

タービン翼列の空力特性に対する後流干渉効果 (第1報 時間平均空力特性)

船崎健一 (岩手大工)
手塚信明 (川崎重工)
田沼唯士 (東芝)

1 緒言

近年、ターボ機械内での動静翼列干渉効果、特に上流側翼列からの周期的後流が下流側翼列の空力損失にどのような影響を与えるか、について多くの関心が集まり、かなりの数の研究が行われている⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾⁽⁶⁾。著者らも、上流側翼列を模擬する後流発生器及び直線タービン翼列または平板翼を用いて、周期的後流と翼列との干渉によって生ずる空力損失に関する実験的研究を行っている⁽⁷⁾⁽⁸⁾⁽⁹⁾。これらの研究により、以下のようない知見が得られている。

- 1) 翼面上に剥離を伴わない場合 (レイノルズ数が十分に大きい場合、翼負荷が適度の大きさである場合)、周期的後流の通過は形状損失の増加をもたらす⁽²⁾⁽⁹⁾。
- 2) 周期的後流の影響を受ける翼列下流で計測したよどみ点圧損失 (相対系) は、ピッチ方向に非一様な分布になる⁽¹⁾⁽²⁾⁽⁸⁾。
- 3) 上記の非一様な分布の発生原因としては、静圧の時間的変動の効果⁽³⁾ (wake rectification⁽¹⁰⁾) 及び後流に付随するnegative jetの効果⁽¹⁾⁽⁶⁾⁽¹¹⁾が考えられている。

損失分布の非一様性の発生は、上流側翼列からの後流が翼列を通過する間に翼列とどのように干渉するかを理解する上で重要な現象であるが、静圧変動効果 (非粘性効果) やnegative jet効果 (粘性効果) の詳細な検討や両者の量的関係に関する議論はまだ十分とは言えない。

また、ターボ機械においては、動静翼列間距離は空力特性のみならず翼振動や機械の重量、コストなどにも深く関係するため、その適切な設定が設計上の重要な課題の一つとなっている。これに関しては、

- 4) 動静翼列間距離が拡大することにより、下流側翼列の空力損失は減少傾向を示すが、その減少の割合は比較的小さい⁽¹⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾。

という報告がある。また、上流側動翼列からの後流の影響を受ける圧縮機静翼列に関する数値実験⁽¹²⁾によれば、次の様な成果が得られている。

- 5) 動静翼列間隔を狭めると翼列損失は増加するが、ある範囲の動静翼列間隔の時に、翼列損失が後流の影響を受けない場合の損失よりも小さくなることがあり、その範囲内では損失の動静翼列間隔に対する変化はほとんど見られない。
- 6) 上流側動翼列からの後流速度欠損の減衰は、下流側に静翼列が存在する場合の方が速い。その原因としては、動静翼列間のポテンシャル干渉により後流内の非定常性が増加し、後流の減衰が促進されたためと考えられる。

後流速度欠損の減衰に関しては別の見解も提示されている。

- 7) Poensgen, Gallus⁽¹³⁾は、下流側に静翼列が存在する場合の動翼列後流速度欠損が、静翼列が存在しない場合の約2倍の速さで減衰することを実験的に見出したが、彼らは翼間流路内部流の加速・減速がその原因であるとした。
- 8) 多段圧縮機翼列で動静翼列間距離を短くすると段効率が向上した、というSmithによる興味深い報告がある⁽¹⁴⁾。この現象は、翼間流路内での後流の伸長 (elongation) 及びKelvinの循環定理により後流速度欠損が可逆的に減衰する効果 (reversible wake recovery effect⁽¹⁵⁾) であると説明されている。
- 9) Reversible wake recovery effectの存在を数値的に立証する報告例⁽¹⁶⁾⁽¹⁷⁾がある。Valkov, Tanの数値実験によれば、後流内の非定常性はwake recoveryによる利得を減らす傾向を示す。
- 10) Denton⁽¹⁸⁾は、wake recoveryによる損失低減効果は小さいと推論している。

以上の様に、多くの研究を通じて後流干渉による翼列の空力損失への影響に関する知見が蓄積されつつあるが、様々な要因が複雑に絡み合っている現象であり、まだ多くの解明すべき点が残されている。

本研究では、以上のような研究の現況を踏まえ、前報の研究⁽⁸⁾を発展した形で、タービン翼列の空力損失に与える非定常性 (後流干渉) の効果に関するより詳細な実験を行った。特に、次の2点に研究の焦点を当てた。

- ・ 後流通過周波数や後流特性を変化させた場合の翼列空力特性の変化

・ タービン翼列を通過する際の上流側後流の減衰状況 (reversible wake recovery effectの有無)
 本論文は2部構成になっており、第1報では主に翼列下流で計測した時間平均空力特性について報告し、第2報では、翼列まわりの非定常速度場の計測結果を元に時間平均空力特性で観測された現象を考察するとともに、翼列を通過する際の後流の減衰状況を明らかにする。

2 実験方法

実験方法に関する詳細は既報⁽⁷⁾で示しているため、以下にはその概要を説明する。

2.1 実験装置

図1に実験装置の概観を示す。流量調節弁、送風機、整胴部そして絞りノズルを通過した空気流は、供試部(図中の枠内)に流入する。供試部は、上流側翼列を模擬する後流発生器、供試翼列、翼列下流の偏向板、計測用スリット等を備えた上下端壁などから構成されている。後流発生装置は、直径400mmの円盤外周に円柱を装着した構造になっている。使用する円柱の本数 n は最大で12本、円柱の直径 d は3mm及び5mmの2種類である。円柱は流れに晒されない部分の直径を大きくすることによりその剛性を高めている。後流発生装置の回転数は光学式回転計により求めた。なお、この際円盤1回転毎に発生する信号をA/D変換のトリガー信号として使用する。

