スパイク型旋回失速発生過程に及ぼす動翼先端漏れ流れの影響*

西岡 卓 宏^{*1}, 菅 野 俊 男^{*2}, 速 水 洋^{*3}

Effect of Rotor Tip Leakage Flow on Spike-Type Stall Inception

Takahiro NISHIOKA^{*4}, Toshio KANNO and Hiroshi HAYAMI^{*4} Mechanical Engineering Research Laboratory, Hitachi, Ltd.,
832-2 Horiguchi, Hitachinaka, Ibaraki, 312-0034 Japan

We measured pressure fluctuations and distributions on the casing wall in a low speed axial-flow fan with relatively large tip clearance to clarify the criteria for a spike-type stall inception. The blade loading at the rotor tip and the tip leakage flow were compared between the two stagger angle settings for the rotor blade. Spikes appeared at the design stagger angle setting, and did not appear at the high stagger-angle setting, which was ten degrees larger than the design value. A rotating instability, which was induced by an interaction among the incoming flow, tip leakage flow, and end-wall backflow, was confirmed near the maximum pressure-rise point at both stagger angle settings. At the design stagger angle, the interface of this interaction became parallel to the leading edge plane. This interaction moreover generated a large end-wall blockage near the leading edge. This blockage developed a leading edge separation on the stalled rotor at the tip, and the leading edge separation then grew into a spike. In contrast, at the high stagger angle, the interface of this interaction did not become parallel to the leading edge plane, and the end-wall blockage was smaller than that at the design stagger angle. The leading edge separation therefore neither developed nor grew into a spike although the rotor blade at the tip stalled. We concluded from these results that the large end-wall blockage induced by the interaction among the incoming flow, tip leakage flow, and end-wall backflow was the main criterion for the spike type stall inception.

Key Words: Rotating Stall, Turbomachinery, Cascade, Separation, Axial-Flow Fan

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、翼列の破損を引き起こす場合もある。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⁾、小スケールの失速セルが最初に現れ、このセルが発達してフルスパン失速に移行する。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、その後、大スケール失速セルが発達する⁽²⁾。

動翼先端漏れ流れが旋回失速の発生に影響を及ぼすことが知られており、翼端漏れ流れと漏れ渦の挙動に関する数値解析結果が報告されている^{(3)~(6)}。また、実験的にも翼端隙間の影響と漏れ渦の挙動が調べられ

ており^{(7)~(9)}、高スタグ角で、かつ翼端隙間が大きい動翼では、動翼流入流れと翼端漏れ流れ、および後縁からの逆流の干渉により誘起される旋回不安定じょう乱の発生が、作動限界点付近で確認されている⁽⁶⁾。

動翼可変軸流ファンは運転中に動翼スタグ角を変更できるため、流量制御性に優れている。また、遠心ファンに比べて、部分負荷運転時の効率が高いため、火力発電所やトンネル換気設備の通風系等で使用されている。動翼可変軸流ファンでは小型化が要求されている。これに対応するためには、翼の高負荷化と併せて作動範囲拡大が必要であり、設計スタグ角のみでなく、非設計スタグ角での旋回失速の発生過程の解明が重要となる。しかし、上記の従来の研究では、動翼スタグ角に対する旋回失速の発生過程と翼端漏れ流れの変化は不明である。

このため、筆者らは動翼スタグ角に対する旋回失速発生過程の変化を実験的に調べ、設計スタグ角でのスパイク型の発生過程を確認した⁽¹⁰⁾。前報⁽¹⁰⁾に続き本報告では、動翼スタグ角を設計値よりも大きくした場合の、旋回失速の発生過程を報告する。また、2種類の動翼スタグ角での翼端漏れ流れの変化を比較

* 原稿受付 2006年11月15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)。^{*3} 正員、フェロー、九州大学大学院総合理工学研究院(〒816-5850 春日市春日公園6-1)。

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

Fig. 1 Schematic diagram of fan

Fig. 2 Rotor blade configurations and measurement points for casing wall pressure

