

剥離を伴う遷音速タービン翼の非定常空力特性

Unsteady Aerodynamic Characteristics of Transonic Turbine Blades with Flow Separation

木村 泰徳*¹
KIMURA Yasunori

柴田 貴範*¹
SHIBATA Takanori

中野 晋*¹
NAKANNO Susumu

尾崎 修一*¹
OZAKI Shuichi

平野 孝典*²
HIRANO Takanori

藤本 一郎*²
FUJIMOTO Ichiro

ABSTRACT

The effect of flow separation on flutter characteristics of an oscillating turbine cascade has been studied by using a linear cascade wind tunnel. The middle blade in the linear cascade was oscillated in a pitching mode at up to 250Hz in this study. Unsteady aerodynamic forces were evaluated by strain gauges on the blade supporting bars, and their aerodynamic works were calculated by the influence coefficient technique to analyze the aerodynamic stability under all blade oscillation. Experimental conditions range from subsonic to supersonic outflow conditions whose inlet flow angles cover attached and separated flow regimes. Comparison with the CFD results showed that the effect of flow separation on flutter characteristics was not predominant because the flow separation on the blade pressure surface only affects pressure distributions in the flow separated area, where pressure fluctuations are small.

Key words : Turbine, Flutter, Shock Wave, Separation, Unsteady, Transonic

1. 緒言

近年、蒸気タービンの出力、効率向上のため、低圧タービン最終段の長翼化が進んでいる。しかし、長翼化は動翼の曲げ剛性の低下につながるため、翼振動によるトラブルを誘発させやすい。

翼振動によるトラブルの一つに翼列フラッタがある。これは、翼振動と流れの連成によって生じる自励振動の一種であり、翼が振動することにより、流れからエネルギーを得て、さらに振動が増幅する現象である。

フラッタの発生は流れ場に強く依存し、特に衝撃波が発生している場合や、剥離域を伴う場合に発生しやすいとされている。例えば超音速流出タービン翼列を対象としたフラッタ研究の一つに花村^{(1),(2)}らの研究がある。彼らは、剥離を有しないタービン翼列について、流出マッハ数が増加するほど、空力励振エネルギーが増加すると結論づけている。また、Eguchi⁽³⁾らは、部分負荷時における流入角が背打ちとなり腹側に大きな剥離域を生じる

流れ場では、並進振動モードが不安定化する可能性があるとされている。

さらに長翼では、構造面の工夫として、翼先端部や翼中間部にシュラウドやタイボスをそれぞれ設け、隣接翼との連結を強めた構造を採用することが多い。このような連結構造により翼の振動モードとしては、ねじりと曲げが混在した連成モードとなり、特にねじり振動による曲げ方向に受ける仕事が支配的となって不安定化に寄与することが指摘されている⁽⁴⁾。

しかし、そのような連成モードの影響を、遷音速タービン翼列において調査した研究例は限られており、実験と解析の両面からの分析が求められている。

本報告では、遷音速タービンを対象に、直線翼列風洞を用いた振動翼列試験と数値解析を実施した。それらの結果を基に、流出マッハ数の増加や剥離の有無により、非定常空力特性がどのように変化するかを明らかにする。

2. 振動翼列試験

2.1 実験設備

本試験では、超音速の翼列流れを実現し、その流れの中で翼の高振動加振を実現するため、図1に示す拓殖大学所有の密閉式の回流式風洞⁽⁵⁾を使用した。この風洞は、

原稿受付 2015年1月20日

校閲完了 2016年2月26日

*1 三菱日立パワーシステムズ(株) 研究所
〒312-0034 ひたちなか市堀口832-2

*2 拓殖大学

内圧を負圧に保ったまま試験が可能で、流路途中の熱交換器により気流空気を常温程度に保持可能という特徴をもつ。このため、翼にかかる流体力が軽減されるうえ、気流の高温化による翼の材料強度の低下も回避できる。

図2に示すように、風洞テストセクションに9枚の翼を設置した。衝撃波反射を抑えるため下側の後流板は多孔板とした。本試験では、中央翼のみをねじり加振し、各翼の非定常空気を計測した。中央の加振翼は、翼前縁から32%コード位置を中心にして加振する。計測対象は、加振翼に加え、上流側の翼2枚と下流側の翼3枚とした。加振翼は加振装置に、静止翼は風洞側壁のフランジ面にそれぞれ取り付けられている。静止翼はフランジ面とともに回転可能であるため、翼に対する流入角を変化させた試験が可能となっている。

