

圧縮機における旋回失速初生の数値シミュレーションに向けて (失速点近傍における翼端漏れ渦の非定常挙動)

才木一寿*, 古川雅人*, 井上雅弘*

Toward Numerical Simulation of Rotating Stall Inception in Compressor Rotor (Unsteady Behavior of Tip Leakage Vortex at Near-Stall Operating Condition)

by

Kazuhisa SAIKI, Masato FURUKAWA, Masahiro INOUE

ABSTRACT

The breakdown of the tip leakage vortex has been investigated at near-stall condition in a low-speed axial compressor rotor with moderate blade loading. The unsteady flow behavior due to breakdown of tip leakage vortex in the rotor has been simulated by the unsteady Navier-Stokes flow solver based on the high-resolution upwind scheme using the TVD formulation. The semi-analytic method for identifying vortex and normalized helicity were applied to investigate the complicated flow field inside the rotor passage. These visualization techniques revealed clearly the structure and unsteady behavior of tip leakage flow. The simulation shows that the spiral-type breakdown of the tip leakage vortex occurs inside the rotor passage at the near-stall condition. The flow in the tip leakage vortex core is decelerated almost to stagnation near the middle part of passage and the large twist of tip leakage vortex core in the pitchwise direction appears downstream of the breakdown onset. As a result, it is observed that the leakage streamlines tightly spiral around the vortex core at the fore part of the rotor passage, expand at the aft part of the passage. The tip leakage vortex twists and turns violently with time at the aft part of the passage because its breakdown occurs near the middle part of the passage. The periodic interaction between the leakage vortex core and the pressure surface boundary layer of the adjacent blade is caused by the unsteady behavior of leakage vortex. Furthermore, the vortex nearly perpendicular to the blade pressure surface, which is similar to tornado and has a leg on the blade pressure surface, is formed by the unsteady interaction. It is found that the large pressure fluctuation near the blade pressure surface, which has been observed at the near-stall condition in experimental result, results from the unsteady process due to the spiral-type breakdown of tip leakage vortex.

1. 緒 言

翼端すき間を持つ圧縮機内部における流れ場の特徴は、翼端すき間を通り抜ける漏れ流れによるせん断層が巻き上がり、翼端漏れ渦と呼ばれる縦渦構造が形成されることである。この漏れ渦は、圧縮機の性能および安定性に多大な影響を及ぼすため、現在まで国内外で数多くの実験的・数値計算的研究が行われてきた。最近、高負荷形の斜流羽根車内において、デルタ翼の前縁はく離渦に生じることが広く知られている渦崩壊に酷似した現象である「翼端漏れ渦の崩壊」が発生することが見出された [1]。さらに、中程度の翼負荷を有する軸流羽根車の失速点近傍においても翼端漏れ渦崩壊が生じることが定常解析により確認された [2]。この軸流羽根車における翼端漏れ渦崩壊は最高圧力上昇点よりも低流量側の作動域で発生し、漏れ渦内にバブル形の逆流領域が現われる。バブル形の逆流領域による渦コア流れへの著しい減速が漏れ渦の大きな膨張および漏れ流れに起因する高損失領域の著しい広がりを引き起こす。漏れ渦崩壊は漏れ流れの挙動に劇的な変化をもたらす。特に、崩壊に伴う漏れ渦の膨張は大きなブロック効果を持ち旋回失速初生との深い関連性が示唆される。

一般に渦の崩壊現象には大きな非定常性を伴うことが知られている。過去に行われたケーシング面圧力分布の計測結果 [3] によると、前述の軸流羽根車の失速点近傍において漏れ渦上流の圧力面付近に極めて大きな圧力変動が認められ、漏れ渦崩壊に伴って強い非定常流動が漏れ流れに生じていると考えられる。本報では、この失速点近傍における非定常 Navier-Stokes シミュレーションにより明らかになった翼端漏れ渦の非定常挙動について述べる。

2. 数値計算手法

流れ解析手法として有限体積法を用いた緩和形陰の高解像度風上スキーム [4] を用いた。三次元圧縮性ナビエ・ストークス方程式が、時間方向には陰的に、空間的には六面体の計算セルを用いたセル中心形有限体積法に基づいて離散化される。人工粘性を小さく抑えて渦構造を鮮明に捕らえるために、非粘性流束は Roe の近似リーマン解法を用いた MUSCL 形の高次精度 TVD 法により評価された。渦粘性係数は Baldwin & Lomax の代数乱流モデル [5] に従って求めた。線形化されて得られた連立一次方程式は近似因子化法によらず、Gauss-Seidel 形の点緩和法により解かれる。その際、各時間ステップでニュートン反復 (25 回) を実行し、線形化および点緩和に伴う誤差を除去して時間精度を二次に保つ。なお本解析では、無次元時間刻み Δt^* (動翼入口音速および翼端半径により無次元化) を 0.01 とした。

