

遷音速タービン振動翼列の空力特性

青塚 瑞穂, 渡辺 紀徳

Aerodynamic Characteristics of Oscillating Turbine Cascade in Transonic Flow

by

Mizuho AOTSUKA, Toshinori WATANABE

Abstract

The unsteady flow field around an oscillating blade of a transonic turbine cascade was numerically analyzed with a developed Euler code. The aim was to clarify the mechanism of vibration instability of the turbine blades found in the previous experiment. In the experiment, two flow patterns were adopted, one of which had a near-design condition, and the other had an off-design condition with lower pressure ratio. From the measurement of unsteady aerodynamic force, a range of interblade phase angle was found where the blade vibration was unstable. The instability was remarkable in the near-design point, while it was much suppressed in the off-design condition. It was realized that the negative influence coefficients of damping from neighboring blades of the oscillating one were added each other in the near-design condition. In the off-design case, on the other hand, the coefficients were cancelled out to abbreviate the instability. The numerical results were verified to well reproduce the unsteady flow fields obtained in the experiment in a qualitative sense. The vibration instability was found to come from the strong unsteady aerodynamic force in the midchord area of a blade, in the near-design point, which was generated by the change of flow channel area due to the blade oscillation. When the shock wave from the adjacent blade impinged around the midchord position in an off-design flow condition, the phase angle of the unsteady force significantly changed between the upstream and the downstream region of the shock. The vibration instability was thereby suppressed.

1. 緒言

近年のジェットエンジンやガスタービン、蒸気タービンなどでは性能向上のためにタービン翼列を通る流れは遷音速領域に達する。それに伴う翼間衝撃波の存在や曲げ剛性の低い薄翼の使用により翼には振動問題が発生しやすくなっている。また、蒸気タービン等では運転負荷の調整のために部分負荷状態で運転されることもあり、その際のランダムな流れによる強制振動等が問題となってくる。このような流れ場でのタービン翼列の非定常空力特性を詳しく解明するために遷音速直線翼列風洞による実験及び数値解析を行った。

遷音速タービン翼列の振動特性に関する実験⁽¹⁾により、低い無次元振動数で振動が不安定になる領域の存在が確認された。また、設計点に近い流れ場と、部分負荷の流れ場を比べた場合、設計点に近い流れ場の方が不安定性が強いこと、および不安定性には衝撃波入射位置の違いによる非定常空力の位相の変化が重要な要因であることが分かった。

本研究では、翼面上の衝撃波の挙動や翼面上の各点における圧力振幅の変化を詳細に調べ、不安定の生じる物理的メカニズムを解明することを目的に流れ場の数値解析を行った。

2. 数値解析法

2.1 基礎方程式および計算法

基礎方程式には2次元Euler方程式を用い、Harten-Yeeのupwind-type TVDスキームを採用した。時間積分は陰的に行い、行列反転の近似にLU-ADI法を用いている。

計算格子は、図1に示すようにH型格子である。本計算で

は翼列の食い違い角が大きいため、通常の方法でH型格子を作ると翼の前・後縁付近で格子が大きく斜めに歪み、その付近での格子の直交性が低くなるので、翼後縁から生じる衝撃波が鮮明に捉えられない。そこで、翼型を形成するグリッド数を正圧面と負圧面とで変えることにより、翼列後流部の上側と下側の格子点の対応をずらして、翼後縁付近での直交性を高くしてある⁽²⁾。

非定常計算の際には実験⁽¹⁾と同様に一翼振動法⁽³⁾を採用し、7枚の翼に挟まれた6つの翼間流路を計算領域にとって、中央の翼を振動させた。翼の振動に伴う格子変形の様子を図2に示す。翼の振動は正弦的なので、各格子点も正弦振動を行うことになる。そこで各タイムステップで格子の時間的および空間的な変化量を計算し、格子データは静止状態のものだけを用意すれば良いようにした。この方法により、各ステップごとにポアソン方程式を解いて格子を生成し直すよりも、計算時間を大幅に短縮することができる。各格子点の振動振幅は他の格子点座標に影響されず、その点から翼面までの距離によって決定される。振幅は翼面近傍では翼とほぼ同じで、翼から離れるに従って小さくなるようにした。