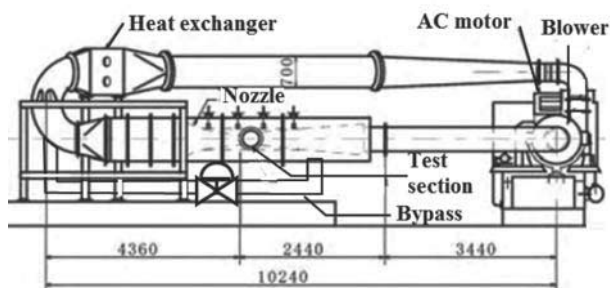


Fig. 1 Overview of the wind tunnel

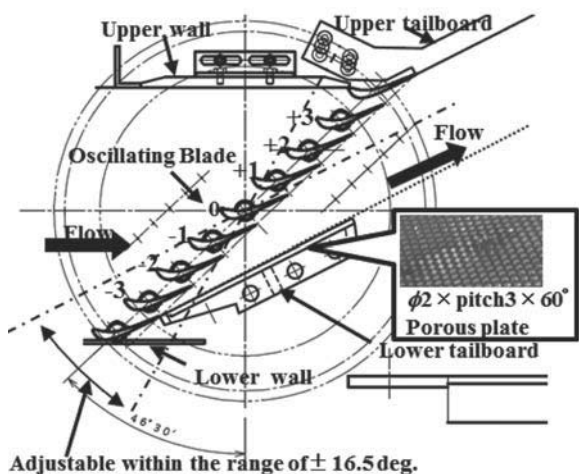


Fig. 2 Test section of the wind tunnel

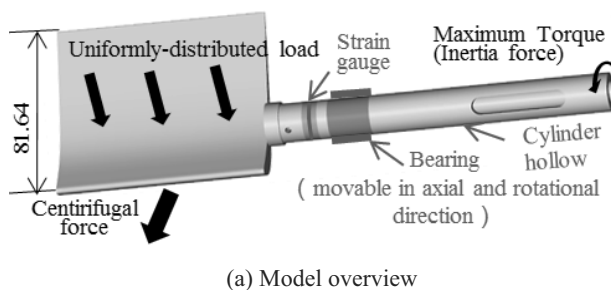
翼の加振装置としては、カム式加振機⁵⁾を利用した。カム式加振機は、モーターの回転を伝える入力軸と加振翼とともにねじり振動する出力軸を持つ。入力軸には波状の溝が施されており、出力軸にはローラーが繋がれている。入力軸の回転により、ローラーが溝に沿って動くことで、出力軸は翼とともにねじり振動する。翼の振動時における慣性力を軽減するため、加振翼の材質には比強度の高いTi-6Al-4Vを採用した。図3(a)に加振翼とその支持部を示す。翼はパイプ状の支持部によって片持ち支持されており、その表面には歪ゲージが貼付されている。パイプの端部は、カップリングによりカム加振機の

出力軸と接続され、パイプの途中には軸受けが設置されている。この際、翼の固有振動数を高めるため、軸受けと翼の間の距離は可能な限り近づけるよう配慮した。また、翼の固有振動数には、パイプ部の軸径も関与しており、パイプ部に添付した歪ゲージの出力と翼の固有振動数の背反関係を考慮し、パイプの軸径を選定した。

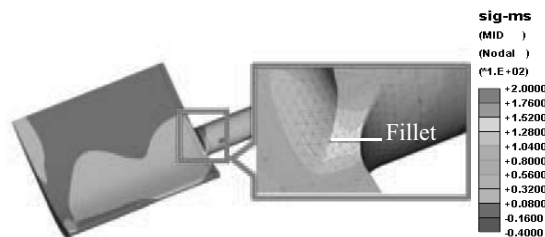
加振翼は、250Hzという高振動数で振動するため、過大な慣性力がカム加振機や加振翼に掛かることとなる。加振の振幅を小さくすれば、その慣性力を軽減することが可能だが、反面、発生する非定常流体力が微弱になり、計測が難しくなる。そこで、振動によって生ずる流体力の大きさとカム加振機に掛かる慣性力の両面を考慮し、最終的には翼の振幅を片振幅 0.7° とした。

FEMにより、加振翼の強度信頼性を評価した結果を図3に示す。計算条件は図3(a)中に示す。慣性力の最大値をパイプ端部に与え、定常的な流体力を翼部に分布させた。更に、ねじり振動による遠心力を各計算要素に分布させた。ただし、FEMは振幅 2° で計算したため、安全側の評価となる。

得られたミーゼス応力分布を図3(b)に示す。翼とパイプの接合部に最大応力となる領域が存在する。最大値が十分な安全率を確保するよう、接合部のフィレット半径の大きさを設計した。また、平均荷重として定常流体力を、振動成分として慣性力と遠心力を与えた疲労強度も評価し、各部の応力振幅が許容応力振幅以下であることを確認している。



(a) Model overview



(b) Von Mises stress contour map

Fig. 3 FEM analysis of the oscillating blade

2.2 翼列諸元と実験条件

翼列の主な諸元を以下に述べる。翼のコード長は81.64mm, ピッチコード比は0.65である。翼列流れの二次元性に影響を与える翼のアスペクト比は, 1.22とした。翼の両端には空気力によるたわみを許容するため, 間隙を設けた。

実験条件を表1に示す。流出マッハ数 M , 流入角 α , 及び無次元振動数 $k=2\pi fc/U$ をパラメータとして変化させた。ただし, f, c, U はそれぞれ振動数, コード長, 流出速度である。流出マッハ数は, 亜音速の0.8から超音速の1.2まで変化させた。また流入角は, 付着流れから剥離流れまでを再現するように30度(インシデンス:-20.83度)から63度(インシデンス:-53.83度)の範囲で変化させた。流入角が大きいとき, 翼腹側前縁に剥離域が生じている。振動数は最大で250Hzで, これは $M=1.1$ のときの無次元振動数0.37に相当する。

なお, 後述する粘性計算の結果, 流出マッハ数を固定した場合, 流出角は, 流入角に依らずほぼ一定であったことから, 流出マッハ数を規定することは, タービン翼列出口の修正流量を規定することと同一であると言える。

Table 1 Experimental Conditions

Inflow angle α [deg.]	30-63
Outflow Mach number M [-]	0.8-1.2
Stagger Angle [$^{\circ}$]	58.14
Inlet Flow Angle [$^{\circ}$]	30-63
Frequency f [Hz]	0-250
Reynolds number [-]	9.0×10^5

2.3 計測方法

非定常空力力の計測は, 翼支持部に添付した歪ゲージで行った。本計測では, 歪量が微小であるため半導体歪ゲージ(共和電業 KSP-2-120-E4)を用い, 歪に対する感度を高めた。半導体歪ゲージは, 通常ゲージよりも温度依存性が高いことが知られているが, 本試験で使用した風洞では熱交換器により気流温度を一定に保っているため, 温度依存性によるゲージ率の変化は1%以内にとどまっており, 計測精度上問題とならない。

