軸流ファンにおけるモーダル波の発生点近傍での動翼先端流れ場*

西岡卓宏^{*1}, 菅野俊男^{*2}Rotor Tip Flow-Field near Inception Point of Modal Disturbance
in an Axial-Flow FanTakahiro NISHIOKA^{*3} and Toshio KANNO^{*3} Mechanical Engineering Research Laboratory, Hitachi, Ltd.,
832-2 Horiguchi, Hitachinaka-shi, Ibaraki, 312-0034 Japan

The rotor-tip flow fields in a low-speed axial-flow fan were experimentally and numerically investigated to clarify the mechanism behind the modal stall inception. The interface between the incoming flow and the reversed tip-leakage flow does not become parallel to the leading edge plane, although backflow from the trailing edge initiates near the stall condition. The reversed tip-leakage flow does not spill from the leading edge at the stall condition. Moreover, the tip-leakage vortex breakdown does not occur near or at the stall condition. A three-dimensional separation vortex is induced by secondary flow on the suction surface near the stall condition and develops at the stall condition. It is concluded from these results that the rotor-tip flow fields in the modal stall inception differ from those in the spike stall inception and that the three-dimensional separation vortex induced by the secondary flow influences the initiation of the modal disturbance.

Key Words: Rotating Stall, Turbomachinery, Axial-Flow Fan, Modal Disturbance

1. 結 論

軸流ファンや軸流圧縮機で発生する旋回失速は、作動限界を支配する不安定現象であり、作動範囲拡大のためには旋回失速の発生過程の解明が重要となる。このため、軸流圧縮機を対象として旋回失速の発生過程が研究されており^{(1),(2)}、二つの発生過程が報告されている。第一の発生過程はスパイク型として知られており⁽¹⁾、小スケール失速セルが最初に現れ、このセルの発生後に大スケール失速セルが発達する。第二の発生過程はモーダル型として知られており、微小じょう乱波が最初に発生し、このじょう乱波の発生後に大スケール失速セルが発達する⁽²⁾。

筆者らは動翼スタック角に対する旋回失速の発生過程の変化を実験的に調べ、各動翼スタック角での発生過程が異なることを確認した^{(3),(4)}。また、設計スタック角での小スケール失速セルの発生メカニズムを数値解析から検討し⁽⁵⁾、Voら⁽⁶⁾と同様、小スケール失速セルの発生点近傍では動翼流入流れと翼端漏れ流れの境界が、動翼前縁と平行になることを確認した。また、

Voら⁽⁶⁾とHahら⁽⁷⁾が示した、旋回失速発生点近傍での翼端漏れ流れの隣接翼間への流入も数値解析から確認した。さらに、古川ら^{(8),(9)}と山田ら⁽¹⁰⁾が示した小スケール失速セルの発生点近傍での翼端漏れ渦の崩壊も確認した。

上述のように、小スケール失速セルの発生から始まるスパイク型の旋回失速発生メカニズムに関しては解明されつつある。しかし、モーダル型の旋回失速の発生メカニズムに関しては報告が少なく^{(2),(11)}、動翼先端流れ場の影響は明らかになっていない。このため、本研究ではモーダル型の発生メカニズムの解明を目的として、モーダル波の発生点近傍での動翼先端流れ場と翼端漏れ渦の変化を数値解析により調べた。

2 おもな記号

C	: 動翼コード長 (mm)
CCF	: 相互相関関数
C_p	: 動翼先端周速に基づく翼面圧力係数
C_p'	: 動翼先端周速に基づく圧力変動係数
H	: 動翼高さ (m)
H_h	: 無次元化したヘリシティ
h	: 動翼ハブ面からの距離 (m)
T	: 動翼回転周期に基づく無次元時間
X	: 動翼前縁からの距離 (m)
ϕ	: 動翼先端周速に基づく流量係数

* 原稿受付 2010年5月26日。

^{*1} 正員、(株)日立製作所機械研究所(〒312-0034 ひたちなか市堀口832-2)。^{*2} (株)日立プラントテクノロジー(〒300-0013 土浦市神立町603)。

E-mail: takahiro.nishioka.sf@hitachi.com

Fig. 1 Schematic diagram of fan

Table 1 Design specifications of the fan

Tip diameter (mm)	685
Hub / tip ratio	0.57
Rotor tip clearance (mm)	1.5
(% of rotor tip chord)	(2.0)

