

《特集：非定常流動特性を考慮したターボ機械性能向上技術》

〔展望・解説〕

ターボ機械の非定常流体力学の最新動向
(特に性能向上に関連する研究動向)

船崎 健一*

Research Trend of Unsteady Fluid Dynamics, Especially Focused
on Performance Improvement

Ken-ichi FUNAZAKI

1. 何故非定常性を考慮するのか？

ターボ機械は非定常的な内部流れ場を有する機械であり、非定常性を通じてのみ作動流体との動力交換が可能である。その意味で、ターボ機械の設計に非定常性を考慮することは当然のことであろう。しかし、流れ場を定常と仮定しても多段で構成されるターボ機械の設計は容易な作業ではなく、そこに時々刻々変化する流れ場の効果を考慮することは人間業の枠を超えている。幸いに、流れ場を定常と仮定した設計でも90%程度の効率が得られていた訳で、研究としての価値は別として、非定常性を考慮した空力設計に本質的な価値を見出さない設計者も何年か前にはいたかも知れない。しかし、効率が上限に張り付いた状態で、コンマ数%の高効率化、従来の設計基準の枠外となるような軽量化・高負荷化や高信頼性を実現しようとする場合、非定常効果の理解なしにはこれらの設計が困難になってきていると言っても過言ではない。まさに時代は非定常性に関する正しい理解

とそれを設計に活かす創造力を必要としている。

本解説記事においては、限られた紙面と筆者の浅学故、流れの非定常性がターボ機械の性能に与える影響を網羅的に記述することは不可能である。そこで、wake干渉問題を中心に据え、ターボ機械内流動の非定常性と空力設計についての最新の知見を、過去の研究の俯瞰的解説を交えながら、説明する。ただし、重要テーマの一つに挙げるclockingは、その効果が時間平均に基づく準静的wake干渉効果と見なせることなどから、その扱いは限定的になっている。

2. 非定常性の分類

Denton⁽¹⁾はターボ機械内での損失発生メカニズムを細かに検討しているが、そこでの基本的な考え方はエントロピ生成、即ち不可逆的な流動現象の発生であり、その最も代表的なものが混合現象である。混合は流れ場の非一様性に起因することから、非一様性それ自身が損失の原因となっている。さて、ターボ機械内での非定常性は、動翼、静翼、キャビティでの流れの空間的非一様性が動翼の回転によって時間的に変動する流れとなって検知される非定常性(準

非定常現象)と、流れの不安定性などに起因した圧力、速度、密度変動などの非定常性(純非定常現象)とに分けることが出来る。また、非定常性を決定論的現象(deterministic flow event)と非決定論的現象(stochastic flow event)とに分けることも可能である。「準非定常現象」は、基本的には動翼などの回転に同期した現象であり、決定論的であると見なせるが、例えばwake中の乱流などは非決定論的現象である。後述するように、wake中の乱流構造が境界層遷移にも影響を与えることから、ターボ機械内での非定常性の理解には複眼的の観点を持つことが肝要である。

以下では主に準非定常現象、特にwake干渉を取り上げ、それが性能に与える影響について議論する。

3. Wake (後流) 干渉効果

3-1 Wake

Wakeは、翼面上で発達した境界層が、翼後縁厚みでのよどみ領域と干渉しながら翼後縁から放出されたものである。正圧面及び負圧面での境界層の中には、翼面近傍での比較的微細な渦構造から境界層外縁近傍での大規模渦構造までと大小様々な渦構造が存在し、それらが複雑な干渉過程(遷移過程)を経て、自己相似的な構造を備えた流れに移行していく。周囲流体と比較し速度が欠損していることがよく知られているが、上述のように、多くの渦を伴うことから、強い乱れを有し運動量などの交換機能が極めて高い。wakeはターボ機械の空力性能にどのように作用しているのかを、最近の研究成果を元に俯瞰してみよう。

- ① wake通過による境界層遷移の促進(乱流化による境界層損失の増加⁽²⁾⁽³⁾)
- ② wake通過による大規模剥離の抑制(形状損失低減による効率向上⁽⁴⁾⁽⁵⁾)

3-2 Wakeによる境界層遷移促進

翼面境界層が乱流化することで境界層の散逸性が強まり、結果として境界層による損失(境界層損失)が増加する。wake通過が境界層遷移を引き起こすことはよく知られているが、そのメカニズム等は最近になり理解が深まり始めた段階である。以下にwake通過による境界層遷移過程を説明するが、まず境界層遷移全般を俯瞰しておこう。

(1) 主流乱れによるバイパス遷移モード

境界層遷移は、主流乱れが十分小さい場合には、粘性不安定現象であるTS波が成長し、次第に三次元的不安定化(peak-valley structure)し、結果として乱流スポットがランダムに発生する。乱流スポットの成長、合体により最終的に境界層の乱流化が完了する。主流乱れが1%を超えるあたりから、遷移モードは次第にバイパス遷移モードに移行する。これは、TS波の成長が見られない程度の亜臨界レイノルズ数領域や臨界レイノルズ数近傍において、TS波発生を伴わない(bypassする)またはTS波の成長速度よりもはるか速い成長速度の不安定現象が発生し境界層が乱流化する過程をいう。

主流乱れ T_u (%)によるバイパス遷移の開始点(乱流スポット発生点)は、Abu-Ghannam and Shaw⁽⁶⁾の次式で予測される。

$$Re_{cr} = 163 + \exp(6.91 - T_u) \quad \dots(1)$$

ここで、 Re_{cr} は遷移開始点での境界層運動量厚さに基づくレイノルズ数である。また、Mayle⁽⁷⁾の式もよく用いられる。

$$Re_{cr} = 400T_u^{-5/8} \quad \dots(2)$$

(2) Wakeによるバイパス遷移モード

Wakeにより誘発されるバイパス遷移の特徴としては、wake内の乱れ度や速度欠損が大きいため、遷移が主流乱れによる遷移モードと比べ決定論的になることである。この場合、乱流スポットの発生位置(即ち遷移開始点)はwake特

*岩手大学 工学部 機械工学科
E-mail: funazaki@iwate-u.ac.jp
原稿受付日 平成18年6月12日

性と境界層特性等でほぼ決定されることを意味する。ただし、遷移開始点の標準偏差も wake 特性や境界層の状態で変化する。一般に、レイノルズ数が高く wake 内の乱れも大きい場合(航空エンジンの場合では離陸時に相当する)には、乱流スポットは時空間上のある点から発生すると考えることができるが、逆にレイノルズ数が低い場合(航空エンジンの場合では高空での巡航時に相当)では、乱流スポットの発生点のばらつきは大きくなる。レイノルズ数が低い場合は、翼面境界層が剥離する可能性が高くなり、剥離泡と wake との干渉という複雑な遷移モードとなる⁽⁹⁾。