歪ゲージ貼付部の詳細を図4に示す。ただし, ねじり軸周りの回転角を α とし, ねじり軸と垂直な x, y 平面を定義する。 x 軸は, 翼列の軸方向と 17.4° なす角度とする。歪ゲージはねじり軸方向と軸と 45° 方向に円周上を 90° おきに3枚貼付した。この貼付方法により, x, α 方向の感度を高めることができる。

翼に作用する力が静的である時, 各方向の力 F_x, F_y とモーメント F_a は, 3ヶ所の歪量 $\epsilon_1, \epsilon_2, \epsilon_3$ と定数 $K_{i,j}$ から図4左下の式を用いて求められる。ただし, F_x, F_y, F_a は, 翼スパン方向の分布を平均し, 単位スパンあたりの値とする。また, 定数 $K_{i,j}$ は事前に較正試験により求めるが, 貼付の仕方が理想的な場合, 式中の4成分が

0になる。

翼に作用する非定常力を計測する際には, 静的な歪と力の関係と異なる点が二つある。一つは, 慣性力の影響である。加振翼には非定常空力力の他に慣性力が働くため, 通風時の計測値から慣性力を除去した。慣性力は無風状態で翼を加振して求めた。もう一つは, 非定常空力力の振動数 f が系の固有振動数と近いことによる, 振幅の増幅と位相の遅れが生じる問題である。本試験では, 1自由度減衰強制振動モデルを適用し, 図5に示すような振幅倍率 x/x_{st} と位相遅れ ϕ を式(1)により固有振動数 f_n と減衰率 ζ から求め, その分を計測値から補正した。固有振動数と減衰率の算出には打撃試験を実施した。

$$\frac{x}{x_{st}} = \frac{1}{\sqrt{(1-\beta^2)^2 + (2\zeta\beta)^2}}, \phi = \tan^{-1}\left(\frac{2\zeta\beta}{1-\beta^2}\right), \beta = \frac{f}{f_n} \quad (1)$$

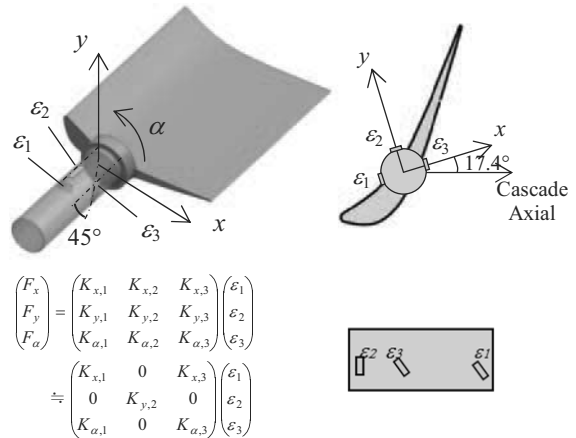


Fig. 4 Method to measure aerodynamic forces

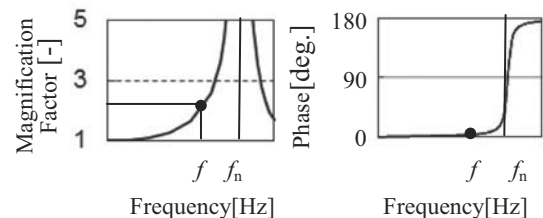


Fig. 5 Effect of high frequency

2.4 分析方法

非定常空力特性の判定は, 全翼が一定の位相差で振動している翼列(全翼振動)中に作用する空力仕事を評価することで行う。空力仕事为正のとき翼列は不安定となる。実験装置の簡便化のため空力仕事取得には一翼振動法⁽⁶⁾を採用した。一翼振動法は, 全翼振動中に作用する非定常空力力は, 各翼からの影響を影響係数の和という形で線形に分離できるといった仮定に基づいた理論である。影響係数は, 一翼のみ振動している翼列(一翼振動)中に作用する非定常空力力を計測することにより求められる。なお, 以下では図2のように中央翼を0番翼, その下流翼を1番翼などと名付けた。

非定常空力力は, 空気力の方向と翼番号を添え字に持

つ複素数 $\tilde{f}_{i,n}$ を用いて表され、振動翼の変位に同期した実部と速度に同期した虚部から構成される。非定常空力は、全圧 p_0 、出口静圧 p_s 、加振翼の振幅 A 及びコード長 c を用いて、以下のように無次元化される。

$$\tilde{c}_{\alpha,n} = \frac{\tilde{F}_{\alpha,n}}{(p_0 - p_s)Ac^2}, \tilde{c}_{x,n} = \frac{\tilde{F}_{x,n}}{(p_0 - p_s)Ac}, \tilde{c}_{y,n} = \frac{\tilde{F}_{y,n}}{(p_0 - p_s)Ac} \quad (2)$$

ただし、振幅 A は片振幅であり、単位はラジアンとする。このとき、全翼振動時の j 方向の非定常空力 \tilde{c}_j は、翼間位相差 σ を考慮した重ね合わせにより、式(3)のようになる。

$$\tilde{c}_j = \sum_{n=-2}^3 \tilde{c}_{j,n} e^{in\sigma} \quad (j = \alpha, x, y) \quad (3)$$

ただし、重ね合わせに用いた翼は、流れ場の周期性が保たれている $-2 \sim 3$ 番翼とした。また、 \tilde{c}_α のうち虚部はねじり加振によるねじり軸周りのモーメントによる空力仕事を意味している。

