

動翼列における剥離と大規模渦構造の非定常三次元挙動 Three-Dimensional Unsteady Behavior of Flow Separations and Large-Scale Vortices in a Compressor Rotor

古川雅人, 九大, 812-8581 福岡市東区箱崎 6-10-1, E-mail: furu@mech.kyushu-u.ac.jp
山田和豊, 九大院, 812-8581 福岡市東区箱崎 6-10-1, E-mail: yamada@mech.kyushu-u.ac.jp
中野智樹, 九大院, 812-8581 福岡市東区箱崎 6-10-1, E-mail: nakano@haira.mech.kyushu-u.ac.jp
井上雅弘, 九大, 812-8581 福岡市東区箱崎 6-10-1, E-mail: ino@mech.kyushu-u.ac.jp
Masato FURUKAWA, Kyushu University, 6-10-1, Hakozaki, Higashi-ku, Fukuoka 812-8581
Kazutoyo YAMADA, Kyushu University, 6-10-1, Hakozaki, Higashi-ku, Fukuoka 812-8581
Tomoki NAKANO, Kyushu University, 6-10-1, Hakozaki, Higashi-ku, Fukuoka 812-8581
Masahiro INOUE, Kyushu University, 6-10-1, Hakozaki, Higashi-ku, Fukuoka 812-8581

Unsteady multi-passage flow fields at a near-stall operating condition in an axial compressor rotor has been investigated by unsteady 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 tornado-type separation vortex linking from blade suction surface to the casing. The propagation process of the stall cell with the tornado-type separation vortex is presented using vortex structures identified by the critical point theory and limiting streamlines visualized by LIC.

翼列内では、馬蹄形渦、流路渦、コーナー剥離渦、かき上げ渦および翼端漏れ渦などの大規模な縦渦構造が形成され、それらは翼列内の流れ場を支配している。また、これらの縦渦はその形成過程自体に境界層の剥離を伴うばかりでなく、時には縦渦構造形成後に周囲の壁面境界層と干渉して新たな剥離を引き起こすこともある。さらに、縦渦構造の自励振動が発生して、流れ場に大きな非定常性が現れる場合もある。例えば、圧縮機の動翼列では、流量が減少（迎え角が増大）して旋回失速が発生すると、翼の失速した状態（失速セル）が部分的に現れて流れ場が著しい非軸対称性を呈するだけでなく、失速セルが動翼列内を周方向に伝播するため、動翼列全体が失速していなくとも、圧縮機を作動させることが困難となるほど大きな流れの非定常性が現れる。この旋回失速は圧縮機の作動限界を支配する不安定現象であり、その発生を事前に検知して回避するためのアクティブコントロール技術は、航空機エンジンやコンパインドサイクル発電プラントに用いられるガスタービンの知能化にとって極めて重要である。以上の観点から、圧縮機動翼列の旋回失速初生時における失速セル内の三次元剥離および渦構造、ならびに失速セルの伝播過程を、非定常 RANS シミュレーションにより解析した結果を示す。

多段軸流圧縮機の中間段における動翼列を解析対象とし、その4ピッチ（4翼間流路）のみを計算領域とした。失速初生時における剥離を伴った複雑な渦流れ場を正確に捕らえるために、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 149 セル（翼間部に 52 セル）、スパン方向に 126 セル、ピッチ方向に 78 セル設定した。翼端すき間部の格子は、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 1,490,996 セルであり、4ピッチ全体では 5,963,984 セルとなる。

本数値解析では、Reynolds 平均を施した三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を基礎方程式とし、乱流モデルとして Baldwin&Lomax 代数乱流モデルを用いた。その数値計算手法として、有限体積法を用いた緩和形陰の高解像度風上スキームを用いた。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。

図 1 に、旋回失速初生時のある瞬間における翼列上流から見た渦構造を示す。渦構造は、critical point 理論に基づいた渦の同定法により抽出され、渦度の大きさで着色されている。左から 1 番目の翼間に、竜巻状の剥離渦を伴った失速セルが形成されている。この失速セルは、時間とともに右側の翼間へと伝播する。図 2 にこの瞬間の翼負圧面（4 枚）上の限界流線を示すが、複雑な三次元剥離形態が現れていることが分かる。



Fig. 1 Vortical flow structure at rotating stall inception

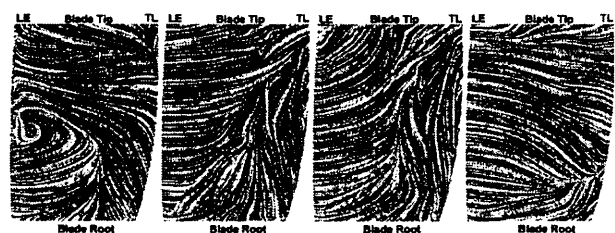


Fig. 2 Limiting streamlines on blade suction surfaces