フロン風洞による翼列空力減衰力測定実験*
(低轉向角タービン翼列の場合)

花村 庸治**, 山口 和夫**

Experiments on the Aerodynamic Damping of a Transonic Cascade
in the Freon Gas wind Tunnel
(Turbine Cascade of Low Turning Angle)

by Yoji HANAMURA and Kazuo YAMAGUCHI

The characteristics of the aerodynamic damping of a row of cascaded blades in transonic flow are examined by the "one blade oscillation method" we developed formerly. Concerning the aerodynamic interaction between neighbouring blades, we uncovered some hidden aspects in the overall results obtained by the "all blades oscillation method" and it is made clear that there exist obvious differences between the aerodynamic interactions in transonic compressible flow and incompressible flow. In the present report, we treated a case of turbine cascade with a high stagger angle but a low turning angle. In the next report, we will treat the case of a transonic turbine cascade of high turning angle with practical blades.

Key Words: Compressible Flow, Fluid Vibration, Unsteady Flow, Flutter, Freon Gas Wind Tunnel, Aerodynamic Damping, Transonic Cascade

1. 緒 言

ターボ機械の翼列振動時の空力減衰特性を知ること
は、その安全上非常に重要なことである。これに関す
る実験は従来から種々な方法で試みられてきた。しか
し種々な制約のため、圧縮性の影響の出る高速域での
資料はまだ十分とは言えない。翼列振動時の空力減衰
力の測定方法としては自由振動法、共振法、強制振動
法などいくつか挙げられるが、前の二法は翼列の多様
な振動モードへの対応がむずかしく、モードの規定で
きる強制振動法が可能ならこれによる資料が最も望ま
しいと言える。しかし強制振動法では流速の低い非圧
縮性の範囲では加振周波数も比較的良く良い資料も提
供されているが、マッハ数が高くなるにつれ加振周波
数も高くなって、非圧縮の場合をそのまま踏襲するこ
とは難しくかなりの努力を要する。

最近の強制振動法による高速域での実験としては、
いずれも全翼振動方式で、Boldman⁽¹⁾の空気直線翼列
風洞によるもの、小林⁽²⁾によるフロン環状翼列風洞に
よるものなどが主な報告例である。

本研究ではマッハ数 $M_\infty (= U_\infty/a, U_\infty$: 翼列上流流
速, a : 音速), 無次元振動数 $k (= c\omega/U_\infty, c$: 翼弦長,
 ω : 円振動数) に対する加振周波数を低くする目的で、
分子量が大きく音速の低いフロンガスを作動流体とし
た回流式直線翼列風洞(詳細は図1参照)を使用し、全
翼振動法に代わって著者らが開発した一翼振動法を採
用して加振機構の簡素化を計った。

一翼振動法とは翼列中央の翼1枚だけを加振し、こ
れによって振動翼およびその隣接翼に誘起される変動
流体力を測定し、それらを任意の位相差をもたせて線
形的に重ね合わせることによって、全翼が同時に任意
の翼間振動位相差で振動している場合に相当する非定常
流体力を求めようとするものである。この方法の有効

1:blower 3:settling chamber 5:test section
2:condenser 4:nozzle section 6:surge tank

図1 フロン回流式翼列風洞

* 昭和59年2月24日 第24回航空原動機に関する講演会に
おいて講演, 原稿受付 昭和60年11月29日。

** 正員, 東京大学工学部 (〒153 東京都目黒区駒場町4-6-1)。

性は、もちろん振動振幅が線形性の成り立つ程度に小さい場合という条件はつけられるが、非圧縮流の場合については既の実証済みである⁽³⁾。圧縮性のある場合でも線形理論で言われているような形のレゾナンスはそり角と転向角の大きな翼列では起こらないから、それほど多くの隣接翼について測定しなくてもよいと思われる。