空力仕事と翼面圧力分布は局所仕事 $L\hat{w}_\alpha$ によって関連づけられる。局所仕事は、翼面上の翼素 dl に作用するモーメントが翼に対してする仕事である。局所仕事は、無次元圧力振幅 \tilde{c}_p と位相 ϕ_p を用いて式(4)のように表せる。

$$L\hat{w}_\alpha = |I| \frac{\tilde{c}_p}{A} \sin \phi_p, I(x) = \left\{ \left(\frac{\vec{r}}{c} \right) \times \vec{n} \right\} \frac{dl}{dx} \quad (4)$$

ただし、 \vec{r} はねじり中心からの位置ベクトル、 \vec{n} は翼面上の単位面積ベクトル、 l は翼面に沿った座標である。式(4)を l について翼周りを1周積分すると、前述の空力仕事となる。

2.5 数値解析

本研究では、二次元の非粘性および粘性解析を実施した。

非粘性解析には、山下ら⁽⁷⁾が開発した線形化オイラーコード^{(8),(9)}を使用した。本計算の格子条件は、格子数約9000点、最小格子幅0.05mmとした。空間方向の離散化には、中心差分を用いた有限体積法を、時間方向にはマルチステップのルンゲ・クッタ法⁽¹⁰⁾（2次精度）を使用している。計算の収束加速のため、ローカルタイムステップとマルチグリッド技術⁽¹¹⁾を用いている。本手法は、翼振動時における非定常流体力を短時間に評価可能であり、主に非定常流れ場の評価に利用した。

粘性解析には、市販の流れ解析ソフトAnsys CFX (Ver.13.0)を使用した。本計算の格子条件は、格子数約10万点、最小格子幅0.01mmとした。ただし、疑似的に2次元計算をするために翼高さ方向に3層の格子を重ね、両端面は、スリップ境界とした。粘性計算実施にあたり、事前に乱流モデルと、乱流遷移の影響について検討した。乱流モデルの影響は、主に剥離域に現れた。SSTモデルは $k-\epsilon$ モデルと比べて、翼腹側前縁部の剥離

領域を大きく評価し、その大きさは実験結果と一致した。乱流遷移の影響は、衝撃波入射位置に現れた。遷移モデル($\gamma-Re_\theta$)を用いると、遷移モデル無の計算の場合と比べて、翼背側の衝撃波入射位置における衝撃波と境界層の干渉をより実験結果に近い形で再現することが可能となった。したがって、本研究では、SST乱流モデルに、遷移モデル($\gamma-Re_\theta$)を組み合わせた方法を採用することとした。本手法は、翼振動を含む非定常解析では多大な計算時間を要するため、主に定常流れ場における粘性効果の評価に利用した。

3. 結果及び考察

3.1 非加振時の流れ場

$M=1.1$ における流れ場をシュリーレン法により可視化した。シュリーレン法では、衝撃波や剥離剪断層等の密度勾配が大きい部分が影となって現れる。可視化結果と密度勾配絶対値の分布（粘性計算結果）を図6で比較する。流れ場の特徴として衝撃波と翼腹側の剥離が挙げられる。

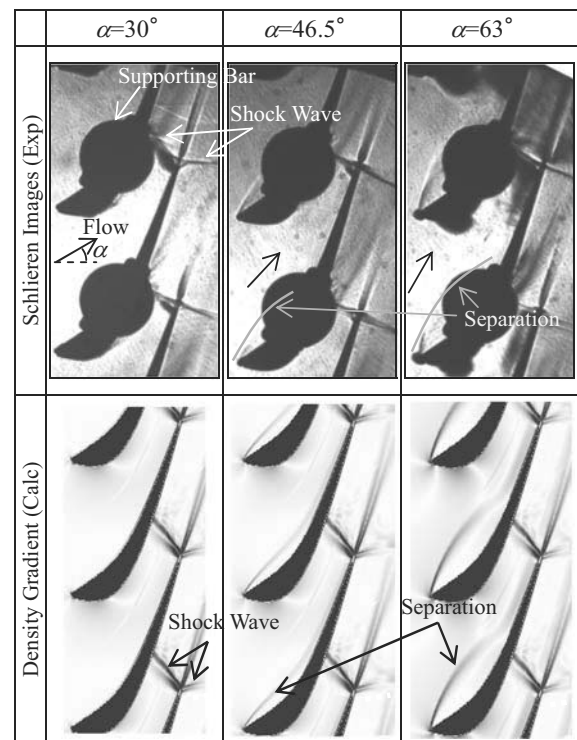


Fig. 6 Flow visualization ($M=1.1$)

$\alpha=30^\circ$ の流れを見ると、衝撃波は、翼後縁から背、腹側双方向へ伸展していることが分かる。衝撃波の一方は隣接翼の背側コード位置約50%位置に入射している様子が実験、計算結果の双方に見て取れる。 $\alpha=46.5^\circ$ 、 $\alpha=63^\circ$ の可視化結果を見ると、こうした衝撃波の形態は流入角による影響を受けていないことが分かる。

また、実験結果から、剥離域の大きさは流入角に依存していることが分かる。剥離域は、 $\alpha=46.5^\circ$ のときには、

翼前縁からコード40%, $\alpha = 63^\circ$ のときには65%まで及んでいる。この剥離域は、低マッハ数領域となり、有効流路面積を減少させている。そのため、図7(a),(b)を見ると、 $\alpha = 46.5^\circ$ や $\alpha = 63^\circ$ の分布は、等エントロピマッハ数が剥離域で $\alpha = 30^\circ$ の分布と比べて増加していることが分かる。しかし、その他の大部分、即ち、剥離再付着点下流や背側ではマッハ数分布は流入角に依存して変化しない。したがって、翼面上マッハ数分布に対して、剥離の影響は剥離域のみに限定的に現れることが分かった。

