軸流圧縮機動翼列の失速点近傍における非定常流れ挙動

Unsteady Flow Behavior in an Axial Compressor Rotor at Near-Stall Conditions

○ 柴本 康広 (九大院)
 盆子原 翔 (三菱重工業)
 郡司 嶋 智 (九大)

中村 典生 (九大院)
 正 岩切 健一郎 (九大院)
 正 古川 雅人 (九大)

Yasuhiro SHIBAMOTO, Kyushu University, Motooka744, Nishi-ku, Fukuoka City, Fukuoka
 Noritaka NAKAMURA, Kyushu University, Motooka744, Nishi-ku, Fukuoka City, Fukuoka
 Sho BONKOHARA, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.
 Ken-ichiro IWAKIRI, Kyushu University, Motooka744, Nishi-ku, Fukuoka City, Fukuoka
 Satoshi GUNJISHIMA, Kyushu University, Motooka744, Nishi-ku, Fukuoka City, Fukuoka
 Masato FURUKAWA, Kyushu University, Motooka744, Nishi-ku, Fukuoka City, Fukuoka

Effects of the rotor tip clearance on the performance and the stall phenomena at near-stall conditions in an axial flow compressor rotor have been investigated experimentally. For two different tip clearances, the internal flow structure and the unsteady flow behavior was analyzed by measuring the wall pressure on the casing and the three-dimensional velocity field downstream of the rotor. It is found that the stall inception originates from the separation of blade suction surface boundary layer for the small tip clearance and from the breakdown of tip leakage vortex for the large tip clearance.

Key Words: Turbomachinery, Axial Compressor, Near-stall Condition, Separation Vortex, Vortex Breakdown

1. 緒言

軸流圧縮機動翼列における全体性能と内部流れ構造との間には密接な関係があり、動翼列内部の流動現象の解明はその高性能化や性能推定という観点から非常に重要である。しかし軸流圧縮機内では、翼端すき間における流れ、翼面境界層の外向き流れによる低エネルギー流体の集積、二次流れに伴う局所的な離層など、非常に複雑な非定常三次元粘性流れとなっている。さらに、これらの効果が圧縮機性能に及ぼす影響は、圧縮機の機械的条件によって大きく異なる。そのため、数値計算による研究が進む現在においても、高精度の内部流動現象の予測には実験的解析手法による研究がなお必要である。

これまでの研究により、本供試圧縮機において翼端すき間の大きさによって失速点近傍での性能・失速特性が異なることが報告されている。翼端すき間の小さな場合、失速点近傍で高い圧縮機性能を示し、失速点において突如スパイク型の小スケール擾乱が発生し、連続的に成長して旋回失速状態にいたる⁽¹⁾。一方、翼端すき間の大きな場合は、明確な失速点を示さず、小スケール擾乱が発生・消滅を繰り返す旋回不安定擾乱が生じた後、ゆるやかに旋回失速へと移行する⁽²⁾。

そこで本研究では、異なる翼端すき間を持つ本供試圧縮機に対して、ケーシング壁面圧力分布の非定常測定および動翼下流の内部流動測定をおこない、失速点近傍における非定常流れ挙動について調査した。

2. 実験装置

本供試軸流圧縮機の概略図を図1に示す。ケーシング直径は

Fig. 1 A schematic view of test section

450mmで、試験部は入口案内羽根、静翼1、動翼、静翼2、出口案内羽根で構成され⁽³⁾、設計回転数は1800rpmである。動静翼を組み合わせた段落は、設計流量係数(ϕ)0.5、設計圧力上昇係数(ψ)0.43、ハブ比0.7の軸流圧縮機中間段を対象としたものである。動翼入口における設計渦形式は平均半径で反動度50%の一定旋回角形式である。動翼枚数24枚、静翼枚数22枚、翼弦長50.1mmであり、翼端すき間は $\tau=1\%$ 翼端コード(0.5mm)と $\tau=3\%$ 翼端コード(1.5mm)に変更可能である。なお、実験における測定回転数は1300rpmとした。