(3) 乱流スポット発生までのシナリオ

Wake 通過によるバイパス遷移の初生までのメカニズムはまだよく分かっていない。wake 中の乱れエネルギーの境界層内部への拡散が乱流スポット誘発の要因であるという考え方もあったが、最新のCFD解析等によると、主流乱れの場合と同様に、wake と境界層との干渉により境界層内に縦長の組織構造(puffとも呼ばれている)が発生し、その構造の不安定化が乱流スポット発生に関係するとの可能性が示されている。この縦長構造の不安定化には、wake の非粘性的挙動、いわゆる negative jet 効果が発現していると考えられており、negative jet が組織構造周辺でのK-H不安定性を促進するとの結果もある⁽⁹⁾(Fig. 1)。その他に局所的剥離がスポット発生の原因となるとの説もある。

(4) Negative Jet

Fig. 2⁽¹⁰⁾に示すように、wake 内の速度欠損は、下流側翼に固定された座標から見た場合、相対流れをよぎる方向にベクトルが向く。この部分は、あたかも通常のジェットと反対に負の速度を有していることから negative jet と呼ばれる。図のタービンの場合では、negative jet は翼背面に向かい、一方、圧縮機は翼背面から離れる方

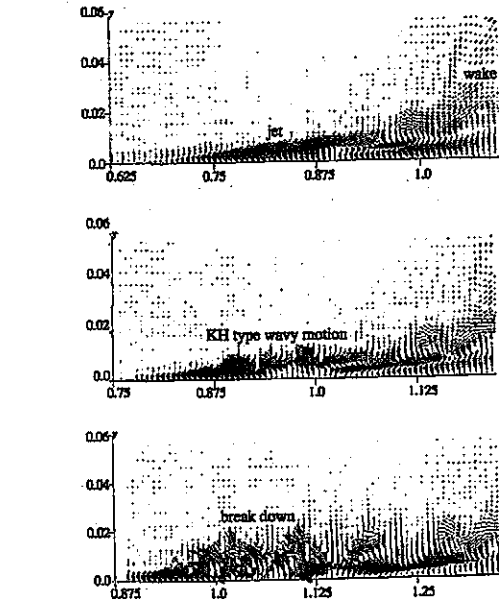


Fig. 1 'Inviscid' interaction of a moving wake with streaky flow structure inside the boundary layer

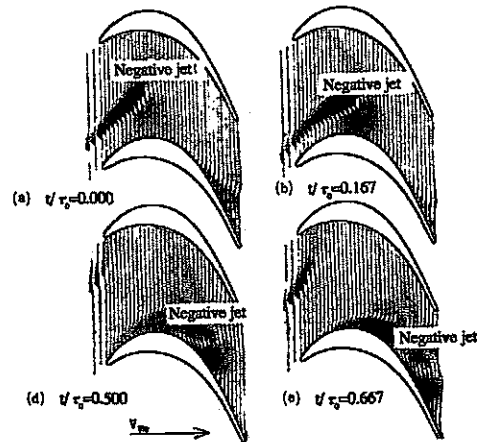


Fig. 2 Negative jets inside the blade-to-blade passage observed using PIV technique

向にjetが向く。翼背面に向かった流れが上流側と下流側に別れる様子などが明らかにされている。negative jetの動きに合わせるかのように wake 内の低運動量流体が翼背面側に集積される。最新の研究では、negative jet が衝突する部分での圧力が上昇し、その時間的変化から、翼近傍を通過する流体粒子のよどみ点エンタルピ

が変化しうること⁽¹⁰⁾、negative jet 衝突による瞬時的圧力上昇により、翼チップクリアランス領域での流れの相模が変化する⁽¹⁰⁾などが報告されており、重要な現象である。

(5) 遷移モデル(間欠度モデル)

① Emmons' Turbulent Spot

乱流スポットが時空間上のある点 $P(x_0, z_0, 0)$ で発生すると仮定する。そこから下流にある任意の点 $P(x, z, t)$ が乱流状態かどうかは、 $P(x_0, z_0, 0)$ の位置と乱流スポットの空間的成長状況(拡がり)に依存する。この状況を Emmons は間欠度 $\gamma(P)$ を導入して表現した(間欠度は点 P が乱流状態である確率と解釈できる)。

$$\gamma(P) = 1 - \exp[-\iiint_{R(P)} g(P_0) dx_0 dz_0 dt_0] \quad \dots(3)$$

ここで、 $g(P_0)$ は単位面積あたりでの乱流スポット発生率、 $R(P)$ は点 P に影響を与える時空間領域 (influence volume) である。スポット発生率が流れ方向の位置のみで決定されると仮定し、influence volume が $z-t$ 平面上でくさび状に広がっていると仮定すると、この式は次の様に変形される。

$$\begin{aligned} \gamma(P) &= 1 - \exp\left[-\int_0^x g(x_0) dx_0 \int dz_0 dt_0\right] \\ &= 1 - \exp\left[-\int_0^x g(x_0) \left(\frac{\sigma}{U_e} (x-x_0)^2\right) dx_0\right] \quad \dots(4) \end{aligned}$$

乱流スポット前縁、後縁の移動速度を U_{te} 、 U_{le} とし、広がりが半頂角を α とすると、

$$\sigma = \left(\frac{1}{U_{te}} - \frac{1}{U_{le}}\right) U_e \tan \alpha = \left(\frac{1}{a_{te}} - \frac{1}{a_{le}}\right) \tan \alpha \quad \dots(5)$$

さらに、スポット発生位置が、ある点を中心とした分布関数状になるという仮定と、スポット発生位置の標準偏差が 0 になるという仮定を元に、スポット発生率を $g(P_0) = n\delta(x_0 - x_1)$ とディラックのデルタ関数で与えることにより、

$$\gamma(x) = \begin{cases} 0 & (x < x_1) \\ 1 - \exp\left[-\frac{n\sigma}{U_e} (x-x_1)^2\right] & \\ = 1 - \exp[-\tilde{n}\sigma (Re_x - Re_{x_1})^2] & (x \geq x_1) \end{cases} \quad \dots(6)$$

を得る。ここで、 x_1 は遷移開始点である。

② wake-induced model

Emmons の理論を wake により誘発されるバイパス遷移に拡張し、wake 通過の影響下での間欠度を $\gamma_w(x)$ とする。自然遷移や主流乱れによる遷移での間欠度を $\gamma_n(x)$ とし、乱流スポットのカーム効果を見逃したとすると、全体としての間欠度 $\gamma(x)$ は

$$\gamma(x) = 1 - (1 - \gamma_n(x))(1 - \gamma_w(x)) \quad \dots(7)$$

で与えられる。 $\gamma_w(x)$ に関しては、代表的な遷移モデルとして、

< Mayle-Dullenkopf モデル >

$$\gamma(x) = 1 - \exp\left[-1.9 \left(\frac{x-x_{tw}}{U_e \tau}\right)\right] \quad \dots(8)$$

