軸流圧縮機における小スケール多重旋回失速セル伝播のメカニズム*

井上 雅弘^{*1}, 九郎丸 元雄^{*1}, 谷 野 忠 和^{*2}
中 村 公 也^{*3}, 古 川 雅 人^{*1}Behavior of Multiple Short Length-Scale Stall Cells Propagating
in an Axial Compressor RotorMasahiro INOUE^{*4}, Motoo KUROMARU, Tadakazu TANINO,
Kimiya NAKAMURA and Masato FURUKAWA^{*4} Kyushu University, Dept. of Mechanical Science and Engineering,
Hakozaki 6-10-1, Higashi-ku Fukuoka, Fukuoka, 812-8581 Japan

Behavior of multiple stall cells with short length-scale in an axial compressor rotor have been investigated experimentally. In a low-speed research compressor rotor tested, the multiple short length-scale stall cells appeared under a mild stall condition. In order to capture the short length-scale cells in the mild stall state, a so-called 'double phase-locked averaging technique' has been developed, by which the flow field can be measured phase locked to both of the rotor and the stall cell rotation. Then, time-dependent ensemble averages of the 3D velocity components upstream and downstream of the rotor have been obtained with a slanted hot-wire, and the pressure distributions on the casing wall with high response pressure transducers. From the experimental results, the flow mechanism of the short length-scale stall cell has been clarified. The distinctive feature of the stall cell structure is a tornado-like separation vortex which spans from the casing wall ahead of the rotor to the blade suction surface and travels with changing the blade in turn on which the vortex leg stands.

Key Words: Fluid Machinery, Experimental Study, Turbomachinery, Axial Compressor, Rotating Stall, Stall Cell, Three-Dimensional Velocity Vector, Casing Wall Pressure

1. 結 言

軸流圧縮機の旋回失速は、通常、翼のピッチに比較してスケールの大きい失速セルが1つないし数個現れて動翼のおよそ30～50%の回転速度で旋回する現象であることが知られている。このような失速セルは、失速初生時において、大スケールのじょう乱波の振幅が増大することによって生成する場合⁽¹⁾と、小スケールのスパイク状のじょう乱波のスケールが成長することによって生成する場合⁽²⁾があり、前者については微小じょう乱波理論で説明され⁽³⁾、後者については、数値シミュレーションによりその成長過程が調べられている^(4, 5)。しかし、まれに、失速初生時において翼ピッチの2, 3倍程度のスケールの小さいセルが等間隔で多数現れ、動翼のおよそ70～80%の回転速度で旋回する場合がある。これまで、このような小スケール多重旋回失速セルの報告事例は低速の圧縮機試験装置に限られ^(6, 7)、あまり注目されていなかったが、最近、Dayら⁽⁸⁾は、高速回転の航空機ガスタービン用軸

流圧縮機の失速直前にこのセルが出現することを報告し、この現象を高周波旋回失速初生と呼んでいる。低速4段軸流圧縮機試験装置におけるSilkowskiの実験⁽⁷⁾では、後段3段の失速を静翼のスタック角を変えて意図的に遅らせたとき、初段にこの現象が現れ、初段の性能は低下するが圧縮機全体の圧力係数は下がらなかった。一般に、小スケール多重旋回失速セルの出現による圧力低下は比較的小さいので多段圧縮機の1つの段で発生していても圧縮機全体の圧力は低下しないことが多く、その状態で運転すると翼の損傷を起こす危険性もある。したがって、今後、小スケール多重旋回失速セルの構造を詳細に調べ、その発生条件を知ることが重要な課題であろう。

ところで著者らも、低速の軸流圧縮機段落性能試験装置において失速の初期段階に小スケール多重旋回失速セルを観測し、その成長過程を明らかにした⁽⁹⁾。そこで、本研究では、動翼と失速セルの両方の回転に位相固定してデータを抽出して流れ場のアンサンブル平均を求める「二重位相固定法」を開発⁽¹⁰⁾し、小スケール多重旋回失速セルが発生している動翼前後の三次元速度ベクトルおよび壁面圧力分布を計測して、その構造を解明した。