図2には供試翼列を示す(後流発生装置の円柱通過位置、計測位置等を併記している)。供試翼列はガスタービン高圧段動翼の平均径翼断面を有する5枚の翼から構成されており、軸コード長 $C_x=100\text{mm}$ 、ピッチ $P_y=85.6\text{mm}$ 、翼スパン長 $H=125\text{mm}$ 、軸方向との相対流入角 $\beta_1=39[\text{deg}]$ 、流出角 $\beta_2=61[\text{deg}]$ である。後流を発生する円柱は、翼前縁から66mm上流の位置を移動している。熱線プローブ等の挿入用スリットは翼列上流(Slot 0)、下流(Slot 1)にそれぞれ1つずつ配備されている。座標系は、翼列軸方向を x 軸、ピッチ方向を y 軸及び翼スパン方向を z 軸とする。なお、翼列下流においては、流出方向に x^e 軸、それと直角方向に y^e 軸を設定している。

供試翼列の上流には乱流格子が装着できるようになっており、主流乱れを変化させることができる。

2.2 計測装置

空力計測には、5孔ヨーメータ及びI型熱線プローブを使用した。それぞれのプローブの位置決めには専用のPC制御されたトラバース装置を使用している。

2.2.1 5孔ヨーメータ 翼列上下流における3次元時間平均流を計測するために、従来型の5孔ヨーメータを使用した。試験に使用した5孔ヨーメータは、プローブヘッド直径が約2mmで、プローブヘッド上部に十分なクリアランスを設けることでブロック効果をもとめ最小にする構造になっている。5孔ヨーメータの較正には専用の較正風洞を使用した。まず、よどみ点圧、流速、ピッチ角及びヨー角を5つの圧力情報から算定するためのデータを取得し、最小自乗法によりそれぞれの特徴値を与える二変数多項式の各係数を決定した⁽¹⁹⁾。圧力計測には微差圧用圧力変換器を使用した。圧力計測の不確かさは、入口動圧の約1.5%である。

2.2.2 熱線プローブ 翼平均高さ位置での二次元的な流れ場の非定常特

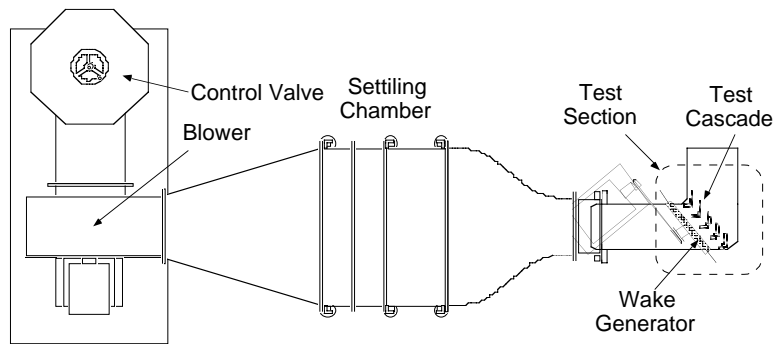


図1 実験装置概観

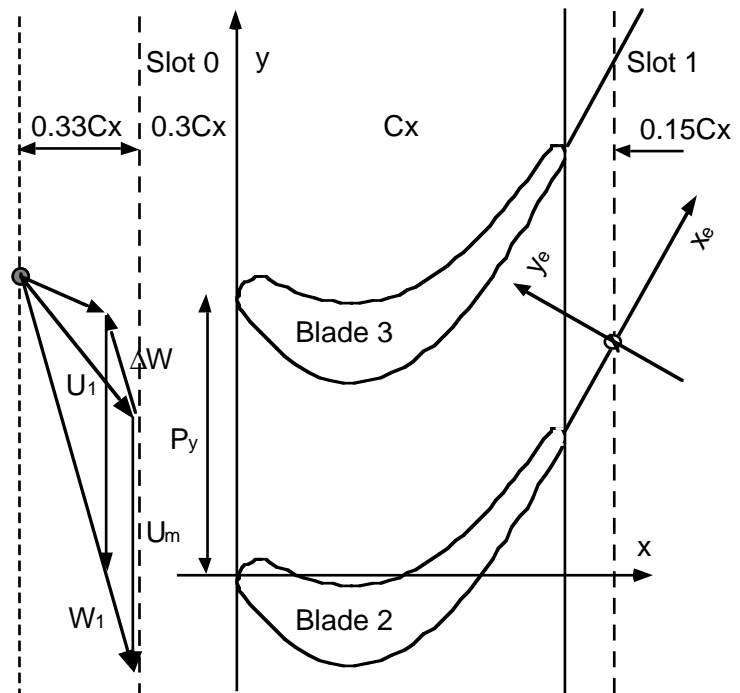


図2 供試翼列

性を把握するため、I型熱線プローブを使用した。単線プローブでの計測であるため、二次元流計測にはプローブの回転が必要となるが、ここではFujita, Kovasznyの方法⁽²⁰⁾を採用した。この際取り扱われるデータは全て位相固定平均されたデータである。

2.2.3 非定常圧力プローブ よどみ点圧力の時間的変動を計測するため、小型圧力変換器（Entran製 ESE-553-15P）を有する非定常圧力プローブ（図3）を製作し、試験に供した。後述するように、このプローブで計測した圧力は時間的なトレンドを含むため、計測結果にはトレンド除去操作を施してある。

2.3 圧力損失係数

局所よどみ点圧損失係数 $\zeta(y, z)$ 、ピッチ方向流量平均損失係数 $\bar{\zeta}(z)$ 、翼間流路流量平均損失係数 $\bar{\zeta}$ はそれぞれ次式で計算される。

$$\zeta(y, z) = \frac{P_0(y) - P(y, z)}{1/2 \rho U_1^2} \quad (1) \quad \bar{\zeta}(z) = \frac{\int_0^{P_y} \zeta(y, z) U_x(y, z) dy}{\int_0^{P_y} U_x(y, z) dy} \quad (2) \quad \bar{\zeta} = \frac{\int_0^h \int_0^{P_y} \zeta(y, z) U_x(y, z) dy dz}{\int_0^h \int_0^{P_y} U_x(y, z) dy dz} \quad (3)$$