< Funazaki モデル >

$$\gamma(x) = \min[1, \Gamma(x)] \quad \dots(9)$$

$$\Gamma(x) = \begin{cases} \tau_w / \tau & (x < x_{tw}) \\ (1/a_{te} - 1/a_{le}) \frac{x-x_{tw}}{U_e \tau} + \tau_w / \tau & (x \geq x_{tw}) \end{cases} \quad \dots(10)$$

ここで、 τ は wake 通過周期、 τ_w は wake 持続時間、 x_{tw} は wake によるバイパス遷移開始点。

③ 間欠度輸送方程式

上で紹介した間欠度モデルは、既存のCFDコードに組み込むにはやや難がある。そこで、間欠度を輸送方程式形式で表現する方法が注目を集めている。付着流れ⁽¹¹⁾だけでなく、wake 通過時の遷移⁽¹²⁾や剥離泡の遷移挙動の予測⁽¹³⁾にも用いられている。ただし、輸送方程式自体に遷移開始を予測する機能はなく、適宜相関式を用いる必要がある。RANS の枠内でバイパス遷移を予測する方法として、Klebanoff モードを表すための非乱流変動エネルギー (laminar kinetic energy⁽¹⁴⁾)

を通常の二方程式乱流モデルに組み込む試みが行われている⁽²⁸⁾⁽²⁹⁾。

3-3 Wakeによる剥離抑制効果

(1) 研究の背景

航空エンジン低圧系では、巡航時の低レイノルズ数効果により翼負圧面での大規模な剥離発生・損失増加が懸念されるが、定常流を仮定した従来型設計法では翼の高負荷化、高揚力化は困難であった。また、mixing planeを用いた解析では、剥離の抑制に繋がる情報は得られない。現在では、非定常流段解析や非定常翼列試験等を通じて、wake通過による低レイノルズ数時における剥離の抑制効果を確認できている。高負荷翼開発の可能性が明らかになっている。LES⁽²⁴⁻²⁶⁾やDNS⁽²³⁾⁽²⁴⁾での計算例も報告されている。以下では、Halsteadらの調査結果⁽²⁵⁻²⁸⁾を解説し、その後主にwake通過による低圧タービン翼剥離制御と性能との関係に関する最近の知見を解説する。

(2) 境界層遷移、剥離への影響因子

圧縮機翼面上における境界層遷移及び剥離に影響を与える主な因子を挙げると、①レイノルズ数②翼負荷分布③主流乱れ(乱れ度、長さスケール)④wake(最大乱れ度、長さスケール、通過周波数)⑤クロッキング⑥表面粗さこれらの因子はそれぞれが複雑に絡み合いながら遷移に影響を及ぼしており、いままでの数多くの実験的、数値的研究が費やされてきたが、それぞれの因子単独での効果や複合時の効果について十分に解明されたとは言えない。しかし、Halsteadらの研究では、前記の因子群の効果を包括的に調べており、そこで示された知見はターボ機械内翼面境界層遷移に関する現時点における共通認識と見なせるものになっている。

(3) 境界層遷移過程

Fig. 3はHalsteadらが提示した圧縮機翼面上における境界層遷移状態の模式図である。この

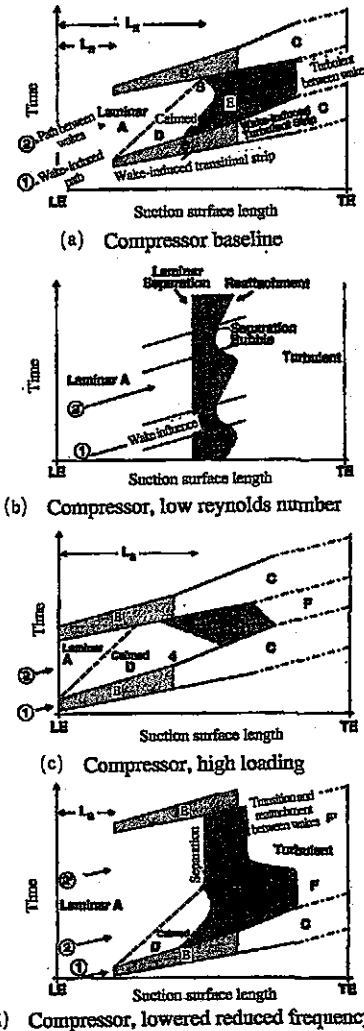


Fig. 3 Schematic representations of wake-affected boundary layers under several operating conditions

図の(a)には標準的な遷移の状況が示されている。上流側翼からの周期的な後流①が翼面境界層上に影響を及ぼしながら翼面上を通過していく。後流内の乱れ度や速度・圧力変動の効果により、境界層内に乱流スポットが発生し、時空間図上をくさび形に成長していく(領域B及びC)。乱流スポットがどこで、どのようなメカニズムで発生するかはまだ明らかにはなっていないが、乱れの影響が卓越する場合には、Abu-Ghannam and Shawの式またはMayleの式での主

乱れを後流内最大乱れ度で置き換え、遷移開始点を準定常的に推定する方法がある(ただし、剥離のない場合)。隣り合うB領域の間に剥離領域Eが発生している。また、Bの領域に対して時間的に遅れて発生する領域DをCamled Region(カーム領域)と呼ぶ。この領域は、相対的に加速流であり、安定な領域である。そのため、Calmed Regionは境界層遷移を遅らせ、剥離を抑制する効果を有する。Calmed Regionの効力は限定的であり、その範囲の後端は主流速度の30%程度の速度で先行する領域Bを追いかける。

以上の状況は、レイノルズ数や後流通過周期の影響を受ける。特に後流通過周期が小さい場合、領域BやCamled Regionが、後続の領域と干渉することにより、剥離が後流通過周期にわたり抑制される。

Halsteadらの調査で明らかになった事を列挙する。

- ① wake通過後に出現するカーム領域における高せん断応力は、剥離の抑制に効果的で、遷移の遅延をもたらす。
- ② 作動条件にもよるが、ターボ機械内の翼面境界層が全て乱流境界層であるということではなく、層流及び遷移境界層の領域が翼面上に広がっている。
- ③ レイノルズ数が低下すると、wakeが誘発された遷移過程領域は翼全面に拡がり、形状損失の増加をもたらす。圧縮機の場合には、カーム領域が弱まり、層流剥離を経由した遷移モードが支配的になる(巡航時の)低圧タービンではカーム領域が剥離を抑制する。
- ④ 翼負荷の増加により遷移過程はより上流側から始まる。圧縮機では遷移長さは短くなり、低圧タービンでは、遷移は減速領域に入ったところで発生する。
- ⑤ タービンノズルのクロッキングは境界層に相当の影響をもたらす。