* 原稿受付 1999年9月16日。

^{*1} 正員, 九州大学大学院工学研究科 (☎ 812-8581 福岡市東区箱崎6-10-1)。^{*2} 正員, 九州大学大学院。^{*3} 石川島播磨重工業(株)ガスタービン事業部 (☎ 135-8731 東京都江東区豊州2-1-1)。

E-mail: ino@mech.kyushu-u.ac.jp

2. 実験装置および方法

実験装置は、ケーシング直径450 mm、ハブ比0.7の圧縮機中間段を模擬したもので、入口案内翼、前置静翼、動翼、後置静翼、出口案内翼で構成されている。動翼と後置静翼を組合わせた段落の設計圧力係数は0.43、設計流量係数は0.5で、静翼流出角一定の設計渦形式を有し、平均半径での反動度は50%である。動翼は24枚で、先端および根元の翼厚比は6%および14%、アスペクト比は1.34、翼端すきまは0.5 mm (すきま比0.1%)である。後置静翼は枚数22、翼厚比10%で、アスペクト比および翼端すきまは動翼と同じである。また、前置静翼と後置静翼の形状は同じであり、入口案内翼の流出角分布は動翼流出角分布と同一である。装置および動・静翼の詳細については文献(11)を参照されたい。

動翼と後置静翼を組合わせた段落の圧力・流量特性を図1に示す。圧力極大点から流量を徐々に絞ると、点Aで絞り状態を変化させなくても圧力および流量が自然に低下して点Bに達し、区間BCでは圧力および流量を固定したままで比較的安定に運転できるマイルドな失速状態になる。文献(9)において著者らは、動翼前縁近傍のケーシング壁面に埋設した高応答の圧力センサの出力波形を解析することにより、点Aで動翼2ピッチ程度の小スケールの旋回失速セルが初生し、AB間で同サイズのセルの数が増加し、BC間で小スケール多重旋回失速セルが動翼4.8ピッチおきに等間隔で現れることを示した。

そこで、小スケール多重旋回失速セルが発生している動翼前後の流れ場を調べるために、図2の一点鎖線で示すように、動翼先端において前縁から25.6 mm上流の位置で半径方向に、また、14.2 mmおよび8 mm上流の位置で動翼前縁に沿って、さらに、動翼後縁から8 mm下流の位置では後縁に沿って単一傾斜熱線をトラバースした。また、ケーシング壁面には動翼前縁24.6 mm上流から動翼後縁20.4 mm下流の位置まで計14カ所にわたって高応答の圧力センサ (Kulite XCS-062) を埋設し壁面圧力分布を調べた。

動翼と失速セルの両方の回転に同期してデータの位相平均を求めるために二重位相固定法⁽¹⁰⁾を開発した。すなわち、動翼回転に同期させた周期的多点抽出法⁽¹²⁾により所要のデータ計測を行うと同時に、ローパスフィルタで翼通過周波数成分を除去した動翼前縁近傍のケーシング壁面圧力を失速セル検知用のトリガデータとして収集し、トリガデータに基づいて計測データの条件付きサンプリングを行い位相平均を求めた。その原理を図3により説明する。図3下図の実線および

Fig.1 Stage performance of compressor stage tested.

Fig.2 Measurement locations.

Fig.3 Low-pass filtered pressure trace near rotor leading edge (A → B).

点線は、それぞれローパスフィルタを通したトリガ用ケーシング壁面圧力および計測データの時間的変化で、短い縦線は動翼基準点の通過を示している。動翼に対する失速セルの相対的位置を決めるために、トリガ用圧力波形が負から正へ横軸を通過する点を失速セルの基準点(トリガ点Tp)と定義する。1つのトリガ点から次のトリガ点までに収集される計測データを1つのデータ群とし、その区間の拡大図を図3の上図に示している。長い縦線は動翼基準点を表し、短い縦線は周期的多点抽出を行う計測点で本研究では翼間に25点設