ψ : 動翼先端周速に基づく圧力係数
 添え字
 a : 軸方向
 t : 動翼先端
 BPF : 動翼通過周波数成分

3. 供試軸流ファンと旋回失速の発生過程

3.1 供試軸流ファンと実験方法 図 1 に供試軸流ファンの断面図を、表 1 に仕様を示す。軸流ファンは動翼列と静翼列、並びに吸込みケーシングとディフューザから構成されている。動翼先端径は 685mm であり、ハブ比は 0.57 である。動翼先端隙間は 1.5mm であり、先端コード長の 20% となる。動翼列と静翼列の仕様に関しては、前報³⁾に記載しているので参照されたい。解析では実験によりモーダル波の発生が確認できた、動翼スタック角を設計値から 10° 小さくした状態（以下、小スタック角と略す）を対象とした。図 2 に動翼先端での翼配置を示す。

ファン性能は図 1 に示した吸込ケーシング入口(Pis)からディフューザ出口(Pes)までの全圧上昇で評価した。また、図 1 に示した動翼前縁部のケーシング上の P1 と P2 に、半導体圧力センサ (Kulite XT-140) を設置して圧力変動を測定した。失速セルの伝播速度を測定するため、P2 は P1 から動翼回転方向に 120° 離して設置した。さらに、図 2 に示したケーシング上の C1 から C8 の位置で圧力変動を測定し、動翼先端での翼負荷を推定した。表 2 に動翼前縁と測定位置 (C1 から C8) までの距離を示す。表中の距離は、動翼先端の軸方向コード長(C_a)を用いて無次元化している。

Fig. 2 Blade configurations at rotor tip

Table 2 Axial distances between leading edge and measurement points on casing wall

	X/C_a
C1	-0.07
C2	0.05
C3	0.17
C4	0.29
C5	0.41
C6	0.58
C7	0.75
C8	0.91

3.2 ファン性能とモーダル型旋回失速の発生過程

図 3 に対象とした小スタック角での、ファン性能を示す。縦軸と横軸はそれぞれ、動翼先端周速を基にした圧力係数(ψ)と流量係数(ϕ)を示している。以下では流量係数 0.462, 0.440, 0.429, 0.397 の測定点をそれぞれ、作動点 A, B, C, D と呼ぶ。

図 4 に動翼前縁部(図 1 の P1)での圧力変動波形を示す。縦軸は動翼の先端周速を用いて無次元化した圧力変動係数(C_p')を、横軸は動翼回転周期を用いて無次元化した時間(T)を示している。図中の圧力変動は、ローパス・フィルタを介して翼通過周波数成分（以下、BPF と略す）を除去している。作動点 A では、失速セルの発生を示す変動は確認できない。作動点 B では、動翼回転よりも変動周期の長い微小じょう乱波が確認できる。作動点 C では、大スケール失速セルの発生が確認できる。作動点 B と C で確認できた微小じょう乱波と大スケール失速セルは、発生と消滅を不規則に繰り返していた。作動点 D では大スケール失速セルが、作動点 C に比べて発達している。

図 5 に、P1 と P2 間での相互相関関数の変化を示す。縦軸は相互相関関数の値を示している。作動点 B と C、および D での相互相関関数は、周期的な変化を示

Fig. 3 Comparison of pressure-rise characteristic between measurement and calculation

Fig. 4 Pressure fluctuations near rotor leading edge

している。上述したように、微小じょう乱波の変動周期は動翼の回転周期よりも長く、微小じょう乱波の個数は1個と考えられる。微小じょう乱波の個数が1個と仮定した場合、作動点 B でのピーク間の時間差(3.78)より求まる微小じょう乱波の伝播速度は、動翼回転速度の26%となる。同様に、相互相関関数のピーク間の時間差より求めた作動点 C と D での大スケール失速セルの伝播速度はそれぞれ、動翼回転速度の25%と28%である。

Garnier ら⁽²⁾は、モーダル型の旋回失速発生過程で観察された微小じょう乱波が、発達した失速セルよりもわずかに遅い速度で伝播することを示している。また、微小じょう乱波から発達した失速セルは、小スケール失速セルから発達したセルに比べて大きく、伝播速度が遅いことが、Camp と Day⁽¹⁾によって示されている。上述したように、微小じょう乱の伝播速度は、発達した大スケール失速セルの伝播速度に比べて、わ