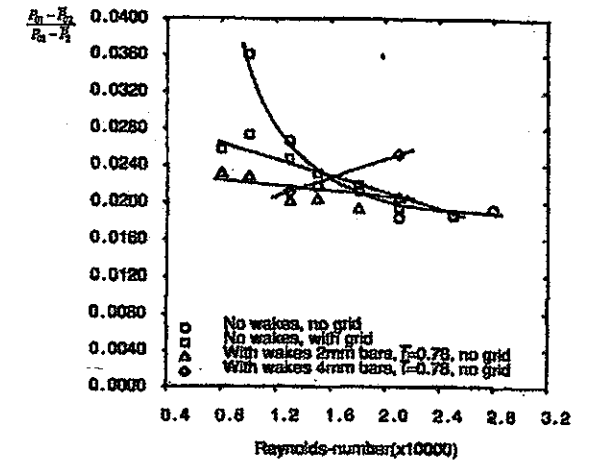


Fig. 4 Loss Trend with Reynolds number with and without wake passing interaction

⑥ 正圧面においては、遷移は翼前縁直後の逆圧力勾配領域で発生する。

(4) 高負荷低圧タービンの開発
非定常性を考慮した低圧タービンの高負荷化に関しては、詳細な境界層計測を行い非定常性による効率向上の可能性を見出したSchulte、Hodson⁽³⁰⁾、また設計の指針を得たCurtisら⁽³¹⁾、Howell⁽³²⁾の研究が重要であろう。Fig. 4には移動円柱付きの二次元翼列試験装置で計測された低圧タービンの翼列損失を示す⁽³²⁾。この図から低レイノルズ数時におけるwake通過の効果で、翼列損失が低下していることがわかる。勿論、レイノルズ数や後流通過周波数等がある値を超えると、wake通過が損失の増加を招くこともあり、その点には注意が必要である。Howell等によって調査された超高揚力翼をrigに組み込んで行った試験⁽³³⁾では、損失を押さえることは可能であるが、ある場合には性能の劣化が発生することも見出されており、三次元効果の研究が必要である。

Howellは翼負荷分布の効果を同様の試験装置で調査した。そこでは、翼負圧面を覆う乱流境界層の割合を最小化することで損失低減が図れ

るとの考えから、aft-loadingが好ましいとされていた。aft-loadingの効果に関しては、aft-loadingに似た圧力勾配下の平板翼を用いたKoyabuら⁶³⁾の実験で、wake通過の影響を受けた場合でも境界層遷移が抑制され、結果として運動量厚さ(損失量を評価する指標)の増加が小さく押さえられることが確認されている。aft-loading設計に関しては、翼マッハ数分布のピーク位置に関して最適な場所が存在し、aft-loading化が必ずしも損失低減に繋がらないとの報告もある⁶⁴⁾。この点に関する非定常性効果の調査が必要であろう。

(5) 翼面剥離とwakeとの干渉

剥離制御と乱れ、というキーワードで一般に想像されることは、前述のHalsteadらの説明図にもあるような、境界層の乱流化の進行と逆圧力勾配に対する耐性の向上で剥離発生が抑制される、というシナリオであろう。主流乱れの影響下や高レイノルズ数流れでの主流乱れによる剥離制御では妥当な考えであるが、低圧タービンでの低レイノルズ数流れにおけるwake通過による剥離制御では、必ずしもそのようなパターンが当てはまらないようである。Stieger⁶⁵⁾、Stieger、Hodson⁶⁶⁾によれば、高レイノルズ数で見られる、wake通過→剥離上流でのwake-induced turbulent strip+Calming発生→剥離抑制、ではなく、剥離泡内における速度分布が変曲点を有する際に、wake通過の非粘性的効果によりK-H不安定モードの成長が促進され、渦の巻き上がり(roll-up)→breakdownというpathを辿る遷移過程の存在が示されている(Fig. 5)。wake通過の非粘性的効果とK-H不安定、というシナリオは、上で見たように、wake通過による通常の境界層遷移過程でも現れており、wakeの非粘性的挙動の把握の重要性がここでも伺える。

低圧タービンとは直接関係しないが、翼前縁剥離に対するwake通過効果についてFunazakiら⁶⁸⁾

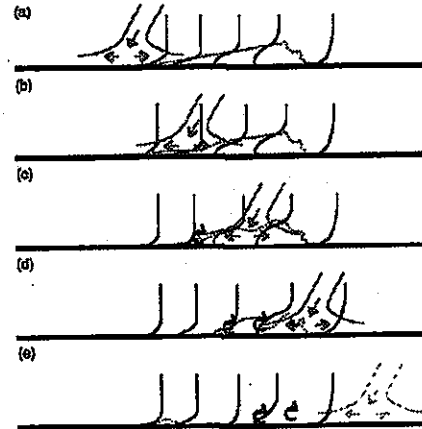


Fig. 5 Rollup mechanism proposed for the explanation of wake-effect upon separation bubble suppression

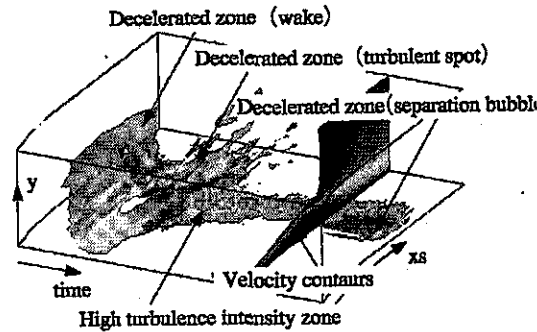


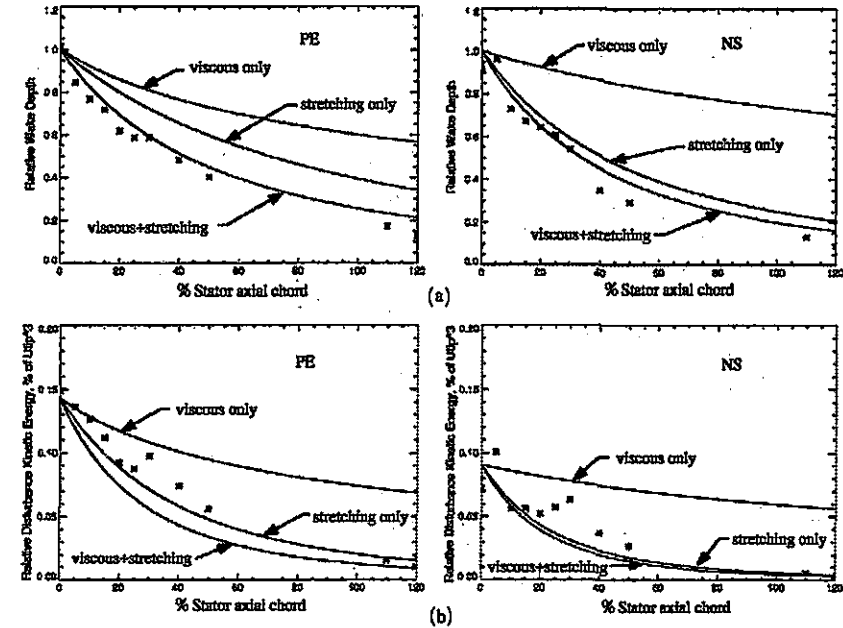
Fig. 6 3D representation showing wake interaction with separation bubble

も詳細な調査を行っている。K-H不安定に関しては計測されていないが、Stieger同様にwakeの乱れによる剥離抑制ではなく、それに付随して発生する乱流スポット状流れ構造とカーム領域の効果が大きいことを示している(Fig. 6)。

3-4 Wake deformation効果

(1) Wake deformationとは?

