衝撃波の翼列フラッタへの影響*

(第1報, ねじり振動する遷音速タービン翼列)

小林 紘^{*1}, 生沼 秀司^{*2}

Role of Shock Wave in Aerodynamic Instability in Annular Cascade (1st Report, Transonic Turbine Cascade Oscillating in Torsional Mode)

Hiroshi KOBAYASHI and Hideshi OINUMA

Effects attributable to shock wave movement upon cascade flutter were studied experimentally, using 13 miniature pressure transducers aligned at 3 % chord length intervals on the blade surface of an transonic turbine cascade. The experimental range was for 4 outlet Mach numbers, 4 interblade phase angles and reduced frequencies from 0.028 to 0.330, based on half chord. It was made clear that the shock wave movement strongly affects the occurrence of cascade flutter. The effect was remarkably dependent on an interblade phase angle, not on a reduced frequency or an outlet Mach number. It acts as a blade vibration exciter or a damper. The pressure ratio of the time-variant pressure to the static pressure rise due to the shock wave on the blade surface was about 30%.

Key Words: Unsteady Flow, Compressible flow, Cascade Flutter, Shock Wave, Vibration, Unsteady Aerodynamic Force, Turbine

1. 緒 言

ガスタービンの燃費改善の強い要求から, ターボ機械の段当たりの高負荷化, 翼の薄肉化が進み, ファン・圧縮機やタービンなどの翼列フラッタの可能性はますます大きくなってきている。遷音速あるいは超音速流れの中で作動する翼列においては, 翼面上での衝撃波の発生, あるいは隣接翼で発生する衝撃波の反射が生ずる。翼列翼の振動に起因するこれらの衝撃波の位置変動は, 翼面に急激な圧力変動を起こし, 大きな変動揚力, 変動モーメントを誘起することから, フラッタ発生において大きな影響を与えているものと考えられる。

難波ら⁽¹⁾は, 亜音速軸流速度の超音速翼列に対して, 改良二重線形理論により衝撃波変位効果を解析し, その効果は非定常空気に重大な影響を与えていることを明らかにしている。また, Goldsteinら⁽²⁾は, 翼間垂直衝撃波を通じて, 定常圧力上昇を生ずる平板翼列モデルの理論解析を行い, 衝撃波の影響による曲げ振動

フラッタの可能性を示している。

遷音速流れの中で振動する単独翼の実験的研究結果⁽³⁾⁽⁴⁾は, 翼振動にともなう衝撃波位置変動が, 翼の非定常空力特性に大きな影響を及ぼすことを明らかにしている。しかしながら, 超音速二次元翼列を用い, 振動する翼列翼に作用する非定常空気を測定した Fleeter らの実験結果⁽⁵⁾は, 衝撃波位置変動による影響を全く示していない。Davis ら⁽⁶⁾は, ホログラフ法を用いて, 振動する環状翼列の衝撃波の位置変動を測定し, これと, 有限要素法を用いたポテンシャル理論による計算結果から, 衝撃波の位置変動は, 翼面上に大きな変動圧力を発生することを予測している。この場合, 衝撃波による翼面上の圧力変動は測定されておらず, また, 実験例も少ない。また, 花村ら⁽⁷⁾も一翼振動法にて, 翼に作用する空力モーメントを測定しているが, 衝撃波の直接の作用は明確にされていない。このように, 翼列において, 衝撃波位置変動によって誘起される変動圧力の特性, ならびにその翼列フラッタに対する効果は, 実験的にほとんど明らかにされていない。

航技研では, 遷音速流れで作動する翼列の非定常空力特性を研究するため, 翼列の振動モードを制御できる特殊な加振装置を内蔵した, フロンガス環状振動翼

* 昭和63年3月18日 関西支部第63期定時総会講演会において講演, 原稿受付 昭和62年8月28日。

^{*1} 正員, 航空宇宙技術研究所 (〒182 調布市深大寺東町7-44-1)。

^{*2} 航空宇宙技術研究所。

列風洞を開発した⁽⁸⁾。振動翼面上に多数の超小形圧力センサを配備し、翼に作用する変動圧力の詳細な測定を行い、遷音速タービン翼列⁽⁹⁾、ならびに超音速圧縮機翼列⁽¹⁰⁾の非失速ねじりフラッタ領域、およびフラッタ発生への非定常パラメータの影響などを明らかにした。また、翼面上の衝撃波の位置変動は、翼面に大きな変動圧力を誘起することを一部⁽¹¹⁾明らかにしている。しかし、その解明には、より詳細な翼面上の変動圧力測定が必要とされた。