し、スパイク型の発生過程に及ぼす翼端漏れ流れの影響を明らかにする。

2 おもな記号

C_a : 動翼先端での軸方向コード長 (mm)

C_p : 動翼先端周速に基づく圧力係数

$$C_p = \frac{p}{(0.5\rho U_t^2)}$$

C_p' : 動翼先端周速に基づく圧力変動係数

$$C_p = \frac{p'}{0.5\rho U_t^2}$$

f : 動翼回転周波数に基づく無次元周波数

g : 重力加速度 (m/s²)

H_{ad} : 断熱ヘッド(m)

PFL : 動翼先端周速に基づく圧力変動レベル(dB)

$$PFL = 10 \log(p'^2 / (0.5\rho U_t^2)^2)$$

T : 動翼回転周期に基づく無次元時間

U_t : 動翼先端周速 (m/s)

X : 動翼前縁からの距離 (mm)

Table 1 Design specifications of the fan

Tip diameter (mm)	685
Hub / tip ratio	0.57
No. of rotor blades	16
No. of stator blades	21
Rotor tip clearance (mm)	1.5
(% of rotor tip chord)	(2.0)
Rotation speed (min ⁻¹)	2100

Table 2 Distance from leading edge to measurement points

	$\Delta \xi = \pm 0^\circ$	$\Delta \xi = +10^\circ$
C1	-0.19	-0.43
C2	-0.05	-0.23
C3	0.10	-0.02
C4	0.25	0.18
C5	0.40	0.39
C6	0.61	0.67
C7	0.81	0.96
C8	1.02	1.25

γ : コヒーレンス

$\Delta \xi$: 動翼スタガ角の変化量 (°)

θ : 位相差 (°)

ρ : 吸込空気密度 (kg/m³)

ξ : 動翼スタガ角 (°)

ϕ : 動翼先端周速に基づく流量係数

$$\phi = \frac{C_m}{U_t}$$

ϕ : 動翼先端周速に基づく圧力係数

$$\phi = \frac{2gH_{ad}}{U_t^2}$$

3. 実験装置と実験方法

3.1 実験装置 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。動翼の回転数は2100min⁻¹である。

動翼と静翼の枚数はそれぞれ、16枚と21枚である。また、動翼先端隙間は1.5mmであり、動翼先端コード長の2%となる。動翼列と静翼列にはNACA 65翼型を採用しており、動翼列はフリーボルトテックスの流出条件で設計されている。静翼列は流出角一定の条件で設計されている。動翼列と静翼列の仕様の詳細は、前報⁽¹⁰⁾を参照されたい。

実験では図2に示した設計スタガ角($\xi = 56.0^\circ$)と、スタガ角を設計値よりも 10° 大きくした場合

Fig. 3 Pressure-rise characteristic at design and high rotor stagger angle settings

($\xi=66.0^\circ$)を対象とした。以下では、スタグ角を設計値よりも 10° 大きくした場合を、高スタグ角と呼ぶ。また、図中では設計スタグ角を $\Delta \xi = \pm 0^\circ$ と示し、高スタグ角を $\Delta \xi = +10^\circ$ と示す。

3.2 実験方法 実験では、ファン性能とケーシング壁面の圧力変動、および動翼回転に同期したケーシング壁面の圧力分布を測定した。ファン性能は、吸込みケーシング上流の吸込みノズル（図示せず）で測定した流量と、ファン入口から出口間の全圧上昇で評価した。全圧の計算に用いる壁面静圧は、図1に示した入口部(Pis)と出口部(Pes)で測定し、動圧は流量と静圧測定位置の断面積を用いて計算した。

ケーシング壁面の圧力変動は前報⁽¹⁰⁾と同様、図1にAとして示したケーシングの動翼前縁部で測定した。また、図2に示すようにケーシング壁面上に8個の圧力センサ(Kulite XT-140)を設置しても測定した。表2に各測定点の動翼先端からの距離を示す。表中に示した距離は、先端動翼の軸方向コード長を基に無次元化している。旋回失速の発生過程は、動翼前縁上の瞬時の圧力変動波形を用いて評価した。測定した圧力変動波形は、300Hzをカット・オフ周波数とするローパスフィルタを用いて、翼通過周波数成分(以下、BPFと略す)を除去した。また、図2に示した各測定点でのパワースペクトルとコヒーレンスからも旋回失速の発生過程を評価した。