ここで、 P_0 は上流側よどみ点圧、 ρ は空気の密度、 U_1 は流入速度、 $U_x(y, z)$ は計測面における軸流速度である。

2.4 実験条件

流れのパラメータはレイノルズ数 Re 及び後流通過ストローハル数 S である。これらはそれぞれ、

$$Re = \frac{U_1 C_x}{\nu} \quad (4) \quad S = \frac{f C_x}{U_1} \quad (5)$$

で計算される。ここで、 ν は動粘度、 f は後流通過周波数（ $= nn_b/60$ 、 n ：後流発生器回転数、 n_b ：円柱本数）である。今回の実験では、入口流速を35m/sとし（ $Re = 2.3 \times 10^5$ ）、 $n = 1200$ rpm、 n_b は2, 6, 12（ $S = 0.11, 0.34, 0.69$ ）とする。主流乱れは、乱流格子を装着しない場合が0.7%、装着した場合が約1.3%であった。

3 円柱後流の特性

3.1 円柱後流の特性

図4に、移動円柱下流（Slot 0）において翼高さ方向位置を変えて計測した速度の時間的変化の例を示す（計測条件は $S = 0.34$ 、 $d = 3$ mm）。計測はBlade 2とBlade 3のほぼ中間の位置で行った。翼高さ方向3カ所での計測結果から、円柱後流速度欠損の出現の時間的ずれは、翼高さ方向に後流通過周期の2%以内にとどまっていることがわかる。従って、本試験での円柱後流は、翼高さ方向にほぼ時間の遅れなく翼列翼と干渉していると判断できる。今回の試験での計測結果から円柱後流速度欠損を読みとり、円柱から計測点までの相対流れ方向への距離 L との関係プロットした。その結果を図5に示す。この図には、以前の研究例からのデータ⁽²¹⁾⁽²²⁾も併記してある。図5から、3種類の試験結果で得られた速度欠損は次式でよく近似できることがわかる。

$$\frac{\Delta w}{W_1} = 2.007 \left(\frac{L}{d} \right)^{-0.71} \quad (6)$$

また、図6に主流乱れを基準とする円柱後流内乱れ度のピーク値 Tu_{\max} と計測位置までの距離との関係を示す。この図には目黒の実験値⁽²¹⁾及びFunazakiらの相関式⁽²³⁾とHalsteadらの実験値⁽²²⁾が示されている。ここで、相関式は次式で与えられる。

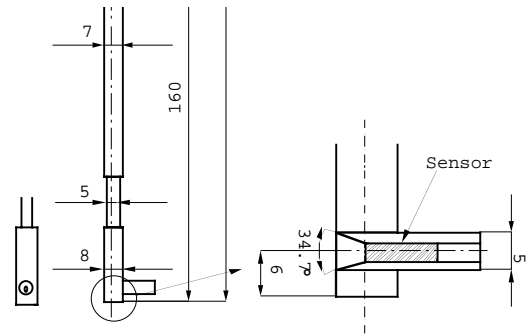


図3 非定常圧力プローブ

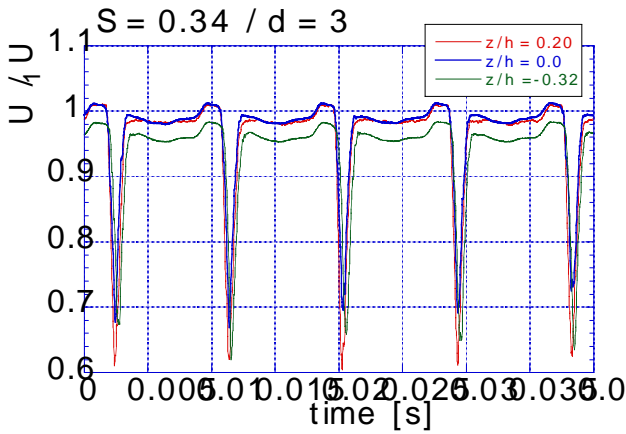


図4 円柱移動円柱下流での非定常速度計測

$$Tu_{\max} = 73.58 \left(\frac{L}{d} \right)^{-0.67} \quad (7)$$

式(7)は目黒の実験値とよく一致しているが、Halsteadらのデータとはかなり異なっている。これは、Halsteadらの実験が自由噴流中での計測であることが関係していると思われるが、原因は不明である。後流幅（半値幅）に関しては、速度欠損分布と乱れ度分布のそれぞれで定義される幅が異なることが知られている。\$C_d\$は円柱の抵抗係数とすると、円柱後流の速度欠損の半値幅\$b_{1/2}\$は次式で与えることができる。

$$\frac{b_{1/2}}{d} = 0.308 \sqrt{C_d \frac{L}{d}} \quad (8)$$

以前の研究⁽²³⁾で、乱れ度分布に基づく半値幅は速度欠損分布から求めた半値幅の約1.5倍になることが報告されている。Halsteadらの研究でも1.5~2倍程度の大きさになることが示されている。

3.2 円柱列のよどみ点圧損失

図7には、移動円柱列下流で計測した流量平均よどみ点圧力損失係数を示す。図中には、Schulte, Hodson⁽²⁾が与えた円柱列によるよどみ点損失の理論式を用いて計算した結果も示す。損失係数は、後流通過ストローハル数\$S\$や円柱直径\$d\$の増加に対してほぼ直線的に増加している。理論値と実験値とを比較すると、乱流格子の有無に関係なく両者はほぼ一致している。若干の差異が生じているが、この原因としては、実験誤差の他に、計測面以後に発生する混合損失分の未評価、移動円柱列のよどみ点圧損失を静止系で計測する場合の速度欠損効果（Cumpsty⁽²⁴⁾）が関与している可能性が挙げられる。いずれにしても実験値と理論値との差が大きいことから、円柱後流が翼列を通過する間の重要な混合損失の発生はほぼないと考えられるが、これに関しては第2報でさらに詳しく議論する。

4 後流通過による翼列損失の変化

4.1 時間平均よどみ点圧損失

図8には、乱流格子を装着しない場合での、翼列下流で計測したよどみ点圧損失係数分布を示す（\$d=5\$）。この図で示す損失係数は、Slot 0で計測した周方向平均よどみ点圧を基準として算出しており、円柱後流自身による損失への寄与はほぼ効果は除去されていることになる（以下に示す結果では全て円柱列下流を基準としている）。前報で示したように、円柱後流の影響を受ける場合（\$S=0.69\$）、翼後流の背面