しかも、図7(c)の非粘性解析結果と実験結果の比較結果を見ると、 $\alpha = 30^\circ$ はもちろん、 $\alpha = 46.5^\circ$ についても、剥離域以外では、非粘性解析でマッハ数分布を模擬できていることが分かる。ただし、剥離域の大きい $\alpha = 63^\circ$ では計算が収束しなかったため結果を省略した。

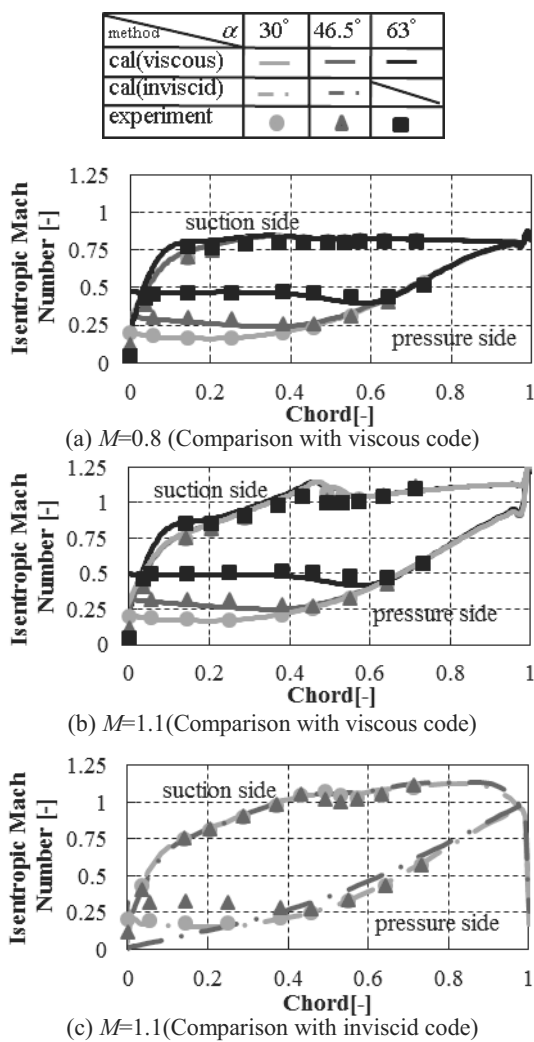


Fig. 7 Blade surface Mach number in chord direction

3.2 加振時の流れ場

翼加振時のねじり軸周りに及び曲げ方向の非定常空気を分析し、非定常空力特性への剥離の影響を見ていく。

ねじり軸周りの非定常空力と空力仕事について述べる。図8に流入角 30° 、 46.5° 、 63° 及び、マッハ数0.8,

1.1における空力仕事の翼間位相差依存性を示す。横軸は翼間位相差を、縦軸は空力仕事を表しており、空力仕事正のとき、翼振動が不安定となる。流入角やマッハ数に依らず空力仕事の分布は、翼間位相差に対する1倍波長に近い形状となっており、さらに、翼間位相差が正の範囲で大きくなっていることが分かる。

こうした特徴は各翼の影響係数の大きさからも説明できる。式(3)から、空力仕事を各翼の影響に分離すると、0番翼の影響は全翼間位相差の平均値、 $\pm n$ 番翼からの影響は n 倍波長となって表れる。図8によれば、 $M=1.1$ のときには $M=0.8$ のときと比べて2倍以上の高調波成分が大きくなるが、高調波の原因となる ± 2 番翼や3番翼は、風洞後流板における衝撃波反射の影響も含むため、妥当性の評価は難しい。しかし、図9で-2番翼から2番翼の影響係数の大きさを見ると、0番翼と ± 1 番翼の影響係数が大きく、空力仕事の分布形状を支配的に決定すると言える。したがって、-1番翼から1番翼までの翼を重ね合わせることで、少なくとも定性的には空力仕事のマッハ数や流入角、振動数に対する傾向を見ることが出来る。

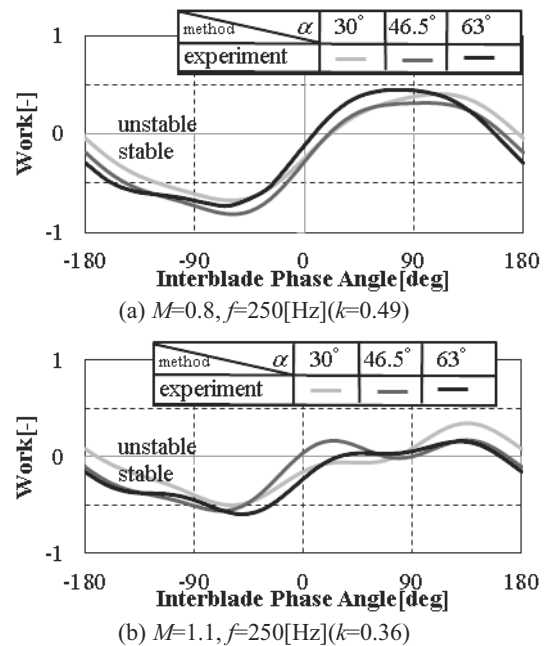


Fig. 8 Effect of inflow angle on aerodynamic work

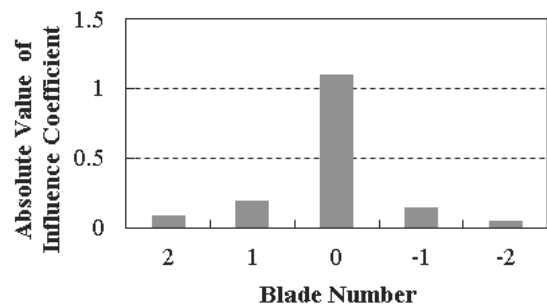


Fig. 9 The Absolute Value of Influence Coefficient \tilde{c}_{an} ($M=1.1, k=0.36$)

