

古川雅人 (九大工)

Masato FURUKAWA

Dept. of Mechanical Science and Engineering, Kyushu University, Fukuoka 812-8581, Japan

The hybrid analysis based on EFD (Experimental Fluid Dynamics) and CFD (Computational Fluid Dynamics) is discussed with examples concerning vortical flow phenomena in turbomachinery blade rows. It is indicated that the identification of vortex cores using critical-point theory and the examination of normalized helicity distributions along the vortex cores are crucial to analyzing complex vortical flows.

1. 緒 言

TVDスキームの提案に代表されるように1980年代における数値計算スキームの急速な発達, 1990年代に入ってから計算機演算性能のさらなる向上により, ターボ機械の内部流れ場などで発生する複雑な流れ現象の解析においてもCFD (Computational Fluid Dynamics) は実用の域に到達しつつある。しかしながら, 例えば図1に示すとおり, ターボ機械の動翼列流れ場では, コリオリ力および遠心力が作用するのみでなく, 翼端漏れ渦, 馬蹄形渦, コーナーはく離渦およびカルマン渦などの巨大な渦構造が現れ, 流れ場に著しい影響を及ぼすとともに, これらの渦構造は周囲の壁面境界層と干渉して極めて複雑な流れ形態を呈するため, CFD から得られた計算結果の信頼性を十分に検証した上で, 流れ場の解析を行うことが必要である。すなわち, 解析対象と同じ条件あるいは類似の問題に対する実験結果から計算結果の検証を行わなければ, CFD の結果を鵜呑みにはできないのが現状である。その例を図2に示す。これは, 遷音速軸流圧縮機動翼列 NASA Rotor 37 に対する CFD コードの blind test (実験データの事前公表なしでの検証) 結果である¹⁾。同図には, 実験結果が太線 (幅は計測誤差を示す) で, 種々の計算格子, スキームおよび乱流モデルを用いた計算結果が細線および破線で示されている。いずれの計算結果も実験結果と大きく違っており, これがターボ機械の複雑な流れ場に対する CFD の実力である。このような複雑渦流れ場に対しては, 実験そのものを CFD で置き換えるのではなく, EFD (Experimental Fluid Dynamics) を補完し, 流れ現象をより深く解明することを目的として CFD を活用するのが賢明である。

以下では, EFD/CFD ハイブリッド解析により, 航空機エンジンなどに用いられるガスタービン用軸流圧縮機の動翼列において, 翼端漏れ渦の崩壊が発生することを新たに見出した例を紹介しながら, Critical Point 理論に基づいた渦構造や限界流線の解析が, 複雑渦流れ現象の解明にとって極めて重要であることを述べる。

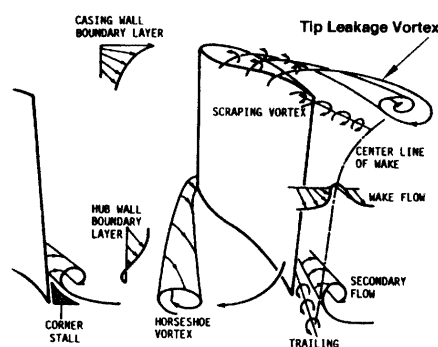


Fig. 1 Flow structure in compressor rotor

2. EFD/CFD ハイブリッド流動解析

ターボ機械の動翼列流れを例にとり, EFD/CFD ハイブリッド流動解析手法の概略を述べておく。動翼列は軸まわりに回転しているため, その内部流動を実験で精度良く計測することは容易でない。熱線プローブなどを挿入する場合, 動翼列とともにプローブを回転させながら翼列内流れを測定することになり, 実験装置は複雑なものとなる。一方, LDV (Laser Doppler Velocimetry) などのような非接触形計測法を利用すれば, 静止した絶対座標系から動翼列内の流れ場を測定可能であるが, 翼が三次元的にねじれているため, レーザ光が届かずに測定できない領域が少なからず出てくる。また, PIV (Particle Imaging Velocimetry) の動翼列流れへの適用²⁾も試みられているが, その信頼性は今後まだ検討する必要がある。

