# 軸流圧縮機動翼列における非定常全周流れの数値シミュレーション

## Numerical Simulation of Unsteady Full Passage Flows in an Axial Compressor Rotor

山田和豊，九大院，812-8581 福岡市東区箱崎 6-10-1，E-mail: yamada@haira.mech.kyushu-u.ac.jp
古川雅人，九大，E-mail: furu@mech.kyushu-u.ac.jp
才木一寿，九大，E-mail: saiki@mech.kyushu-u.ac.jp
井上雅弘，九大，E-mail: ino@mech.kyushu-u.ac.jp

Kazutoyo YAMADA, Kyushu University, 6-10-1, Hakozaki, Higashi-ku, Fukuoka 812-8581
Masato FURUKAWA, Kyushu University
Kazuhisa SAIKI, Kyushu University
Masahiro INOUE, Kyushu University

Unsteady full passage flow fields at a near-stall operating condition in an axial compressor rotor has been investigated by RANS simulation. The simulation has captured the nature of the rotating stall inception. It is found that the stall cell is part-span type and consists of a tornade-type separation vortex linking from blade suction surface near the tip to the casing. The spiral-type breakdown of the tip leakage vortex causes the interaction between the leakage vortex and the adjacent blade leading edge, thus resulting in the formation of the tornade-type vortex.

### 1. 緒　　言

安定作動領域における圧縮機動翼の翼先端すき間の効果は，その全体性能を大きく左右することが知られている．また最近では，高負荷形の斜流羽根車や中程度の翼負荷を有する低速軸流圧縮機さらには衝撃波を伴う遷音速圧縮機において，翼先端すき間から生じる翼先端漏れ渦の崩壊現象が見出されている [(1)(2)]．この翼端漏れ渦崩壊は，低流量域になると非定常的に翼圧力面ばかりでなく翼負圧面とも干渉を始め，翼負圧面境界層の三次元的な剥離を引き起こして翼を失速させることが報告されている．一方，旋回失速に関する研究は，その事前検知と制御を実現して圧縮機の知能化を図るという観点から，軸流圧縮機動翼列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いる．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，発生形態の異なるスパイク形およびモーダル形の失速初生が現れることが知られている [(3)]．最近，軸流圧縮機の旋回失速初生時における小スケール旋回失速セルの構造およびその伝播形態が実験により調べられ，小スケール失速セルは動翼 2 ～ 3ピッチ程度のスケールをもった翼先端側の部分スパン失速セルであること，この失速セルは周方向に複数個同時に発生して動翼回転速度の 70 ～ 80%で旋回すること，失速セルは翼負圧面とケーシング面に足を持つ竜巻状の三次元渦構造で支配されていることが示され，旋回失速の初生過程が明らかにされつつある [(4)(5)]．本研究では，大規模数値解析を適用することで軸流圧縮機動翼列における旋回失速初生時の三次元渦流れ構造とその非定常挙動について調べた．

### 2. 解析対象および数値解析方法

本解析では，低速の単段軸流圧縮機の動翼列を対象とした．この圧縮機の設計仕様は流量係数 φ（主流の軸方向速度を動翼先端速度で無次元化）が 0.5，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）が 0.4 である．その動翼列は予旋回なしの自由渦形式で設計され，そのハブ比は 0.6，翼枚数は 12 枚，翼先端すき間は 2.0mm (1.7%翼先端コード ) である．この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が，実験および数値解析から明らかにされている．

旋回失速の初生を捕らえるために，供試動翼列全周を計算領域とした．翼端流れ場を正確に再現するために，複合形の計算格子を用いた．すなわち，各翼間において，計算領域を主流部と翼端すき間部の二領域に分割し，各領域で 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 100 セル ( 翼間部に 52 セル )，スパン方向に 86 セル，ピッチ方向に 64 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 52，ピッチ方向に 32，スパン方向に 16 セルから構成された．このとき，1 ピッチあたり 577,024 セルであり，全周（12 ピッチ）にわたって 6,924,288 セルとなる．なお，壁面上の最小格子幅は翼先端コード長の $5 \times 10^{-5}$ ($y^+ < 1$) とした．