翼端漏れ流れを正確に捕らえるために、図 1 に示した複合形の計算格子を用い、主流部および翼端すき間部にそれぞれ H 形の構造格子を形成した。主流部の格子では流れ方向に 133 セル (翼間部に 73 セル)、スパン方向に 127 セル、ピッチ方向に 77 セル設定した。翼端すき間部にはめ込まれた格子はコード方向に 73、ピッチ方向に 32、スパン方向に 16 セルから構成された。セル総数は 1,337,983 セルである。このように、失速点近傍で発生する非定常流動現象を正しく捕らえるために、定常解析 [6] と比べて流れ場全体にわたる格子解像度が高められている。流入境界条件は動翼上流で測定された実験結果に基づいて与えられた。

3. 解析結果

過去の研究 [3][7][8] において、動翼下流および内部の翼先端漏れ流れ場が実験的に調べられた低速の単段軸流圧縮機の動翼を供試羽根車とした。本軸流圧縮機の流量係数 ϕ (主流の軸方向速度を動翼先端速度で無次元化) および圧力係数 ψ (全圧上昇を動翼先端速度に相当する動圧で無次元化)

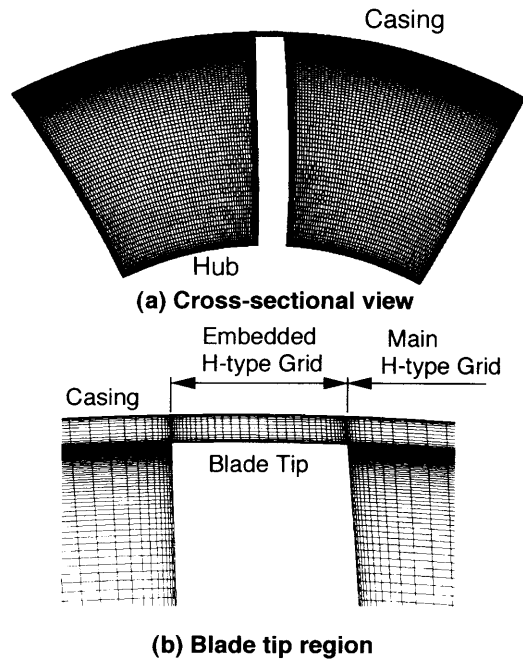


Fig. 1 Computational grid

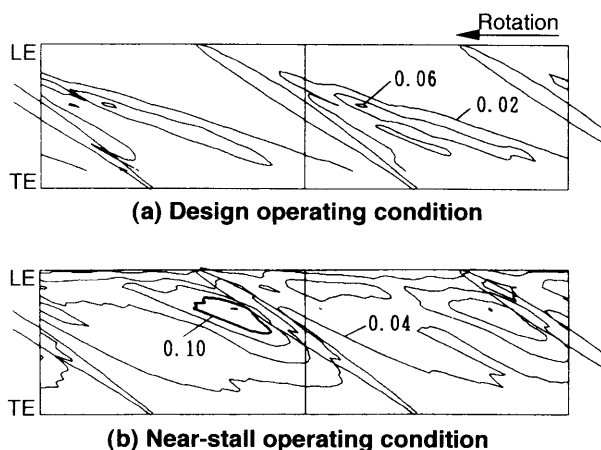


Fig. 2 Pressure fluctuation distributions measured on rotor casing wall

の設計値はそれぞれ 0.5 および 0.4 であり、羽根車のハブ比は 0.6、翼先端直径は 449mm である。動翼は予旋回なしの自由渦形式で設計された NACA65 系統翼で、翼枚数は 12 枚である。翼先端部は弦節比 1.0、コード長 117.5mm である。本研究では翼端すき間が 2.0mm (1.7% tip chord) で流量係数 $\phi = 0.36$ の失速点近傍について数値解析を実施した。

本供試軸流圧縮機の設計点および失速点近傍で実験により得られたケーシング面上の圧力分散分布を図 2 に示す。図 2 (b) の失速点近傍では翼圧力面近傍に圧力分散の極大領域が観察され、この大きな圧力変動の生じている領域は漏れ渦上流に位置している。前報 [6] で述べたように、この軸流圧縮機の失速点近傍において翼端漏れ渦に渦崩壊が発生することが定常 Navier-Stokes 解析により明らかになっている。したがって、翼端漏れ渦崩壊に伴って、この領域の翼端漏れ流れ場に強い非定常流動現象が生じていると推測される。

まず、非定常数値計算により得られた動翼トルクの時間履歴を図 3 に示す。無次元時間 $t^* = 80$ まで初期的な過渡状態が認められるが、 $t^* = 80$ 以降は周期的な変動を示している。本研究では、過渡状態を過ぎたと判断される無次元時間 $t^* = 80$ から $t^* = 130$ までを解析対象とした。動翼トルクの