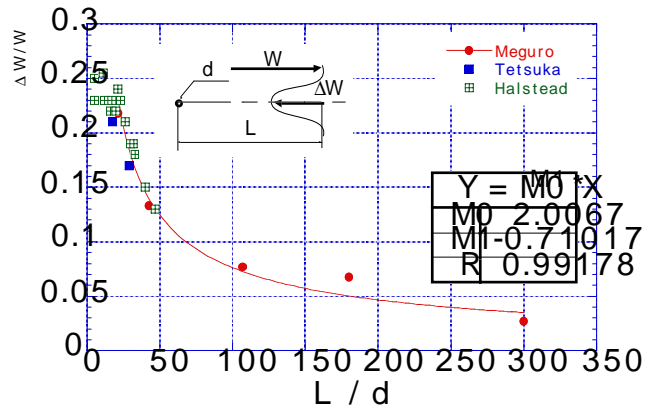


図5 円柱後流速度欠損の減衰状況

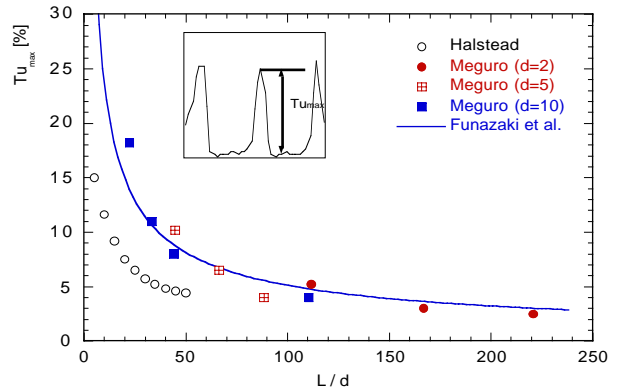


図6 円柱後流内最大乱れ度の減衰状況

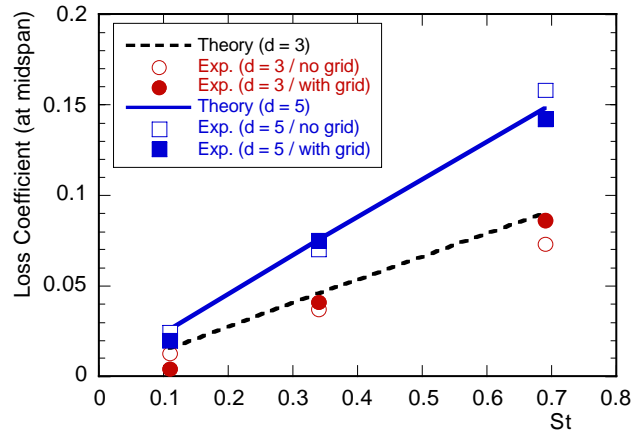


図7 円柱列によるよどみ点圧損失

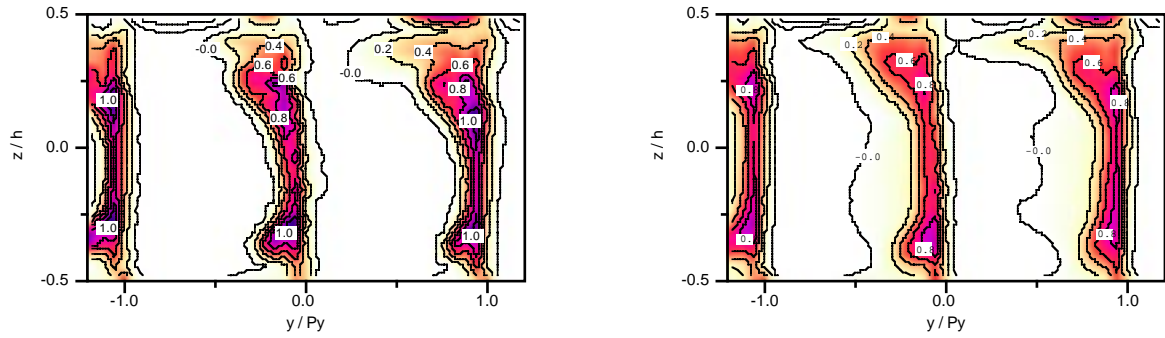


図8 翼列下流におけるよどみ点圧損失分布 ($d = 5 \text{ mm}$ / 乱流格子なし)
(左) $S = 0.0$ (右) $S = 0.69$

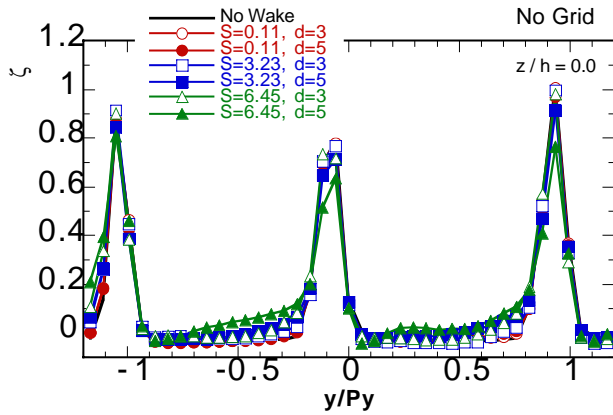


図9 周方向損失係数分布 (翼平均高さ)
乱流格子なし

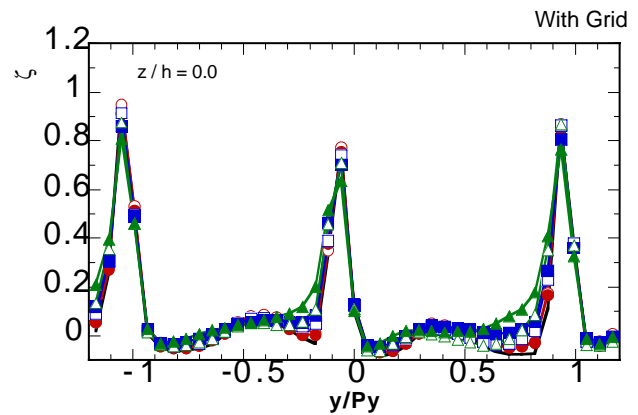


図10 周方向損失係数分布 (翼平均高さ)
乱流格子あり

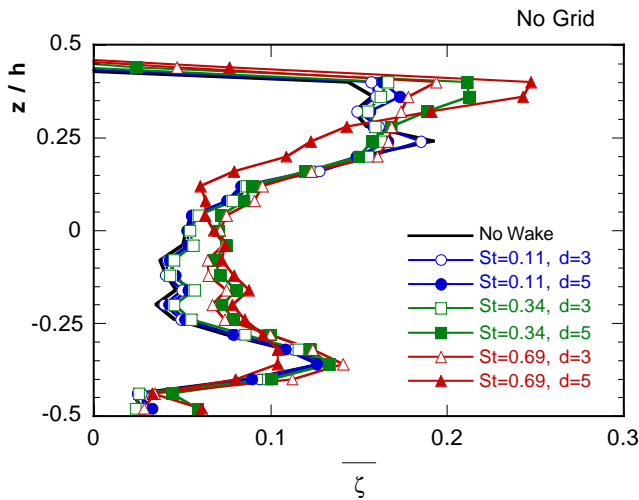


図10 ピッチ方向流量平均損失係数
乱流格子なし

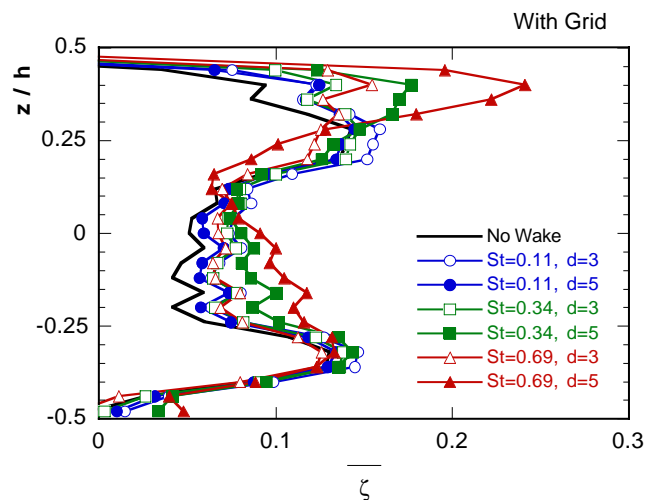


図11 ピッチ方向流量平均損失係数
乱流格子あり

側の損失が増加している．また，翼後流内では，翼平均高さ位置での損失や上下端面近傍に現れる流路渦に関係する損失のピーク値が減少している．翼背面側での損失の増加の原因としては，