ケーシング壁面の圧力分布は圧力変動と同様、図2に示した8個の圧力センサを用いて測定した。測定では回転に同期したパルス信号を用いて、各センサか

Fig. 4 Pressure fluctuations near rotor leading edge on casing wall at design stagger angle setting

Fig. 5 Pressure fluctuations near rotor leading edge on casing wall at high stagger angle setting

らの出力を位相平均した。アンプからの出力信号としてAC成分を用いたため、圧力分布はケーシング壁面静圧を差し引いた相対値となる。

4. 実験結果と考察

4.1 ファン性能 図3に設計スタグ角と高スタグ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(ϕ)と流量係数(ϕ)を示している。以下では、設計スタグ角での流量係数 0.372, 0.344, 0.339, 0.305 をそれぞれ、作動点A, B, C, Dと呼ぶ。また、高スタグ角での流量係数 0.293, 0.273, 0.261, 0.239 をそれぞれ、作動点E, F, G, Hと呼び、旋回失速の発生・発達過程を検討する。

設計スタグ角では、作動点Aで圧力係数が最大となっている。作動点Aでは、旋回失速の発生は確認できなかった。作動点A, B間の圧力係数はほぼ同じであるが、作動点Bでは旋回失速の発生が確認できた。作動点CからDにかけては、失速セルの発達が確認できた。高スタグ角では、作動点EとFで圧力係数が最大となっている。作動点EとFでは、旋回失速の発生は確認できなかった。作動点GとHの圧力係数は、作動点Fに比べて低下している。作動点GとHでは、旋回失速の発生が確認できた。

Fig. 6 Pressure fluctuation spectra near rotor leading edge at design and high stagger angle settings

4.2 旋回失速の発生過程 図4に設計スタック角の動翼前縁部(図1のA)での、圧力変動波形の変化を示す。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。作動点Bでは小スケール失速セルに対応するスパイク状の変動が現れている。作動点Cでは小スケール失速セルの発生後、長スケール失速セルに発達するパターンが確認できる。作動点BとCで確認できた小スケール失速セルと、作動点Cで確認できた長スケール失速セルは、不規則に発生と消滅を繰り返しており、吉田ら⁽⁷⁾により報告された動翼翼端隙間が大きい場合の発生過程と類似していた。作動点Dでは長スケール失速セルが周期的に確認でき、失速セルが発達している。

図5に高スタック角の動翼前縁部での、圧力変動波形の変化を示す。作動点Eでは、失速セルを示す変動は確認できない。また、図5には示していないが、作動点Fでも失速セルを示す変動は確認できなかった。右上がり特性に変化した作動点Gでは、長スケール失速セルに対応する、動翼回転周期よりも周期の長い変動が確認できる。作動点Gで発生する長スケール失速セルは、不規則に発生と消滅を繰り返していた。作動点Hでは周期的な変動が確認でき、長スケール失速セルが発達している。

図6に動翼前縁部での、圧力変動スペクトルの比較を示す。縦軸と横軸は動翼先端周速で無次元化した圧力変動レベル(PFL)と、動翼回転周波数を基にした無次元周波数(f)を示している。設計スタック角の作動点Bでは、 $f=1.0$ から6.0の範囲に複数のピークが確認できる。図4に示したとおり、小スケール失速セルの変動持続時間は動翼回転周期の0.34倍であり、 $f=2.8$ のピークは小スケール失速セルに対応している。また、前報⁽¹⁰⁾に示したとおり、作動点Bでは小スケール多重失速の状態も確認しており、小スケール失速

Fig. 7 Coherences of cross power spectra at design stagger angle setting (Operating point B)

Fig. 8 Coherences of cross power spectra at high stagger angle setting (Operating point E)

