壁面吹出し・吸出しによるはん用軸流送風機の失速改善*

西岡 清^{*1}, 黒田 紀元^{*1}
小幡 茂男^{*1}, 地村 磨^{*2}

Stall Margin Improvement of an Axial Flow Fan with End Wall Injection and Suction

Kiyoshi NISHIOKA, Hiromoto KURODA,
Shigeo OBATA and Osamu CHIMURA

The experimental studies are conducted to reveal the mechanism of stall margin improvement of an axial flow fan by injection or suction from the end wall. In case of injection, the largest improvement is obtained by the injection at about 0.14~0.21 times axial chord length downstream from leading edge. The reason for large improvement is that stall vortex, shed intermittent separation vortex and tip leakage vortex are dissipated by this injection, and also that this blowing suppresses the separation of boundary layer. In case of suction, the largest improvement is found for the suction from the end wall near leading edge. The amplitude of periodic static pressure after stall inception becomes smaller in comparison with injection cases. These effects are increased with the increase of suction flow rate, because the discharge of the vortex occurs more easily. On the other hand, the suction from the upstream of leading edge reduces the axial velocity near rotor tip, and then it induces stall. Also we tried to visualize the tip region flow. The suppression mechanism is discussed based on the visualization. The suppression of stall is successfully photographed.

Key Words : End Wall Injection and Suction, Stall Margin Improvement, Axial Fan, Rotating Stall, Flow Visualization

1. 緒 言

軸流圧縮機や送風機の壁面からの吹出し・吸出しによる失速改善特性を知ることは、ケーシングトリートメント(以下CTと略称する)の設計や機能の最適化⁽¹⁾⁽⁵⁾⁽⁸⁾に必要なことであり、また吹出し・吸出しによる失速改善機構を明らかにしておくことも重要なことである。

壁面吹出し・吸出しによる失速改善^{(1)~(5)}の最近の研究は少ない。その中で、Leeら⁽¹⁾は、静翼列のみを用いて回転しているハブから壁面吹出し・吸出しを行い、吸出しは主として翼腹面の後縁側に滞留する低運動エネルギー流体を排除することによって、また吹出しは翼に対する相対運動量を増すことによって失速を改善しているとしている。さらに、Crookら⁽²⁾は、数値解析によって前者の結果を検証している。しかし、軸流送風機と軸流圧縮機とは、食違い角やソリディティ等に差があり、必然的に失速条件や失速機構にも差があると考えられる。

そこで、はん用軸流送風機⁽⁵⁾を使用して、壁面吹出し・吸出しが失速改善に及ぼす影響を広範な条件について調べたので報告する。

2. 実験装置

本研究では、壁面に吹出し・吸出し(以下ISと略称する)装置を取付けた軸流送風機実験装置と壁面吸出しと流れを可視化することのできる水回路中に置かれた軸流圧縮機翼列を用いた。

2・1 軸流送風機実験装置

2・1・1 軸流送風機 本実験装置は、前報⁽⁵⁾で詳述したので概要のみを述べる。図1は、本送風機の断面略図を示したものである。空気は、ベルマウス①か

Fig.1 Cross sectional view of axial fan

* 原稿受付 1998年12月16日。

^{*1} 正員, 防衛大学校 (☎ 293-8686 横須賀市走水1-10-20)。^{*2} 学生員, 防衛大学校研究科学生。

E mail: kuroda@cc.nda.ac.jp

ら流入し、支柱②、動翼列③、支柱④(電動機⑫を支えている)、整流格子(ハニカム)、オリフィス板、流量調節ダンパを通して大気へ放出される。本送風機の翼端直径 D_T 、ハブ直径 D_H 、翼枚数 Z 、設計点流量 Q_D 、設計回転数 N_D は、それぞれ約 298 mm, 184 mm, 7, 0.7 m³/s, 2 930 rpm であり、流動形式は、自由渦形である。また、本送風機のケーシング内直径 D_c 、翼端における翼弦長 C 、翼厚比、翼端食違い角 ξ_T とソリディティ、翼形は、それぞれ約 300, 70.8 mm, 8.5%, 62.4°, 0.523, NACA 65(216)010 である。動翼前縁から上流、下流へそれぞれ約 70 mm, 69 mm の円周上各 4 箇所には壁面静圧孔が設けてあり、それらの圧力の平均をとって翼列上流および下流の静圧 P_{s1} , P_{s2} とした。