けている。データ群の条件付き抽出はこの計測点を利用して行う。すなわち、データ群の左側のトリガ点 T_p が $(m-1)$ 番目と $(m+1)$ 番目の計測点の間を通過するとき T_p の値を $T_p = (m-1)/25$ で定義し、 T_p が同じ値のデータ群を抽出して各計測点でアンサンブル平均を求めることにより、 $m=1\sim 25$ まで25組のデータ群のアンサンブル平均値を得る。しかし、平均化したデータ群はこのままでは失速セルの回転に同期していない。なぜなら、周期的多点抽出法では、上図の計測点において左側から右側へ順次データを抽出するが、失速セルは翼の回転速度より遅いので、 T_p から離れた計測点で抽出したときには、翼相対座標系における失速セルの伝播に対応して、 T_p が図の右側に移動したことになる。その移動量は各計測点によって異なる。したがって、旋回失速 (T_p) の伝播速度が一定であると仮定し文献 (9) で求めた伝播速度の値を用いて各計測点に対応する T_p の位置を補正し、1つのデータ群では補正後の T_p が同一になるように各計測点のアンサンブル平均値を再配分して新たにデータ群を構築すれば、動翼と失速セルの両方の回転に同期したアンサンブル平均の分布が得られる。1つのデータ群は T_p から次の T_p までの分布しか与えないが、本実験ではその間隔が動翼 4.8 ピッチ (失速セルの間隔) であるので、1つのデータ群の後ろに $T_p + 4.8$ の小数部に対応する T_p のデータ群をつないで観察領域を広げ、 T_p の値を 0.04 間隔で 0.00~0.96 まで順次増やして動画を作成し (詳細は文献 (10) 参照)、失速セル伝播のメカニズムを考察した。なお、二重位相固定法により抽出された各測定点のデータ数から判断して伝播速度は一定ではないと思われるが、伝播速度が異なっても作成された動画の時間スケールが局所的に変化するだけであるから、セルの構造及び伝播のメカニズムを考慮するには上述の方法で十分である。

3. 実験結果および考察

3・1 ケーシング壁面圧力分布 図4に、圧力センサにより得られた動翼ケーシング壁面上の等圧線を、 T_p の値 0.2 間隔で 0.0~0.8 の5つの場合について表示し、 T_p の位置を縦の点線で記入して、動翼相対座標系で失速セルが翼 1 ピッチ間を伝播する様子を示した。縦軸は軸方向、横軸は周方向を示し、図の下の数値は、後の説明において周方向位置を特定するために翼の 1 ピッチごとに付した Pitch 番号である。壁面圧力 P_w は次式により無次元化されており、その値はグレイのスケールバーで表示している。

Fig.4 Pressure distributions on the casing wall.

$$C_p = (P_w - P_{oi}) / (\rho u_i^2 / 2) \quad \dots\dots\dots (1)$$

ここで、 P_{oi} 、 ρ は入口チャンバーでの圧力及び空気密度であり、 u_i は動翼先端周速である。

$T_p=0.0$ において、Pitch 3 の翼の上流にバブル状の極端に圧力の低い領域が観察され、これが T_p の増加とともに左側へ伝播するのが特徴的である。この極低圧部の右側では翼の上流で圧力が高く翼前後でほとんど圧力上昇が無いことから翼が失速していることがわかる。また、極低圧部から左側に離れた翼 (Pitch 5~6 近傍) は、翼面圧力分布から非失速状態にあると推測されるが、極低圧部の接近に伴い背面側前縁部で負圧領域が拡大し、さらに接近すると負圧部が縮小した後 ($T_p=0.0$, Pitch 4 の翼参照)、極低圧部と合体する ($T_p=0.6, 0.8$)。極低圧部の伝播に着目すると、 $T_p=0.0$ では低圧域が Pitch 3 の翼背面に付着しているが、極低圧部の伝播とともに低圧域が引き伸ばされ ($T_p=0.2\sim 0.4$)、切断されて次の翼へと移動し再付着する ($T_p=0.6\sim 0.8$)。切断され残された部分は圧力レベルを徐々に上げながら翼背面に沿って下流に流され、後縁に達すると一つ前の翼 (右側の翼) で先に流出した低圧力部 (Pitch 2 の翼の $T_p=0.0\sim 0.8$ における変化を参照) を引き込みながら動翼下流へと放出される。