本研究では、上記の翼列風洞を用い、ねじり振動する遷音速タービン翼列において、隣接翼後縁からの衝撃波の反射点位置変動によって、翼面に誘起される変動空気力の特性とその翼列フラッタの影響を実験的に解析した。精密で詳細な測定を行うため、翼面上、3%翼弦長間隔で変動圧力を測定できる翼を用い、翼に設定された細管と超小形圧力センサの組合せ、あるいは、直接、翼に圧力センサを埋め込んで、翼面上の変動圧力分布を測定した。実験は、非定常パラメータ(無次元振動数、翼間振動位相差)やマッハ数の広い範囲にわたって行われた。

衝撃波位置変動によって、誘起される変動空気力の翼列フラッタへの効果、およびその効果の非定常パラメータによる変化などを調べ、衝撃波位置変動は大きな圧力変動を誘起し、翼列フラッタ発生に強い影響を与えること、ならびにその翼列フラッタへの効果は、翼間振動位相差によって異なることなどを明らかにした。

2. 主 な 記 号

- A : 変動圧力振幅 (翼振動と同一周波数成分)
 a : ねじり中心位置の X 座標値 (原点は翼前縁で翼弦長にて無次元化)
 b : 翼幅
 c : 翼弦長
 C_{mi} : 非定常ねじりモーメント係数 (翼の頭上げの作用を正とする)
 ΔE : 単位翼素面に作用する流体の非定常エネルギー
 K : 無次元振動数 $= \omega c / 2U_2$
 U_2 : 翼列の流出速度
 α_1 : 翼のねじり振幅 (Radian, 翼の頭上げを正)
 ρ : 流体の密度
 ϕ : 非定常圧力などの位相遅れ (翼振動変位を基準)
 ω, f : 翼の振動数
 σ : 翼間振動位相差 (翼背側位相進みを正とする)

3. 実験装置と計測方法

試験翼列を構成する 16 枚の翼を一定ねじり振幅、任意の一定翼間振動位相差のもとに、強制加振する機械的加振装置を内蔵したフロンガス環状翼列風洞に、表 1 の主要諸元を有する遷音速タービン翼列を組み込み、実験を行った⁽⁹⁾。

翼列の静特性は、翼列上流、および下流の五孔ピトー管による流れの測定、翼間通路と翼列上流と下流位置のダクト壁面での静圧分布測定、ならびに翼面上の圧力分布測定によって得られた。振動時に翼に作用する非定常空力モーメント、および翼面上の変動圧力分布は、翼表面のスパン中央の翼弦方向に 22 箇所 (翼の背側と腹側の各々 11 点の合計 22 点) に設定された $\phi 0.5$ mm の圧力孔から測定された。各々の圧力孔は、内径 $\phi 2.0$ mm の細管を経て、超小形圧力センサと接続されている。圧力孔から小形センサまでの距離は、約 80 mm である。

本実験では、特に、隣接翼後縁から発生する衝撃波の位置変動によって、翼面上に誘起される変動圧力を詳細に測定するため、上記の変動圧力分布の測定結果に基づき、衝撃波反射点領域を中心として、翼面上 3%翼弦長間隔で合計 16 点の測定孔を有する翼 (図 1) を製作し、風洞に組み込んだ。振動時の変動圧力測定は、 $\phi 0.5$ mm の圧力測定孔とそれに連結した内径

表 1 試験翼列の主要諸元

Chord length : 72mm	Torsional axis position:			
Aspect ratio : 0.357	(X, Y) = (0.195, 0.11)			
Camber angle : 60.8°				
Stagger angle : 45.5°	Pitch-chord ratio			
Max. thickness	Tip	Midspan	Hub	
ratio : 0.124	0.873	0.804	0.763	