動静翼間隔が段性能に与える影響については、その重要性から様々な研究が行われている。その議論の中で、段におけるwakeの減衰(または混合)挙動が、下流側の翼列の存在により変化することが指摘されている。van de Walら⁶⁹⁾の論文には、動静翼間隔を小さくすることで圧縮機の効率を向上する一方、タービンの効



Comparison of LDV data to wake decay model predictions for the PE and NS cases

Fig. 7 Wake decay model and experimental verification

率は低下した、とする過去の実験データが紹介されている。この現象をwake deformation効果と呼ぶことにする。この効果は、wake内の速度欠損に由来する循環の保存性(Kelvinの循環定理)により、流れ方向への翼間流路面積が拡大(縮小)することにより、wake内速度欠損が減少(増加)し、結果としてwakeによる混合損失が減少(増加)するためであると説明されている。以下に、圧縮機及びタービンについて得られている最近の知見を紹介する。

(2) 圧縮機の場合

Wake特性が主流の減速等により変化することを見出したのはHillら⁷⁰⁾であり、続いてSmith⁷¹⁾が圧縮機内でのwakeに対して同様の考えを展開した。圧縮機では、下流側静翼での流路拡大によりwakeが引き延ばされ混合損失が減少することから、Smith⁷¹⁾はこれをwake recoveryと呼んだ。この非粘性的な効果による混合損失の定量的予測法がAdamczyk⁷²⁾、Van Zanteら⁷³⁾によっ

て提案され、またLDVを用いた多計測で検証されている。Van Zanteらの計測の結果、wakeの変形(圧縮機の場合はstretching)によるwakeの減衰は、運転条件(Peak EfficiencyかNear Stall)やwakeの定義にもよるが、非粘性的効果に支配されていることが明らかにされた(Fig. 7)。

また、設計指針に関する知見としては、次の事項が挙げられている。

① wakeの混合損失は、動静翼列間隔を詰めることで、粘性散逸の効果が卓越する前に、wake recoveryの効果によるwake混合損失低減効果が見込まれる。

② 下流側静翼をfront loadingタイプにすることで、早期のwake recoveryが期待できる。

①の点については、Poensgen, Gallus⁷⁴⁾による実験やvan de Wallら⁶⁹⁾のdeterministic stressを用いた評価手法(ここでは非定常運動エネルギーを元に混合損失を算定)で確認された結果とほぼ一致している。Noharaら⁶⁹⁾はwake減衰への3次元

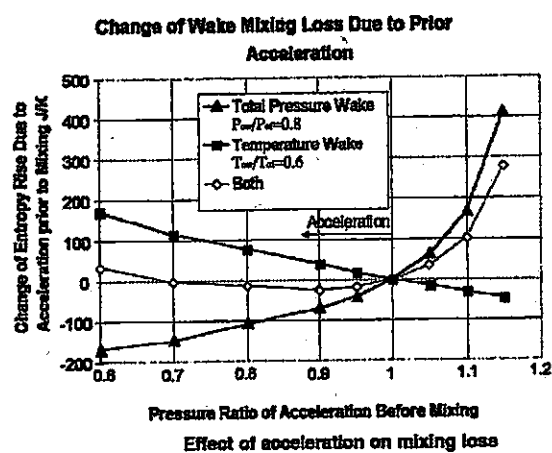


Fig. 8 Effect of flow acceleration on mixing loss

効果をCFD及び熱線プローブによる実験で調査した。その結果、wake減衰挙動は半径方向に変化しており、Van Zanteが示した2次元モデルによる予測値とも異なることが明らかにされた。3次元性がwake減衰に与える効果については今後の課題とされている。

(3) タービンの場合

タービンにおけるwake deformation効果に関する研究では、圧縮機の場合と比較すると明確な結論が必ずしも得られていない。タービンでは、圧縮機と異なり流路内でのwakeの変形が大きく、SmithやVan Zanteらの手法の適用は容易ではない。また、翼列の入口、出口間のwakeの減衰を定義する適切な指標が確立しておらず、さらにwakeの混合損失を評価可能な実験データも少ないことが理由であろう。

タービン流を模擬する単純な加速流中でのwakeの減衰挙動については、Denton⁽¹⁾、Rose、Harvey⁽²⁾が検討している。Fig. 8には、wakeが混合する前に課した加速が混合損失(エントロピ上昇)にどのような影響を及ぼすかを検討した例を示す⁽³⁾。Dentonが検討したよどみ点圧力欠損のみのwakeの場合(図中▲)、加速が混合によるエントロピ上昇を抑制し、負のエントロ

ピ変化即ち損失低減となっている。しかし、空冷高圧タービンで発生するような周囲よりも低温でかつよどみ点圧力欠損のないwakeでは(図中■)、加速が今後損失の増加(エントロピ上昇)を招き、さらに実際のタービンでのwakeを模擬した低温・低よどみ点圧力のwakeの場合(図中○)、加速の効果は消失している。

実験的研究として、Funazakiら⁽⁴⁾の直線タービン翼列を用いた研究を挙げる事ができる。翼列上流には静翼wakeを模擬するための移動円柱が設置されており、翼列上下流間でのwakeの減衰は、熱線流速計で計測した渦度振幅の最大値で評価している。渦度輸送方程式に、便宜的に減衰挙動を含ませた関数を組み込み、翼間流路内でのwakeの移動の効果を評価できるようにしている。結果として、予想される減衰挙動よりもタービン翼列内を通過する場合の渦度の減衰が緩やかであることを示した。

上での議論は、静的な流れ場でのwake混合には適用できるが、タービンの場合には上流側の静翼(ノズル)からのwakeが動翼を通過する、という構図が通常であり、その場合の下流側に位置する動翼がwake混合にどのような影響を与えているのかの判断は容易ではない。Rose、Harvey⁽²⁾は、絶対系に視点を置き、wake中の流体と通常の流体とがそれぞれ動翼通過時になす仕事をオイラーの理論式から導くことにより、両者の比(differential work係数)を評価した。この考えによれば、タービン、圧縮機を問わず、下流側動翼を通過するwakeの混合損失は減少する、とされている^(注1)。Rose、Harveyの考察