3・2 軸流速度分布 図5(a), (b)に、熱線流速計によって得られた動翼上流断面 1, 2, 3 および下流断面 4 (図2参照) における軸流速度の等高線を、壁面圧力分布図の上下に示している。縦軸は半径方向を

示し、上下の横線はケーシング面とハブ面に対応する。また、軸流速度は動翼先端周速より無次元化し、速度0を太い実線で表している。壁面圧力分布図の右側の矢印は流速各測定断面の軸方向位置を示し、上流断面1, 2および3は、それぞれ壁面における極低圧部の上流、ほぼ中心、および中心と動翼前縁の間に位置している。図(a)および(b)は $Tp=0.88$ および $Tp=1.48$ (図(a)からの時間的变化を分かりやすくするため $Tp=0.48$ を1ピッチずらした図)における分布である。動翼前後の逆流域より明らかなように失速セルはケーシング壁面近傍に存在する部分スパン失速である。また、失速していない領域(Pitch 6近傍)の上流では翼のポテンシャル的影響が現れ、下流では翼のウェークが極低圧領域に近いほど厚くなっていることがわかる。

図(a)の上流断面2, 3においては、壁面極低圧部を中心に右側が強い逆流、左側が強い順流となっていることが確認できる。この強い逆流域の Tp による変化の

(a) $Tp=0.88$.

(b) $Tp=1.48$.

Fig.5 Axial velocity distributions upstream and downstream of the rotor and pressure distribution on the casing wall.

様子を観察すると、断面2では強い逆流域が図(b)のように2つに分かれ、一つ(左)は極低圧部の伝播とともに移動するが、もう一つ(右)は同じ位置にとどまり徐々に消滅する。また断面3では、壁面上の極低圧部から翼背面に至る低圧域が引き伸ばされるストレッチ現象に対応して、強い逆流域は翼スパン中央付近まで伸びてますます強くなるが、壁面上の低圧域が切断されて下流に流されると徐々に弱くなり、図(b)に示されるように左側に新たに強い逆流域が成長し始める。また、断面1においては、失速セル左側の軸流速度の等高線の傾きが、壁面低圧域のストレッチ現象に伴い半径方向から周方向へと変化しているのが観察される。

下流断面4における逆流域の挙動も、壁面の低圧域が翼背面に沿って下流へ放出される現象とよく対応している。図(a)の壁面圧力分布で後縁に達した低圧域が右側の翼間から先に流出した低圧力部を引き込んだ状態では、下流に強い逆三角形の逆流域が現れるが、図(b)の壁面圧力分布のように低圧力部を引き込む前には、逆流域のピークが2つ存在する。

3・3 半径および旋回速度分布 図6に、 $Tp=0.88$ における上流断面3の半径および相対旋回速度成分の等高線図を図5の軸流速度分布と並べて図示している。速度はいずれも動翼先端周速により無次元化し、半径方向については外向きを正、相対旋回速度については左向きを正としている。概して失速セルの上流では閉塞効果のため半径内向き流れが大きく相対旋回速度は小さくなるが、ケーシング面近傍に位置する強い逆流域(図5(a)参照)の左方には外向き流れ、また、逆流域の内側では相対旋回速度の強い領域があり、強い逆流域の左側(Pitch 3と4の中間付近)を中心として渦構造を持つ流れがあることが確認できる。

図7には、 $Tp=1.48$ における下流断面4の半径方向および相対旋回速度成分の等高線図を図5の軸流速度分布と並べて図示している。非失速領域(Pitch 6近傍)の

Fig.6 Axial, radial and tangential velocity distributions 8mm upstream of the rotor leading edge at $Tp=0.88$.

Fig.7 Axial, radial and tangential velocity distributions 8mm downstream of the rotor leading edge at $Tp=1.48$.