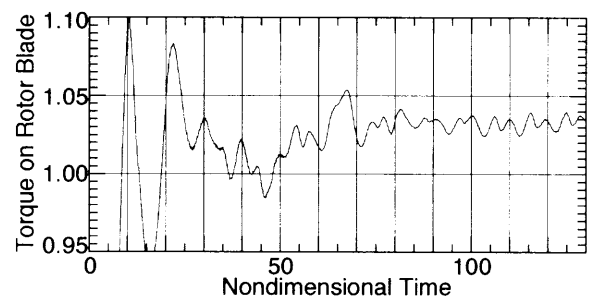


Fig. 3 Time history of torque on rotor blade

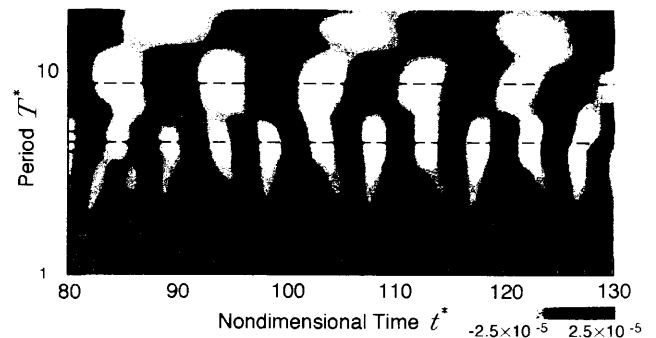


Fig. 4 Result of wavelet analysis for torque on rotor blade

の周期性を確かめるために Wavelet 変換を施した結果が図 4 である。無次元周期約 9 および約 4.5 に極値が明瞭に現れており、動翼トルクの変動には明らかな周期性が認められる。後述する様に、この周期的変動は漏れ渦と翼圧力面との非定常干渉に起因するものである。

この非定常数値計算結果の妥当性を確かめるため、実験結果との比較を行った。図 5 に $t^* = 80$ から 130 に渡る時間平均により得られたケーシング面上の圧力分布の比較を示す。翼端漏れ渦の巻き上がりにより翼前縁付近から現れる圧力の谷が正しく再現されている。また、流路中央部において翼端漏れ渦に生じる渦崩壊に伴って、この圧力の谷は流路後半部において消滅するが、その変化も数値計算により正しく捕らえられていることがわかる。図 6 に同様のケーシング面上の圧力分散分布に関する実験結果との比較を示す。失速点近傍において漏れ渦の上流の圧力面付近に現れる圧力分散の極大値が非定常数値計算により正しくシミュレートされている。したがって、本解析により翼端漏れ流れに生じる非定常流動現象が正しく捕らえられていると考えられる。

図 7 は $t^* = 100$ におけるケーシング側から眺めた翼端漏れ流れ場である。Critical Point 解析に基づく方法 [9] により同定された渦コアが示されている。同定された渦コアが、右側翼間では無次元ヘリシティで、左側翼間では相対速度の大きさの分布で色付けされている。さらに、右側翼間にはケーシング面圧力分布が、左側翼間には漏れ流れ線がそれぞれ黒線で示されている。流路前半部において漏れ渦に沿った無次元ヘリシティの値はほぼ +1 の値であり、漏れ渦が強く巻き上がっていることがわかる。しかしながら、流路中央部で漏れ渦コアの軌跡は大きく蛇行して、渦コア上の無次元ヘリシティは -1 の値まで急激に減少する。左側翼間に示された相対速度の分布によると、この領域で相対速度は急激に減速し、ほぼよどみ状態となっていることがわかる。その結果、漏れ流れ線がよどみ点の上流で漏れ渦コアから解け、流路後半部で大きく膨らんでいる。この渦内におけるよどみ点の発生は、渦崩壊の特徴である。