- 円柱後流との干渉による翼面境界層の遷移促進効果⁽⁹⁾
- negative jet効果による円柱後流の翼背面側への蓄積効果
- 静圧変動によるよどみ点エンタルピーの変化

が考えられる．

翼平均高さ ($z/h=0.0$) における翼列下流よどみ点圧損失分布を図9に示す (乱流格子なし)．また，図10には，乱流格子を装着した場合の翼列下流よどみ点圧損失分布を示す．なお，乱流格子を装着した場合は，乱流格子に起因すると思われる損失分布の不uniform性が翼間流路内に現れている．図8で見たように，乱流格子の有無に関係なく翼後流背面側に向かって流路内での損失が増加している状況が分かる．また，翼腹面側

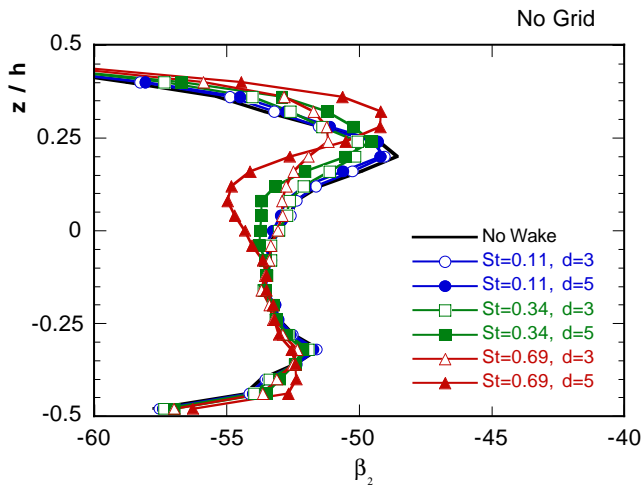


図12 流出角分布 / 乱流格子なし

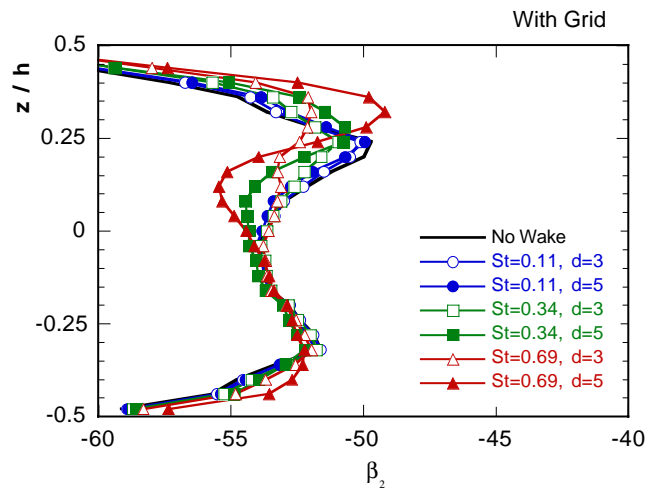


図13 流出角分布 / 乱流格子あり

では、わずかながら損失の低下も確認できる。円柱直径の影響に関しては、直径の大きな場合ほど損失係数が全体として増加する傾向にある。この図から、後流通過ストローハル数 s が0.11から0.69と変化しても翼列周方向への損失係数分布には定性的な変化は見られず、結果としては翼背面側の遷移促進効果やnegative jet効果で説明される損失分布の不均一性のみが確認されたことになる。