3. 実験方法

図2に本試験装置における圧力-流量特性曲線を示す。横軸は流量係数 ϕ 、縦軸は圧力上昇係数 ψ である。本研究では、この $\phi=0.40, 0.38, 0.36, 0.34$ の計4点において熱線流速計による内部流動測定および高応答圧力センサ(Kulite XCS-062)による壁面静圧測定を行った。両測定において、動翼に同期したデータをサンプリングするために、周期的多点抽出法⁽⁴⁾を用いてデータ計測を行った。

内部流動測定には、定温度型(定抵抗型)熱線流速計を使用

Fig. 2 Pressure-rise characteristics of compressor stage

した。使用した熱線は傾斜角 45° の単一傾斜型である。測定位置を図3の破線で示している。測定点数は半径方向にr1からr18までの18点、周方向は600点に分割し、1ピッチ間あたり25点の測定を行った。さらに各測定位置でプローブ軸を回転させて17方向(13.5° おきに1回転)のデータを512回転分サンプリングした。

壁面静圧測定では、ケーシング壁面に動翼前縁 9.1mm 上流の位置から動翼後縁 2.9mm 下流の位置まで 5.0mm 間隔で計10ヵ所にわたって圧力センサを埋設し、壁面静圧を測定した。図3上部はその軸方向位置を示している。

Fig. 3 Measurement locations

4. 実験結果および考察

4-1 内部流動測定 動翼後縁 8.0mm 下流における内部流動測定結果を図4に示す。図中(a), (b)は翼端すき間がそれぞれ $\tau=3\%$, 1% の場合の測定結果であり、上から流量係数 $\phi=0.40, 0.38, 0.36, 0.34$ の順で表示している。図は測定位置での軸方向速度分布 C_z (動翼先端周速に相当した動圧で無次元化) を示しており、縦軸は半径位置 (動翼先端半径で無次元化)、横軸は Pitch 番号を示している。なお、図の下部に動翼回転方向を示している。

$\tau=3\%$ において、 $\phi=0.40$ の C_z 速度分布図を見ると、翼間のケーシング面近傍で速度欠損域が見られる。これは翼端漏れ渦のブロック効果によりケーシング面近傍の流れがハブ側へ転向したためである。また動翼負圧面ではウエーク領域において速度欠損域が確認され、ハブ面近傍で厚くなっている。 $\phi=0.38$ から $\phi=0.36$ にかけて、ケーシング面近傍の速度欠損域はスパン方向に拡大し、ウエーク領域の速度欠損域は周方向に拡大している。このことから、翼間におけるブロック効果の増大と翼負圧面における境界層の発達の流れ場に顕著に現れていることが分かる。 $\phi=0.34$ になると、ケーシング面近傍の速度欠損域はさらに拡大している。過去の研究⁽¹⁾から、本供試圧縮機では $\phi=0.34$ において翼端漏れ渦がスパイラル型の渦崩壊を生じることが確認されている。これにより、ケーシング面近傍においてさらに強いブロック効果が作用したと考えられる。また、動翼負圧面ではウエーク領域において速度欠損域が周方向へわずかに拡大していることがわかる。これは流量の減少により翼の迎角が増大し、翼負圧面での境界層の発達が増大したためであると考える。また、この速度欠損域のハブ面近傍では、常に周方向に厚い領域が存在している。これはハブ面における二次流れが動翼負圧面との角で渦を巻いているためであると考える。

$\tau=1\%$ の場合、 $\phi=0.40$ においてケーシング面近傍における速度欠損域は $\tau=3\%$ の場合に比べスパン方向に小さい。これは $\tau=1\%$ の方が翼端漏れ渦が弱く、そのブロック効果

Fig. 4 Axial velocity distributions downstream of the rotor

が小さいことを示している。また、動翼負圧面における速度欠損域は、 $\tau=3\%$ の場合に比べ厚いことがわかる。 $\phi=0.38$ から $\phi=0.36$ にかけて、ケーシング面近傍における速度欠損域はスパン方向にわずかに拡大しているが、 $\tau=3\%$ の場合に比べその領域は小さく、依然として翼端漏れ渦によるブロッケージ効果は小さい。しかし、ウェーク領域は周方向に拡大しており、 $\tau=3\%$ の場合に比べ厚くなっている。これは流量の減少により翼負圧面境界層が発達し、ウェークの二次流れが強くなったためであると考えられる。 $\phi=0.34$ ではさらにこの領域は拡大し、ウェーク領域が流れ場に大きな影響を及ぼしていると言える。また、ケーシング面近傍ではわずかに逆流を生じており、 $\tau=3\%$ の場合に比べ翼端漏れ流れの影響が大きいことが分かる。