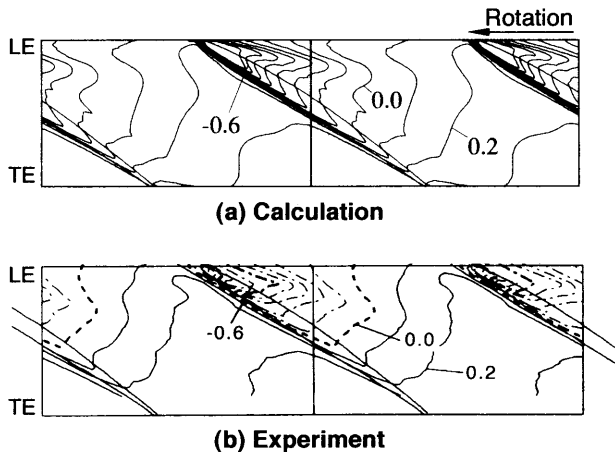


Fig. 5 Time-averaged pressure distributions on rotor casing wall

図8に $t^*=100$ から109にわたる翼端漏れ流れ場の時間変化を示す。Critical Point 解析に基づく渦コアの同定法 [9] を用いて、動翼列内における瞬間的な漏れ渦の軌跡およびその時間変化を容易かつ正確に追跡することが可能となった。図中には同定された渦コアに沿った無次元ヘリシティの分布がカラーで示され、ケーシング面上の圧力分布が黒線で描かれている。なお、図中の白線は後述する時間平均流れ場における渦中心線（図11）を表している。流路後半部における漏れ渦の挙動には渦崩壊に伴う強い非定常性が認められる。すなわち、流路中央部で渦崩壊が生じ、漏れ渦が動翼流路内を周方向に大きくうねりながら時間的に変動する様子が観察される。また、漏れ渦崩壊が発生した下流では、漏れ渦コアの軌跡に沿ったケーシング面上の圧力の谷が消滅し、渦コアの非定常的な運動に対応してケーシング面圧力分布も大きく変化している。

図9は、 $t^*=102$ における漏れ渦に沿った縦断面上の瞬間流れ場である。この縦断面は時間平均流れ場で同定された漏れ渦中心（図8中の白線）を通る半径方向の断面であり、圧力面側から縦断面を眺めた図である。図中には、縦断面内の速度ベクトルおよび全圧損失分布が示されている。漏れ渦崩壊の発生に伴い低エネルギー流体の集積部が広がり、図中のA,B,Cとして示されるように、千鳥状の渦配列が現れている。図8(c)に現われているうねった渦コアが縦断面を横切るため、このような千鳥配置の渦列構造が現われる。渦AおよびBの誘起速度により、両渦の間に顕著な逆流域が形成されている。以上のようにスパイラルタイプの渦崩壊の特徴 [10] が認められ、翼列流路内においてスパイラルタイプの渦崩壊が発生していると結論づけることができる。ただし、ケーシング面の存在により、漏れ渦コアのスパン方向運動はピッチ方向と比べて極めて小さいことがわかる。

さらに、スパイラルタイプの渦崩壊による漏れ渦の非定常運動により、漏れ渦と翼圧力面の激しい干渉が起こる。まず、図8(f)の $t^*=105$ の瞬間流れ場においてA部として示した領域が、(g) $t^*=106$ までの間に次第に折れ曲がりながら翼圧力面へと近づいてゆく。(g) $t^*=106$ から(h) $t^*=107$ にかけて、このA部は圧力面と干渉する。その結果、漏れ渦は前縁付近の圧力面境界層とリンクし、圧力面に足を持つ翼面に垂直な渦構造が形成される。(h) $t^*=107$ 以降、この圧力面に足を持つ渦構造をB部として示すが、このB部は前縁付近から下流へと移流しながら強く巻き上がるため、ケーシング面に強い低圧領域が生じている。その後、この渦構造は下流へと移流しながら急速に減衰して消滅する。

特に、図8(a) $t^*=100$ と(j) $t^*=109$ における翼端漏れ流れ構造は酷似しており、明らかに無次元周期9の周期性が確認できる。この周期は図4において述べたWavelet解析により得られた動翼トルクの変動周期と一致する。また、図

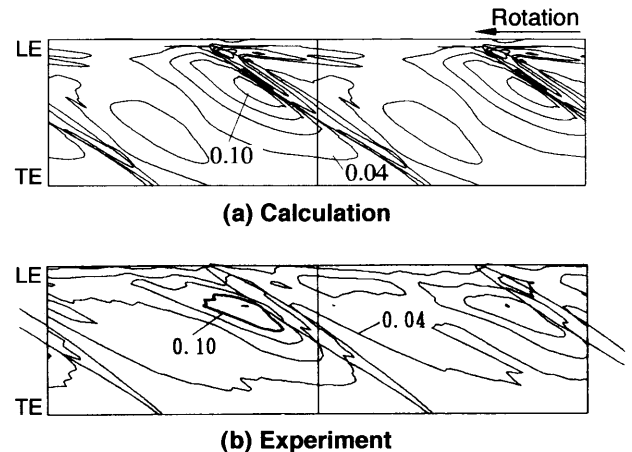


Fig. 6 Pressure fluctuation distributions on rotor casing wall

8において(d) $t^*=103$ から(f) $t^*=105$ にかけて弱いもののC部として示す同様の翼端漏れ渦と圧力面境界層の干渉が認められる。すなわち、この翼端漏れ渦と圧力面境界層との干渉の発生周期はwavelet解析による無次元周期4.5に対応していることがわかる。したがって、この渦崩壊に伴う非定常干渉は無次元周期4.5で発生しており、弱い干渉と強い干渉が交互に生じていることが示唆される。