Fig. 5 Cross correlation functions of pressure fluctuations near rotor leading edge

Fig. 6 Change in blade loading at tip

ずかに遅くなっていた。また、作動点 D での大スケール失速セルの伝播速度は、前報⁽³⁾に示した小スケール失速セルから発達した大スケール失速セルの伝播速度の41%よりも遅くなっている。これより、小スタック角での旋回失速発生過程がモーダル型であり、作動点 B で確認できた微小じょう乱波がモーダル波であることが分かる。

3.3 動翼先端負荷の変化 図6にケーシング圧力変動のBPF成分の変化を示す。BPF成分の圧力変動は、図2に示したC1からC8の位置での圧力変動スペクトルから求めた。横軸は軸方向コード長で無次元化した動翼前縁からの距離(X/C_m)を、縦軸は動翼先端周速で無次元化したBPF成分の圧力変動(Cp'_{BPF})を示している。最大圧力変動の位置は、 $\phi=0.601$ の作動点から作動点Bにかけて変化しておらず、ほぼ前縁である。 $\phi=0.581$ の作動点では、 $\phi=0.601$ に比べて最大圧力変動が大きくなっている。 $\phi=0.502$ の作動点で

Fig. 7 Computational model for rotor blades

Fig. 8 Computational grid on rotor tip and in tip clearance

は最大圧力変動が低下しており、作動点 A と B では、さらに低下している。

ケーシング圧力変動の BPF 成分は、動翼先端での圧力面と負圧面の圧力差に相当し、図 6 に示した分布は動翼先端の翼負荷に対応している。図 3 に示したファン性能と図 4 に示した圧力変動も併せて、図 6 に示した翼負荷の変化を考察すると、動翼先端は圧力上昇が最大となる $\phi=0.502$ からモーダル波の発生が確認できた作動点 B にかけて失速している。上述した動翼先端での負荷変化には、翼端漏れ流れが影響を及ぼしていると考えられる。このため、翼端漏れ流れを含んだ動翼先端流れ場の変化を数値解析により検討した。

4. 数値解析による動翼先端流れ場の検討

4.1 解析モデルと数値解析方法 図 7 に解析モデルを示す。事前に実施した解析モデルと解析格子、および乱流モデルのファン性能予測に及ぼす影響の検討

結果より、動翼半周分に相当する 8 翼間の解析が、1 翼間の場合に比べて作動限界点付近での収束性が高く、圧力上昇の変化も実験結果と類似していることが分かった。これは翼間流れへの周期境界の影響が小さいためと考えられ、解析モデルとしては動翼の 8 翼間を対象とした。解析格子は ANSYS TurboGrid 11.0⁽¹²⁾ を用いて作成した。動翼 1 翼間の要素数は 645,912 であり、図 8 に示したように動翼の端面の要素数は 20、翼端隙間内の要素数は 40 である。解析モデル全体での要素数は 5,167,296 である。

解析では ANSYS CFX 11.0⁽¹³⁾ を用いて、圧縮性の定常 3 次元 RANS 解析を実施した。対流項の離散化には 2 次精度の風上スキームを適用し、乱流モデルには標準 $k-\epsilon$ モデルを適用した。流入境界は動翼前縁からハブコード長上流に設定し、流出境界は動翼後縁からハブコード長下流に設定した。流入境界には全圧と全温、および流入角を与えた。流入角としては、予旋回無しの条件を与えた。流出境界には、実験で測定した質量流量を与えた。

図 7 に示した解析モデルの周方向の両端には、周期境界条件を設定した。翼端隙間部には図 8 に示したように、CFX のオプションである GGI (General Grid Interface)⁽¹³⁾ を設定し、格子のゆがみを小さくしている。設置位置は図 8 に示した翼端の厚み中央部である。GGI 上ではコントロールサーフェス法により、不一致の節点間の物理量を接続している。壁面境界の条件は壁関数を用いて設定した。解析の時間刻みは、CFX のオプションである Auto Timescale を用いて設定した。本解析の時間刻みは、動翼回転周期の 2.90×10^{-2} (s) に対して 4.61×10^{-4} (s) となっている。