動翼列の上、下流の流れは、図 1 の⑩、⑪に三孔ピトー管を挿入して測定できる。また、動翼前縁上流約 72 mm および下流 63 mm のケーシングには、小形圧力変換器⑧、⑨が埋め込んであり、その出力信号を FFT に入れ、その振幅が送風機流量に対して増加し始める点を動翼列の失速(旋回失速)点流量とした。なお、供給電圧を安定化するため電動機の上流に電圧調整器を、かつ必要な場合インバータを電圧調整器の下流に置いて動翼列の回転数 N を調節した。なお、特に断らない限り、実験は設計回転数で実施した。

2・1・2 吹出し・吸出し装置 吹出し・吸出し装置⑤は、二次空気を導入するスクロールチャンバ、最大 80 個の IS 要素⑥ [図 2(b)], この要素を内直径 300 mm のケーシングに半径方向から $\beta=60^\circ$ で取付ける側板から構成されている。その断面略図を図 2(a)に示した。IS 要素噴孔の傾斜角 γ (送風機の下流方向へ正)は、 $-15, 15, 43^\circ$ の 3 種類、その噴孔出口断面は 7×2.9 mm² であり、その略図を図 2(b)に示した。噴孔位置 X_e は、翼前縁から噴孔出口中心までの距離(下流方向を正)と翼の軸方向翼弦長(32.9

mm)との比で表した。

IS 装置⑤は、図 1 のスペーサ⑦を IS 装置と下流側フランジとの間で入れ換えることによって 5 mm ごと 60 mm の間を移動させることができる。二次空気は、二次送風機、流量調節弁、流量計を通して、IS 装置⑤に供給される。吸出しのときは、この配管の一部の接続を変えて逆方向に流すようにした。

2・2 水回路中の圧縮機翼列 翼端前縁付近の流れを可視化して、翼列失速前後の流れを観察するため、水回路中に置かれた圧縮機動翼列を使用した。

約 8 m³ の水タンクの下流約 3 m の位置に置かれた水回路中の動翼列断面略図(ケーシング締付けボルトとナットは省略した)を示したものが図 3 である。水は、タンク下流のダクト①、入口支柱②、平行流路③の中に置かれている動翼列④、出口支柱⑤、下流側ダクト⑥、流量測定用オリフィス、循環ポンプを通してタンクに戻る。流路の内径は 305 mm, ハブ直径は 229 mm である。翼列部分のケーシング⑦は、厚さ 30 mm の透明アクリル樹脂製であって、墨汁を注入することによって流れを観察することができるようになっている。このケーシング⑦には、静翼取付孔⑧が設けてあるが、この孔に O リングで漏れ止めを施した内径 5 mm の吸出し管 24 個($\gamma=0^\circ$, $\beta=90^\circ$)を周方向に取付け、ビニール管、排出バルブを介して壁面から水を吸出した。

翼弦長、スパン、翼厚、アスペクト比は、それぞれ約 36 mm, 37 mm, 10%, 1.03 である。動翼列④は、翼数 18 枚の NACA 65(12)10 翼で構成されていて、翼端ソリディティは約 0.7 である。厚さ 10, 5, 3, 2, 1 mm 各 2 枚ずつ計 10 枚のスペーサが図 3 の⑨に挿入してあり、これらのスペーサを動翼の上、下流の間で互いに入れ換えることにより動翼列を軸方向に最大 42 mm の間移動することができる。動翼列の壁面静圧上昇は、吸出し孔の下流 69 mm および上流 69 mm のケーシング上に設けた静圧孔間の圧力差で表した。