図10及び11には、乱流格子なし及び乱流格子ありの場合のピッチ方向流量平均損失係数を示す。上で見てきたように、翼平均高さ付近での損失は、後流通過周波数及び円柱直径の増加により増加している。増加の割合は乱流格子ありの場合の方が比較的顕著である。この原因は明らかではないが、主流乱れの増加により翼面上の剥離泡が抑制された状況下で、円柱後流が翼面境界層で発生する損失（境界層損失）の増加をもたらしたと考えられる。また、上端部側では、損失ピークの値及び発生位置が後流通過により変化しており、ストローハル数が大きくなるにつれ損失ピーク位置が上端部へシフトする傾向が確認できる。この傾向は、図12, 13に示すピッチ方向に流量平均した流出角分布からも明らかであり、

上流側からの後流が翼列内に発生する二次流れ（流路渦）に大きく影響を及ぼしていることが分かる。後流通過による流れの非定常性が二次流れに影響を及ぼす状況は、平井ら⁽²⁵⁾が行ったタービン段の非定常流れの数値シミュレーションでの結果にも現れている。図14はそのシミュレーションで得られた結果の一部であり、動翼下流での流出角（旋回角）分布を示す。この図には非定常段解析を行った場合の結果及び実験結果の他に、静翼列と動翼列の間に混合面を設定した定常流解析の結果が示されている。実験値と非定常流解析の結果はよく一致しているが、特筆すべき点としては、定常流解析で予測された旋回角のピークの位置が非定常性を考慮することでTip側に移動していることが挙げられる。この現象の詳しい原因は明らかにはされていないが、本研究で観測された結果と類似していることは興味深い点である。

著者らは、以前の研究⁽²⁶⁾で、圧力勾配のない場合の平板境界層が周期的後流の影響を受ける場合の損失に関する予測式を提案した。その予測式は次式で与えられる。

$$\frac{\bar{\zeta} - \bar{\zeta}_L}{\bar{\zeta}_T - \bar{\zeta}_L} = 1 - \frac{1}{2} \frac{2\pi\phi}{\bar{\omega}} \left(1 - \frac{\tau_w}{T}\right)^2, \quad \text{for } \frac{\bar{\omega}}{2\pi\phi} \geq 1 - \frac{\tau_w}{T} \quad (9.a)$$

$$\frac{\bar{\zeta} - \bar{\zeta}_L}{\bar{\zeta}_T - \bar{\zeta}_L} = \frac{1}{2} \frac{\bar{\omega}}{2\pi\phi} + \frac{\tau_w}{T}, \quad \text{for } \frac{\bar{\omega}}{2\pi\phi} < 1 - \frac{\tau_w}{T} \quad (9.b)$$

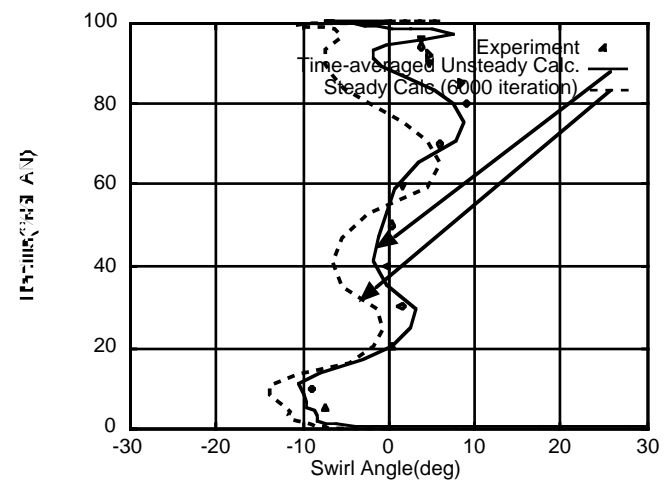


図14 動静翼列干渉を受ける動翼列下流での旋回角分布（平井らによる数値シミュレーション）

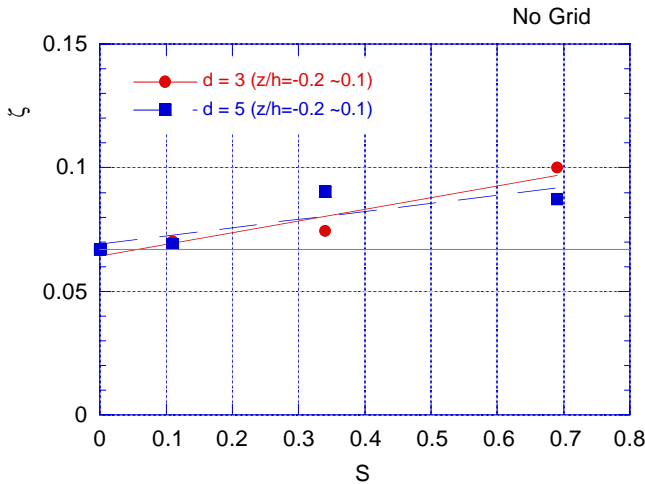


図15 後流通過ストローハル数に対する流量平均損失係数の変化 / 乱流格子なし

$$\bar{\omega} = \frac{2\pi f(x_t - x_{tw})}{U_\infty} = \frac{2\pi(x_t - x_{tw})}{C_x} S \quad (10)$$

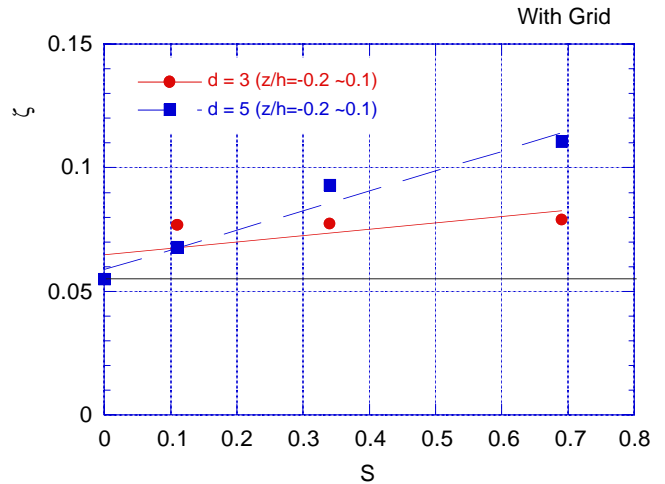


図16 後流通過ストローハル数に対する流量平均損失係数の変化 / 乱流格子あり

$$\phi = \frac{\beta_E}{\beta_F - \beta_E} \quad (11)$$

ここで、 $\bar{\zeta}, \bar{\zeta}_L, \bar{\zeta}_T$ はそれぞれ後流の影響を受けた場合の境界層損失係数、定常層流境界層損失係数及び定常乱流境界層損失係数、 τ_w は後流持続時間、 T は後流通過周期、 x_t, x_{tw} はそれぞれ定常流境界層遷移終了点及び後流による境界層遷移開始点である。また、 β_E, β_F は乱流スポット後縁及び前縁の移動速度と主流速度との比で、一般にそれぞれほぼ0.5及び1.0の値をとる。