2.2 境界条件

境界条件としては、流入境界で全圧、全温、および流入角を固定し、リーマン不変量を計算領域の内側から上流方向へ外挿した。流出境界では静圧を固定し、密度、x方向速度、およびy方向速度を内側から外挿している。ただし、出口境界において境界線に直交する速度成分が超音速の場合、静圧も一つ内側の点から外挿するようにした。翼面では固体壁境

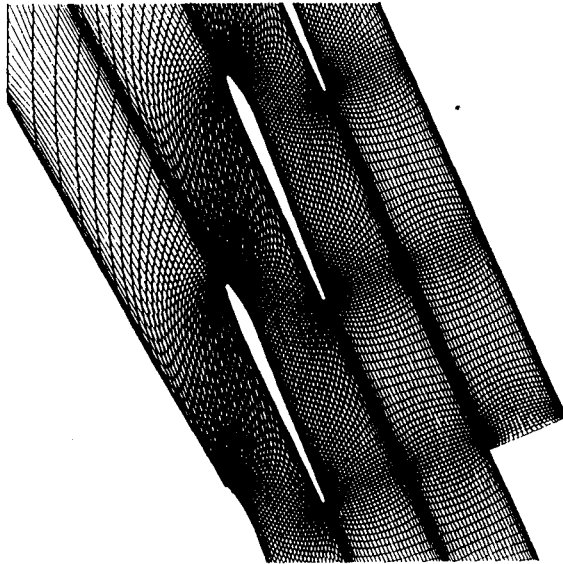


図1 計算格子

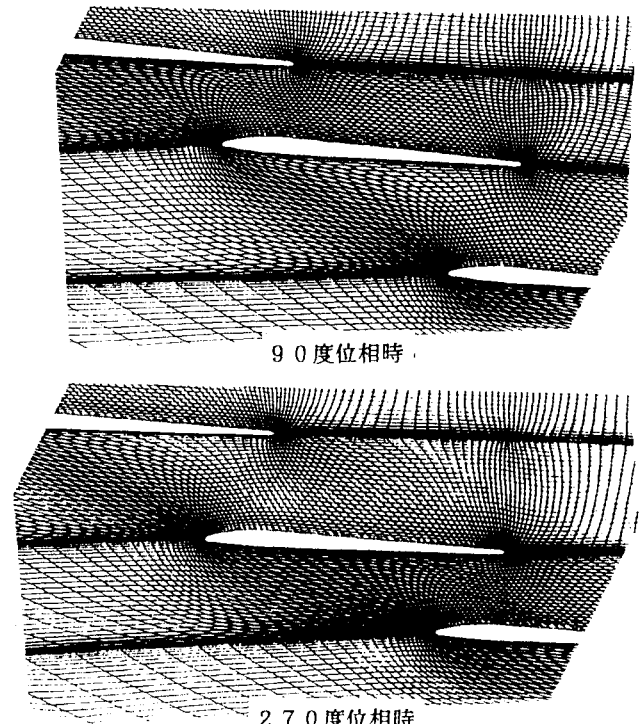


図2 格子変形の様子

表1 翼列諸元

迎角	α	0	(deg)
流入角	$\beta 1$	156	(deg)
流出角	$\beta 2$	5	(deg)
食い違い角	γ	156	(deg)
翼ピッチ	s	36.12	(mm)
翼弦長	c	42.49	(mm)
翼幅	b	50	(mm)
縦横比	c/b	0.85	
節弦比	s/c	0.85	

表2 流入・流出条件

	ケース1	ケース2
全圧(kgf/cm ²)	1.92	1.64
全温(K)	300	300
流入マッハ数	0.88	0.77
入射角(deg)	0	0
出口静圧(kgf/cm ²)	0.44	0.7