本研究では、翼前縁付近に発生する逆流(失速渦⁽⁶⁾、はく離渦⁽⁷⁾)と壁面吸出しとの関係の流れの可視化に

Fig. 2 Schematic view of injection-suction

Fig. 3 Test section of visible experimental equipment

よって調べようとするものである。このため、案内翼列を除去して翼端前縁付近に乱れの小さな流れを供給するとともに、前記軸流送風機の食違い角に近づけるため動翼の食違い角を約 18° 大きくして 56° にした。なお、実験によると、この翼列も翼端失速形であった。

流れの可視化用のトレーサは、インキより拡散の遅い市販の墨汁を水で約 20 倍に薄めたものを使用した。この墨汁を動翼背面側や動翼列上流から細管(内径 0.5 mm)を通して主流に注入して流れを可視化した。翼列内の流れは、30 こま/s 撮り(シャッタースピード約 1 ms)のデジタルビデオレコーダで撮影したが、撮影速度が遅いため、軸流速度および翼列の回転速度を小さくして(約 0.5 rps)失速現象を観察した。

2.3 各係数と測定法 噴孔上流の軸流平均速度 C_{a1} は、オリフィス板の差圧から計算した体積流量 Q から壁面吹出し量 Q_i を差引いた流量と流路断面積の比として求めた。送風機的设计点流量を Q_D 、翼端直径を D_T 、ハブ直径を D_H 、回転数を N rpm、動翼列上、下流の壁面静圧を P_{s1} , P_{s2} 、壁面変動圧力振幅を ΔP 、噴孔の角度を γ 、噴孔と半径方向との角度を β [図 2(a)], 噴孔数を n 、噴孔出口断面積を $S_j (=0.007 \times 0.0029 \text{ m}^2)$ 、密度を ρ とすると、翼端の回転速度 U_T 、流量係数 ϕ 、動翼列の壁面静圧上昇係数 C_P 、吹出し・吸出し流量比 q 、吹出し空気の周方向速度成分比 U_j/U_T 、壁面変動圧力の振幅係数 Y は次の諸式で表される。

$$\begin{aligned} C_{a1} &= \frac{4(Q - Q_i)}{\pi(D_c^2 - D_H^2)}, & q &= \frac{Q_i}{Q_D}, \\ U_T &= \frac{\pi D_T N}{60}, & \phi &= \frac{C_{a1}}{U_T}, \\ C_P &= \frac{2(P_{s2} - P_{s1})}{\rho U_T^2}, & Y &= \frac{2\Delta P}{\rho U_T^2}, \\ \frac{U_j}{U_T} &= \frac{Q_i \cos \gamma \cos \beta}{S_j n U_T} \end{aligned} \quad \dots\dots\dots (1)$$

なお翼端かんげきは、翼弦長 C との比 δ で表した。失速点流量係数を ϕ_s 、剛壁(以下 SW と略記する)の失速点流量係数を ϕ_{s0} とすると、失速改善率は次式で定義した。

$$r_s = \left(1 - \frac{\phi_s}{\phi_{s0}}\right) \times 100 \quad [\%] \quad \dots\dots\dots (2)$$

本研究では、一組の実験条件に対し、吹出し・吸出し量 Q_i を一定に保ったまま、動翼列壁面静圧上昇の最大値、失速点流量を含んで、翼列が全失速に入る流量範囲にわたって送風機流量を段階的に減少(増加)していきながら諸量を測定していった。

失速点(回復点)近傍では、送風機流量を慎重に調節し、圧力変換器の出力が急に変わるときを失速(回

復)点とし、これらの操作 3 回の平均値をとって失速(回復)点流量を決めた。ただ後述するように、噴孔を翼前縁を覆うような位置に配置して吸出したとき、失速しても圧力変換器の出力振幅の変化は小さかった。このため、流量に対する変動圧力振幅が変化(こう配の変化)し始めた点を失速点流量とした。

3. 実験結果および考察

3.1 壁面静圧上昇と失速(旋回失速) 図 4 は、噴孔が翼前縁を覆うような位置 $X_e = -0.079$ と前縁の下流 $X_e = 0.225$ に配置したとき、流量係数 ϕ に対する壁面静圧上昇係数 C_P と壁面変動圧力の振幅係数 Y の変化の一例を示したものである。