注1: この理由付けとしては、タービンの場合では、通常の流体の方がwake中の流体よりも多くの仕事をすることで温度、よどみ点圧力の差が小さくなり、結果として混合損失が減少するとされている。圧縮機の場合では、wake中の流体により多くの仕事が行なわれることで、これも同様に温度、よどみ点圧力の差が小さくなり混合損失が低下する。

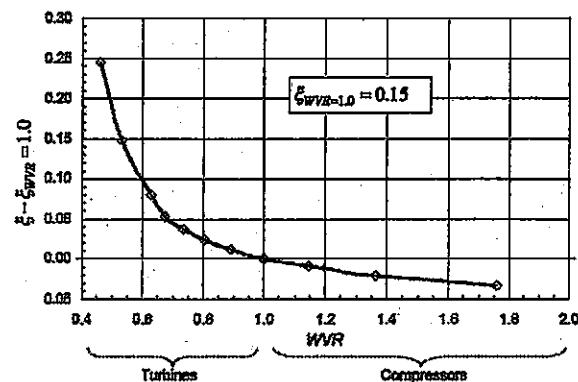


Fig. 9 Wake-loss modification as a function of wake velocity ratio (WVR)

は必ずしも広く受け入れられている訳ではなく、Praisnerら⁽⁵⁾は、Wake Velocity Ratio (WVR) という指標を導入し、CFDを用いてwake混合損失に関する詳細な調査の結果として、Rose、Harveyの得た結論と反対の結論を導いている。Fig. 9にはWVRとwake混合損失の関係を調べた例を示す。この図では、WVR<1の領域(タービンに相当)での混合損失の増加が急激である一方、WVR>1の領域(圧縮機に相当)での混合損失低下の割合は緩やかであることがわかる。Praisnerらの研究では、タービンでは、下流側にある翼が動翼であるか静翼であるかによらず、時間平均流路は拡大し(WVR<1)、結果として混合損失が増加する、とされている。WVRは絶対系での時間平均流管の出口、入口での平均流速比(流路面積比の逆数にほぼ相当)として定義され、例えば、タービン段ではFig. 10のような平均流線から見積もることができる。結論として、動静翼間隔が広いほど、下流側翼列内でのwake deformationの影響を受ける前にwakeの減衰が進み、効率面では好ましい結果をもたらすとされている。この結論は、van de Wallら⁽⁶⁾の結論と同じである。

Clockingの効果に関して、van de Wallらは、wakeの減衰効果が期待できないタービン(亜音

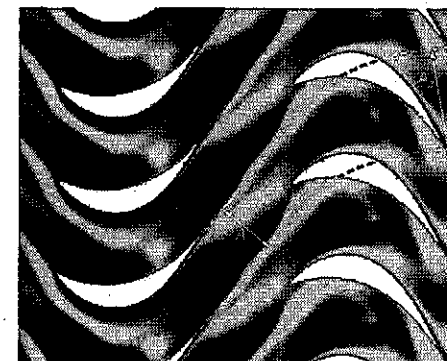


Fig. 10 Instantaneous entropy distributions and the definition of wake velocity ratio

速流)ではclocking効果がある程度期待できるが、圧縮機ではwakeの減衰が大きいいため、clocking効果はあまり大きくないと指摘している。

4. 動静翼間隔と粘性・非粘性的干渉効果

Wake deformation効果に関する議論でも述べたが、空力性能の非定常性効果を考える際に重要な設計パラメータとして、動静翼間隔がある。従来から、後流干渉は動静翼間隔のべきに比例して変化し、ポテンシャル干渉は間隔に対して指数関数的に変化するとされている。特にポテンシャル干渉は、非一様な圧力場に起因しているため、マッハ数が高くなるほどその効果は顕著になると考えられる。そのため、実際のターボ機械ではwake干渉よりも重要な現象であることが少なくない。また、最近のターボ機械の高負荷化の傾向は、衝撃波を伴う流れ場での動作する翼の設計に繋がりと、衝撃波との干渉現象の理解も重要な課題となっている。

Moczalaら⁽⁶⁾は、Fluentを用いた2次元計算により、軸流タービン段における空力性能に与える非定常効果、特に動静翼間隔の効果を詳細に調べている。空力性能は、動翼に関する全圧損失係数、エントロピ損失係数及び段効率を用いている。そこでの結論としては、エントロピ効

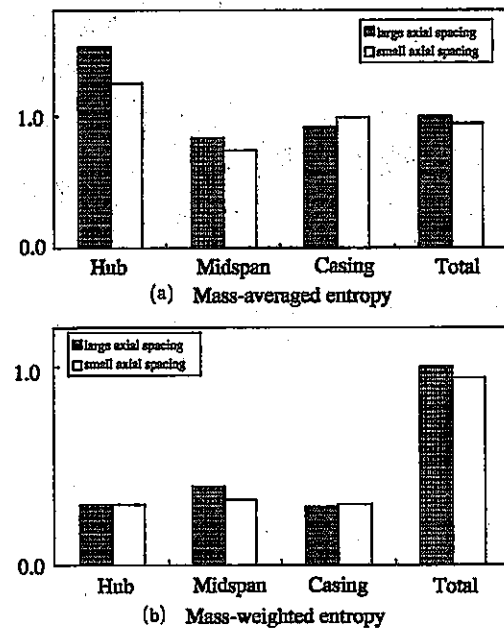


Fig.11 Loss audit for two axial spacing cases

率や段効率で見ると、動静翼間隔は広いほど効率が向上するという結果になっている。これは、間隔が狭い場合に negative jet 効果やポテンシャル干渉効果が強まり、それによる圧力変動の増加等が原因であるとされている。ただし、実験的裏付けに乏しく、RANS による損失の定量的予測がどこまで可能なのか定かではない。Millerら⁽⁸⁾は超高バイパス比航空エンジン用高圧タービン1.5段を用い、wake、衝撃波、ポテンシャル干渉が同時に発生している場合の動翼表面上での圧力変動を計測して、その結果、エンジンの定格の運転条件において衝撃波干渉が後流干渉の効果よりも一桁大きいことを明らかにしている。また、ノズル後縁と動翼前縁で形成される擬似的なスロートが、時間的にその面積を変化させることによるノズル後縁での衝撃波強さの時間変動発生を示した。

Yamadaら⁽⁹⁾は、タービン段における動静翼干渉に与える動静翼間隔の効果について、高精度流れ解析手法による解明を試みている。対象と

なっているタービン段では、動静翼間隔を狭めることで段効率が向上することが実験的に示されているが、計算の結果でも同様の結果を得ている (Fig.11)。このタービン段では、ノズルからのスワール角の影響で、低運動量流体がハブ側に移動する傾向にあり、流量平均損失の内訳では、動静翼間隔の増加によるハブ側の損失増加の傾向が顕著である。また、ノズルからの wake は、幾分湾曲した動翼負圧面側の頂点にはじめに衝突 (negative jet) することから、翼下流側から見てハブ側に時計回り、チップ側に反時計回りの渦構造が発生し、動翼内での渦構造を弱める傾向に作用している。