上述の観点から, EFD では図3のように, 計測が容易であり, かつ信頼性の高いデータを得ることができる動翼周囲の流れ場のみを測定する。すなわち, 動翼列の上流および下流において熱線流速計により三次元速度ベクトル場を, 動翼先端を覆うケーシング面上において高応答圧力センサにより壁面圧力場を測定する。その際, 動翼の回転に同期させた周期的多点抽出法³⁾を用いれば, 動翼に相対的な流れ場を絶対座標系から計測することができ, さらに二重位相固定法⁴⁾を用いれば, 動翼と相対的に周方向へ伝播するじょう乱波に位相を固定した流れ場を解析することも可能である。以上の実験結果から, 流れ場の概略を把握するとともに, 説明のつかない異常流動現象を抽出する。

一方 CFD では, EFD から得られた動翼列上流での実験結果を流入境界条件として与え, 実験と同一の作動条件で数値計算を実行する。その際, EFD による解析結果からある程度把握できている流れ場内の渦構造や着目すべき領域に対して, 計算格子の空間分解能を高くとるなどの配慮がなされる。また, 流入境界条件に実験結果を用いることで, 上流の境界層や後流の効果を正確に加味したシミュレーションが可能となる。動翼列下流の計算結果と実験結果を比較して,

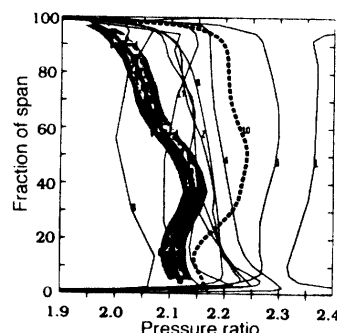


Fig. 2 Comparison between experimental and computational results of total pressure ratio through compressor rotor

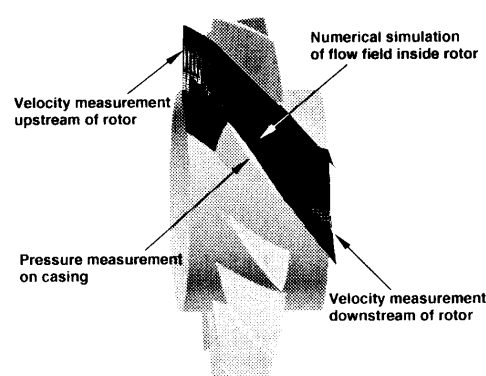


Fig. 3 EFD/CFD Hybrid Analysis

得られた CFD 結果の信頼性を検証する。流れ場は上流に強く依存することに基づいて、下流断面で CFD 結果の検証が得られれば、その上流でも流れ場は正しくシミュレートされていると判断し、実験では得られていない動翼列内部の流動現象を詳細に解析することによって、EFD から抽出された流れ場の問題点を解明する。

以上のとおり、計測が容易な領域でのみ流れ場を測定し、その EFD 結果から流れ場の全体像と問題点を抽出した上で、EFD 結果を境界条件として流れ場をシミュレートし、EFD では得られなかった流れ場の詳細を解析することにより問題点を解明するのである。

3. 三次元渦構造の同定 —翼端漏れ渦の崩壊—

ここでは、軸流圧縮機の動翼列内で翼端漏れ渦の崩壊が発生することを見出した研究例に触れながら、渦構造の同定が複雑な渦流れ現象の解明にとって重要な解析手法となり得ることを示す。

流線やベクトルの表示および物理量の等高線や等値面表示などの従来利用されてきた可視化手法のみを適用したのでは、CFD で得られた大規模数値データ（膨大なボリュームデータ）から、流体力学的に意味のある情報を抽出することは容易でない。この観点から、LIC (Line Integral Convolution) を拡張して三次元ベクトル場全体を一度に可視化する手法 (Volume LIC) ⁵⁾ が提案されている。この手法を利用すると、流れ場全体の速度ベクトル場がボリュームレンダリングにより三次元的に可視化されるが、流れ場の構造は解析者が目で見て探し出す必要があり、複雑な流れ場から意味ある情報を全て引き出すことは容易でない。何らかの方法で流れ場の特徴を解析的あるいは半解析的に抽出しておき、その特徴のみを可視化することが望まれる。この流れ場の特徴として、縦渦構造に着目することが肝要である。すなわち、「渦構造を視ることでは、流れ場全体がわかってくる」のである。