ウェーク内では外向きの旋回速度の小さい流れがあり、その圧力面側に内向き流れがあつて翼間で反時計回りの二次流れが生じている様子がよく捉えられている。失速セルの領域では、逆流域（図5(b)参照）のほぼ中央付近を中心にして左下に外向き流れ、右上に内向き流れ、左上に弱い相対旋回速度、右下に強い相対旋回速度の領域があり、この場合も流れは渦構造を有していることがわかる。

3・4 旋回失速セルの構造 上記の壁面圧力分布及び軸流速分布の挙動から判断すると動翼上流壁面の極低圧部の正体は渦であり、小スケール多重旋回失速セルは図8のモデルで示されるように上流壁面から翼背面につながる渦によって引きこされる流動現象であると考えられる。そのメカニズムは次のように説明される。渦理論に従えば、動翼先端部が失速すると翼循環の減少量に応じて翼背面から剥離渦が放出される。このとき翼根元部が非失速状態であれば翼面境界層内の渦線は翼面に付着しているので、渦線の連続性に従い渦線は翼背面のどこかで剥離を起こし先端側の剥離渦につながらなくてはならない。この剥離の形態はスパイラル状と思われる。竜巻状の渦の先端側は高圧の下流へは流されず、動翼の上流壁面に付着して動翼列との干渉により翼の回転と逆方向に伝播するものと考えられる。上流壁面側の渦端の伝播に伴い、翼背面に及ぶ渦の足は引き伸ばされて切断され、切断された部分は翼背面に沿って下流へ流される。一方、非失速状態の動翼に対する迎え角は上流渦端の接近に伴い大きくなるので、翼背面前縁付近の負圧域は成長し、迎え角が過大になると局所的に剥離し、剥離渦が上流渦端に吸い込まれて新しい渦の足が生成される。渦の中心部では圧力が低いことを考慮すると、このモデルの挙動は図4のケーシング壁面圧力分布の変化と極めてよく対応していることがわかる。

このモデルを踏まえて、図5の動翼上流の軸流速分布を考察すると、断面2において失速セルが存在す

(a)

(b)

Fig.8 Illustration for the flow mechanism of short length-scale stall cell.

る逆流と順流の境界は渦の中心に相当し、断面2, 3において生滅する2箇所の強い逆流域の存在は、引き伸ばされて切断される渦の誘起速度によって生じるものと考えられる。また、断面1における失速セル左側の軸流速の等高線の傾きの変化は、上流渦端が翼から離れるにつれて渦の足の傾斜が変わる状態に対応する。図5(a)の上流断面3における強い逆流域の半径方向の広がりや図6で示した渦構造の位置から、翼背面上の渦端はスパン中央付近に位置するものと考えられる。

動翼下流断面4の軸流速分布におけるケーシング面側の逆流域およびハブ面側の順流の高い部分についても、切断され下流へ放出された渦端の影響であると考えれば説明することができる。図5(a)においてPitch3の翼後縁から放出される渦端が、Pitch2の翼から先に放出された渦端を翼下流で引き込んでいるのが壁面圧力分布で見られ、対応するように動翼後方の速度分布においてPitch3のケーシング面近傍での負圧面側の逆流域が成長している。図5(b)ではPitch4の翼後縁から下流へ流されつつある渦端はPitch3の翼か

ら放出された渦端を引き込んでおらず、下流断面4の速度分布においてもPitch 3と4の2つの翼のケーシング面近傍に逆流域のピークを持つ分布となる。図7の半径および旋回速度分布における渦構造もこれを裏付けている。

以上に述べた小スケール多重旋回失速セルの伝播のメカニズムは、測定によって得られた壁面圧力分布および各断面での速度分布をアニメーション化して観察することでより明確に理解できる(<http://fe.mech.kyushu-u.ac.jp/kaiten/kaiten.html>)。すなわち、この観察から、旋回失速セルは動翼背面から動翼上流ケーシング壁面に及ぶ竜巻状の渦構造を有しており、翼背面側の渦端が順次翼を変えながら上流側渦端が動翼回転と逆方向に伝播することが明らかにされた。なお、文献(9)における著者らの研究において、小スケール多重旋回失速セル発生時に動翼前縁近傍で観察される圧力波形は、軸流圧縮機のスパイク型初生において観察される圧力波形とスケール、形状、伝播速度とも酷似していることが明らかにされており、スパイク型初生においても、同様の竜巻状構造を有するじょう乱が発生しているものと推測される。