5. おわりに

ターボ機械内部流の非定常性とそれによる空力性能に関する研究を、古典的？なものから最新の研究成果まで、やや偏った内容ではあるが、概説した。非定常性が空力性能に与えるメカニズムについては未知な部分が多く、また、定量的評価も十分ではない例が少なくない。従って非定常性を考慮した設計手法が確立されるまでには更なる研究が必要であるが、確実に我々の知見の量は増加している。残念ながら発信される情報量に対して筆者の理解が追いついていない感はなく、重要な知見を伝え切れていないかもしれないが、本解説が読者の方の何かの役に立てれば幸いである。

<参考文献>

- (1) Denton, J. D., Loss Mechanisms in Turbomachines, *Journal of Turbomachinery*, 115-October (1993), 621-656.
- (2) Hodson, H. P., Modeling Unsteady Transition and Its Effect on Profile Loss, *Journal of Turbomachinery*, 112 - July (1990), 619-701.
- (3) Funazaki, K., Tanuma, T., Studies on Profile Loss Associated with Wake-Disturbed Unsteady Boundary Layer on a Flat Plate, *Latest Advances in the Aerodynamics of Turbomachinery*, IMechE, Rugby, 1996.
- (4) Howell, R. J., et al., High Lift and Aft Loading Profiles for

- Low Pressure Turbines, *Journal of Turbomachinery*, 123-2 (2000), 181-188.
- (5) Haselbach, F., et al., The Application of Ultra High Lift Blading in the BR715 LP Turbine, *Journal of Turbomachinery*, 124-January (2002), 45-124.
- (6) Abu-Ghannam, B. J. and Shaw, R., Natural Transition of Boundary Layers-The Effects of Turbulence, Pressure Gradients, and Flow History, *Journal of Mechanical Engineering Science*, 22-5 (1980), 231-228.
- (7) Mayle, R. E., The Role of Laminar-Turbulent Transition in Gas Turbine Engines, *Journal of Turbomachinery*, 113-(1991), 509-537.
- (8) Stieger, R. D., The Effects of Wakes on Separating Boundary Layers in Low Pressure Turbines, Engineering Department, Cambridge University, (2002).
- (9) Durbin, P. A., et al., DNS of Bypass Transition, in Closure Strategies for Turbulent and Transitional Flows, Laundner B. and Sandham, N., Ed.: Cambridge University Press, (2002), 449-463.
- (10) Stieger, R. D., Hodson, H. P., The Unsteady Development of a Turbulent Wake Through a Downstream Low-Pressure Turbine Blade Passage, *Journal of Turbomachinery*, 127 - April (2005), 388-394.
- (11) Hodson, H. P., Dawes, W. N., On the Interpretation of Measured Profile Losses in Unsteady Wake-Turbine Interaction Studies, ASME Paper 96-GT-494, Birmingham, 1996.
- (12) Sirakov, B. T., Tan, C. S., Effect of Unsteady Stator Wake-Rotor Double-Leakage Tip Clearance Flow Interaction on Time-Averaged Compressor Performance, *Journal of Turbomachinery*, 125-3 (2003), 465-474.
- (13) Suzen, Y. B., et al., Predictions of Transitional Flows in Low-Pressure Turbines Using Intermittency Transport Equation, *AIAA Journal*, 40-2 (2002), 254-266.
- (14) Suzen, Y. B., Huang, P. G., Numerical Simulation of Unsteady Wake/Blade Interactions in Low-Pressure Turbine Flows using an Intermittency Transport Equation, *Journal of Turbomachinery*, 127-July (2005), 431-444.
- (15) Suzen, Y. B., et al., Predictions of Separated and Transitional Boundary Layers under Low Pressure Turbine Airfoil Conditions using an Intermittency Transport Equations, *Journal of Turbomachinery*, 125-3 (2003), 455-464.
- (16) Vicedo, J., et al., Intermittency Transport Modeling of Separated Flow Transition, *Journal of Turbomachinery*, 126 -3 (2004), 424-341.
- (17) Mayle, R. E., Schulz, A., The Path to Predicting Bypass Transition, *Journal of Turbomachinery*, 119- (1997), 405-411.

- (18) Walters, D. K., Leylek, J. H., Simulation of Transitional Boundary-Layer Development on a Highly-Loaded Turbine Cascade with Advanced RANS Modeling, ASME paper GT2003-38664, 2003.
- (19) Walters, D. K., Leylek, J. H., A CFD of Wake-Induced Transition on a Compressor-Like Flat Plate, AMSE Paper GT2003-38680, 2003.
- (20) Michelassi, V., et al., Large-Eddy Simulation of FLOW around Low-Pressure Turbine Blade with Incoming Wakes, *AIAA Journal*, 41-11 (2003), 2143-2156.
- (21) Sarkar, S., Voke, P. R., Large-Eddy Simulation of Unsteady Surface Pressure over a LP Turbine Blade due to Interactions of Passing Wakes and Inflexional Boundary Layer, ASME Paper GT2005-68867, Reno-Tahoe, 2005.
- (22) Wissink, J. G., DNS of Separating, Low Reynolds Number Flow in a Turbine Cascade with Incoming Wakes, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 24-4 (2003), 626-635.
- (23) Michelassi, V., et al., Direct numerical simulation, large eddy simulation and unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes simulations of periodic unsteady flow in a low-pressure turbine cascade: a comparison, *Proceedings of the I Mech E Part A Journal of Power and Energy*, 217-4 (2003), 403-411.
- (24) Kalitzin, G., et al., DNS of Fully Turbulent Flow in a LPT Passage, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 24-4 (2003), 636-644.
- (25) Halstead, D. E., et al., Boundary Layer Development in Axial Compressor and Turbines, Part 4 of 4: Computations and Analysis, ASME Paper 95-GT-464, Houston, 1995.
- (26) Halstead, D. E., et al., Boundary Layer Development in Axial Compressor and Turbines, Part 1 of 4: Composite Picture, ASME Paper 95-GT-461, Houston, 1995.
- (27) Halstead, D. E., et al., Boundary Layer Development in Axial Compressor and Turbines, Part 2 of 4: Compressors, ASME Paper 95-GT-462, Houston, 1995.
- (28) Halstead, D. E., et al., Boundary Layer Development in Axial Compressor and Turbines, Part 3 of 4: LP Turbines, ASME Paper 95-GT-463, Houston, 1995.
- (29) Schulte, V. and Hodson, H. P., Unsteady Wake-Induced Boundary Layer Transition in High Lift Turbines, *Journal of Turbomachinery*, 120-(1998), 28-35.
- (30) Curtis, E. M., et al., Development of Blade Profiles for Low Pressure, *Journal of Turbomachinery*, 119- (1997), 531-538.
- (31) Howell, R. J., Wake-Separation Bubble Interactions in Low Reynolds Number Turbomachinery, Engineering Department, Cambridge University, (1999).