図10には、この漏れ渦と圧力面との干渉に伴う圧力面上の圧力分布の時間変化を示す。ただし、図中に示した圧力は瞬間圧力と時間平均圧力の差として定義されたものである。また、図中には圧力面近傍（圧力面から1格子分離した格子点）の速度ベクトルが表示されており、これも圧力と同様に時間平均値との差として定義されている。図10(a)の $t^*=100$ では、図8(a)のB'部と示した渦に対応した低圧領域が翼端付近に現われている。時間の経過と共に、この渦は圧力面上を下流へ移流しながらハブ側へ向かい、次第に減衰して後縁付近で消滅する。また、この渦構造の形成に伴う排除効果により、その上流に高圧領域が認められる。図10(c)の $t^*=104$ からは、図8(e)のC部における干渉に伴って再び低圧領域が形成されるが、この干渉は極めて弱いものである。さらに、図10(d)から、図8(h)のB部による低圧領域が前縁付近に生じている。この低圧領域は図10(e)の $t^*=108$ までに下流に移流しながら極めて強いものとなる。その後、このB部で示した渦構造は、図10(a)の $t^*=100$ におけるB'部と同様の過程を経て減衰する。

以上のように、渦崩壊に起因する翼端漏れ渦と翼圧力面境界層との非定常干渉により、圧力面に足を持つ翼面に垂直な渦構造が形成され、大きな圧力変動をもたらすことが明らかになった。その結果、前述の動翼トルクの周期的な変動が生じることになる。すなわち、失速点近傍で実験により捕らえられていたケーシング面上の大きな圧力変動（図2(b))は、以上の渦崩壊に伴う漏れ渦と翼圧力面の非定常干渉に起因する。

一方、非定常計算結果に時間平均 ($t^*=80$ から 130 まで) を施すことにより得られた翼端漏れ流れ場を図11に示す。図中には無次元ヘリシティで色付けされた渦コアおよび漏れ流れ流線が示されている。図8のような漏れ渦の強い非定常性にもかかわらず、時間平均流れ場には明確な渦コアが認められる。ただし、スパイラルタイプの渦崩壊が発生して漏れ渦が蛇行しながら隣接翼の圧力面と非定常的に干渉する結果（図8）、図11において漏れ渦のコアが隣接翼近傍で消失する。流路中央部で無次元ヘリシティの値はほぼ+1の値から0の値へと急激に変化して、渦コアに巻きついていた漏れ流線が膨張するが、その下流では無次元ヘリシティが再び+1程度まで増加している。この漏れ渦コア上で無次元ヘリシティが0を示す点が、時間平均的な渦崩壊の開始点と解釈される。さらに、図12に翼間流

路内の時間平均流れ場を示す。漏れ渦コアの時間平均軌跡に垂直な四つの横断面上の流れ方向渦度分布および全圧損失分布が示され、断面 III が漏れ渦の崩壊開始点の直ぐ下流に位置している。図 1 2 (a) において、漏れ渦内の流れ方向渦度が急激に減少し、渦崩壊開始点よりも下流(横断面 III, IV)では渦度の集中すら認められないことがわかる。すなわち、時間平均流れ場において、前縁近傍で縦渦としていったん巻上がった漏れ渦構造が、渦崩壊により翼間内で消滅する。その結果、図 5 のようにケーシング面圧力分布の谷が翼間流路の後半部で消滅する。また、渦崩壊により漏れ渦が時間とともに大きく変動する結果、図 1 2 (b) 中の黒い流線で示されるとおり、時間平均流れ場の漏れ渦は著しく膨張し、隣接翼と干渉する。その結果、翼端部の高損失領域は大きく広がり、かつ隣接翼の圧力面側に集積する。すなわち、非定常計算ではスパイラルタイプの渦崩壊を呈していた漏れ渦の構造が、時間平均流れ場では定常解析により捕らえられたバブルタイプの崩壊形態 [6] と酷似した構造を示す。以上のように、渦崩壊は流れ場に大きなブロック効果をもたらし、漏れ渦の崩壊は旋回失速の初生メカニズムにも関与していることが示唆される。

4. 結 言

軸流圧縮機の失速点近傍で生じる渦崩壊に伴う翼端漏れ流れにおける非定常流動現象を明らかにすることを企図して、有限体積法を用いた緩和形陰の高解像度風上スキームによる非定常ナビエ・ストークス流れシミュレーションを実施した。Critical point 理論に基づく渦コア同定法による計算結果の可視化法を適用して、動翼列内部における複雑な翼端漏れ流れ構造および漏れ渦の非定常挙動を詳細に調べた。その結果、以下のことが明らかにされた。

漏れ渦崩壊に伴い漏れ渦コアにスパイラルタイプの強い非定常性が現われ、渦コアはピッチ方向に大きく蛇行しながら時間的に変動する。一方、漏れ渦コアの強い非定常運動にもかかわらず時間平均流れ場には明確な漏れ渦中心が同定され、その渦中心上にスパイラルタイプの渦崩壊の時間平均的な発生点としてのよどみ点が現れる。