式(9)は、後流及び後流によって誘発された乱流スポット群により翼面が覆われる時間と後流通過周期との比を元に誘導した式である。この式及び $\tau_w/T \propto S$ となることから、後流通過ストローハル数 S が小さい場合 (式(9.b)の場合) には、境界層で発生する損失がストローハル数に対してほぼ直線的に増加することが分かる。なお、式(9.b)から、後流持続時間 τ_w の増加することによっても損失係数は増加することがわかる。

図15, 16には、翼平均高さ近傍 ($z/h = -0.2 \sim -0.1$) で流量平均した翼列損失係数のストローハル数による変化を示す。いずれの場合も、全般的傾向として損失係数がほぼストローハル数に比例して増加しており、式(9.b)で予測される傾向と一致する。従って、翼平均高さ付近における損失係数の増加には、円柱後流による境界層遷移の促進効果が原因の一つであると考えられる。乱流格子がない場合 (図15)、多少のデータのばらつきはあるものの、円柱直径が損失係数の増加率に及ぼす効果には大きな差異はなく、実験値から最小自乗法で算出した直線もほぼ重なっている。一方、図16に示すように、乱流格子を装着した場合、円柱直径が大きな場合の損失係数が顕著な増加率を示している。主流乱れの違いにより損失係数の変化の様相が異なる原因としては、前述したように翼面上での剥離泡の影響が関係していると考えられるが、本実験の範囲ではそれを断言することはできない。今後、後流干渉を受ける剥離泡が翼

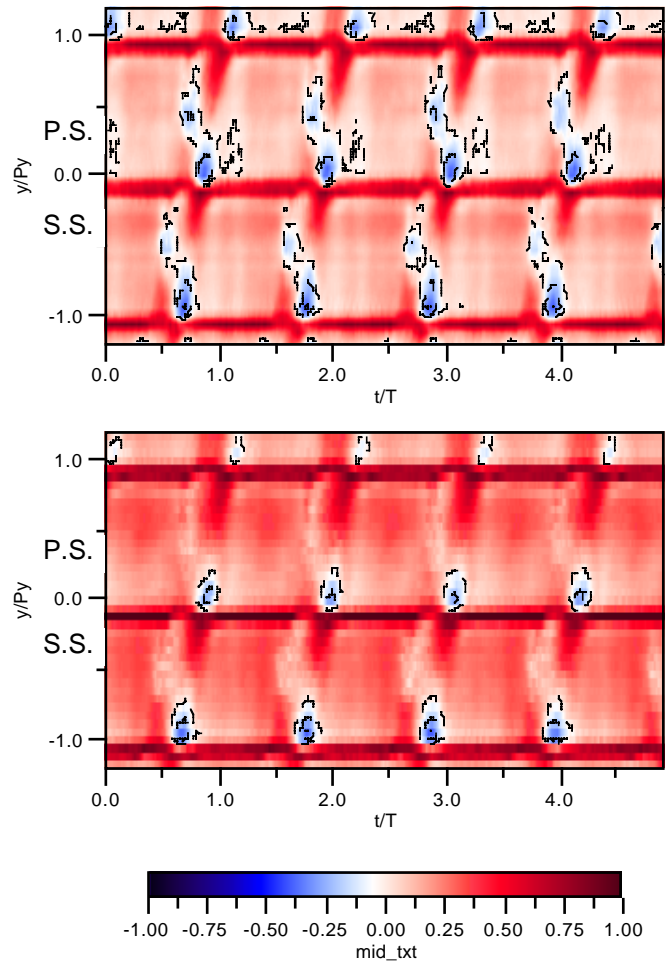


図17 非定常よどみ点圧損失係数 / $S = 0.34$
(上) $d = 3\text{mm}$ (下) $d = 5\text{mm}$

列損失にどのように影響を与えているかの定量的説明が必要である。

4.2 非定常よどみ点圧損失

図17に、非定常圧力センサーで計測したよどみ点圧損失係数の時間的变化を示す ($S=0.34$, 乱流格子なし)。なお、使用した圧力変換器は時間的なzeroシフトを示したが、その際に発生したトレンドの除去を行うことで、定常流においては5孔プローブによる計測結果とほぼ一致する結果を得ている。

図中の破線で囲まれた領域は損失の減少した領域の出現を表す。この図から、翼後流の腹面側 (P.S.) には後流通過に応じて損失係数が正負の領域が交互に現れている一方で、翼後流背面側 (S.S.) には損失係数が負の領域 (損失が減少した領域) はほとんど出現していない。円柱直径が大きな場合 (図17の下のコンター図) には、高損失領域の持続時間が増加しているのが分かる。図17のような損失係数の時間的变化は他の全ての条件で確認できた。図17を時間平均することにより、背面側では後流通過によって損失係数は増加する一方、腹面側では損失係数がほとんど変化しないことがわかる。この傾向は、5孔プローブで計測した結果と一致している。

5 結言

1. 後流発生器の円柱列に起因するよどみ点圧損失係数の計測値は、運動量の定理に基づく Schulte, Hodsonの理論式とよく一致した。
2. 5孔プローブによって計測した周期的な後流通過の影響を受ける翼列下流のよどみ点圧損失分布から、翼平均高さ付近では、翼後流の腹面側から背面側に向かって損失が増加する傾向が確認された。
3. 2. 同様の結果が非定常プローブによる計測結果でも確認できた。後流通過ストローハル数や円柱直径を変化させてもこの傾向は変化しなかった。このことは、静圧変動のような非粘性的効果が今回の実験では確認できなかったことを意味する。
4. 後流ストローハル数が大きくなるにつれ、ピッチ方向流量平均損失係数のピーク位置が上端部へシフトする傾向を示した。
5. 後流通過により流路内流量平均翼列損失は後流通過ストローハル数に対してほぼ直線的に増加する。この原因としては、円柱後流による境界層遷移の促進効果及び相対的な後流持続時間の増加が考えられる。また、乱流格子を装着した場合に円柱直径の効果が比較的顕著に現れ、円柱直径が大きいほど高い損失係数増加率を示した。