①	13.1	⑤	28.8	⑨	45.0	⑬	58.0
②	16.9	⑥	36.0	⑩	48.3	⑭	61.2
③	21.1	⑦	38.3	⑪	51.5	⑮	66.0
④	24.9	⑧	41.7	⑫	54.7	⑯	69.1

図 1 3%翼弦長間隔の変動圧力測定翼と測定孔位置

φ1.0 mm の細管に超小形圧力センサを取付けて、または、直接、超小形圧力センサを翼に埋め込んで行われた。

この細管系を用いた翼面変動圧力測定においては、細管測定系や圧力センサの直流増幅器ならびにデータレコーダの周波数応答特性による実測データの補正が必要である。補正の主体となる細管系の周波数応答特性は、細管形状と翼表面の圧力測定孔上を流れる流体の速度ならびに変動圧力周波数の関数であり、プローブ管周波数応答測定装置⁽⁸⁾を用いて測定された。

細管を含む圧力測定系の周波数応答特性を図2に示す。図2より、圧力変動の周波数のみならず、測定孔表面(翼表面)を流れる流速が、圧力測定系の周波数応答特性(振幅と位相遅れ)に強い影響を与えることがわかる。翼振動変位信号と変動圧力信号を伝達関数処理した後、この補正がなされている。伝達関数は32回平均化処理され、信号強化されている。

補正された測定値を用いて、翼列翼のねじり振動時に単位翼表面に作用する変動流体力として、非定常圧力振幅 A と翼振動に対する位相遅れ ϕ の翼弦方向分布を算出した。翼列翼のねじり振動に対する空力安定と不安定(構造不減衰の場合、フラッタの発生を意味する)は、翼振動1サイクルごとに流体力のなす仕事、すなわち、非定常空力ねじりモーメント係数の虚数部

の正負によって判定した。非定常ねじりモーメント係数の $C_{m\dot{\alpha}}$ の位相が 0° から 180° 間にある場合(すなわち、虚数部が正值)、ならびに翼面上各点での局所流入エネルギー ΔE が正值の場合、流体力は翼振動を空力不安定化する作用をなすことを意味する。 $C_{m\dot{\alpha}}$ と ΔE は、次式により算出されている。

(1) 無次元非定常空力ねじりモーメント係数 $C_{m\dot{\alpha}}$

$$C_{m\dot{\alpha}} = \frac{1}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 C^2 a_1} \int_0^1 \{ \Delta P_{ai}^* (a^* - x_i^*) - \Delta P_{ai}^* (a^* - x_i^*) \} dx^* \dots\dots\dots (1)$$

(2) 翼列に作用する空力エネルギー ΔE を単位翼表面当たりのエネルギーとして

$$\Delta E = \Delta P_{ai}^* (a^* - x_i^*) \cdot \sin \phi_i / \left(\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c a_1 \right) \dots\dots\dots (2)$$

また、変動圧力振幅 A を

$$A \equiv \Delta P_{ai} / \left(\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 a_1 \right) \dots\dots\dots (3)$$

ここで、 ϕ は翼振動と変動圧力の位相差、 a_1 は翼振幅、 ΔP_{ai} は変動圧力の翼と同振動数の成分を表す。+ は翼背側、- は翼腹側を示す。 a, x_i はそれぞれ、ねじり軸、および圧力測定孔の x 座標であり、座標原点は翼前縁である。* は翼弦長で無次元化された長さを示す。

4. 実験結果と考察

実験は、四つの流出マッハ数 $M_2=1.214$ (これは、流

図2 本実験で使用した圧力測定系の周波数応答特性

図3 翼背面上の局所流速分布

量調整開度 35 % に対応する), $M_2=1.277(40\%)$, $M_2=1.359(50\%)$, $M_2=1.397(60\%)$ について行われた。翼弦長を基準としたレイノルズ数 Re は, 1.91×10^6 から 5.4×10^6 の範囲であった。設定された各定常流において, 16 枚のすべての翼を, 無次元振動数 $0.028 \sim 0.330$ の範囲内, ならびに 4 種類の翼間振動位相差 σ (翼背側位相進みが正, $+67.5^\circ$, 0.0° , -67.5° , -90.0°) で強制調和ねじり振動して, 翼面に作用する非定常空気力を測定した。