界条件を用い、非粘性流れであるために、壁面の法線方向速度を0とした。また、翼のキャンバライン延長上にある境界には、ピッチごとの周期性を利用した周期境界条件を与えた。非定常計算の際には、計算領域の一番外側の境界は、一番下側の境界と一番上側の境界で周期境界となっている。

3. 結果および考察

翼型および翼列は実験と同じものを用いた。翼型はVKI Tip Section 3で、翼列諸元は表1に示す通りである。

3. 1 定常計算の結果

実験においては設計点に近い流れ場と、これよりも圧力比の低い部分負荷の流れ場の2種類で計測を行った。数値解析においてもこれら二つの流れ場について計算を行うこととし、実験に合わせて定常流れ場計算の流入・流出条件を設定

した。設計点に近い流れ場をケース1、部分負荷の流れ場をケース2と呼ぶことにする。それぞれの流入・流出条件は表2のようになる。

図3は定常流れのマッハ数等高線の計算結果で、図3(a)はケース1、(b)はケース2の結果を示している。実験時の流れ場のシュリーレン写真と、図3のマッハ数等高線とを比較してみると、膨張扇、衝撃波、ウエークの位置や形などが良く一致している。

図4には翼面上マッハ数のコード方向分布の計算結果と実験結果とを合わせて示す。図4(a)はケース1、(b)はケース2の結果である。横軸は翼コード方向位置xをコード長Cで無次元化した距離を、縦軸はマッハ数Mを表している。計算から得られた衝撃波入射点の位置や加速プロファイルは実験と良い一致を見せている。ただし、ケース2の背側で衝撃波入射点(約42%コード位置)以降のマッハ数分布が、実験と計算で異なっている。これは非粘性流れの計算であるために、衝撃波が入射した後の剥離泡の存在や境界層厚の増加が捉えられていないためと思われる。