そこで、1倍波長成分に着目して、流入角やマッハ数の空力仕事への影響を見ていく。図8によれば、流入角とマッハ数の影響を比べると、後者の方が大きく、 $M=1.1$ のときには $M=0.8$ のときに比べて、空力仕事の最大値と最小値の差が小さくなっている。翼列の安定性を左右する空力仕事の最大値に着目すると $M=1.1$ のときには、低下していることが分かる。空力仕事の最大値のマッハ数や流入角に対する傾向を分析するため、-1番翼から1番翼の影響係数を重ね合わせて空力仕事を算出し、その最大値を3通りの振動数について図10にまとめた。また、表2には、マッハ数、加振振動数と無次元振動数の関係を示した。

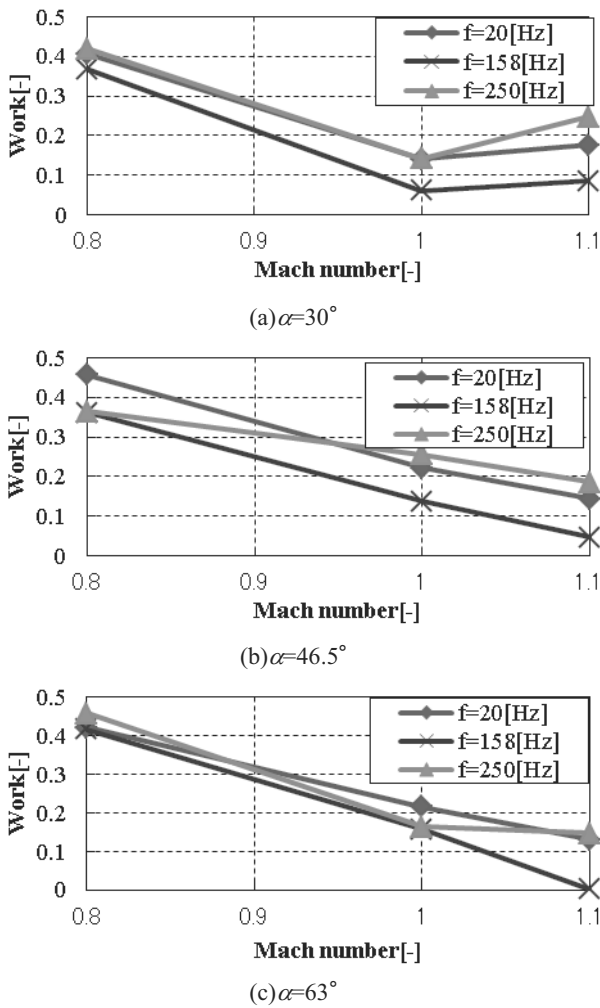


Fig10 The transit of maximum works as a function of Mach number at each frequency

Table 2 Dependency of Reduced frequency k on Mach number

	$f=20$ [Hz]	$f=158$ [Hz]	$f=250$ [Hz]
$M=0.8$	0.04	0.31	0.49
$M=1.0$	0.03	0.25	0.40
$M=1.1$	0.03	0.24	0.37

図10と表2を用いて2通りの無次元振動数について、マッハ数や流入角を変化させたとき影響を考察する。まず、 $k=0.03 \sim 0.04$ の場合について述べる。加振振動数20Hzのとき、無次元振動数は十分低く、 $M=0.8 \sim 1.1$ の範囲では、 $k=0.03 \sim 0.04$ とほぼ一定値となる。このとき、 $M=1.0$ 以上の遷音速では、 $M=0.8$ の亜音速のときと比べて空力仕事小さくなり、安定化していることが分かる。次に $M=1.1$ のときの最大の無次元振動数となる $k=0.37$ のときの特性を見ていく。 $M=0.8, 1.1$ のとき $k=0.37$ に相当する空力仕事は、加振振動数158[Hz]と250[Hz]の空力仕事の幅の中に入ると考えられる。しかし、 $k=0.37$ に相当する空力仕事幅のなかのどこにあったとしても、 $k=0.03 \sim 0.04$ のときと同様に $M=1.0$ 以上の遷音速では、 $M=0.8$ の亜音速のときと比べて空力仕事小さくなるこ