乱流の渦構造を解析する最近の研究動向と相俟って、渦コアの同定法について検討が加えられている ⁶⁾。従来の同定法を大別すると、渦度分布による方法、圧力分布による方法および Critical point 理論に準拠した方法がある。以下で、各方法の特徴を概説しておく。

渦度分布による方法として、渦度自体の大きさを閾値とするもの、渦度ベクトルと速度ベクトルの成す角度の余弦値で定義される無次元ヘリシティを指標とするもの ⁷⁾ などがある。渦構造まわりに境界層のような平均せん断が存在する場合、渦度の大きさから渦とせん断層（渦層）を区別することはできない。一方、無次元ヘリシティは渦とせん断層を区別できる上、渦の巻き上がりの強さを定量的に評価できるが、その分布のみから複雑な三次元渦構造を抽出することは容易でない。したがって、周囲の壁面境界層と干渉しながら複雑な三次元構造を呈する翼列内の縦渦を、渦度分布による方法のみから同定することは困難である。

圧力分布による方法では、渦軸に沿って低圧部が存在することに基づいて、圧力の閾値を定めその等値面を渦構造と見

なす方法、圧力場が極小値を示す領域に着目して渦コアを同定する方法がある。圧力の閾値による方法では渦が一樣流中になく場合、同定される渦構造は圧力の閾値に依存することは明らかである。圧力の極小領域による方法としては、速度勾配テンソルの第 2 不変量に着目して渦コアを同定するもの ⁸⁾、圧力のヘシアンに着目するもの ⁶⁾ が提案されている。後者では、渦の軸に垂直な断面上で圧力が極小値をもつ領域が渦コアと定義され、渦の軸方向に圧力勾配が存在する場合には前者よりも正確な渦構造の同定がなされると期待される。しかしながら、この後者の方法でも、翼列流れのように流れ方向の大きな圧力勾配が存在する場合には、得られる渦構造が同定に用いられる指標の閾値に強く依存する ⁹⁾。

Critical point 理論に準拠した方法 ¹⁰⁾¹¹⁾ は、流れパターンの位相幾何学的解析 ¹²⁾ に基づいている。この方法では、速度勾配テンソルが一つの実固有値および二つの共役複素固有値を持つ場合、流れは渦状パターンを描き、その渦中心線は実固有値に対応した固有ベクトルと平行であることに基づいて渦中心線が抽出され、この中心線が計算セルを横切る場合に、その計算セル内に含まれた線分が局所的な渦中心線として同定される。全体的な三次元渦構造は、計算セル毎に抽出された渦中心線を全て表示することにより得られる。この方法を用いると、渦構造同定のために指標を設定する必要がなく、また渦軸に沿って大きな圧力勾配がある場合でも渦構造を正確に抽出できる。

以上から、翼列流れなどのように非一様な主流（流れ方向に大きな圧力勾配のある流れ）に沿って壁面境界層と干渉しながら発達する縦渦構造を同定するためには、Critical point 理論に準拠した方法が最も優れていると言える。しかしながら、上述のとおり、渦構造が渦中心線（線分）の集合体として可視化されるため、それに沿った物理量の変化を把握することが容易でない。そこで我々は、抽出された渦中心線自体を可視化するのではなく、六面体の計算セルを五つの四面体サブセルに分割して各サブセルで渦中心線の有無を調べ、計算セル内に含まれる渦中心線の数から渦コアの存在率を定量化し、その存在率を指標として等値面を表示することにより渦コアを可視化している。さらに、渦の巻き上がりの強さなど、渦の挙動を定量的に把握するために、同定された渦コアを無次元ヘリシティ分布で色付けしている。無次元ヘリシティの定義から、その絶対値が 1 となる領域は、流れ方向に縦渦が強く巻き上がっていることを意味する。また、その符号は流れ方向に対する渦の回転方向を示す。さらに、渦度の流れ方向成分とは異なって、渦の減衰にかかわりなく、渦コアに沿った無次元ヘリシティの分布から定量的に渦の挙動を解析することができる。我々は、Critical point 理論に基づいた渦コアの同定と無次元ヘリシティ分布の表示から渦の構造と挙動を解析する本手法を「Vortex Hunter」と呼んでいる（Tornado Hunter をもじって）。