2. 実験装置および方法

風洞は駆動馬力 132 kW で、フロン R 11 (分子量 137.4, 風洞内平均圧力 0.6 atm で音速が約 147 m/s) を作動流体とし、最高マッハ数は 1.2, 翼列構成翼枚数は 11 である。翼は製作の簡単な片円弧翼で、上面そり角 20°, 弦長 50 mm, スパン 80 mm, 支持軸 50% 弦長点のチタン合金製である。

図 2 は本実験に用いた加振機で、最高振動数 200 Hz, 振動形は支持軸まわりの純ねじり振動で、振動振幅は 3° である。この加振方式を採用したのは、図 2 の下部に示してある溝形カムが一回転でフォローを何往復もさせられるため (本機では 5 サイクル), 比較的低いモータの回転数で高い振動数を実現できるからである。フォローは溝壁との間隙によるノイズ防止のためポリアセタール樹脂 (デルリン) 製のもの (円筒形) をカム溝に圧入し、オイルジェットで強制潤滑している。しかしこの加振方式はカムの溝壁とフォローが線

接触であるため、フォローの摩耗が激しく、頻繁に交換しなければならないのが欠点である。

変動モーメントの測定は、軸心を通る力には鈍感でモーメントのみに敏感な十字ばね (図 3) にてん布したストレングージを介して行う。翼はチタン合金製で軽量化を図っているが、更に軽くするため図 3 に示すように強度を損なわない程度に肉抜きしてその部分をパルサで充てんしている。しかしこのように軽量化した翼でも振動数が高くなると非定常空気に比べて翼の慣性力のほうが支配的となり、両者を分離せずに測定した結果から慣性力を差引く方法では非定常空気の測定精度が不十分となる。そのため図 2 に示すように加振機の両側に同じ翼を装着し、一方は真空中で、他方は風洞気流中で、同時に反位相で振動させ、これらの出力を加算し、慣性力を相殺して非定常空気のみにしてからこれを増幅してとり出す。

変動流体力の測定ではひずみゲージをてん布するばねから先は変動流体力以外の力が加わらないように片持ちにするのが理想であるが、遷音速域では翼にかかる定常流体力が大きく、また翼は薄肉で剛性も弱いいため、片持ちでは定常負荷による翼の姿勢の変化が懸念されることや、純ねじり振動の確保などの観点から両端支持とした。この場合両軸の心の合致がよく、先端軸の径が小さければ定常負荷がかかってもトルクとしての誤差は小さいと考えられる。これについては予備実験として、揚力中心付近に重力による荷重をかけた状態で加振し、慣性力による出力が無負荷時とほとんど変わらないことにより確認してある。なお先端軸の直径は 3 mm で、マイクロベアリングで支持してある。

図 4 は測定システムのブロック線図で、左上のストレングージの No. 0 が二つあるのは前に述べた慣性力相殺のためのものである。カムフォローの摩耗が早いので、なるべく等加速度的にすみやかに振動数を増し

図 2 高速加振機および溝形カム部

図 3 振動翼の軽量化およびモーメント測定部

図 4 測定システムのブロック線図

これを多チャンネルデータレコーダにサンプリングパルス（一サイクル16パルス）と同時に記録しておき、後にテープスピードを落として任意振動数に対するサンプリングを行い、フーリエ分析、任意翼間振動位相差による重ね合せまで計算機で処理する。したがって従来のように翼間振動位相差、振動数ごとに実験を繰返す必要はなく、実験は1回で済む。

中心翼の振動によって中心翼およびその隣接翼に誘起される単位振幅当たりの非定常モーメントを $1/2 \cdot \rho U^2 c^2 l$ (ρ : 気体密度, l : 翼のスパン) で無次元化した係数で、各々 C_0 (中央振動翼), $C_{+1}, C_{+2}, \dots$ (背面側隣接翼), $C_{-1}, C_{-2}, \dots$ (腹面側隣接翼) と表すと、全翼が同時に同一振幅で様な翼間振動位相差 β (背面側が位相進みのとき正) をもって振動している時の非定常モーメント係数 C_β は次式で与えられる ($i = \sqrt{-1}$, $m = \text{最大測定翼番号}$):