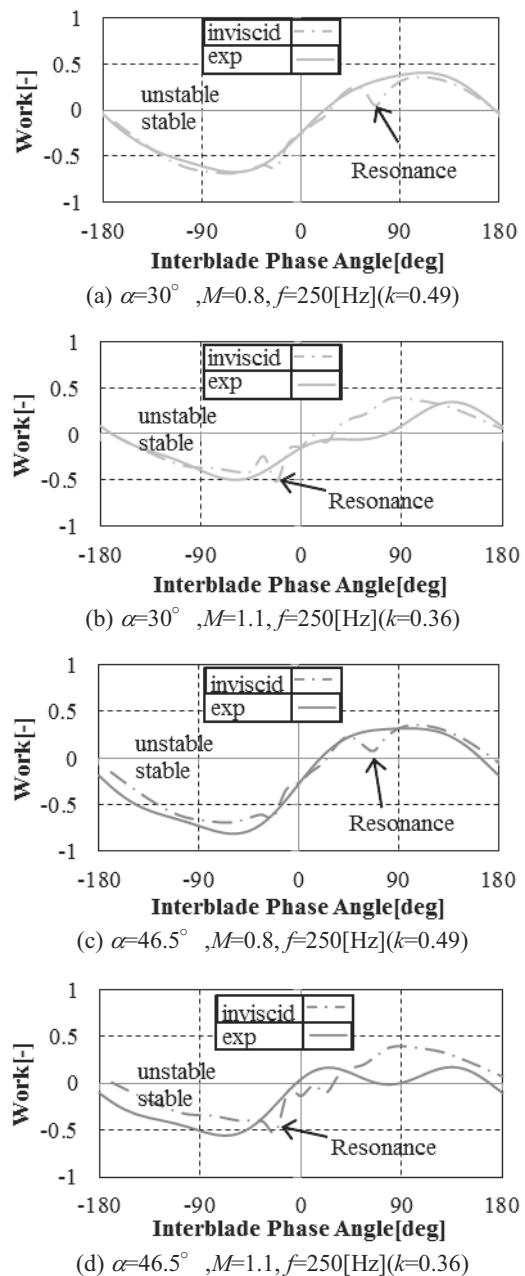


Fig.11 Aerodynamic work on each interblade phase angle

と分かる。しかも、いずれの無次元振動数においても、こうした空力仕事のマッハ数に対する傾向は流入角の違いによる差よりも大きい。

図11(a)~(d)で、各流入角、マッハ数において空力仕事を非粘性解析結果と比較した。各グラフとも翼間位相差の依存の傾向を見ると、実験では翼枚数に限りがあるため、resonance¹²点で差異が生じている。しかし、少なくとも、resonance点を除けば、 $\alpha=30^\circ$ 、 $M=0.8$ のときには解析結果と実験結果がよく一致しており、計測は妥当に行われていると考えられる。

図12にはコード垂直方向の非定常空気力の振幅、位相を示す。翼間位相差正で位相進み、負では位相遅れとなる。翼間位相差の絶対値が大きくなるほど振幅が大きくなることは、スロート幅の変化が大きくなることから納得がいく。振幅が最大となる翼間位相差 180° 、 -180° 付近で、非粘性解析が振幅を5割から6割程度過大に評価しているものの、振幅の翼間位相差への依存性や位相はよく一致している。流入角の違いにより、振幅に差異が見られるが、位相は各グラフの間で大きな違いは見られないため、位相と翼間位相差の関係は流入角にあまり影響されないと言える。フラッタ安定性を決定づけるのは位相であるため、非粘性解析によって定性的な傾向は捉えられていると言ってよい。

このように、ねじり軸周りに及び曲げ方向の空気力はいずれも、空力仕事は剥離の有無により、あまり変化しない。その原因を分析するため、翼面圧力分布の非定常挙動を見ていく。

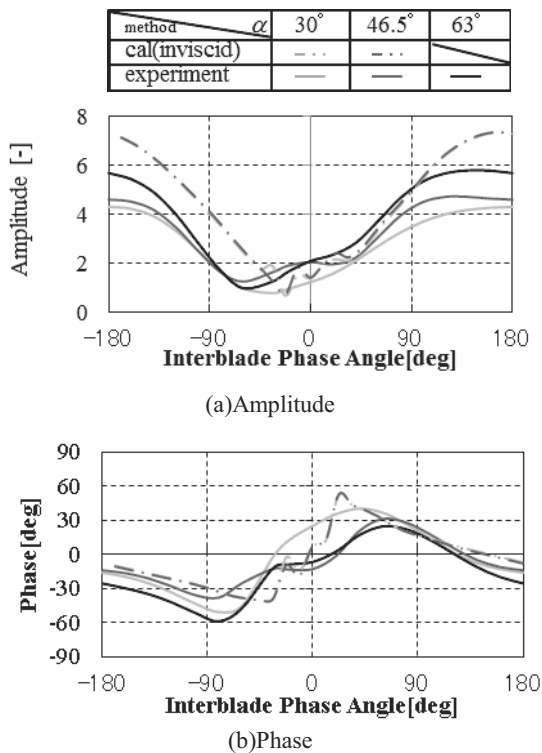


Fig.12 Unsteady aerodynamic force in perpendicular direction to chord ($M=1.1$, $k=0.36$)

図13は、非粘性解析で求めた、翼間位相差 90° のときの翼面局所仕事の分布である。流入角とマッハ数の影響への依存性が示されている。 $M=1.1$ のときの $\alpha=30^\circ$ と 46.5° の結果を比較すると、流入角により局所仕事分布がほとんど変化しないことが分かる。一方、 $M=0.8$ と 1.1 の分布と比較すると、背側50%の衝撃波入射位置付近に急峻な負の局所仕事の領域が現れることが見て取れる。

マッハ数と流入角の変化による、翼の各領域空力仕事の変化を評価した。翼面上を剥離相当域、剥離下流相当域、背側の3領域に分割し、各領域で局所仕事を積分し、図14のようにグラフ化した。ただし、剥離相当域は腹側前縁から40%コード位置までとした。 $M=1.1$ のとき、衝撃波の入射により、翼の背側で負の局所仕事が生じ、 $M=0.8$ のときと比べて、安定化に寄与することが分かる。一方、流入角を $\alpha=30^\circ$ から 46.5° に変化させても、剥離下流相当域や背側ではほとんど変化しないことが分かる。本報では省略するが、粘性解析を用いた準定常解析による分析でも同様の結果が得られたこともあり、流れの剥離が他の領域へ及ぼす影響は小さいと考えられる。その上、剥離相当域の局所仕事は、剥離の有無に関わらず常に小さいままである。そのため、剥離発生の有無によらず、翼全体の空力仕事への流入角の影響は小さいと考えられる。