この Vortex Hunter は複雑な渦流れ場を解析するための極めて強力なツールであり、軸流圧縮機動翼列の失速点近傍において翼端漏れ渦の崩壊が発生することを見出したり ¹³⁾、半開放形プロペラファンにおける翼端渦の非定常挙動と空力騒音の関係性を解明すること ¹⁴⁾¹⁵⁾ などに貢献している。ここで、軸流圧縮機の動翼列における翼端漏れ渦の崩壊に起因した非定常挙動を解明した例 ¹⁶⁾ を紹介する。図 4 は、その動翼列流れの失速点近傍における非定常計算結果を示す。これはある瞬間でのケーシング側から眺めた翼端流れ場である。Vortex Hunter で同定された渦コアがグレースケールで表示され、左側翼間には翼端漏れ流れの流線が黒い実線で示され、右側翼間にはケーシング面圧力分布が黒い等高線で示されている。また、左側翼間の渦コア上には相対速度 w （翼端周速で無次元化）の分布が、右側翼間では無次元ヘリシティ H_n の分布が表示されている。同図によると、翼前縁（図中の LE）近傍の翼端漏れ渦コアに沿って、 H_n がほぼ 1 の値を示し、またケーシング面圧力分布に急峻な谷が認められ、漏れ渦は前縁近傍で強く巻き上がっていることがわかる。

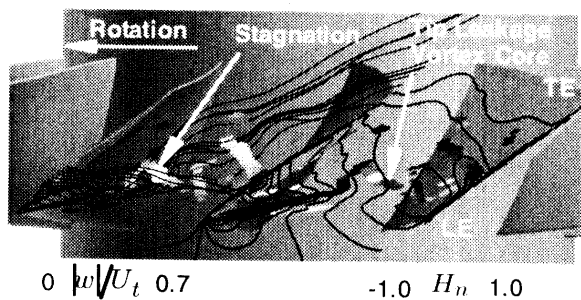


Fig. 4 Spiral-type breakdown of tip leakage vortex in compressor rotor

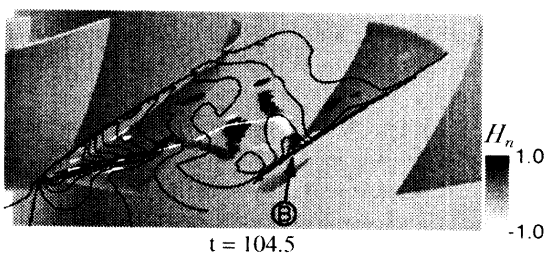
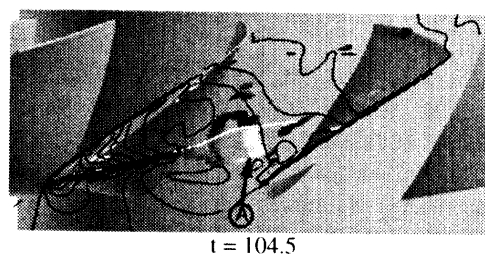
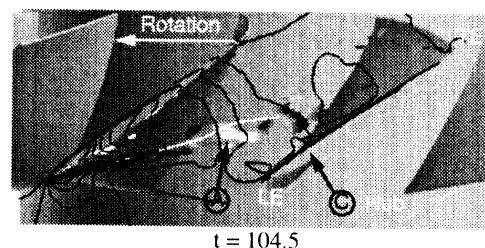