セルの個数と間隔は不規則に変化していた。このため、 $f=1.1, 1.7, 2.3, 2.8$ 、および2.8以上に現れているピークも、小スケール失速セルと小スケール多重失速セルに対応している。変動レベルは小さいものの、作動点Bでは $f=0.4$ にもピークが確認できる。このピークは長スケール失速セルに対応しており、発達はしていないものの、作動点Bでも長スケール失速セルが発生している。

高スタック角の作動点Eでは、 $f=9.7$ を中心とした周波数領域の圧力変動レベルが増加している。Märzら⁽⁵⁾は翼端隙間が大きい高スタック角動翼の作動限界点付近で、BPFの約50%の周波数帯域の圧力変動レベルが増加することを報告しており、この圧力変動の増加が旋回不安定じょう乱(Rotating Instability)の特徴であることを示している。また、旋回不安定じょう乱が発生しても、圧縮機が安定に運転できることも報告している。Mailach⁽⁹⁾も旋回不安定じょう乱の発生時に、BPFの約25%の周波数領域で圧力変動レベルが増加することを報告している。本実験で確認できた、圧力

Fig. 9 Pressure fluctuations at BPF on casing wall at design stagger angle setting

変動レベルの高い領域の中心周波数はBPFの約60%となっているものの、図6に示した作動点Eでの圧力変動スペクトルはMärzら⁽⁵⁾とMailach⁽⁹⁾により確認された、旋回不安定じょう乱発生時のスペクトルと類似している。また、ファンは作動点Eで安定に運転できており、高スタッグ角では長スケール失速セルの発生前に、旋回不安定じょう乱が発生していると考えられる。

以上の2種類のスタッグ角での発生過程の検討結果より、設計スタッグ角でのスパイク型の発生過程に対し、高スタッグ角では小スケール失速セルの発生は確認できず、発生過程がスパイク型とは異なっていることが確認できた。また、高スタッグ角では旋回不安定じょう乱の発生後に、長スケール失速セルが発生することも確認できた。

4.3 旋回不安定じょう乱の特徴 図7に設計スタッグ角の作動点Bでの、動翼上流部と下流部のコヒーレンスを示す。上流部の測定位置は図2に示したC2とC3であり、下流部の測定位置はC7とC8である。縦軸は相関値であるコヒーレンス(γ)を示している。上流部(図7(a))では、小スケール失速セルに対応した $f=1.7, 2.3, 2.9, 3.4, 3.9, 4.5$ のピークが確認できる。また、 $f=10.2$ を中心とした領域の相関値も大きくなっている。下流部(図7(b))でも、小スケール失速セルに対応した $f=1.7, 2.3, 2.9, 3.4$ のピークが確認できる。しかし、相関値は上流部に比べて小さい。また、 $f=10.2$ を中心とした周波数領域での相関値の増加は確認できない。

上流部で確認できた $f=10.2$ を中心とした相関値の増加は、Mailach⁽⁹⁾により示された旋回不安定じょう乱発生時のコヒーレンスの変化と類似している。なお、大流量側の作動点AではBPF以下での相関値の増加は確認できていないため、設計スタッグ角では小スケ

Fig. 10 Pressure fluctuations at BPF on casing wall at high stagger angle setting

ール失速セルと旋回不安定じょう乱が同時に発生していることが分かる。

図8に高スタッグ角の作動点Eでの、動翼上流部と下流部のコヒーレンスの変化を示す。上流部の測定位置は図2に示したC3とC4であり、下流部の測定位置はC7とC8である。上流部(図8(a))では、旋回不安定じょう乱に対応する $f=9.7$ を中心とした周波数領域の相関値が、大きくなっている。下流部(図8(b))でも、 $f=9.5$ を中心とした周波数領域の相関値が高くなっており、旋回不安定じょう乱が動翼下流部でも確認できる。しかし、上流部に比べて相関値は小さい。なお、作動点Eよりも大流量側の $\phi=0.333$ では旋回不安定じょう乱は確認できていないため、旋回不安定じょう乱が圧力上昇の最大点付近で発生していることが分かる。

