 32-244 (昭 41), 1823.
- (5) Ukeguchi, N., ほか 2 名, *Proc. 2nd Int. JSME Symp. Fluid Mech.*, (1972-9), 219.
- (6) 花村・ほか 2 名, 機論, 45-398, B (昭 54), 1399.
- (7) 小針・ほか 3 名, ターボ機械, 9-10 (昭 56), 16.
- (8) Whitehead, D.S., *ARC R & M*, 3685 (1970).
- (9) Bisplinghoff, R.L., ほか 2 名, *Aeroelasticity*, (1955), Addison-Wesley.
- (10) 橋本, 機論, 47-420, B (昭 56), 1448.
- (11) 大橋・堀, 日本機械学会 P-SC 10, 流体関連振動分科会成果報告書 (昭 55), 35.

討 論

〔質問〕 大 橋 秀 雄 [東京大学工学部]

基本的な問題について、細心の実験を行われたことに敬意を表す。

さて、翼面圧力分布の測定に当たり流速なしの状態

における圧力分布を減算しておられる。減算分のうち、速度同相成分は音波の放射抵抗相当分で十分小さいとして無視しているが、放射抵抗以外に、粘性による抵抗が無視されている。これは、静止流体中で振動する

平板の減衰を零と仮定するのと同じで、流れの中における減衰を小さく見積もる結果となっている。

静止流体中の振動平板のデータから、それがどの位結果に影響を与えるのかお示し願いたい。

〔回答〕 本報の実験では流速なしの状態での圧力変換器出力信号を打ち消しており、同状態での圧力値計測データを別途、収録はしていない。そこで準定常仮定に基づいて、平板の定常抗力係数 C_D を用いて粘性による抵抗力成分 F_{vis} を概算すると次のようになる。

$$F_{vis} = \frac{1}{2} \rho \bar{h} |\dot{h}| C_D A$$

ここで、

ρ : 流体密度、大気標準状態で $0.123 \text{ kgf} \cdot \text{s}^2 / \text{m}^4$

C_D : 二次元平板の定常抗力係数 1.98

A : 翼の面積

$\dot{h}$: 翼の振動速度、例えば $f=100 \text{ Hz}$, 振幅 $\bar{h}=0.5 \text{ mm}$ の場合には $\dot{h}$ の振幅値 $\bar{\dot{h}}=0.314 \text{ m/s}$

これより粘性抵抗による翼面平均揚力として次の値を得る。

$$\Delta \bar{p}_{vis} = \frac{\bar{F}_{vis}}{A} = \frac{1}{2} \rho \bar{h} |\dot{h}| C_D = 0.012 \text{ [kgf/m}^2\text{]}$$

一方、本実験各ケースの翼面上揚力計測値は $0.5 \sim 3.0 \text{ kgf/m}^2$ の範囲の大きさであるから、結局、粘性抵抗による翼面上の揚力は本計測値に対して 2% 程度と考えられる。ただし、本実験のようにストローハル数の逆数 St^{-1} が 1.0 以下と非定常性が強い範囲では準定常近似からの誤差が大きくなり、例えば文献(11)に例示されるように振動球あるいは振動円柱の等価的抗力係数 C_D は定常値の $1/2 \sim 1/10$ に減少するから、平板についても同様に抗力係数が定常値より小さくなることが推定される。その場合には、粘性抗力による翼面の揚力が本計測値に占める割合はさらに小さくなる。

以上、粘性抵抗分は本計測値の 2% 以下、また放射抵抗分は本文記述のように同 2~3% (概算値) と小さい。しかし空力減衰全体としては、確かに本計測による値に放射抵抗と粘性による抵抗とを加えたものであるから、正確には本計測値は流れによる空力減衰成分と言うべきである。