$$C_\beta = C_0 + \sum_{n=1}^m (C_{-n} e^{in\beta} + C_n e^{-in\beta})$$

3. 実験結果および考察

まずマッハ数 $M_\infty = 0$ の場合の計算結果を引用して、一翼振動法における各翼の誘起力の一般的特性を考察してみる。図5は本実験と同じ条件（食違い角 $G = -60^\circ$, 迎え角 $\alpha_\infty = 10^\circ$ ）における各翼の変動モーメントの振幅を表している。横軸は翼番号と、各翼の中央振動翼からの位相的距離を示している。ソリディティを変えているが、これが大きくなるとすなわち翼間距離が小さくなると各翼の変動モーメントは大きくなる。グラフは左右非対称になっているが、これは一般に食違い角の大きい翼列では、振動翼の後流に近くなる後縁側（下流側）の翼のほうが、前縁側（上流側）に位置する翼よりも大きな変動力を誘起されるためである。

図6は各翼に誘起される変動モーメントのベクトルで、偏角は振動翼の変位を基準にしてある。中央およ

びその上流側の翼の変動モーメントは翼変位に対して位相遅れであるのに対し、後流側の翼は位相進みでほぼ反位相になっている。全翼が一樣振幅、一樣翼間位相差で振動している場合の非定常モーメントは、振動翼ベクトルに各隣接翼のそれを、背面側は時計回りに、腹面側は反時計回りに回転させて合成すれば求まる。翼の振動が減衰するか発散するかは、翼の振動一周期に流体のなす仕事の正負で決まる。

今翼の振動 α を角振幅を A とし $A \sin \omega t$ とし、翼に働くモーメント M をその高調波成分も含めて

$$M = \sum_{r=1}^n M_r \sin(r\omega t + \phi_r)$$

(ただし M_r, ϕ_r は r 次高調波成分の振幅、位相差)

と表す時、振動一周期に翼に働くエネルギー E は

$$E = \oint \frac{\partial \alpha}{\partial t} M dt = D C_{M1} \sin \phi_1$$

となる (ただし $D \equiv \pi/2 \cdot \rho U^2 c^2 l A^2$)。結局高調波成分があっても振動エネルギーの正負は、基本波の変位に対する位相差 ϕ_1 の正負によって決まってしまう。なお上式右辺の $C_{M1} \sin \phi_1$ ($C_M \sin \phi_1$ に同じ) が図6の縦軸になっており、これは横軸が変位と同相なのに対し振動速度と同相になっている。

図7は実験条件は違うが、回流水路による $M_\infty = 0$ に対する実験値で、11枚の翼を同時に同一振幅、同一翼間位相差で振動させた場合と、一翼振動法による測定を合成した結果とが理論値と比較してある。

図6 各翼の変動モーメントのベクトル

図5 各翼の変動モーメントの絶対値

図7 翼間振動位相差と変動モーメントの関係

次に圧縮性のある場合であるが、まず図8のように未だ衝撃波の出していない場合について述べる。この場合上流マッハ数は0.33と低いが翼面最高マッハ数は0.6を上まわっており圧縮性が出る範囲に入っている。各翼に誘起される非定常モーメントの無次元振動数 k に対する変化を示したのが図9(a)~(e)である。縦軸は左側が無次元化した変動モーメント振幅(C_M)で、右側が翼変位に対する位相差(ϕ_M)である。図9中の点線は非圧縮の場合の計算値である。この程度のマッハ数では振幅 C_M は非圧縮の場合とあまり変

わらないが、変位に対する位相差 ϕ_M は無次元振動数 k が増すとともに非圧縮の場合と違って来る。これは振動に伴うじょう乱の伝ば速度が無限大か有限な音速であるかによるものと思われる。

中央振動翼についてみると、変動モーメントは翼変位に対し常に位相遅れであるが、その主因と目される自由渦など下流側から上流側への伝ば要素が、瞬時に伝わる非圧縮流に対し音速で伝わることによって更に遅れを大きくすることになる。なお振動翼のモーメントが常に位相遅れで翼列中1枚だけのフラッタの起こ