4.1 タービン翼列の静特性と振動特性 翼列上流, ならびに下流の円周方向静圧分布の測定結果から, 翼列方向流れの良い周期性が確認された。また, 半径方向の流れのトラバース測定により, 流入流れは, 流入角, 流入マッハ数とも 1 ピッチ間でスパン方向も含めて一様であるとの結果が得られた⁽⁹⁾。

図 3 は, 翼背面側, 翼スパン中央での翼弦方向の局所マッハ数分布を流出マッハ数四つの場合について表している。全ての流れ条件において, 翼面上の流れは, 前縁から 25% 翼弦長まで亜音速流れであり, 25% 翼弦長点でマッハ数は 1.0 となり, その下流で超音速となっている。約 45% 翼弦長において現れる大きなマッハ数変化は, 図 3 中のスケッチ ($M_2=1.277$) でも示されるごとく, 隣接翼後縁から発する衝撃波が, 背面の 45% 翼弦長付近で反射するために発生しているものである。図 3 中のスケッチは, 環状翼列間流れの可視化用シュリーレンシステムによって得られたものである。

16 枚の翼の振動に関して, 例えば, 150 Hz 加振で翼間振動位相差 67.5° に設定した場合, 振動振幅の平均値 1.07° , 標準偏差 0.08° , 翼間振動位相差の平均値

図 4 翼面上の非定常圧力分布と局所エネルギー分布 ($K=0.093$, $M=1.277$)

図 5 翼面上の非定常圧力分布と局所エネルギー分布 ($K=0.251$, $M=1.277$)

67.6°, 標準偏差 6.36° であった。この小さな振幅, 位相差のばらつきは, 機械的加振装置の工作精度と組立精度のわずかな翼間での相違によるものである。これらの値は, 本実験の最高加振振動数 300 Hz まで同様であり, 翼列フラッタ実験を遂行するために必要十分な条件を満たしていることが確認された⁽⁸⁾⁽⁹⁾。

4.2 衝撃波位置変動の翼列の空力不安定に与える効果 実験結果の一例として, 流出マッハ数, $M_2 = 1.277$, 無次元振動数 $K = 0.093$ と 0.251 の二つの場合の翼背側, および腹面側の非定常圧力分布を図 4 (a) ~ (c) と図 5 (a) ~ (c) に示す。これらは, 翼背面と腹面の 22 点変動圧力測定から得られたものである。図 4 と図 5 の (a) ~ (c) の三つのグラフは, 無次元振動数が同一で, 翼間振動位相差が異なる三つの場合のものである。各々図中には, 翼振動と同周波数成分の変動圧力振幅 A , およびその翼振動変位に対する位相差 ϕ , ならびにその変動圧力の翼振動に対する仕事, すなわち翼素エネルギー ΔE を表示している。横軸は, 翼前縁を 0.0, 翼後縁を 1.0 とした翼面上の測定位置を, 図 4, 5 の ↑印の位置は, 衝撃波の位置変動による変動圧力が計測された測定箇所を示す。

衝撃波位置変動による変動圧力振幅は, 翼間振動位相差 $\sigma = \pm 67.5^\circ$ の場合, 近傍の翼面上のもの約 2~3 倍である。 $\sigma = 0.0^\circ$ の場合, 圧力振幅は他の σ 値の場合に比して, いくぶん小さい。その変動圧力の位相差 ϕ を, $\sigma = +67.5^\circ$ と $\sigma = -67.5^\circ$ の場合で比較すると, $\sigma = +67.5^\circ$ では $90 \sim 180^\circ$ 間の位相進みであるのに対して, $\sigma = -67.5^\circ$ では $180 \sim 290^\circ$ 間の位相進みである。このため翼素エネルギー ΔE は, 前者が正值であるのに対して, 後者では負値となっている。衝撃波位置変動によって誘起される変動圧力は, $\sigma = +67.5^\circ$ では翼を励振する作用をなすのに対して, $\sigma =$

-67.5° では逆に翼振動を抑制する作用をなす。 $\sigma = 0.0^\circ$ では, 無次元振動数によって変動圧力の作用を異にしている。これらの傾向は, 他の無次元振動数, および流入マッハ数に対して同様であった。