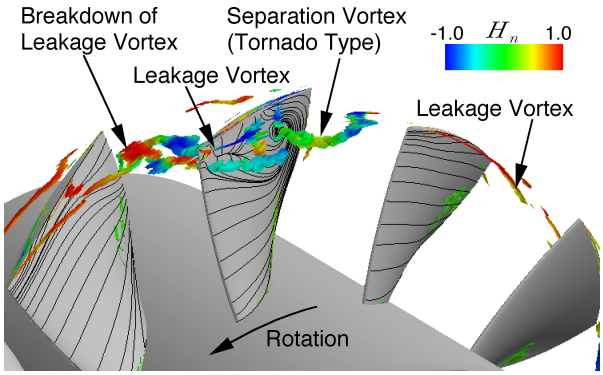
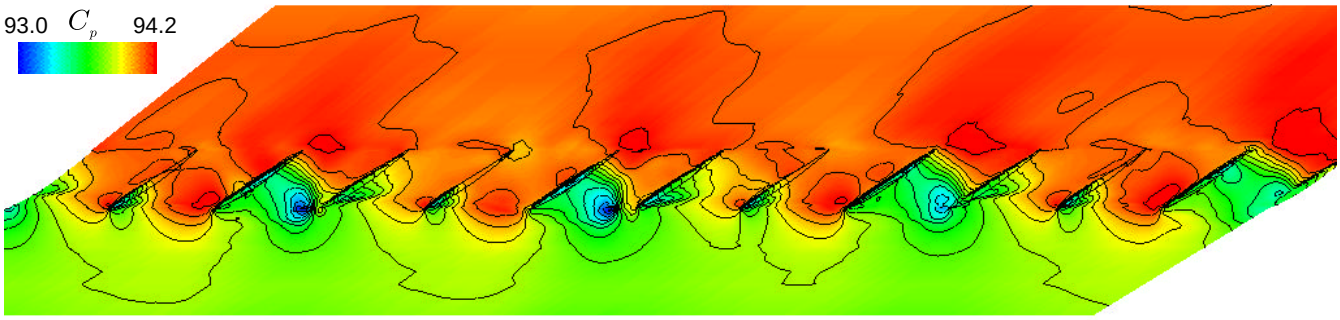
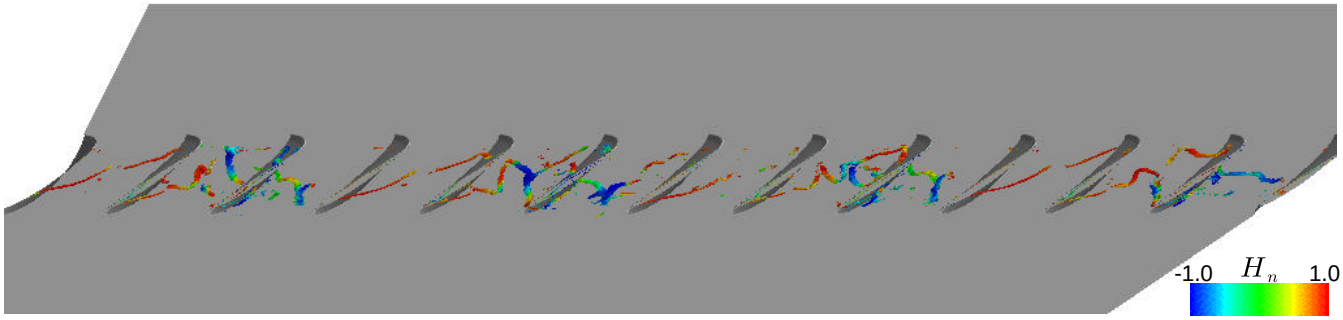



Fig.1 Vortical flow structure at rotating stall inception

Baldwin&Lomax 代数乱流モデルを用いた RANS 非定常シミュレーションを実施した．その数値計算手法として，有限体積法を用いた緩和形陰的高解像度風上スキーム [(6)] を用いた．本スキームでは，時間方向には非粘性および粘性流束のすべてを陰的に離散化し，空間的には cell-centered 法による有限体積法に基づいて離散化された．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，粘性流束は中心差分的に評価された．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た．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った．無次元時間刻みを 0.1 とした．なお，翼が 1 ピッチを通過する時間間隔は無次元時間で 4.2 に相当する．