以上の旋回不安定じょう乱の検討結果より、Märzら⁽⁵⁾とMailach⁽⁹⁾同様、本実験で用いた動翼の先端隙間が比較的に大きいため、高スタッグ角と設計スタッグ角の両方で旋回不安定じょう乱の発生が確認できた。設計スタッグ角では、小スケール失速セルと旋回不安定じょう乱が同時に発生していた。また、旋回不安定じょう乱は、動翼前縁付近のみで確認できた。これに対し、高スタッグ角では旋回不安定じょう乱が動翼前縁付近と後縁付近の両方で確認でき、旋回失速の発生過程に及ぼす旋回不安定じょう乱の影響が、設計スタッグ角とは異なると考える。

4.4 動翼先端負荷の変化 図9に設計スタッグ角での、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/Ca , 表2参照)を、縦軸は動翼先端周速で無次元化したBPF成

Fig. 11 Pressure distributions on casing wall at design stagger angle setting

Fig. 12 Pressure distributions on casing wall at high stagger angle setting

分の圧力変動(Cp_{BPF})を示している。作動点 A ($\phi=0.372$)では $\phi=0.410$ に比べて、最大圧力変動の位置が前縁側に移動している。また、作動点 A での最大圧力変動は $\phi=0.410$ に比べて、わずかではあるが低下している。作動点 B から D にかけては、前縁付近の最大圧力変動が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であり、図 9 に示した分布は動翼先端の翼負荷に対応している。翼負荷の観点から考察すると、設計スタック角での動翼先端は、 $\phi=0.410$ で負荷限界に達している。また、動翼先端は作動点 A で過負荷となり、作動点 B で失速している。

図 10 に高スタック角での、ケーシング圧力変動の BPF 成分の変化を示す。作動点 E と F では、安定作動点である $\phi=0.333$ に比べて、最大負荷の位置が前縁側に移動している。作動点 E と F での最大負荷は同じであるが、 $\phi=0.333$ に比べてわずかに低下している。作動点 G での最大負荷は、作動点 E と F と比べて低下しており、高スタック角での動翼先端は $\phi=0.333$ で負荷限界に達し、作動点 E と F で過負荷となっている。また、動翼先端は作動点 G で失速している。

以上の動翼先端負荷の検討結果より、設計スタック

角では、動翼先端が失速した作動点 B で小スケール失速セルと旋回不安定じょう乱が発生していることが確認できた。これに対し、高スタック角では先端動翼が過負荷となった作動点 E と F で旋回不安定じょう乱のみが発生し、先端動翼が失速した作動点 G で大スケール失速セルが発生していることが確認できた。また、高スタック角では、過負荷の状態から失速に至る間での先端負荷の低下が、設計スタック角に比べて小さいことが分かった。

4.5 翼端流れの変化 図 11 に設計スタック角でのケーシング圧力分布を、安定作動点も含めて示す。カラーバーは動翼先端周速で無次元化した圧力を示している。等高線の間隔は 0.05 である。 $\phi=0.528$ (図 11 (a)) では、等高線の密な部分が負圧面前縁付近から動翼出口にかけて延びている。Inoue と Kuroumaru⁽¹¹⁾ は翼端流れが最低圧力部から始まり、翼間内に広がることを示している。図 11 (a) に示した等高線の密な領域も負圧面の最低圧力部から始まり、翼間内に広がっている。Inoue と Kuroumaru⁽¹¹⁾ の実験結果と合わせて考察すると、等高線の密な領域は流入流れと翼端流れの境界 (図中、Interface と示す) を示している。 $\phi=0.410$

と作動点 A ($\phi=0.372$) では (図 11 (b), (c)), この境界が上流側に移動するとともに、動翼前縁と平行となりつつある。失速セルが確認できた作動点 B と C では (図 11 (d), (e)), この境界が動翼前縁と平行となり、隣接する動翼の圧力面まで延びている。また、この境界の等高線の間隔が作動点 A に比べて密となっており、流入流れと翼端漏れの流れが強くくなっている。作動点 B での負圧面前縁付近の圧力は作動点 A に比べて高くなっている。