図8 翼上下面のマッハ数分布 ($M_\infty=0.32$)

(c)

(a)

(d)

(b)

(e)

図9 各翼に誘起される変動モーメントの振幅および位相差 (上流マッハ数 $M_\infty=0.33$)

図 10 翼上下面マッハ数分布 ($M_\infty=0.43$)

図 11 タービン翼列シュリーレン写真

らないことは非圧縮の場合と同様である。

次に隣接翼についてみるとマッハ数の影響は更にはっきりと出てくる。振動翼より上流の +1, +2 番翼には振動翼に対して位相遅れのモーメントが誘起されるが、振動翼のじょう乱の伝播が音速になることによってこの位相遅れはいつそう大きくなる。これに対し振動翼の下流に位置する -1, -2 番翼では、本来位相進みである ϕ_M の値はそれほど大きく変わらない。なお無次元振動数 k が大きくなるにつれ ϕ_M の値の非圧縮の場合との違いが大きくなっているが、これは主流の流速と音速との相対関係で決まる時間遅れが、振動数が高く周期が短くなると偏角としては大きくなるため

(c)

(a)

(d)

(b)

(e)

図 12 各翼に誘起される変動モーメントの振幅および位相差 (上流マッハ数 $M_\infty=0.43$)

図 13 変動モーメントと翼間位相差の関係 ($k=0.1$) 図 14 変動モーメントと翼間位相差の関係 ($k=0.7$)

である。

次に上流マッハ数 M_∞ を 0.43 と上げた場合をみると、定常状態のマッハ数分布は図 10 のようになり、背面側圧力の急激な上昇から衝撃波の発生がわかるが、これをシュリーレン写真で見たのが図 11 である。この時の各翼の変動モーメントの測定結果を図 12(a) ~ (e) に示す。

変動モーメント振幅は振動翼および下流側に位置する -1, -2 番翼では前のマッハ数の低い場合とあまり変わらないが、振動翼より上流側に位置する +1, +2 番翼ではマッハ数の増加とともに小さくなっている。これは振動翼の上面中央付近の超音速域より下流のじょう乱は、超音速を超えて上流へは伝わらないため、上流に位置する翼の変動成分は小さくなる。一方各翼の変動モーメントの中央翼の振動変位に対する位相差 ϕ_M は、前の場合と同様に +1, +2 番翼の遅れが大きくなり、その傾向はマッハ数の増加とともに大きくなる。

次に各翼について求めた変動モーメントを、図 6 で説明したように、中央振動翼のベクトルに隣接各翼のそれを翼間位相差 β をもたせて線形的に重ね合せ、全翼が同時に同振幅、同翼間位相差で振動している場合に相当する変動モーメントを求めその翼間振動位相差 β に対する変化をみたのが図 13, 14 である。

図 6 で説明したように、翼間位相差を β とすると、振動翼のベクトルに各翼のベクトルを、+1, -1 番翼では各々時計回り、反時計回りに β だけ、また +2, -2 番翼では各 2β だけ時計回り、反時計回りに回転させて重ねる。この場合最も絶対値の大きい -1 番翼の重ね方が全体を支配し、この翼列条件では $\beta = 270^\circ$ ぐらいの時、このベクトルの y 軸への写影がプラスで最大となり、これと振動翼ベクトルの y 軸への写影（マイナス）との大小関係でフラッタが発生する

か否かはほぼ決まってしまう。図 13 は $k=0.1$ に対して β を種々変えて全翼のベクトルを合成したもので、点線は非圧縮性の場合の理論値である。この図のように k の小さい場合は、マッハ数が増しても、負減衰の値 ($C_M \sin \phi_M$) はわずかに小さくなる（フラッタに関しては安全側に移行）が、危険翼間位相差も上述の推定のように $\beta = 270^\circ$ 近辺で非圧縮性の場合とあまり大きな差異は見られない。