Fig. 5 Unsteady nature of leakage vortex breakdown

しかしながら、その下流で漏れ渦コアの軌跡が著しく曲がりくねり、渦コア上の H_n が -1 の値まで急激に減少する。この領域では、相対速度も急減し、渦コア内の流れはほぼよどみ状態まで減速されており（図中の左側翼間）、漏れ渦構造が激変していることがわかる。さらにその下流で、漏れ渦は大きく屈曲して隣接翼の圧力面と干渉する。この挙動は非定常であり、図5に示すように、漏れ渦は時間とともに翼間内を大きく蛇行する。図5によると、この漏れ渦の非定常変動過程において、隣接翼側へ屈曲した漏れ渦コア（図中の A）は、隣接翼圧力面の前縁付近と干渉し、圧力面上に足を持った翼面に垂直な渦構造（図中の B）を形成する。この渦構造は下流へ移流しながら、急速に減衰する。この漏れ渦と翼面との非定常干渉には明確な周期性が認められる。以上のとおり、漏れ渦に大きな非定常性が現れ、その渦コア内によどみ点が形成されており、漏れ渦の構造に本質的な変化が生じていることがわかる。渦内によどみ点が発生することおよび渦構造に大きな非定常性が現れることは渦崩壊の特徴であり¹⁷⁾、この失速点近傍の作動点において漏れ渦は翼間内で崩壊していることがわかる。漏れ渦が時間とともに大きく蛇行することから、その渦崩壊の形態はスパイラル形である。一般に渦の崩壊は古くから知られた現象であり、デルタ翼の前縁はく離渦、管内や燃焼器内の旋回流など種々の流れ場で発生する。渦崩壊の発生メカニズムはいまだ説明されておらず、発生条件も定かでないが、その発生要因は強い渦の巻上がりお

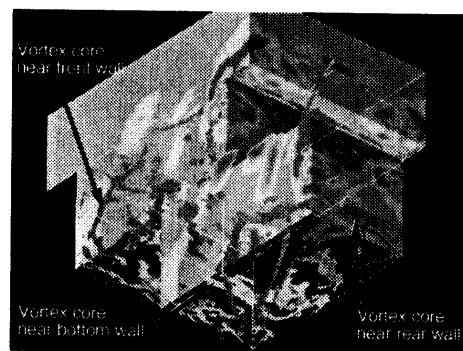


Fig. 6 Instantaneous vortex structure in supersonic cavity flow (LES result)

よび渦軸に沿った大きな逆圧力勾配であることが多くの実験から示されている¹⁷⁾。この点から、圧縮機動翼列では流量が低下して翼負荷が増大すると、漏れ渦が強くなると同時に翼列内の逆圧力勾配も増加する結果、失速点近傍で漏れ渦が崩壊すると解釈される。

図4中の左側翼間に示された流線のみから、上述のような翼端漏れ渦の非定常挙動を捉えることはほとんど不可能に近く、Vortex Hunterの威力がよくわかる。Vortex Hunterは、ターボ機械だけでなく、図6のように超音速キャビティ流れにおける自励振動メカニズムの解明にも役だっている。

4. 三次元はく離形態—漏れ渦崩壊による失速—

物体壁面上における摩擦応力線は限界流線と呼ばれ、実験において壁面境界層の流れ状態を把握するために、油膜法により限界流線を可視化することが古くから広く行われている。壁面上に湧き出しや吸い込みが存在しなければ、限界流線の包絡はく離線あるいは付着線に対応するから、限界流線のパターンを調べることで流れのはく離および付着位置を容易に知ることができる。数値解析では、油膜法よりも一層鮮明な限界流線のパターンを得ることができるため、実験よりも正確かつ詳細にはく離・付着位置を同定可能である。限界流線は壁面上に縮約された二次元的な情報に過ぎないが、Critical Point 理論¹²⁾を用いると、限界流線のパターンから複雑な三次元はく離構造を容易に理解することができる。Critical Point 理論では、限界流線に現われる特異点に着目して限界流線のトポロジーと三次元流れ構造との関係づけがなされている。特異点は壁面せん断応力が0になる点として定義され、一般に鞍点 (saddle)、節点 (node)、渦状点 (focus) に分類される。鞍点は、一般に壁面に平行な対向する二つの流れが干渉する場合に形成される特異点である。すなわち、鞍点は壁面に現われる分岐点であり、はく離泡の前縁部に形成されることが一般に知られている。節点では、すべての限界流線が特異点から流出あるいは流入するパターンを示し、それぞれのパターンは付着とはく離に対応する。渦状点は、壁面上に端を持つ縦渦構造の形成に伴って現われる特異点である。この渦状点では、鞍点および節点とは異なって、すべての限界流線が限界流線同様に特異点に向かって渦巻状に流入（あるいは流出）する。以上のとおり、特異点にはそのまわりに形成されている三次元流れ構造が強く反映されている。その結果、Critical Point 理論に基づいて限界流線のトポロジーを調べることで、二次元的な情報として限界流線から壁面上の三次元流れ構造を把握することが可能となるのである。