以上の結果から、今回の翼列では、空力仕事が剥離の影響をあまり受けず、翼列安定性はマッハ数の影響が支配的となって決まると言える。

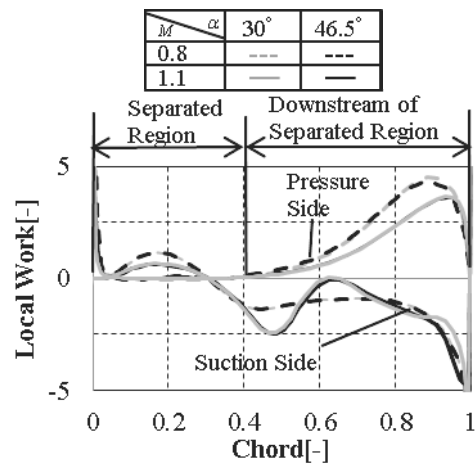


Fig.13 Local work

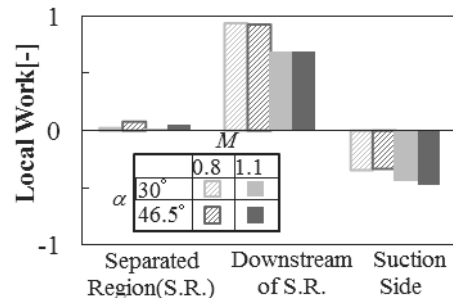


Fig.14 Contribution of three regions to overall work

4. 結言

翼腹側前半部に剥離を有する遷音速タービンにおいて、流出マッハ数の増加や剥離の有無により、非定常空力特性がどのように変化するかを直線翼列試験により調査した。流入角 30° から 63° 、流出マッハ数0.8から1.1の範囲で試験を実施し、以下の知見を得た。

- (1) 翼面腹側の剥離再付着位置の下流や背側では、流入角の変化により定常的な圧力分布が変化せず、剥離の影響は剥離域のみに限定的に表れることが分かった。
- (2) 試験で得られた空力仕事は、流入角よりもマッハ数に強く依存することから、空力仕事は非粘性効果が支配的となって決まる。
- (3) その原因として、剥離が発生しても剥離域の局所空力仕事は小さい上に、剥離の影響が剥離域以外の局所仕事にほとんど現れないことが挙げられる。

5. 謝辞

本研究には、拓殖大学の平本政明氏、川端康介氏、三菱日立パワーシステムズ株式会社の萩原邦弘氏、平野敦也氏、関根裕一氏のご協力を頂いた。ここに記して謝意を表する。

6. 引用文献

- (1) 花村庸治, 山口和夫, “フロン風洞による翼列空力減衰力測定実験-低転向角タービン翼列の場合”, 日本機械学会論文集B編, Vol.52, No.482 (1986), pp.3248-3434.
- (2) 花村庸治, 山口和夫, 平野孝典, 鈴木和富, “遷音速タービンの翼間空力減衰力に及ぼすマッハ数の影響”, 日本機械学会論文集B編, Vol.55, No.512 (1989), pp.951-959.
- (3) Eguchi, T. and Wiedermann, A., “Numerical Analysis of Unstalled and Stalled Flutter Using a Navier-Stokes Code with Deforming Meshes”, *Unsteady Aerodynamics & Aeroelasticity of Turbo Machines*, (1995), pp.237-254, Elsevier Science
- (4) Rice, T., Bell, D. and Singh, G., “Identification of the Stability Margin between Safe Operation and the Onset of Blade Flutter”, *ASME GT2007-27462* (2007), pp.637-648.
- (5) 齊藤正和, 平野孝典, 田中英穂, 平本政明, 藤本一郎, “遷音速圧縮機翼列に生じる翼間衝撃波の変動特性に及ぼす一翼振動の影響”, 日本機械学会論文集B編, Vol.69, No.680 (2003), pp.779-785.
- (6) Hanamura, Y., Tanaka, H. and Yamaguchi, K., “A Simplified Method to Measure Unsteady Forces Acting on the Vibrating Blades in Cascade”, *Bulletin of JSME*, Vol.23, No.18 (1980), pp.880-887.
- (7) Yamashita, Y., Namura, K., Shikano, Y. and Yamazaki, Y., “Unstall Flutter Analysis for a Continuously Coupled Blade Structure”, *Proceedings of the 9th International Symposium on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines* (2000), pp.780-790
- (8) Hall, K. C. and Crawley, E. F., “Calculation of Unsteady Flows in Turbomachinery Using the Linearized Euler Equation”, *AIAA Journal*, Vol.26, No.6 (1989), pp.777-787.
- (9) Hall, K. C. and Clark, W. S., “Linearized Euler Prediction of Unsteady Aerodynamic Loads in Cascades”, *AIAA Journal*, Vol.31, No.3 (1993), pp.540-550.
- (10) Jameson, A., Schmidt, W. and Turkel, E., “Numerical Solution of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge Kutta Time Stepping Scheme”, *AIAA Paper 81-1259* (1981), pp.1-14.
- (11) Jameson, A., “A Solution of the Euler Equations by a Multigrid Method”, *Applied Math, and Computation*, Vol.13 (1983), pp.327-355.
- (12) Bolcs, A. and Fransson, T. H., “Aeroelasticity in Turbomachines, Comparison of Theoretical and Experimental Cascade Results”, *Communication du Laboratoire de Thermique Appliquee et de Turbomachines*, (1986), p.217, Lausanne, EPFL