図 6 は, 翼面上の 22 点の非定常圧力測定データから計算された, 非定常空力ねじりモーメントの振幅と位相差 (翼振動を基準としたもの) の無次元振動数に対する変化を示す。図 6 は, 流出マッハ数 $M_2 = 1.277$ の場合で, 翼間振動位相差三つの場合の実験結果を含んでおり, ねじりモーメントの位相差が $0 \sim 180^\circ$ 間にある場合, 翼列フラッタが発生することを意味する。これまでの多くの他の研究から亜音速流れのタービン翼列においては, 翼間振動位相差が $\sigma = -67.5^\circ$ 付近の値で翼列フラッタが発生することが明らかにされている。しかしながら, 本実験結果は, 超音速流出の遷音速タービン翼列では, $\sigma = -67.5^\circ$ のみならず $\sigma =$

図 7 衝撃波位置変動で誘起される翼面上の変動圧力波形

図 6 非定常空力ねじりモーメントの無次元振動数に対する変化 ($M = 1.277$)

図 8 変動圧力のパワースペクトル

+67.5°においても翼列フラッタが発生することを示した。 $\sigma=+67.5^\circ$ の場合の翼列フラッタの発生には、衝撃波位置変動によって誘起される変動空気力による効果大きい。

翼間振動位相差 $\sigma=+67.5^\circ$ の場合には、翼腹面ねじり軸下流に作用する変動圧力は翼振動を抑制する作用をなす(ΔE 値が負)が、一方、衝撃波位置変動点を含む翼ねじり軸下流の翼背面上では、翼振動を励振(ΔE 値が正)する作用をなす。後者による作用がいくぶん大きいため、翼に作用する流体エネルギーは正值、すなわち、非定常ねじり空力モーメントの位相差は180°より小さくなり、翼列の空力不安定(翼列フラッ

タ)が発生している。(図4と図5参照)。

一方、翼間振動位相差 $\sigma=-67.5^\circ$ の場合には、衝撃波位置変動点を含めた近傍では、翼振動を抑制する作用(ΔE 値が負)をなしている。しかし、翼背面側ねじり軸前方と下流の一部、ならびに腹面側ねじり軸下流で、翼を励振する作用(ΔE 値が正)をなしているため、翼全体に作用する流体エネルギーは正值、すなわち、ねじりモーメントの位相差は約90°となり、翼列フラッタが発生している(図4と図5を参照)。

4.3 衝撃波位置変動によって誘起される変動圧力波形とそのスペクトル 3%翼弦長間隔測定翼に直接、超小形圧力センサを埋め込み、衝撃波位置変動によって誘起される変動圧力を測定した。実験結果の一例として、流出マッハ数 $M_2=1.397$ 、翼間振動位相差 $\sigma=-67.5^\circ$ で、無次元振動数 $K=0.057$ (翼振動数50 Hz)と $K=0.227$ (200 Hz)の二つの場合の変動圧力波形とそのスペクトルを図7と図8に示す。誘起される変動圧力波形は、ほぼ正弦波に近く、無次元振動数の上昇につれて、波形は幾分歪みはするが、基本的には正弦波形状である。変動圧力の翼振動と同一周波数成分と、その二次成分とを比較すると、その差は翼振動50 Hzで25 dB, 200 Hzで18 dB程度である。スペクトルも、変動圧力波形は翼振動と同周波数成分が主体となっていることを明らかにしている。変動圧力波形は、本実験での翼間振動位相差、無次元振動数、および流出マッハ数の非定常パラメータに対して、ほとんど変化しなかった。

4.4 衝撃波位置変動効果のマッハ数および非定常パラメータに対する変化 3%翼弦長間隔測定翼によって測定された、衝撃波位置変動点を含む翼面上の

図9 翼背面上の衝撃波位置変動点付近の非定常圧力分布

図10 衝撃波と位置変動によって誘起される変動圧力振幅と位相差の無次元振動数に対する変化(翼間振動位相差 $\sigma=+67.5^\circ$ の場合)