図5に動翼後縁8.0mm下流における流れの乱れ度分布T.L.（動翼先端周速に相当した動圧で無次元化）を示す。図の表示方法は図4と同様である。

$\tau=3\%$ において、 $\phi=0.40$ の分布図を見ると、翼間のケーシング面近傍において分散値の高い領域が確認される。この領域は図4のCzの速度欠損域と対応しており、翼端漏れ渦による流れの乱れであると考えられる。 $\phi=0.38$ から $\phi=0.36$ にかけて、この高分散値領域はスパン方向に拡大しており、さらにウェーク領域においても高分散値領域が周方向に拡大している。これは図4のCzの速度欠損域の拡大とよく一致している。 $\phi=0.34$ に至ると、ケーシング面近傍での分散値は急激に高くなる。これは先に述べた、翼端漏れ渦の渦崩壊による影響であると考えられる。以上のことから、 $\tau=3\%$ の場合における流れ場は翼端漏れ渦が支配的であると言える。

$\tau=1\%$ において、 $\phi=0.40$ の分布図を見ると、 $\tau=3\%$ の場合に比べケーシング面近傍における高分散値領域のスパン方向への広がりが小さいことが分かる。これは $\tau=1\%$ の場合の方が翼端漏れ渦が弱いことに起因しており、流れ場に及ぼす影響は比較的小さいと考えられる。

ここで、ウェーク領域での乱れ度について、翼端すき間が及ぼす影響の違いを考察する。 $\phi=0.40, 0.38$ において翼端すき間による高分散値領域の差異はみられない。しかし、 $\phi=0.36$ より低流量になると、 $\tau=1\%$ の場合の方が $\tau=3\%$ の場合に比べウェーク領域における乱れ度が高く、その領域は周方向へ広い。この違いは以下に述べるような過程を経て発生すると考えられる。まず、 $\phi=0.40, 0.38$ では翼端すき間の大小に関わらず、流量の減少が迎え角の増大による翼負荷の増大をもたらす、翼負圧面境界層が発達する。 $\phi=0.36$ より低流量になると、 $\tau=3\%$ の場合では翼端漏れ渦のスパイラル型崩壊に伴う大きなブロッケージ効果が生じ、その効果により主流が加速され、翼負圧面境界層の発達が抑制される結果、ウェーク領域の乱れ度の増加が抑制されると考えられる。一方、 $\tau=1\%$ の場合では、翼端漏れ渦の崩壊は発生せず、このような翼負圧面境界層の発達を抑制する要因はない。したがって、翼負圧面境界層が発達する結果、弱い離れと再付着が繰り返し発生し、乱れ度の高い流れ場を作り出していると考えられる。

4-2 壁面静圧分布測定 図6、図7にそれぞれケーシング壁面における静圧の平均値分布Pw（動翼先端周速に相当した動圧で無次元化）、およびその分散値分布Pdevを示している。図中(a)、(b)は翼端すき間がそれぞれ $\tau=3\%, 1\%$ の場合の測定結果であり、上から流量係数 $\phi=0.40, 0.38, 0.36, 0.34$ の順で表示している。また横軸にPitch番号、図の下部に動翼回転方向を示している。

図6において $\tau=3\%$ の場合を見ると、 $\phi=0.40$ で翼負圧面の前縁付近から圧力の谷が翼間に伸びている。これは翼端漏れ渦の低圧領域が捉えられたものである。これに相当する領域が図7において高分散値領域として明確に現れている。流量が減少し、翼端漏れ渦がスパイラル型の崩壊を起こす $\phi=0.36$ では、図6においてこの圧力の谷は不明瞭になり、それに伴いこの領域での圧力分散値が高くなる。これは、崩壊した翼端漏れ渦が翼間で非定常的に揺動していることを示