参考文献

- (1) Hodson, H.P., Boundary Layer and Loss Measurements on the Rotor of an Axial-Flow Turbine, Trans. ASME, J. Engineering of Gas Turbine and Power, Vol. 106, 1984, pp. 391-399
- (2) Schulte, V. and Hodson, H.P., Unsteady Wake-Induced Boundary Layer Transition in High Lift LP Turbine, Trans. ASME, J. Turbomachinery, Vol. 120, 1998, pp.28-120
- (3) Hodson, H.P. and Dawes, W.N., On the Interpretation of Measured Profile Losses in Unsteady Wake - Turbine Blade Interaction Studies, Trans. ASME, J. Turbomachinery, Vol. 120, 1998, pp.276-284
- (4) Venable, B.L. et al., Influence of Vane-Blade Spacing on Transonic Turbine Stage Aerodynamics, Part 1: Time-Averaged Data and Analysis, ASME Paper 98-GT-481, 1998
- (5) Busby, J.A. et al., Influence of Vane-Blade Spacing on Transonic Turbine Stage Aerodynamics, Part 2: Time-Resolved Data and Analysis, ASME Paper 98-GT-482, 1998
- (6) Curtis, E.M. et al., Development of Blade Profiles for Low-Pressure Turbine Application, Trans. ASME, J. Turbomachinery, Vol. 119, 1997, pp.531-538
- (7) 西山, 船崎, 粘性後流をよぎるタービン動翼列の非定常応答 (解析法の実験的検討), 日本機械学会論文集 (B編), Vol. 52, No. 475, 1986, pp.1005-1013
- (8) 船崎, 佐々木, 田沼, タービン翼列の非定常損失に関する研究 (直線翼列を用いた実験的研究), 日本ガスタービン学会誌, Vol.24, No. 95, 1996, pp.74-80
- (9) 船崎, 小泉, 小薮, 周期的後流の影響を受ける境界層による空力損失に関する研究, 日本機械学会論文集 (B編), Vol.64, No. 625, 1998,
- (10) Adamczyk, J.J., Celestina, M.L. and Chen J.P., Wake-Induced Unsteady Flows: Their Impact on Rotor Performance and Wake Rectification, Trans. ASME, J. Turbomachinery, Vol. 118, 1996, pp.88-95
- (11) Suryavamshi, N. et al., Unsteady Total Pressure Field Downstream of an Embedded Stator in a Multistage Axial Flow Compressor, Trans. ASME, J. Fluid Engineering, Vol. 119, 1997, pp.985-994
- (12) Yu, W.S. and Lakshminarayana, B., Numerical Simulation of the Effects of Rotor-Stator Spacing and Wake/Blade Count Ratio on Turbomachinery Unsteady Flows, Trans. ASME, J/ Fluid Engineering, Vol. 117, 1995, pp. 639-646
- (13) Poensgen, C. and Gallus, H.E., Three-Dimensional Wake Decay Inside of a Compressor Cascade and Its Influence on the Downstream Unsteady Flow Field: Part I - Wake Decay Characteristics in the Flow Passage, Trans.ASME, J. Turbomachinery, Vol. 113, 1991, pp. 180-189
- (14) Smith, L.H., Wake Dispersion in Turbomachines, Trans. ASME, J. Basic Engineering, Ser. D, 1966, pp.688-690
- (15) Valkov, T.V. and Tan, C.S., Effect of Upstream Rotor Vortical Disturbances on the Time-Averaged Performance of Axial

- Compressor Stators: Part 1 - Framework of Technical Approach and Wake-Stator Blade Interactions, ASME Paper 98-GT-312, 1998
- (16) Adamczyk, J.J., Wake Mixing in Axial Flow Compressors, ASME Paper 96-GT-29, 1996
 - (17) Dereguel, P. and Tan, C.S., Impact of Rotor Wakes on Steady-State Axial Compressor Performance, ASME Paper 96-GT-253, 1996
 - (18) Denton, J.D., Loss Mechanisms in Turbomachines, Trans. ASME, J. Turbomachinery, Vol. 115, 1993, pp.621-656
 - (19) 手塚, 周期的後流の影響を受けるタービン動翼列まわりの流れに関する研究, 岩手大学修士論文, 平成9年度
 - (20) Fujita, H. and Kovasznay, L.S.G., Measurement of Reynolds Stress by a Single Rotated Hot Wire Anemometer, The Rev. of Sci. Instrm., 39, 1968, pp.1351-1355
 - (21) 目黒, 岩手大学修士論文, 後流干渉下にある平板の非定常境界層遷移に関する研究, 平成5年度
 - (22) Halstead, D.E., et al., Boundary Layer Development in Axial Compressor and Turbines, Part 3 of 4: LP Turbines, ASME Paper 95-GT-463, 1995
 - (23) Funazaki, K., Yamawaki, S. and Maya, T., Studies on Wake-Affected Heat Transfer Around the Circular Leading Edge of a Blunt Body (Effect of Free-stream Turbulence), 4th ASME-JSME Thermal Engineering Joint Conference, Vol. 1, 1995, pp. 350
 - (24) Cumpsty, N.A., Discussion appeared in the paper of Howard, M.A. et al., Endwall Effects at Two Tip Clearances in a Multistage Axial Flow Compressor With Controlled Diffusion Blading, Trans. ASME, J. Turbomachinery, Vol.116, pp.635-647, 1994
 - (25) 平井ら, 単段タービン性能予測に対する非定常段解析と定常段解析の比較, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1998
 - (26) Funazaki, K. and Tanuma, T., Studies on Profile Loss Associated with Wake-Disturbed Unsteady Boundary Layer on a Flat Plate, Aerodynamics of Turbomachinery, IMechE Seminar Publication 1996-21, pp.1-9, 1996