図11 衝撃波位置変動によって誘起される変動圧力振幅と位相差の無次元振動数に対する変化(翼間振動位相差 $\sigma=0.0^\circ$ の場合)

非定常圧力分布図の一例を図9(a)と図9(b)に示す。図9の(a), (b)は、それぞれ、流出マッハ数は同一条件で無次元振動数と翼間振動位相差の異なったものである。衝撃波位置変動点において、変動圧力振幅はピークを有している。これらの一連の実験結果から、衝撃波位置変動によって影響を受ける翼面上の翼弦長方向の領域は、6%翼弦長程度と推定された。

衝撃波位置変動によって誘起される変動圧力の流出マッハ数、無次元振動数ならびに翼間振動位相差に対する変化を図10~13に示す。図中には、変動圧力(翼振動と同一周波数成分)振幅 ΔP_i と衝撃波による翼面上での静的圧力上昇 ΔP_s との比 $\Delta P_i/\Delta P_s$ と、変動圧力の翼振動変位に対する位相差 ϕ の無次元振動数に対する変化を、四つの流出マッハ数の場合について表す。位相差が $0 \sim 180^\circ$ 間にある場合、変動圧力は、翼振動を励起する作用を有する。

翼間振動位相差 $\sigma = +67.5^\circ$ の場合、圧力振幅比 $\Delta P_i/\Delta P_s$ は $20 \sim 40\%$ であり、無次元振動数の増加に対してもあまり変化せず、また、流出マッハ数の変化に対しても大きな変化はなく、30%前後の値である。位相差は、翼間振動位相差の増加につれて、40%程度減少するが、位相差の値は $130 \sim 80^\circ$ の間にあり、翼を励振する作用を有する。

翼間振動位相差 $\sigma = -67.5^\circ$ の場合、振幅比の無次元振動数、流出マッハ数に対する特に目だった変化は見られず、25%から30%程度と、ほぼ一定値であった。位相差は $\sigma = +67.5^\circ$ の場合と異なり、その値は $230 \sim 250^\circ$ の間にあり、誘起変動圧力は翼振動を抑制する作用を有した。この位相差も、流出マッハ数、および無次元振動数に対してほとんど変化せず、ほぼ一定

値を示した。 $\sigma = -90^\circ$ の場合は、作用も含めて、すべて $\sigma = -67.5^\circ$ の場合と同様の結果であった。

$\sigma = 0.0^\circ$ の場合、振幅比は他の翼間振動位相差の場合に比べて小さく、 $6 \sim 18\%$ 間の値を示した。この値は、無次元振動数、および流出マッハ数に対して大きな変化はなく、多少、無次元振動数の増加にともない増加する傾向を有した。一方、位相差は無次元振動数の変化に対して、 $10 \sim -60^\circ$ 間で大きく変化する。そのため、誘起変動圧力の翼振動に対する作用は一定していない。この傾向は流出マッハ数が異なる場合でも同様であった。

大きな転向角を有する遷音速タービン翼列の非定常空力特性を明らかにするため、本実験でのタービン翼列は、航技究において軽量ジェットエンジンの遷音速タービン翼列として開発され、直線翼列風洞で翼列特性を明らかにしたものを取り上げた。風洞での測定上から、節弦比0.7を0.8として使用した。

翼列の節弦比が変化した場合、定常流が特に大きく変化しなければ、衝撃波の翼列フラッタへの影響の変化としては、翼面上の反射点の位置変化が主な問題となる。翼面上の反射点位置が節弦比の大(小)によって翼前縁方向(翼後縁方向)に移動する。このため、ねじり軸が翼前縁側にある場合、衝撃波位置変動(振動によるもの)に起因した変動圧力の非定常空力モーメント(腕の長さが変化するため)が異なってくる。節弦比が大き(小さ)くになるとモーメントが小さ(大)くなる。衝撃波による圧力変動が励振力として作用している場合には、節弦比の減少にともなってモーメントが大きくなるため、フラッタ発生への寄与が大きくなると考えられる。

図12 衝撃波位置変動によって誘起される変動圧力振幅と位相差の無次元振動数に対する変化 (翼間振動位相差 $\sigma = -67.5^\circ$ の場合)