Fig. 5 Turbulence Intensity distributions downstream of the rotor

している。 $\phi=0.34$ では、図7において翼圧力面での分散値が急激に高くなり、崩壊した翼端漏れ渦が隣接翼圧力面と強く干渉している様子を捉えている。

一方、 $\tau=1\%$ の場合において図6の $\phi=0.40$ を見ると、 $\tau=3\%$ の場合に見られた翼端漏れ渦による圧力の谷は小さくなっており、翼端漏れ渦が弱いことがわかる。また、そのときの分散値分布図(図7)から、 $\tau=1\%$ における翼端漏れ渦の非定常性は小さいといえる。 $\phi=0.38$ から $\phi=0.36$ にかけて、図6では翼圧力面と負圧面の圧力差が増加しているが、翼端漏れ渦の挙動に変化は見られない。このとき図7を見ると、翼負圧面の後縁付近に分散値の高い領域が見られる。これは翼負荷の増加に伴い、負圧面境界層の弱いはく離と再付着が発生していることによるものであると考えられる。失速点近傍である $\phi=0.34$ において、図6では翼圧力面と負圧面の圧力差はさらに増加し、 $\tau=3\%$ の場合に比べ翼負荷が大ききことがわかる。このとき、図7では翼負圧面の後縁付近でさらに分散値が高くなっており、翼負圧面での非定常性がさらに高くなっている。また、翼端漏れ渦に相当する高分散値領域が確認できることから、渦崩壊は起きていないと言える。

以上の解析から、ケーシング壁面の圧力場からも、 $\tau=3\%$ の場合は翼端漏れ渦の崩壊が流れ場を支配しており、 $\tau=1\%$ の場合は翼負圧面境界層のはく離が流れ場を支配していると考えられる。

5. 結 言

本研究では、翼端すき間が大きな場合と小さな場合の軸流圧縮機について、動翼列下流における内部流動測定とケーシング壁面における静圧測定とを実施し、内部流れ構造とその非定常挙動に及ぼす翼端すき間の影響について調査をおこなった。

その結果、以下の知見が得られた。

翼端すき間が大きな場合：

- 1) 翼端すき間が大きいために翼端の漏れ流れが強く生じこれが翼端漏れ渦として強く巻き上がる。

- 2) 失速点近傍においては、迎え角の増大に伴って翼負荷が増大して翼端漏れ渦がさらに強くなり、翼端漏れ渦のスパイラル型渦崩壊が生じる。その結果、ケーシング面近傍で強い非定常性が現れる。
- 3) 翼端漏れ渦の崩壊に起因した翼端部のブロック効果主流部の増速を引き起こし、翼負圧面の境界層の発達に抑制される。

翼端すき間が小さな場合：

- 1) 翼端漏れ渦の影響は顕著に現れない。
- 2) 流量の減少に伴い迎え角が増大する結果、翼負圧面の境界層が発達しウェークが厚くなる。
- 3) 失速点近傍においては、翼負圧面の境界層が発達し非常に不安定な状態となり、弱いはく離を生じる。その結果、動翼のウェーク内に強い非定常性が現れる。

以上のことから、翼端すき間が大きな場合の失速初生は翼端漏れ渦が支配的であり、翼端すき間が小さな場合の失速初生は翼負圧面境界層のはく離が支配的であると考えられる。

引用文献

- (1) Inoue, M., Kuroumaru, M., Yoshida, S., Minami, T., Yamada, K. and Furukawa, M., 2004, "Effect of Tip Clearance on Stall Evolution Process in a Low-Speed Axial Compressor Stage," ASME Paper, No. GT2004-53354.
- (2) 太田黒竜佑, 亀田拓郎, 九郎丸元雄, 古川雅人, "軸流圧縮機動翼列における旋回不安定じょう乱の非定常挙動", 日本機械学会流体工学部門講演会講演概要集(2005), No.05-32 pp.226
- (3) 井上, ほか 5 名, 1998, 日本機械学会講演論文集, No. 98-15, pp. 211-212
- (4) 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

Fig. 6 Pressure distributions on the casing wall

Fig. 7 Pressure fluctuation distributions on the casing wall