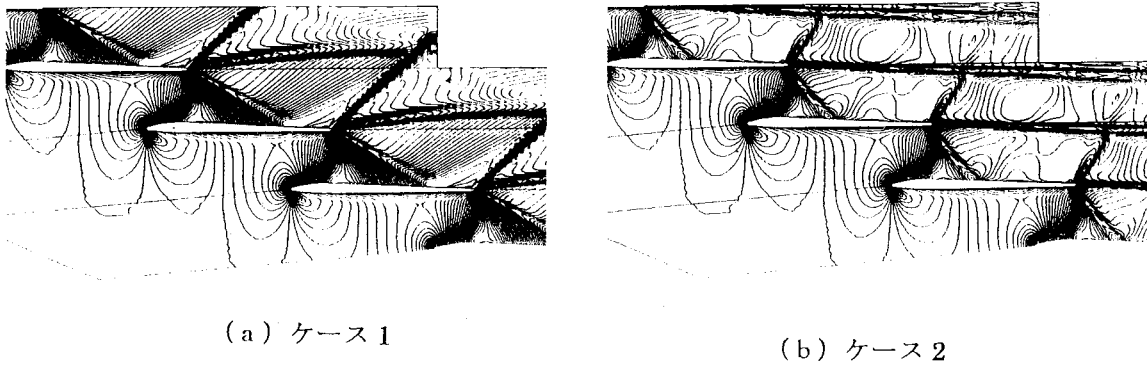


図3 マッハ数等高線

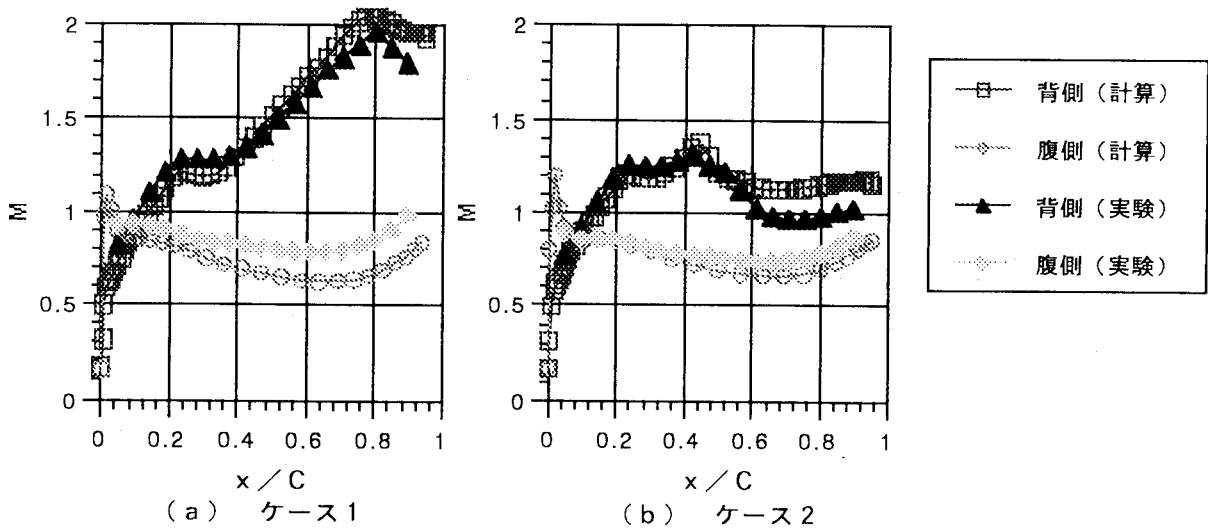


図4 翼面上マッハ数分布

これらの図から流れ場の様子を見ると、亜音速で流入して来た流れは翼間流路で加速され、スロート部で音速を超える。翼背側では翼面に沿って加速され、その後、翼型の直線部に入ると若干減速されるが、背面側隣接翼の後縁部から生じる膨張波が入射すると再び加速される。翼の後縁から生じる衝撃波は、ケース1では腹側隣接翼の負圧面約80%コード位置に入射し、ケース2では約42%コード位置に入射する。ケース2の方がタービン背圧が高いため、衝撃波入射点が上流に位置している。一方、腹側の流れ場の様子を見ると、ケース1、ケース2共に翼間でチョークしているため、両者はほぼ同じである。

3. 2非定常計算の結果

数値解析においても実験と同様に一翼振動法⁽³⁾を用いた。加振翼を0番翼とし、加振翼に近い翼から順に腹側の翼番号を+1, +2, ..., 背側を-1, -2, ...と付ける。図5(a)に翼振動の一周期間に翼に流入する励振エネルギーEの計算結果を、図5(b)には対応する実験結果を示す。翼振動数は10Hzで、半弦長を基準とした無次元振動数kは 5.23×10^{-3} である。エネルギー入力、各翼で計算した影響係数を各翼間位相差で重ね合わせるにより

算出した。図は横軸が翼間位相差 σ で、縦軸が翼に流入するエネルギーEを表している。Eが正の場合に翼の振動は不安定になる。図には各翼からのエネルギー流入を個別に計算したものと、それらを合計したものとを同時にプロットしてある。図5(b)では前報で述べたように、 $\sigma > 0$ の範囲で翼振動が不安定となり、励振エネルギーの大きなピークが現れる。一方、図5(a)の計算結果を見ると、ピークの高さは実験結果より低いものの、同じ σ の範囲に振動不安定が示されている。また、このピークが+1番翼からと-1番翼からのエネルギー流入が重ね合わされることにより形成されていることも、計算結果でよく再現されている。

図6は計算した励振エネルギーをケース1とケース2とで翼振動数が82Hzの条件で比較したもので、図6(a)はケース1、(b)はケース2の結果である。ケース1では $k = 4.29 \times 10^{-2}$ 、ケース2では $k = 5.85 \times 10^{-2}$ となっている。実験ではケース1の方がケース2よりも振動の不安定性が強いという結果が得られているが、図6でも(a)と(b)とを比較すると、全翼の合計による励振エネルギーが(a)では $\sigma > 0$ の範囲で正になるのに対し、(b)では常に負となっている。また、各翼からのエネルギー流入を見る