可視化ソフトウェアの普及に伴い、三次元流線の可視化から三次元はく離形態の解析を行いがちであるが、限界流線という少ない情報から複雑な三次元はく離形態を抽出・解析することを勧める。しかしながら、限界流線上に多数の特異点が現れるような極めて複雑な三次元はく離を解析対象とする場合、あるいは三次元はく離の非定常挙動を解析する場合には、限界流線を線画として表示する従来の可視化法から、

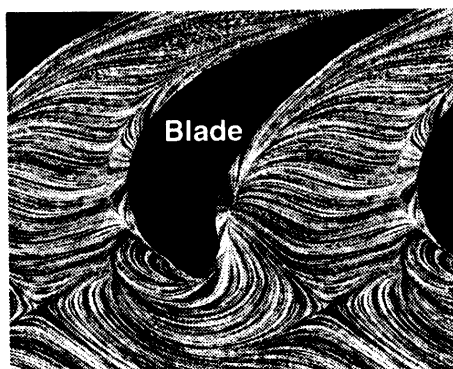


Fig. 7 Limiting streamlines (LIC image) on end-wall of turbine cascade

短時間での確に三次元流は離形態を把握することは困難である。このような場合には、ベクトル場の新しいアニメーション手法である LIC (Line Integral Convolution)¹⁸⁾ の導入が有効である。LIC 法では、入力画像 (White noise bitmap) に対して、流線に沿った重み付き積分を行い、出力画像の各ピクセル強度を得る。すなわち、速度ベクトルに沿って入力画像を局所的に滲ませることにより、限界流線の可視化が行われる。LIC 法を用いると、インタラクティブな可視化作業を伴うことなく、稠密な流線の描画が可能であり、複雑な限界流線のトポロジーを簡単に解析できる。図 7 は、高温ガスタービン動翼列の端壁面上の限界流線を LIC 法で可視化した例である。同図から、限界流線上に多数の特異点と包絡線が形成されていることがわかる。この限界流線のトポロジーはターボ機械分野においても極めて複雑なケースに相当し、従来の可視化法ではその解析に 2～3 日を要する。

図 4 の作動条件からさらに流量を減少させた場合の非定常流れ場を図 8 に示す。同図には、Vortex Hunter で同定された渦コアとともに、LIC 法で可視化された動翼負圧面上の限界流線が表示されている。図 4 と比べて、渦崩壊に伴う翼端漏れ渦の変動は一層増大し、漏れ渦は翼圧力面ばかりでなく負圧面とも干渉し、翼間を横断する渦構造と化して下流へと移流する。漏れ渦が負圧面と干渉する翼先端付近の限界流線に、はく離形の渦状点が現れている。このことは、漏れ渦が負圧面と干渉する結果、漏れ渦を形成する渦線と負圧面境界層内の渦線がリンクし、三次元流は離が起きていることを示す。動翼の失速は二次元翼の失速形態と同様にして前縁はく離によって一般に説明されてきたが、漏れ渦の崩壊という三次元効果に起因した失速形態が起こり得ることをこの解析結果は示唆している¹⁹⁾。