《特集：非定常流動特性を考慮したターボ機械性能向上技術》

[展望・解説]

減速翼列の失速点近傍における
非定常流動現象の予測に向けて



古川 雅人*

Challenge to Prediction of Unsteady Flow Phenomena in Decelerating Cascades Near Stall

Masato FURUKAWA

1. はじめに

翼列流れの非定常現象のなかで、その予測が
いまだに困難であるものとして旋回失速がある。
減速翼列では、流量が減少(迎え角が増大)して
失速が発生し始めると、翼の失速した領域(失
速セル)が周方向に部分的に現れ、その失速セル
が翼列内を周方向に伝播する。高圧力比の軸流
圧縮機の場合、この旋回失速は翼に振動応力を
加えて疲労破壊を引き起こす原因ともなり得る
ことから、翼列全体が失速していなくとも、旋
回失速は圧縮機の作動限界を支配する非定常現
象であり、旋回失速が発生する作動条件を予測
することは、圧縮機的设计上極めて重要である。
したがって、設計における旋回失速「初生」の
予測技術、あるいは運転時における旋回失速発
生の事前検知と抑制(アクティブ制御)技術の開
発は、圧縮機の作動範囲の拡大という性能向上
につながる。そのためには、減速翼列の失速点
近傍における非定常流動現象(特に、旋回失速
の初生過程)を解明することが不可欠となる。

以上のような観点から、軸流圧縮機の失速点
近傍における流れ場が多くの実験により調べら
れてきた。その結果、旋回失速の初生時に周方
向に伝播するじょう乱波が発生し、その発生形
態の違いによりスパイク形およびモーダル形の
旋回失速初生があることが明らかにされた⁽¹⁾。
スパイク形の旋回失速初生では、動翼先端部で
起きる局所的な離れに關係したと思われる小
さい空間スケールのじょう乱波が発生し、その
小スケールじょう乱波が急速に発達してディ
ープ失速に至る。このスパイク形の旋回失速初
生は、翼端漏れ渦が翼列の上流側へ吐き出され
ることでモデル化できることが、数値解析のみか
ら示されている⁽²⁾。一方、モーダル形の旋回失
速初生では、翼列の周長程度の大スケールをも
つじょう乱波が発生し、それが徐々に成長して
ディープ失速に至る。大スケールじょう乱は圧
縮機の系全体の変動に対応しているものと考え
られている。前述のとおり、スパイク形の旋回
失速初生には翼端漏れ渦の挙動が関与している
ことが示唆されるとともに⁽²⁾、失速点近傍にお
いて、翼端漏れ渦が崩壊し、その効果が軸流圧
縮機の動翼列性能を支配することも新たに指摘

*九州大学 大学院 工学研究院
E-mail: furu@mech.kyushu-u.ac.jp
原稿受付日 平成18年6月29日

(32) Koyabu, E., et al., Effects of Periodic Wake Passing Upon Bypass Transition of Blade Boundary Layer and Unsteady Loss, IGTC2003Tokyo TS-036, 2003.
(33) Gonzalez, P., et al., Pressure and Suction Surfaces Redesign for High-Lift Low-Pressure Turbines, Journal of Turbomachinery, 124-April (2002), 161-166.
(34) Stieger, R. D., Hodson, H. P., The Transition Mechanism of Highly-Loaded LP Turbine Blades, ASME Paper GT2003-38304, 2003.
(35) Funazaki, K., et al., Studies on Effects of Periodic Wake Passing upon a Blade Leading Edge Separation Bubble: Transitional Behaviors of Separated Boundary Layer, Proceedings of IGTC 2003 TOKYO, TS-069, 2003.
(36) Van de Wall, A. G., et al., A Transport Model for the Deterministic Stresses Associated with Turbomachinery Blade Row Interactions, Journal of Turbomachinery, 122 - 4 (2000), 593-603.
(37) Hill, P. G., et al., Turbulent Wakes in Pressure Gradients, Journal of Applied Mechanics, (1963).
(38) Smith, L. H., Wake Dispersion in Turbomachines, Journal of Basic Engineering, 88-Ser.D, No.3 (1966), 688-690.
(39) Adamczyk, J. J., Wake Mixing in Axial Flow Compressors, ASME Paper 96-GT-29, Birmingham, 1996.
(40) Van Zante, D. E., et al., Wake Recovery Performance Benefit in a High-Speed Axial Compressor, Journal of Turbomachinery, 124 - 2 (2002), 275-284.
(41) Poensgen, C., Gallus, H. E., Three-Dimensional Wake Decay Inside of a Compressor Cascade and Its Influence on the Downstream Unsteady Flow Field: Part II-Unsteady Flow Field Downstream of the Stator, Journal of Turbomachinery, 113- (1991), 190-197.
(42) Nohara, R., et al., Wake Decay within the Stator Vane in a High-Speed Axial-Flow Compressor, IGTC2003Tokyo TS-057, 2003.
(43) Rose, M. G., Harvey, N. W., Turbomachinery Wakes: Differential Work and Mixing Losses, Journal of Turbomachinery, (2000), 68-77.
(44) Funazaki, K., et al., Effects of Periodic Wake Passing upon Aerodynamic Loss of a Turbine Cascade. Part II: Time-Varying Characteristics of the Wake-Affected Flow Field, ASME Paper 99-GT-094, Indianapolis, 1999.
(45) Pratsner, T. J., et al., Performance Impacts due to Wake Mixing in Axial-Flow Turbomachinery, ASME GT2006-90666, 2006.
(46) Moczala, M., et al., Numerical Investigation of Losses due to Unsteady Effects in Axial Turbines, ASME Paper GT2003-38838, 2003.
(47) Miller, R. J., et al., Wake, Shock and Potential Field Interaction in a 1.5 Stage Turbine: Part I: Vane-Rotor and Rotor-Van Interaction, Journal of Turbomachinery, 125- 1 (2003), 33-39.
(48) Yamada, K., et al., Effect of Wake Passing On Unstead Aerodynamic Performance in a Turbine Stage, ASM GT2006-90783, 2006.

ターボ機械協会講演会、セミナー年間予定

詳細はターボ機械協会事務局まで問い合わせ下さい

開催日、会場	行事名
2006年8月24日(木)、25日(金) 大阪大学	第20回フレッシュマン・サマーセミナー
2006年9月27日(木) 機械振興会館	第71回セミナー「可変速電動機駆動の大型回転機械の諸問題」
2006年11月11日(土) 函館工業高等専門学校	第56回函館講演会