4.2 動翼全圧上昇と動翼先端負荷の変化 図 3 に動翼流入境界と流出境界間で求めた全圧上昇の解析結果を示す。以下では、解析結果の流量係数 0.521, 0.497, 0.466, 0.444 の作動点をそれぞれ、A', B', C', D' と呼ぶ。解析結果の全圧上昇は、図 1 に示した吸込ケーシングと静翼列、およびディフューザ部での損失を含んでいないため、実験結果に比べて高くなっている。解析結果の全圧上昇は作動点 A' で最大となっており、作動点 B' から D' にかけて低下している。全圧上昇が最大となる作動点は、実験結果に比べてやや大流量側にずれているものの、流量に対する全圧上昇の変化は実験結果と類似している。

図 9 に解析により得られた翼高さ 98% 位置 ($h/H=0.98$) での翼面圧力分布の変化を示す。縦軸は動翼先端周速を基にした翼面圧力係数 (C_p) を、横軸は動翼先端コード長で無次元化した前縁からの距離 (X/C)

Fig. 9 Surface pressure distributions at rotor tip

を示している。作動点 A' での負圧面上の最低圧力位置は、 $\phi=0.545$ に比べて前縁側($X/C_t=0.0$)に移動している。作動点 A' での負圧面上の最低圧力は $\phi=0.545$ に比べてわずかに高くなっており、作動点 B' から C' にかけてさらに高くなっている。翼負荷の観点から考察すると、動翼先端は作動点 A' 付近で負荷限界に達しており、作動点 B' と C' では失速している。この傾向は、図 6 に示した実験結果と一致している。

図 3 に示したように、全圧上昇が最大となる作動点の実験結果に比べて大流量側にずれているものの、解析での動翼全圧上昇の流量に対する変化は、実験結果と類似していた。図 6 の実験結果からは、 $\phi=0.502$ の作動点で動翼先端は失速しているのが分かった。解析結果でも、 $\phi=0.497$ の作動点 B' で動翼先端は失速しており、実験結果と一致していた。これより、モーダル波の発生点付近での動翼先端流れ場を本解析により再現できていると考える。

4.3 動翼先端流れ場 図 10 に $h/H=0.98$ での相対速度ベクトルを示す。作動点 A' では、負圧面上に後縁はく離による逆流が発生している。動翼への流入流れと翼端漏れ流れの境界（図中、Interface と示す）は隣接する動翼の後縁にむかって延びている。作動点 B' では、この後縁はく離による逆流領域が前縁側へ広がるとともに、後縁から翼間に向かう逆流も発生している。負圧面から流路中央にかけての動翼への流入流れと翼端漏れ流れの境界は、作動点 A' に比べて上流に移動している。しかし、隣接翼の圧力面付近の境界は、後縁に向かって延びている。さらに作動点 C' と D' では、負圧面上のはく離域は動翼前縁付近まで拡がり、後縁からの逆流領域も動翼前縁付近まで拡がっている。これらの逆流の影響により、負圧面から流

Fig. 10 Change in relative flow vector at $h/H=0.98$

路中央にかけての動翼への流入流れと翼端漏れ流れの境界は作動点 B' に比べて、さらに上流側に移動しており、動翼前縁位置まで達している。しかし、作動点 C' と D' での隣接翼の圧力面付近の境界は、作動点 B' と同様、圧力面とほぼ平行となって後縁に向かって延びている。

Vo ら⁽⁶⁾は小スケール失速セルの発生条件を調べており、第一の発生条件として流入流れと翼端漏れ流れの境界が動翼前縁と平行になること、第二の発生条件として後縁からの逆流の発生を示している。また、Hah ら⁽⁷⁾は、小スケール失速セルの発生時に翼端漏れ流れが動翼前縁から隣接する翼間へ流入することを示している。前報⁽⁴⁾⁽⁵⁾に示したように、スパイク型の旋回失速の発生過程が確認できた設計スタック角の条件では、小スケール失速セルの発生点付近で、動翼後縁からの逆流が発生していた。また、流入流れと翼端漏れ流れの境界が動翼前縁と平行になるとともに、この境界が隣接翼の前縁にまで達していた。さらに、小スケール失速セルの発生点では、翼端漏れ流れが隣接する翼間に前縁から流入していた。

図 10 に示した小スタック角の条件でも、動翼先端が失速した作動点 B' で、後縁からの逆流が発生して

Fig. 11 Change in vortex core at tip

いた。また、動翼負圧面から翼間中央にかけての流入流れと翼端漏れ流れの境界は、動翼前縁と平行となっていた。しかし、さらに動翼先端の負荷が低下した作動点 C' でも、隣接翼の圧力面付近の境界は動翼後縁に向かって延びており、隣接翼の前縁には達していない。このため、翼端漏れ流れは隣接する翼間への流入しておらず、小スタック角のモーダル波の発生点付近での動翼先端流れ場は、スパイク型の発生条件と異なっている。