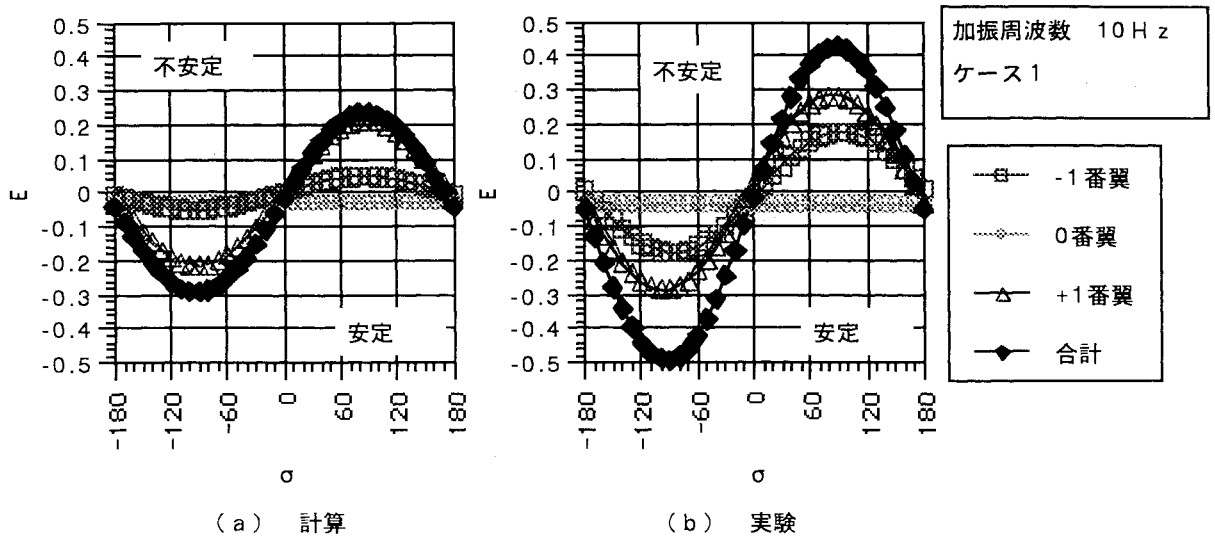


図5 励振エネルギーの実験と計算との比較

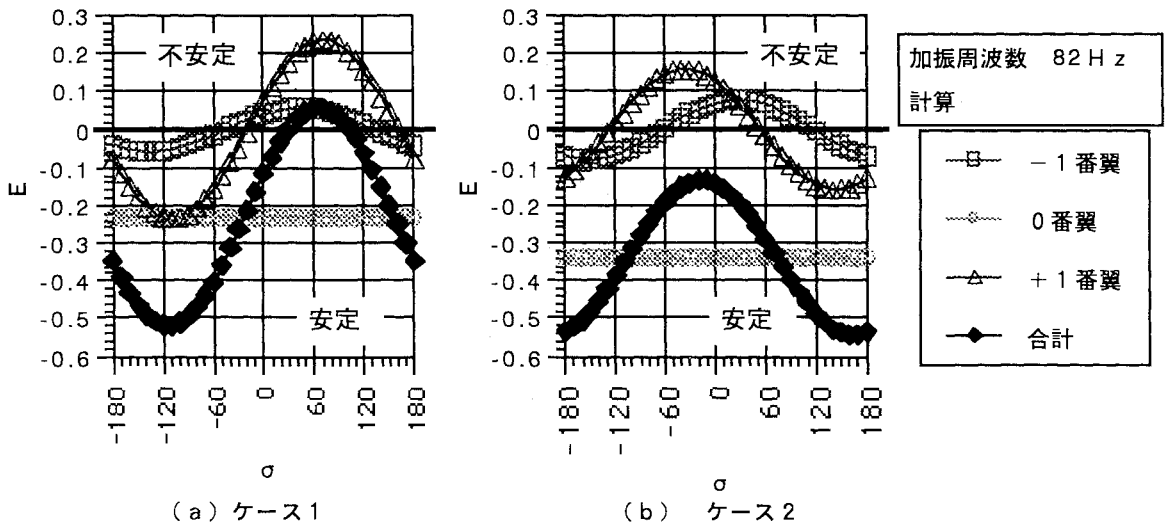


図6 各翼ごとの励振エネルギー (82 Hz)