スパイラルタイプの渦崩壊による漏れ渦の非定常挙動により、周期的に漏れ渦と翼圧力面の激しい干渉が生じる。この非定常干渉に伴って圧力面に足を持った翼面に垂直な渦構造が形成され、大きな圧力変動をもたらす。すなわち、軸流圧縮機の失速点近傍で実験により捕らえられていた圧力面付近の大きな圧力変動は、この渦崩壊に伴う漏れ渦と圧力面の非定常干渉に起因することが明らかになった。

文 献

- [1] Furukawa, M., Saiki, K., Nagayoshi, K., Kuroumaru, M., and Inoue, M., 1998, "Effects of Stream Surface Inclination on Tip Leakage Flow Fields in Compressor Rotors," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 120, No. 4, pp. 683-694.
- [2] Furukawa, M., Inoue, M., Saiki, K., and Yamada, K., 1999, "A Role of Tip Leakage Vortex Breakdown in Compressor Rotor Aerodynamics," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 121, No. 3, pp. 469-480.
- [3] Inoue, M., Kuroumaru, M., Iwamoto, T., and Ando, Y., 1991, "Detection of a Rotating Stall Precursor in Isolated Axial Flow Compressor Rotors," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 113, No. 2, pp. 281-289.
- [4] Furukawa, M., Saiki, K., and Inoue, M., 1995, "Numerical Simulation of Three-Dimensional Viscous Flow in Diagonal Flow Impeller," in: Numerical Simulations in Turbomachinery, ASME FED-Vol. 227, pp. 29-36.
- [5] Baldwin, B. S., and Lomax, H., 1978, "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flow," AIAA Paper No. 78-257.
- [6] 古川雅人, 才木一寿, 山田和豊, 井上雅弘, 1999, "圧縮機における旋回失速初生の数値シミュレーションに向けて (翼先端漏れ渦の崩壊による失速現象)" 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム '98 論文集, pp. 179-184.
- [7] Inoue, M., Kuroumaru, M., and Fukuhara, M., 1986, "Behavior of Tip Leakage Flow Behind an Axial Compressor Rotor," ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 108, No. 1, pp. 7-14.
- [8] Inoue, M., and Kuroumaru, M., 1989, "Structure of Tip Clearance Flow in an Isolated Axial Compressor Rotor," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 111, No. 3, pp. 250-256.
- [9] Sawada, K., 1995, "A Convenient Visualization Method for Identifying Vortex Center," Trans. Japan Soc. of Aero. Space Sci., Vol. 38, pp. 102-116.
- [10] Brucker, C., 1993, "Study of Vortex Breakdown by Particle Tracking Velocimetry (PTV) Part 2: Spiral-Type Vortex Breakdown," Experiments in Fluids 14, pp. 133-139.