4.4 翼端漏れ渦 図 11 に翼端漏れ渦の変化を示す、翼端漏れ渦は FIELDVIEW⁽¹⁴⁾を用いて同定した渦コアと、動翼前縁の翼端上からの流線で可視化した。渦コアは無次元ヘリシティで色づけしている。流線は黒線で示している。作動点 A' と B' では渦コアで同定された翼端漏れ渦が、動翼前縁から動翼出口に向かって延びている。翼端漏れ渦に沿った無次元ヘリシティは、ほぼ -1 の値となっている。流線は翼端漏れ渦の周囲に螺旋状に巻きついており、作動点 B' では、負圧面付近に翼端漏れ渦とは異なった渦コアが確認できる。図 10 に示した先端流れ場と合わせて考察すると、この渦コアは後縁ではなく離渦を同定している。このはく離渦に沿った無次元ヘリシティも -1 の値となっている。作動点 C' での翼端漏れ渦は、動翼前縁

付近で途切れている。動翼前縁付近の流線は、漏れ渦の周囲に巻きついており、翼間では螺旋状に巻き上がっていない。翼端漏れ渦に沿った無次元ヘリシティは -1 の値のままである。作動点 C' ではなく離渦は作動点 B' に比べて明確に確認でき、はく離渦が発達していると考え、はく離渦にそった無次元ヘリシティは翼間では 1 の値となっているが、動翼出口で -1 まで変化している。

古川ら^{(8),(9)}は、翼端漏れ渦の崩壊時に、翼端漏れ渦に沿った無次元ヘリシティの値が 1 から 0 へ急変するとともに、渦コアまわりの流線が膨らむことを示している。また、渦コアが翼間内で屈曲することも示している。前報⁽⁵⁾に示したようにスパイク型の旋回失速の発生過程が確認できた設計スタック角の条件では、小スケール失速セルの発生点付近で、翼端漏れ渦周りの流線が翼間で膨らんでいた。また、翼端漏れ渦は翼間内で隣接翼の圧力面に向かって屈曲しており、翼端漏れ渦が崩壊していることが確認できた。

図 11 に示した小スタック角の条件では、翼端漏れ渦周りの流線は膨らんではいない。また、翼端漏れ渦は、隣接翼の圧力面に向かって屈曲していない。さらに、翼端漏れ渦に沿った無次元ヘリシティは -1 の値を保っている。古川ら^{(8),(9)}と前報⁽⁵⁾に示したスパイク型の発生過程での翼端漏れ渦の変化を参考にとすると、小スタック角のモーダル波の発生点付近では、翼端漏れ渦の崩壊は発生しない。

4.5 動翼負圧面上のはく離流れ 図 12 に負圧面上での限界流線の変化を、渦コアで同定した翼端漏れ渦とはく離渦とともに示す。限界流線も渦コアと同様、FIELDVIEW⁽¹⁴⁾を用いて可視化した。作動点 A' での後縁付近の限界流線は動翼先端方向を向いており、動翼先端へ向かう 2 次流れが発生している。作動点 B' では、動翼先端部の後縁付近の限界流線が前縁方向に向かっており、2 次流れが強くなり動翼後縁で逆流が発生している。また、先端直下の前縁付近に、2 次流れにより誘起された渦状のはく離点を確認できる。図 11 と図 12 で確認できるはく離渦は、この渦状のはく離点を起点とした 3 次元渦であると考え、作動点 C' では、渦状のはく離点が前縁から翼中央部へ移動している。また、このはく離点から延びる 3 次元はく離渦が明確に確認できる。

前報⁽⁵⁾で示したスパイク型の発生過程では、翼端漏れ渦の崩壊により、動翼後縁付近の負圧面上から伸びる 3 次元はく離渦が発達していた。小スケール失速セルの発生点近傍での 3 次元はく離渦の発達、山田ら⁽¹⁰⁾によっても確認されており、翼端漏れ渦の崩壊によ

Fig. 12 Change in limiting streamline on blade suction surface and separation vortex core