4. 結 論

軸流圧縮機においては、まれに、失速初生時ににおいて翼ピッチの2, 3倍程度のスケールの小さい失速セルが等間隔で、動翼のおよそ70~80%の回転速度で旋回する場合があるが、このような小スケール多重旋回失速セルの構造は全く不明であった。本研究においては、低速回転の圧縮機段落試験装置に現れた小スケール多重旋回失速セルの構造を明らかにするため、動翼と失速セルの両方の回転速度に同期してデータを抽出できる二重位相固定法を開発し、これを用いて熱線による動翼前後の速度測定、高応答圧力センサーを使用したケーシング壁面圧力分布測定を行い、動翼と失速セルの相対的位置が変化する過程において流れ場のアンサンブル位相平均を求めた。得られた結果を用いてアニメーションを作成し、その観察により次の結果を得た。

- (1) 小スケール多重旋回失速セルは、翼2, 3枚分に相当する長さスケールで、ケーシング面近傍に存在する部分スパン失速セルである。
- (2) 失速セルは、動翼背面から動翼上流ケーシング壁面につながる竜巻状の渦構造を有しており、翼背面側の渦端が順次翼を変えながら上流側渦端が動翼回転と逆方向に伝播する。

(3) 小スケール多重旋回失速セル発生時に動翼前縁近傍のケーシング壁面上に生じるスパイク状の圧力波形は、動翼上流ケーシング面を伝播するこの竜巻状の渦によって生じる。

(4) 動翼上流及び下流断面に存在する逆流は、失速セルの持つ渦流れによって生じる。

文 献

- (1) Garnier, V. H., Epstein, A. H., and Greitzer, E. M., 1991, "Rotating Waves as a Stall Inception Indication in Axial Compressors," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 113, pp. 290-301.
- (2) McDougall, N. M., Cumpsty, N. A., and Hynes, T. P., 1990, "Stall Inception in Axial Compressors," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 112, pp. 116-125.
- (3) Moore, F. K., and Greitzer, E. M., 1986, "A Theory of Post-Stall Transients in Axial Compression Systems: Part I, II," ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 108, pp. 68-76, pp. 231-239.
- (4) 太田, ほか2名, 1997, 「圧縮機動翼列・静翼列システムの過渡流れに関する二次元圧縮性N-S方程式の数値解析(第3報深い失速セルの構造)」, 日本機械学会論文集, 63巻614号, B編, pp.3269-3277
- (5) Saxer-Felice, H. M., Saxer, A., Inderbitzin, A., and Gyarmathy, G., 1998, "Prediction and Measurement of Rotating Stall Cells in an Axial Compressor," ASME Paper, 98-GT-67.
- (6) Mathioudakis, K. and Breugelmans, F. A. E., 1985, "Development of Small Rotating Stall in a Single Stage Axial Compressor," ASME Paper, 85-GT-227.
- (7) Silkowski, P. D., 1995, "Measurements of Rotor Stalling in a Matched and a Mismatched Multistage Compressor," GTL Report, No. 221, Gas Turbine Laboratory, Massachusetts Institute of Technology.
- (8) Day, I. J., Breuer, T., Escuret, J., Cherrett, M. and Wilson, A., 1999, "Stall Inception and the Prospects for Active Control in Four High Speed Compressors," ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 121, pp. 18-27.
- (9) 井上雅弘, ほか4名, 1999, 「軸流圧縮機における小スケール多重旋回失速セルの成長過程」, 日本機械学会論文集(B編) 投稿中
- (10) 九郎丸, ほか4名, 1999, 「二重位相固定法による旋回失速セルの動画作成」, ターボ機械, 27巻, 8号, pp.502-508
- (11) 谷野忠和, ほか6名, 1999, 「軸流圧縮機用エンドベンド・スイープ翼の開発」日本ガスタービン学会誌, 27巻5号, pp.
- (12) 九郎丸元雄 ほか4名, 1982, 「周期的多点抽出法による羽根車後方の三次元流れ場の計測」日本機械学会論文集, 48巻427号, B編, pp.408-417