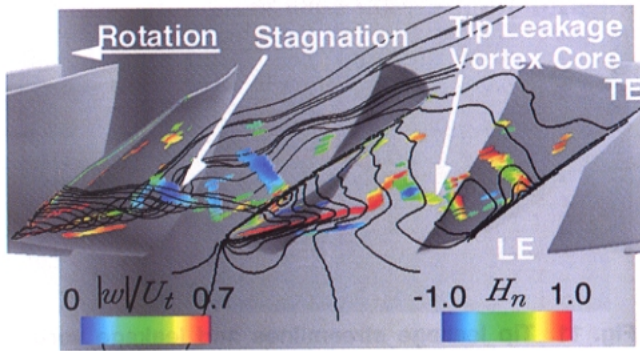
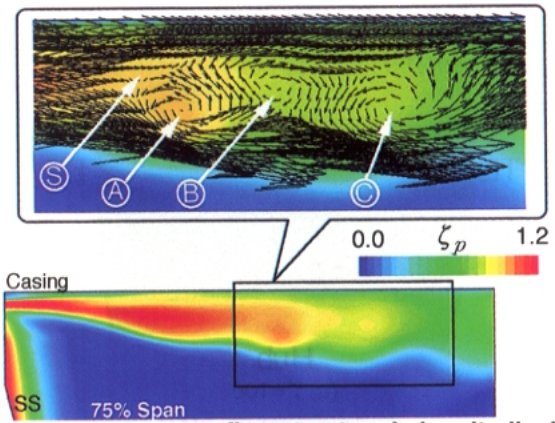
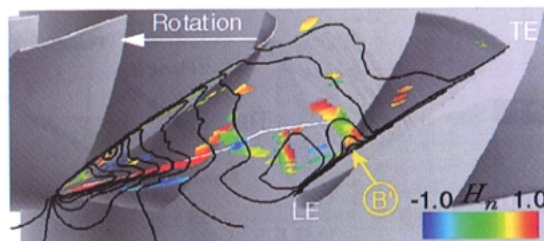
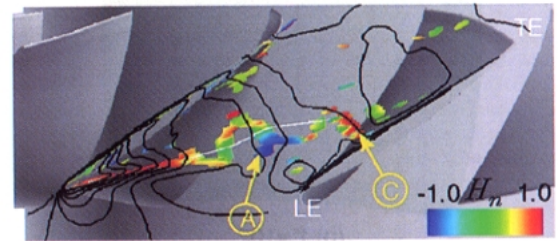
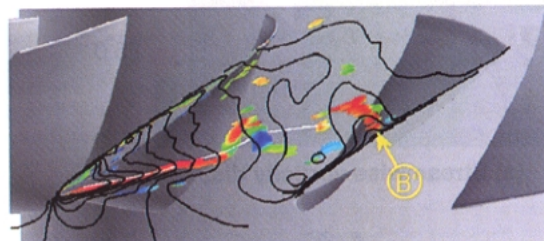
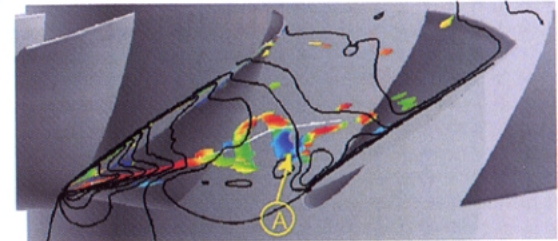
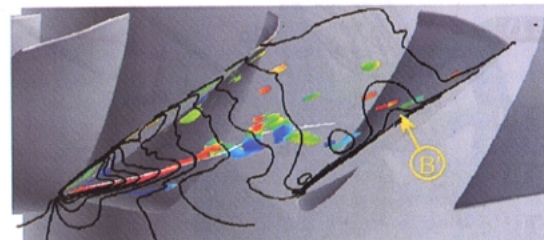
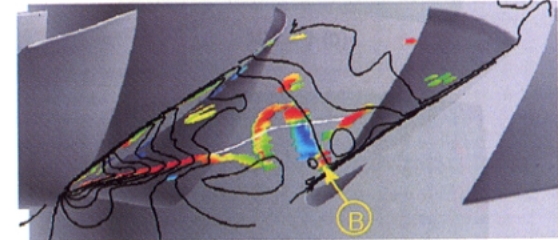
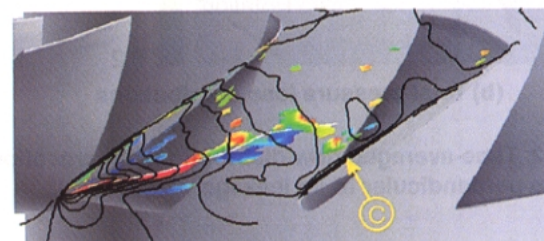
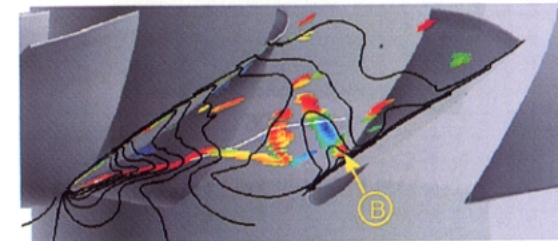
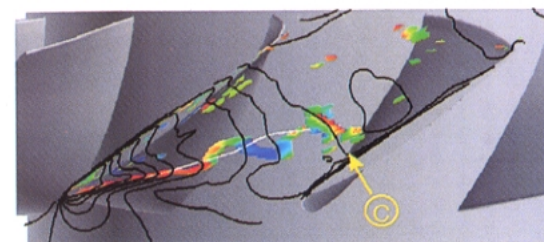
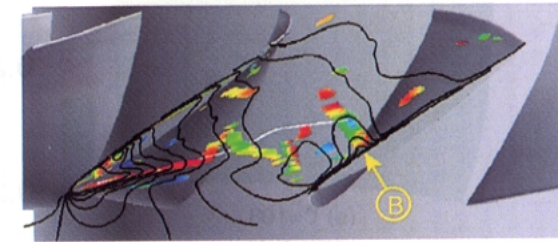
Fig. 7 Tip leakage flow field at $t^*=100$ Fig. 9 Instantaneous flow structure in longitudinal section of tip leakage vortex at $t^*=102$ (a) $t^*=100$ (f) $t^*=105$ (b) $t^*=101$ (g) $t^*=106$ (c) $t^*=102$ (h) $t^*=107$ (d) $t^*=103$ (i) $t^*=108$ (e) $t^*=104$ (j) $t^*=109$