März ら⁽⁵⁾は数値解析により、流入流れと翼端漏れ流れ、および後縁からの逆流の干渉が翼間内に渦構造を形成し、この渦の非定常運動が旋回不安定じょう乱の原因であることを示している。また、翼端漏れ流れが後縁からの逆流により上流側へ押し戻されることを示している。図 11 に示したとおり、作動点 A と B での流入流れと翼端漏れ流れの境界は、 $\phi=0.410$ に比べて動翼前縁側に移動している。März ら⁽⁵⁾の数値解析を参考にすると、作動点 B では後縁からの逆流が発生しており、翼端漏れ流れが上流側へ押し戻されていると考える。また、流入流れと翼端漏れ流れ、および後縁からの逆流の干渉により旋回不安定じょう乱が誘起されていると考える。図 11 (d) に示したとおり、不安定じょう乱を示す干渉領域は動翼前縁付近でのみ確認できる。このため、図 7 に示したように、旋回不安定じょう乱を示す相関値の増加が、動翼前縁付近でのみ確認できたと考える。

太田黒らは⁸⁾、前縁はく離の発生時に負圧面前縁の圧力が高くなることを示している。作動点 B での負圧面前縁部の圧力は作動点 A に比べて高くなっていた。また、図 9 に示したように作動点 B での先端動翼は失速しており、前縁はく離が発生している。旋回不安定じょう乱として確認できる流入流れと翼端漏れ流れおよび後縁からの逆流の干渉は前縁部で強くなっており、翼間ブロックージも大きくなっている。このブロックージの増大により、前縁はく離が発達し、小スケール失速セルが発生すると考える。

図 12 に高スタック角でのケーシング圧力分布を、安定作動点も含めて示す。 $\phi=0.368$ と 0.333 (図 13 (a), (b)) では、等高線の密な部分が負圧面前縁付近から隣接する動翼の後縁付近に延びている (図中、Interface と示す)。作動点 E と F では、 $\phi=0.333$ に比べて等高線の間隔は広いものの、等高線の密な領域が翼間流路の後半部分に広がっており、流入流れと翼端漏れ流れの干渉領域が広がっている。長スケール失速セルが不規則に確認できた作動点 G では、作動点 E と F に比べて、干渉領域がさらに広がっている。高スタッ

ガ角では、設計スタック角の場合とは異なり、流入流れと翼端漏れ流れ、および後縁からの逆流の干渉の影響が動翼後縁まで及んでいる。このため、図 8 に示したとおり、旋回不安定じょう乱を示す相関値の増加が下流部でも確認できたと考える。

作動点 G での負圧面前縁付近の圧力は、作動点 F に比べて高くなっていた。また、図 10 に示したように、作動点 G での動翼先端は失速しており、前縁はく離が発生している。しかし、動翼先端での負荷の低下は、設計スタック角の場合と比べて小さく、前縁はく離も小さいと考える。さらに、図 12 に示したとおり、干渉領域の等圧力線の間隔は設計スタック角に比べて広く、流入流れと翼端漏れ流れおよび後縁からの逆流の干渉によるブロックージ効果は小さい。このため、前縁はく離が発達せず、小スケール失速セルが発生しないと考える。

Vo ら⁽⁶⁾は数値解析により、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を示している。また、第二の発生条件として、負荷限界に達した動翼先端での逆流の発生を示している。

上述したように、小スケール失速セル発生時の動翼先端は失速しており、負荷限界を越えていた。また、旋回不安定じょう乱として確認できる流入流れと翼端漏れ流れおよび後縁からの逆流の干渉により、動翼前縁と平行で、かつ隣接する動翼まで延びるブロックージが動翼先端付近に形成されていた。本研究で確認できた設計スタック角での翼端漏れ流れの変化は、Vo ら⁽⁶⁾が数値解析により示した小スケール失速セルの発生条件と一致している。一方、高スタック角での動翼先端は、旋回失速の発生点で負荷限界を越えているものの、旋回不安定じょう乱として確認できる流入流れと翼端漏れ流れおよび後縁からの逆流の干渉は弱い。また、翼間のブロックージは隣接する動翼まで延びておらず、Vo ら⁽⁶⁾が示した小スケール失速セルの発生条件とは異なっている。