図13 衝撃波位置変動によって誘起される変動圧力振幅と位相差の無次元振動数に対する変化 (翼間振動位相差 $\sigma = -90.0^\circ$ の場合)

5. 結 論

フロンガス環状振動翼列風洞内で振動する翼列翼に多数の超小形センサを組み込み、従来、実験的に明らかにされていなかった、衝撃波位置変動によって誘起される翼面上の変動圧力の翼列フラッタに対する効果の研究を進めている。本研究では、振動する遷音速タービン翼列内の、隣接翼後縁から放射される衝撃波の反射点位置変動によって、翼面上に誘起される変動圧力の特性、ならびに翼列フラッタへの効果を調べた。

実験は、四つの流出マッハ数にて行われ、その各々において、4種類の翼間振動位相差が設定され、その各々のケースに対して、無次元振動数(1/2 翼弦長を基準)0.028~0.330の範囲で行われた。変動圧力測定は、3%翼弦長間隔で翼面上の非定常圧力測定できる翼を用い、細管と超小形センサの組合せ、あるいは、直接、翼に圧力センサを埋め込んで行われた。

一連の本実験から、以下の事柄を明らかにした。

(1) 衝撃波の位置変動は、翼列フラッタ発生に大きな影響を与える。この位置変動によって翼面上に誘起される変動圧力の翼振動に対する作用は、非定常パラメータのうち、特に翼間振動位相差に非常に大きな影響を受ける。従来、亜音速タービン翼列フラッタが発生し難かった翼間振動位相差 $\sigma = +67.5^\circ$ では衝撃波位置変動の影響で遷音速翼列フラッタが発生している。一方、亜音速流れでも翼列フラッタが発生する $\sigma = -67^\circ$ では、衝撃波位置変動は逆に翼振動を抑制する作用をなしている。

(2) 衝撃波位置変動によって誘起される変動圧力振幅 ΔP_i の、衝撃波による翼面上の静的圧力上昇 ΔP_s に対する比 $\Delta P_i/\Delta P_s$ は、20~40%の範囲内であり、その影響を受ける翼面の翼弦方向範囲は約6%翼弦長で

ある。

(3) 圧力振幅比 $\Delta P_i/\Delta P_s$ は、翼間振動位相差 $\sigma = 0.0^\circ$ では10%程度であることを除けば、非定常パラメータの無次元振動数、翼間振動位相差、翼列の流出マッハ数に対する変化は小さく、ほぼ一定であった。

(4) 衝撃波位置変動によって誘起される変動圧力の波形は、無次元振動数(翼振動数)の上昇につれて、幾分歪みはするが、ほぼ正弦波形に近かった。この波形は、無次元振動数、翼間振動位相差、流出マッハ数の非定常パラメータによってほとんど変化しなかった。

本実験は、通産省工技院ムーンライトの高効率ガスタービン技術開発に関する研究の一つとして行われたものである。実験遂行には、研修生の花輪有雅、小泉辰栄、斉藤修、稲垣多澄、南保健君の助力があったことを記し、ここに謝意を表する。

文 献

- (1) 難波・利光, 機論, 53-496, B (昭62), 3568.
- (2) Goldstein, M. E., Willis, B. and Adamczyk, J. J., *J. Fluid Mech.*, 83-3 (1977), 569.
- (3) Tijdman, H. and Seebass, R., *Ann. Rev. Fluid Mech.*, (1980), 181.
- (4) Shiratori, T. and Tanida, Y., *Proc. Tokyo Int. Gas Turbine Congr.*, 83-GT-IGTC-85 (1983).
- (5) Fleeter, S., Novich, A. S., Riffel, R. E. and Caruthers, J. E., *ASME Paper*, No. 76-GT-17 (1976).
- (6) Davis, M. R. D. and Brayanstone, R. P. J., *ASME Paper*, 84-GT-174 (1984).
- (7) 花村・山口, 第26回航空原動機に関する講演会, (昭61-2).
- (8) 小林, 機論, 52-474, B (昭61), 713.
- (9) 小林, 機論, 52-474, B (昭61), 514.
- (10) 小林, 機論, 52-480, B (昭61), 2926.
- (11) 小林, ガスタービン学会誌, 13-49 (昭60), 65.