(a) Casing pressure distribution




(b) Identified vortex cores

Fig.2 Instantaneous flow field at rotating stall inception

## 3. 解析結果

本供試動翼列では，流量係数が φ=0.33 付近で旋回失速が発生することが実験により分かっており，旋回失速の初生過程を解析するという観点から，失速点近傍の φ=0.36 に流量を固定して動翼列全周の非定常計算を実施した．そのある瞬間における３ピッチ分の渦流れ構造を図１に示す．翼負圧面上の限界流線が黒い実線で示され，Critical point 理論に基づいて同定された渦コア構造が無次元ヘリシティー（渦度ベクトルと速度ベクトルの成す角度の余弦値）の分布で着色されて表示されている．

失速点近傍において，翼負荷の増大に伴い翼端漏れ渦が強くなり，また翼間内の逆圧力勾配も増加することで，翼端漏れ渦がスパイラル形の崩壊を起こす[7]．それが，隣接翼の前縁と干渉する結果，その前縁の負圧面先端部から focus 形の剥離を発生させる．この剥離に伴う負圧面に足を持つ渦構造（剥離渦）はケーシング面境界層と干渉して，図１に示すとおり，負圧面とケーシング面に足を持つ竜巻状の渦構造へと急速に発達し，部分スパン旋回失速セルを形成する．竜巻状の剥離渦構造の翼負圧面上の足は下流へと移流するが，ケーシング面上の足は翼とケーシング間の相対運動により，まず次の隣接翼に向かって周方向に移動し，その後隣接翼圧力面の前縁付近に到達する．この間は，竜巻状剥離渦の誘起速度により隣接翼の入射角が小さくなる結果，隣接翼の漏れ渦は弱く，崩壊を起こしていない（図１中の右側翼間）．剥離渦が次の隣接翼圧力面に到達すると，剥離渦は圧力面境界層とリンクして，そのケーシング面上の足は圧力面上に移動する．その後，剥離渦は翼間を横断する渦構造と化して下流へと移流し，翼先端側に大きなブロッケージ効果をもたらす．その結果，この翼間の漏れ渦がスパイラル形の崩壊を起こし，次の隣接翼と干渉してその前縁の負圧面先端部に focus 形の剥離を引き起こす．このようにして，部分スパン失速セルの発生・伝播過程が次の隣接翼間へと移る．

次に，図１と同じ瞬間の動翼列全周のケーシング面圧力分布と渦流れ構造を図２に示す．ケーシング面圧力は動翼先端速度に相当する動圧で無次元化されており，渦コア構造は図１と同様に無次元ヘリシティーの分布で着色されている．また，動翼列全周を表示するために，それを展開した形で示している．

図１に示した３ピッチは左から２ピッチ目から４ピッチ目に相当し，上述した中央のピッチ（図２の３ピッチ目に相当）に見られた竜巻状の剥離渦が６ピッチ目と９ピッチ目にも現れている．このことは，(a) ケーシング面圧力分布の 3，6，9 ピッチ目のそれぞれに現れている低圧力領域によって確認できる．失速セルを構成する竜巻状剥離渦はケーシング面に足をもつことから，その部分は低圧力領域となって現れる．また，上述のとおりその右側翼間は正常に作動しており，翼端漏れ渦に伴う圧力の谷を確認することができる．

## 4. 結　　言

旋回失速初生時の三次元渦流れ構造とその非定常挙動を解析することを目的として，軸流圧縮機動翼列全周について RANS による大規模非定常数値シミュレーションを実施した．その結果，旋回失速初生時の部分スパン失速セルが動翼列内に発生し，それが動翼回転方向とは相対的には反対に旋回していることを確認した．また，低流量になった結果発生したスパイラル形の翼端漏れ渦崩壊が隣接翼前縁部と干渉し，翼負圧面とケーシング面に足をもつ竜巻状の剥離渦，すなわち上述の部分スパン旋回失速セルを形成させることが明らかとなった．

## 文　　献

(1) Furukawa, M., Inoue, M., Saiki, K., and Yamada, K., ASME Journal of Turbomachinery, Vol.121, No.3 (1999), pp.469-480.
(2) Schlechtriem, S., and Lotzerich M., ASME Paper No. 97-GT-41 (1997).
(3) Camp, T. R. and Day, I. J., ASME, J. Turbomachinery, 120-3 (1998), 393-401.
(4) 井上・ほか４名，機論，65-640, B (1999), 161-166.
(5) 井上・ほか４名，機論，66-643, B (2000), 804-809.
(6) Furukawa, M., Nakano, T. and Inoue, M., ASME, J. Turbomachinery, 114-3 (1992), 599-606.
(7) 古川・ほか３名，機論，66-644, B (2000), 1029-1037.