以上の実験結果より、比較的に大きな翼端隙間を有する動翼の場合、旋回不安定じょう乱として確認できる流入流れと翼端漏れ流れおよび後縁からの逆流の干渉によるブロックージの形成が、スパイク型の発生過程に影響を及ぼしていることが明らかとなった。

5. 結論

動翼スタック角に対する旋回失速発生過程の変化を調べるため、動翼スタック角を設計角度から 10° 大きくした場合の旋回失速の発生過程を実験的に調べた。

また、動翼先端漏れ流れの変化を設計スタック角と比較し、以下の結論を得た。

- (1) 本実験で用いた動翼は比較的に大きな翼端隙間を有しているため、設計スタック角と高スタック角の両方で、旋回不安定じょう乱の発生が確認できた。また、旋回不安定じょう乱は、動翼流入流れと翼端漏れ流れおよび後縁からの逆流の干渉により誘起されていた。
- (2) 設計スタック角では、小スケール失速セルと旋回不安定じょう乱が同時に発生していた。旋回不安定じょう乱として確認できる流入流れと翼端漏れ流れおよび後縁からの逆流の干渉は、動翼前縁に平行で、かつ隣接する動翼まで延びる大きなブロッキングを形成する。また、小スケール失速セル発生時の動翼先端は失速しており、前縁はく離が発生している。この前縁はく離が翼間ブロッキングの影響により発達し、小スケール失速セルが発生する。
- (3) 高スタック角では、小スケール失速セルは発生せず、旋回不安定じょう乱の発生後、長スケール失速セルが発生した。流入流れと翼端漏れ流れおよび後縁からの逆流の干渉により形成されるブロッキングは、設計スタック角の場合と比べて小さく、このブロッキングは隣接する動翼までは延びていない。また、長スケール失速セル発生時の動翼先端は失速しているものの、負荷の低下は設計スタック角に比べて小さい。このため、前縁はく離は発生しているものの、小スケール失速セルには発達しない。
- (4) 以上の設計スタック角と高スタック角での旋回失速発生過程と翼端負荷の変化、および翼端漏れ流れの変化の検討結果より、旋回不安定じょう乱として確認できる流入流れと翼端漏れ流れおよび後縁からの逆流の干渉によるブロッキングの形成が、スパイク型の発生過程に影響を及ぼしていることが明らかとなった。

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, *Transactin of the ASME J. Turbomachinery*, Vol. 120 (1998), pp. 393-401.
- (2) McDougall, N. et al., Stall Inception in Axial Compressors, *Transaction of the ASME J. Turbomachinery*, Vol. 112 (1990), pp. 116-125.
- (3) Furukawa, M. et al., 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.
- (4) Yamada, K., et al., 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.
- (5) März, J., et al., An Experimental and Numerical Investigation into the Mechanisms of Rotating instability, *Transaction of the ASME J. Turbomachinery*, Vol. 124(2002), pp. 367-375.
- (6) Vo, H. D., et al., Criteria for Spike Initiated Rotating Stall, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2005* (2005), GT2005-68374.
- (7) Yoshida, S., et al., The effect of Rotor Tip Clearance on Stall Inception in an Axial Compressor, *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol. 69, No. 681 (2003), pp. 135-142.
- (8) Ohtaguro, R. et al., Unsteady Behavior of Rotating Instability in an Axial Flow Compressor Rotor, *Proceedings of 83th Fluid Engineering Conference of the Japan Society of Mechanical Engineers* (2005), 1524..
- (9) Mailach, R., Experimental Investigation of Rotating Instabilities in a Low-Speed Research Compressor, *IMech 1999 C557/006* (1999), pp. 595-604.
- (10) Nishioka, T. et al., 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.
- (11) Inoue, M. and Kuroyumu, M., Structure of Tip Clearance Flow in an Isolated Axial Compressor Rotor, *Transaction of the ASME J. Turbomachinery*, Vol. 111 (1989), pp. 250-256.