5. 結 言

実験流体力学 (EFD) と計算流体力学 (CFD) を融合させることによって、両者が相互に補完しあう EFD/CFD ハイブリッド形の流動解析手法について述べ、その手法を用いて軸流圧縮機動翼列内の複雑渦流れ現象を解明した例を紹介した。また、CFD で得られた数値計算結果から流れ現象を抽出・解析するためには、Critical Point 理論に基づいて流れ場内の特異性 (渦コアや限界流線上的特異点) に着目することが肝要であることを述べた。今後、数値計算の規模がますます拡大していくであろうことを考えると、大規模数値データから流体力学的に意味のある情報を抽出するためのデータマイニング技術を確立する必要性を感じる。これは CFD に限った問題ではなく、Holographic PIV などが実用化されて、実験においても流れ場のボリュームデータが容易に取得可能になれば、EFD でも共通した問題となるのである。さらに、この問題は流体力学に限らず、大規模なデータを扱う分野に共通した問題であり、科学研究費補助金の特定領域研究として「巨大学術社会情報からの知識発見に関する基礎研究」が平成 10 年度から 3 年度計画でスタートしている。発

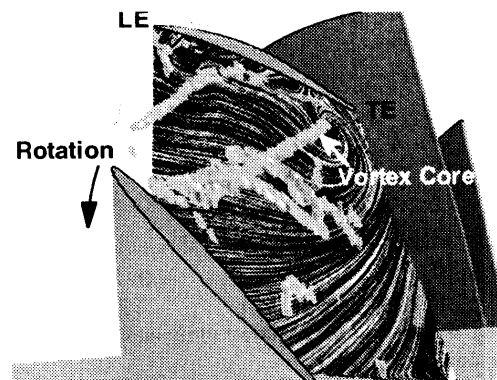


Fig. 8 Three-dimensional separation due to breakdown of tip leakage vortex in compressor rotor

見科学を盛り込んだデータマイニング技術が今後のキーテクノロジーとなりそうである。

文 献

- 1) Wisler, D. C. and Denton, J. D., ASME/IGTI International Gas Turbine Conference (1994).
- 2) Wernet, M. P. and Bright, M. M., AIAA Paper No. 99-0270 (1999).
- 3) Kuroumaru, M., Inoue, M., Higaki, T., Abd-Elkhalek, F. A. and Ikui, K., Bulletin of the JSME, Vol. 25, No. 209 (1982), pp. 1674-1681.
- 4) Inoue, M., Kuroumaru, M., Tanino, T. and Furukawa, M., Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 122, No.1 (2000), pp. 45-54.
- 5) Interrante, V. and Grosch, C., IEEE Computer Graphics and Applications, Vol. 18, No. 4 (1998), pp. 49-53.
- 6) Jeong, J. and Hussain, F., J. Fluid Mech., Vol. 285 (1995), pp. 69-94.
- 7) Levy, Y., Degani, D. and Seginer, A., AIAA Journal, Vol. 28, No. 8 (1990), pp. 1347-1352.
- 8) Hunt, J. C. R., Wray, A. A. and Moin, P., Center for Turbulence Research CTR-S88 (1988), p. 193.
- 9) 古川雅人・ほか 3 名, 日本機械学会講演論文集, No. 98-3 (1998), 109-110.
- 10) Sawada, K., Trans. Japan Soc. of Aero. Space Sci., Vol. 38, No. 120 (1995), pp. 102-116.
- 11) Haimes, R. and Kenwright, D., AIAA Paper No. 99-3288 (1999).
- 12) Perry, A. E. and Chong, M. S., Ann. Rev. Fluid Mech., Vol. 19 (1987), pp. 125-155.
- 13) Furukawa, M., Inoue, M., Saiki, K. and Yamada, K., Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 121, No. 3 (1999), pp. 469-480.
- 14) Jang, C-M, Furukawa, M., Saiki, K., and Inoue, M., ASME Paper FEDSM99-6850 (1999).
- 15) 古川雅人・ほか 2 名, 第 13 回数値流体力学シンポジウム講演論文集, (1999), B07-2.
- 16) Furukawa, M., Saiki, K., Yamada, K. and Inoue, M., ASME Paper No. 2000-GT-0666 (2000).
- 17) Delery, J. M., Progress in Aerospace Sciences, 30-1 (1994), 1-59.
- 18) Forssell, L., K. and Cohen, S., D., IEEE Visualization and Computer Graphics, Vol. 1, No. 2 (1995), pp. 133-141.
- 19) 古川雅人・ほか 3 名, 日本機械学会論文集, Vol. 66, No. 644, B (2000), 1029-1037.