と、(a)では±1番翼からのエネルギー流入のピークがほぼ同じ翼間位相差に存在している。一方(b)では、-1番翼からのエネルギー流入はケース1と同様の分布をしているが、+1番翼からのエネルギー流入はピークの位置が σ の負の方向にずれている。そのため、ケース1では±1番翼からのエネルギー流入が重ね合わされる結果、 $\sigma > 0$ でEが正となるのに対し、ケース2では±1番翼からのエネルギー流入が相殺されるため、振動が安定になっている。このケース1、2で±1番翼からのエネルギー流入が重ね合わされるか否かによって、振動の安定・不安定が決まるといふ現象も、実験で得られたものと同じである。

以上の検討から、本計算法による振動翼列の解析は、実験で捉えられた非定常空力特性を定性的によく再現し得ると判断できる。

図6で示されたように、±1番翼のエネルギー流入が重ね合わされるか相殺されるかは、+1番翼の空気力の位相により決定されている。そこで、この位相が変化する原因を調

べるために、翼面上の非定常圧力の分布を見て行くことにする。+1番翼背面の非定常圧力分布を図7に示す。腹側については、ケース1、2ともにほとんど振幅が現れなかったので省略する。グラフは翼面上のコード方向の各点での変動圧力を、翼振動速度と同位相の成分(実部, C_{pr})と、翼振動変位と同位相の成分(虚部, C_{pi})に分解し、(a)に C_{pr} を(b)に C_{pi} をプロットしたものである。図を見るとケース1、2ともに C_{pi} に大きな振幅が生じているのがわかる。図7(b)でケース1の C_{pi} の分布を見ると、流れが強く加速され始めている20%コード位置付近から、衝撃波入射点である80%コード位置より前の領域において、大きな圧力振幅が生じている。また、衝撃波入射点である80%コード位置付近では、目立った圧力振幅は生じていない。一方、ケース2では衝撃波入射点付近で大きな圧力振幅が生じている。42%コード位置付近の衝撃波入射点より前の領域においては、 C_{pi} はケース1とほぼ同様の圧力分布をしているが、ちょうど衝撃波入射点で符号が反転し、その直後に大きな負