しかし無次元振動数を増して $k=0.7$ とすると、マッハ数の増大に伴い負減衰の値は小さくなり、上流マッハ数 $M_\infty = 0.43$ で翼面最高マッハ数が超音速となる場合では、すべての翼間振動位相差に対して、モーメントの位相差 ϕ_M は常に負で正減衰となっている。これは前にも述べたが振動数が高くなると、振動翼自体に誘起されるモーメントの変位に対する位相遅れが大きくなり、またそれもマッハ数が高く衝撃波の出るようなところではいっそう遅れるため、その正減衰成分が十分大きく他の翼をどのような位相差で重ね合せても負減衰にはなり得ないためである。このような変化は圧縮性すなわちじょう乱が音速で伝ばすることの結果である。

4. 結 論

フロンガスを用いて遷音速域における翼列の空力的減衰特性を求めたが、空気の場合も本質的特性は変わらないと思われる。一翼振動法をとっているため、じょう乱の伝ばすなわち翼間干渉の仕方など全翼振動法ではかくれていた部分も明らかにすることができた。食違い角の大きい翼列の場合、振動翼から上流に位置する翼ほど変動の時間遅れが大きくなり、またそれも無次元振動数、マッハ数が増すにつれて顕著になる。また変動振幅もマッハ数が高く衝撃波が出ると、超音速域より下流のじょう乱は上流に伝わらな

いため、上流側に位置する翼では小さくなる。

振動翼自体の変位に対するモーメントの位相差は常に負で振動に対して安定だが、これに他の翼の振動が重なると負減衰になることは前にも述べたが、マッハ数、無次元振動数が増すと、この振動翼自体の位相遅れが非常に大きくなり、他の翼の振動をどう重ね合せても負減衰とならず、フラッタは起こらなくなる。したがってマッハ数の影響としては安全側に出ることになる。

なお-2番翼の変動力がかなり大きいことは、食違い角の大きい翼列では、-3番翼の測定の必要性を示唆しているが、全体への影響はそれほど小さくなく基

本的特性に変化はないと思われる。結局、振動翼自体のモーメントの位相遅れの大きさと、下流側-1番翼あるいは-2番翼までの干渉の仕方によって翼列としての特性はほとんど決まってしまうことになり、マッハ数が増すほど上流側の翼の影響はうすれてくる。

今回はタービン翼列としては低轉向角の場合を扱ったが、次報で実機型翼の高轉向角の場合を報告する。

文 献

- (1) Boldman, D. R., NASA TM, 82655 (1981).
- (2) 小林, *Proc. 1983-TOKYO-IGTC*, vol. 2, (1984-4), 539.
- (3) 花村・田中・山口, *機論*, 45-398, B (昭54), 1399.

討 論

〔質問〕 辻 本 良 信 [大阪大学基礎工学部]

著者らの考察による、比較的簡単な装置で効率的にデータの得られる一翼振動法により高速域での減衰力特性を得られたことに敬意を表す。振動周波数が高くなると、ひずみゲージ出力の低下を犠牲にして測定系のねじり固有振動数を上げねばならず、がたのない駆動系の開発とともに難しい問題であったと思うが、測定系の固有振動数を実使用振動数の何倍程度に設定されたか。

〔回答〕 ストレインゲージによるモーメント検出翼は3種類あって、検出部十字ばねの固有振動数は中央の加振翼で約560 c/s、隣接の静止翼(翼間ピッチに

比べてモーメント検出用十字ばね径が大きいので、翼支持軸の長さを変え十字ばねを翼軸方向にずらせて固定している)で、軸の長いものでは約510 c/s、短いものでは約520 c/sで、加振翼は肉抜き軽量化した分だけ高くなっている。今回の実験の加振周波数は最高150 c/sくらいで、この固有振動数で十分であるかどうかは、真空中で振動させた場合の加振翼のモーメント出力(振動数が増すとカムフォロワの変形などによりわずかながら振幅が増す傾向にあり、このため常時振幅をモニタして、出力は単位振幅当たりに直してある)の値が振動数に対して放物線になっていることにより確認できたと考えている。