Fig. 8 Unsteady behavior of tip leakage vortex

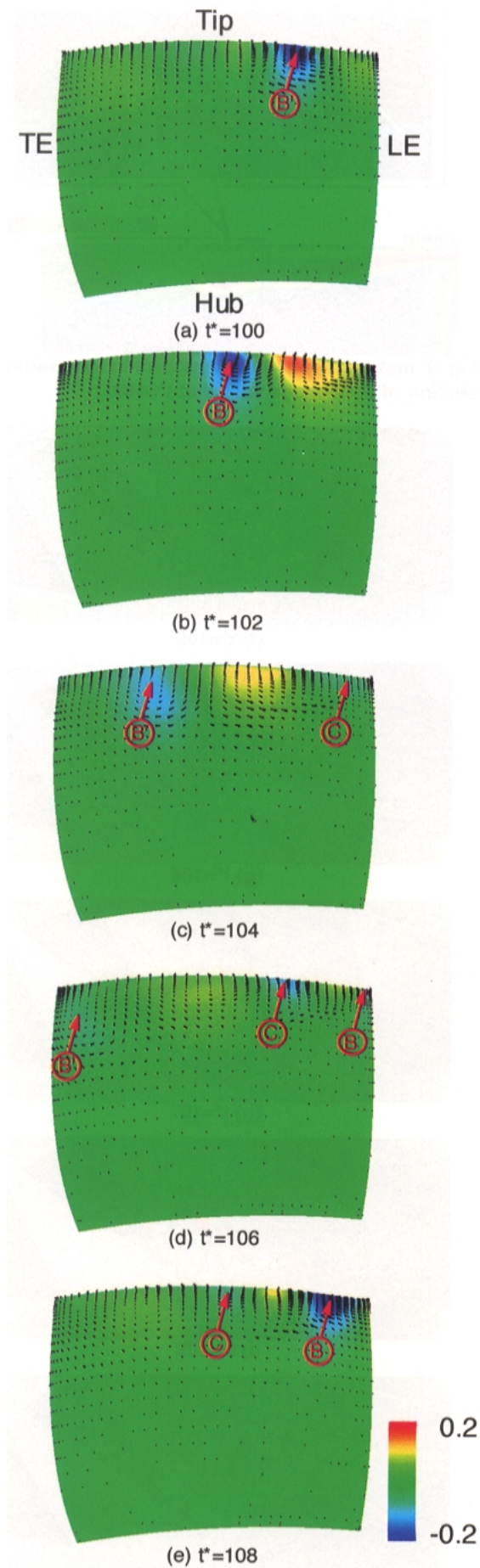


Fig. 10 Pressure distributions on blade pressure surface

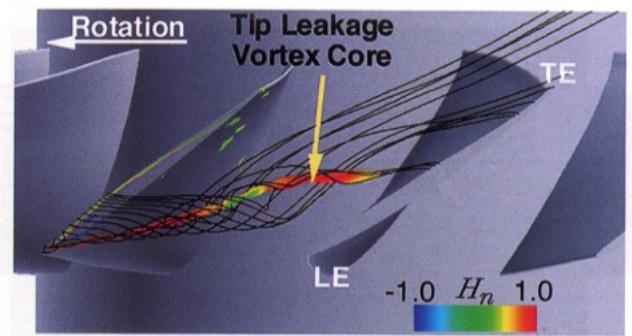
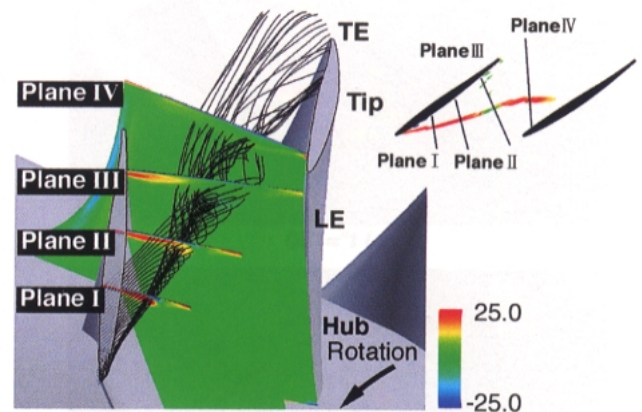
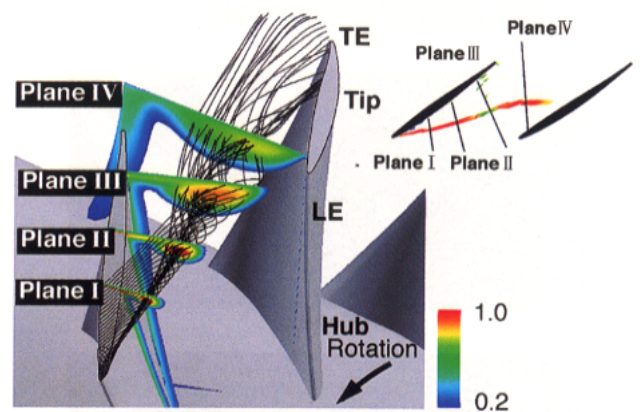


Fig. 11 Tip leakage streamlines and leakage vortex core colored with normalized helicity in time-averaged flow field



(a) Streamwise vorticity distributions



(b) Total pressure loss distributions

Fig. 12 Time-averaged flow distributions on crossflow planes perpendicular to tip leakage vortex