り誘起された3次元はく離渦が小スケール失速セルの発生に影響を及ぼしていることが示唆された。

前節に示したように、小スタック角の条件では翼端漏れ渦の崩壊は確認できなかった。しかし、図12に示したように、動翼先端が失速した作動点B'からC'にかけて、負圧面上の2次流れから3次元はく離渦が誘起され、発達している。定常解析であるため、この3次元はく離渦の非定常挙動は不明であるが、負圧面上の2次流れから誘起された3次元はく離渦が、モーダル波の発生に影響を及ぼしていることが示唆される。

5. 結論

モーダル型の旋回失速発生メカニズムの解明を目的として、モーダル波の発生点近傍での動翼先端流れ場と翼端漏れ渦の変化を数値解析により調べ、以下の結論を得た。

- (1) モーダル波の発生点付近では、スパイク型の発生過程と同様、動翼後縁からの逆流が発生している。しかし、スパイク型の発生過程とは異なり、動翼流入流れと翼端漏れ流れの境界は隣接翼の前縁まで延びず、隣接する翼間への翼端漏れ流れの流入は発生しない。
- (2) モーダル型の発生過程では、動翼翼端漏れ渦の崩壊は発生しない。
- (3) モーダル型の発生過程では、動翼負圧面上の2次流れにより誘起された3次元はく離渦が発達する。
- (4) 以上の結論より、動翼負圧面上の2次流れにより誘起された3次元はく離渦が、モーダル波の発生に影響を及ぼしていることが示唆された。

参考文献

- (1) Camp, T. R. and Day, I. J., A study of Spike and Modal Phenomena in a Low-Speed Axial Compressor, *Transaction of the ASME, Journal of Turbomachinery* Vol. 120 (1998), pp. 393-401.
- (2) Garnier, V. H., Epstein, A. H., and Greitzer, E. M., Rotating Wave as a Stall Inception Indication in Axial Compressors, *Transaction of the ASME, Journal of Turbomachinery* Vol. 113(1991), pp. 290-301.
- (3) Nishioka, T., Kuroda, S., and Kozu, T., Spike and Modal Stall-Inception Patterns in a Variable-Pitch Axial-Flow Fan, *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol. 70, No. 695 (2004), pp. 96-103.
- (4) Nishioka, T., Kanno, T., and Hayami, H., Effect of Rotor Tip Leakage Flow on Spike-Type Stall Inception, *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol. 73, No. 732 (2007), pp. 71-178.
- (5) Nishioka, T., Kanno, T., and Hayami, H., Rotor Tip Flow-Field near Inception Point of Short Length-Scale Stall Cell in an Axial-Flow Fan, *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol. 75, No. 753 (2009), pp. 219-227.
- (6) Vo, H. D., Tan, C. S., and Greitzer, E. M., Criteria for Spike Initiated Rotating Stall, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2005* (2005), GT2005-68374.
- (7) Hah, C., Bergner, J., and Schiffer, H., Short

- Length-Scale Rotating Stall Inception in a Transonic Axial Compressor – Criteria and Mechanisms, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2006*(2006), GT2006-90045.
- (8) Furukawa, M., Inoue, M., Saiki, K., and Yamada, K., The Role of Tip Leakage Vortex Breakdown in Compressor Rotor Aerodynamics, *Transaction of the ASME, Journal of Turbomachinery* Vol. 121, No. 3 (1999), pp. 469-480.
- (9) Furukawa, M., Saiki, K., Yamada, K., and Inoue, M., Anomalous Flow Phenomena Due to Breakdown of Tip leakage Vortex in an Axial Compressor rotor at Near-Stall Condition, *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol. 66, No. 644 (2000) , pp. 83-91.
- (10) Yamada, K., Furukawa, M., and Inoue, M., Unsteady Three-Dimensional Vortical Flow Structure in an Axial Compressor Rotor at Rotating Stall Inception, *Proceedings of 79th Fluid Engineering Conference of the Japan Society of Mechanical Engineers* (2001), 1018.
- (11) Simpson, A. K. and Longley, J., An Experimental Study of The Inception of Rotating Stall in a Single-Stage Low-Speed Axial Compressor, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2007* (2007), GT2007-27181.
- (12) ANSYS, TurboGrid 11.0 Reference Guide (2007).
- (13) ANSYS, CFX 11.0 Reference Guide (2007).
- (14) Intelligent Light, FIELDVIEW Reference Guide (2006).