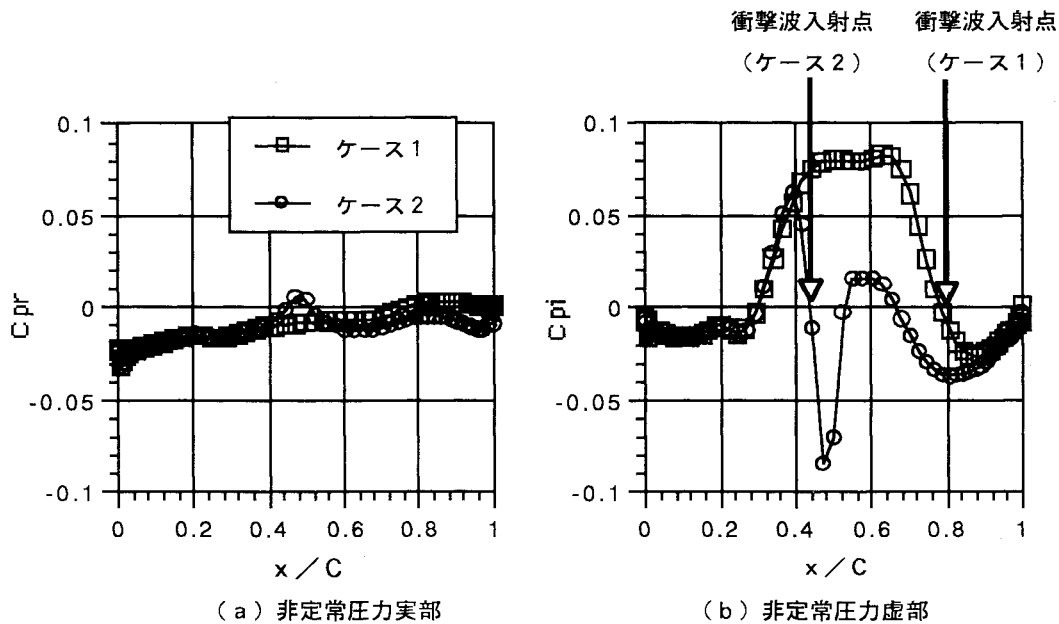


図7 +1番翼背側非定常圧力

の値の振幅を生じている。このケース1、2での非定常圧力分布の違いが、翼全体にかかる空気力の特性を支配していると考えられる。

ケース1で翼弦中央部に見られる C_{pi} の大きな値は、翼振動に伴って翼間流路面積が変化するために生じるものと考えられる。ケース1での翼振動の不安定は、この非定常圧力に起因している。一方ケース2では、翼背面の4.2%コード位置に入射した衝撃波が、その下流で C_{pi} の符号を逆転させる、即ち非定常圧力の位相を逆転させる効果を持つため、図6に見られた流入エネルギーの位相変化が生じ、翼振動が安定化されると考えられる。ケース1でも背面に衝撃波が入射するが、図7(b)に示されるように、入射点が後縁に近いため、その影響は小さい。

衝撃波入射点の前後で非定常圧力の位相が逆転することは、少なくとも準定常の範囲では、図4の翼面上マッハ数分布から定性的に理解される。即ち、図4(b)で、ケース2の背側のマッハ数分布を見ると、衝撃波入射点である4.2%コード位置の前後でマッハ数分布の勾配が正から負に入れ代わっている。この時翼面圧力分布は、その勾配が負から正に入れ代わっていることになる。この圧力勾配が衝撃波前後で維持されつつ、衝撃波が翼振動に伴って背面上を前後に振動したとすると、背面上の4.2%コード位置の前後の点では、位相が反対の圧力変動を受けることになる。

4. 結論

実験で見いだされた遷音速タービン翼列における振動不安定の機構を明らかにする事を目的に、2次元オイラー方程式を用いた流れの数値解析を行い、以下の結論を得た。

- (1) 2次元オイラー方程式による数値計算の結果、実験結果と定性的に良く一致する解が得られた。
- (2) 設計点近傍のケース1と、高背圧の部分負荷条件である

ケース2とで、翼振動の不安定性は大きく異なるが、それは振動翼の腹側の隣接翼から振動翼にもたらされる励振エネルギーのピークの位相が、流れ条件により変化することに起因している。

(3) ケース1では、翼振動に伴う翼間流路断面積の変化に起因する非定常空気力が、振動に不安定を生じさせる位相を有する。これに対しケース2では、翼弦中央部に入射する衝撃波により非定常圧力の位相が逆転し、それに伴って非定常空気力の位相も大きく変化する。その結果、ケース2ではケース1に比べて翼列の振動は安定となる。

(4) 衝撃波の入射による非定常圧力の位相の逆転は、準定常的には衝撃波の前後で翼面圧力分布の勾配が負から正に変わることによって説明される。

参考文献

- (1) 青塚、町田、渡辺：遷音速タービン翼列の振動特性、第25回ガスタービン学会定期講演会講演論文集(1997.5), p.19.
- (2) Tanuma, T., Yamamoto, S., Yuan, X., and Daiguji, H., Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines, (1995), p.691, Elsevier Science B.V.
- (3) 花村、田中、山口：振動翼列における非定常流体力測定に関する一実験法、機械学会論文集、45-398、B(1979.10)、p.1399.