ϕ が大きいとき、吹出し・吸出し流量比 q が、 $q < 0$ (吸出し)で C_P は剛壁($q=0$)の C_P より大きく、 $q > 0$ (吹出し)の C_P は剛壁の C_P より小さくなる傾向があった。また、いずれの場合も翼列が失速(失速点流量係数 ϕ_s)するまで($\phi_s < \phi$)、 Y は ϕ や q の値によらず小さな値であった。

剛壁($q=0$)のとき、 C_P は $\phi=0.27$ 付近で最大になり、 $\phi_{s0}=0.251$ で急減し、そこで Y は不連続的に急増して周期的な圧力変動が発生して失速(旋回失速)に入っている。このように C_P が急減し、 Y が急増するような失速をここでは“急激失速”と呼称することにする。壁面吹出し($q \geq 0$)を適用したとき、 q , X_e , γ の値によらず、そのほとんどがこの急激失速であった。その一例を示したものが、図 4 の $X_e = -0.079$ で $q = 0.0238$ と 0.0476 の場合であり、それぞれ $\phi_s = 0.235$, 0.18 で急激失速に入っている。この急激失速に入ると、 Y は、 ϕ_s から送風機がほぼ全失速に入るまでの間、大きかった。

$X_e = -0.079$, $q = -0.0238$ のとき、 ϕ を 0.26 より

Fig. 4 Pressure rise characteristics

小さくしていくと、 ϕ の減少に対して C_p は初め緩いこう配(第1のこう配)で、次に $\phi=0.225$ 付近から前者より大きなこう配(第2のこう配)で減少している。このこう配が変化する付近から Y が少しずつ増加し、そこで周期性のある圧力変動が発生し始めている。 $q \geq 0$ のときの失速は、不連続的な Y の増加によって特徴づけられたが、 $q < 0$ のとき、 Y は、初め、小さなこう配でほぼ連続的に増加していくような失速であった。このような失速をここでは“緩失速”と呼称することにする。

q を小さくしたとき、 C_p や Y の変化は定性的に $q = -0.0238$ のときと同じ傾向の変化をしたが、第1のこう配は小さく、第2のこう配は大きくなった。吸出し量をさらに増し($q = -0.0476$)で、 ϕ を減少していくと、 C_p は失速直前に極大になり、失速点($\phi_s = 0.191$)付近で Y が増加し始め緩失速になった。このとき、変動の周波数は剛壁の失速時より約10%ほど大きくなった。この失速は、 Y が、小さいことから、弱い旋回失速である。

噴孔が翼前縁を覆うように配置し、かつ噴孔数 n を多くして($n \geq 40$)吸出すと、緩失速になり、 $n=20, 10$ に減少すると急激失速が発生した。失速後の Y は n の減少とともに大きくなった($n=10$ で $Y \approx 0.013$)。また、噴孔が同じ関係位置にあって、スクロールチャンバ入口をふさいだとき($q=0$)も緩失速になった。

なお、緩失速については3・3節で検討しており、失速を防ぐには翼前縁付近の逆流(失速渦⁽⁶⁾)や離渦⁽⁷⁾を排出したり、消滅することが重要であることを指摘している。

$q = -0.0476$ 、 $X_e = 0.225$ のとき、 C_p は、剛壁の C_p よりつねに大きく、最大値($C_{p\max}$)になった後、 $\phi_s = 0.212$ で不連続的に減少し、 Y はそこで不連続的

に増加して急激失速に入っている。失速後の Y の最大値は、同じ位値の $q=0.0476$ での Y の約1/4であった。

3・2 失速改善率と噴孔位置 図5は、 $\gamma=15^\circ$ のとき X_e と r_s との関係の一例を示したものである。図中の $q=0$ は、スクロールチャンバの入口をふさいだときの結果であり、周上のある点における吸出しは、他の点における吹出しになり、失速を改善している⁽⁸⁾。

吹出しを $q=0.0476$ にして噴孔を翼列上流約 $X_e = -0.41$ に置いたとき、 r_s は約27%であり、そこから X_e を大きくしていくと、 r_s は翼列のすぐ上流で極小値になる。翼列上流からの吹出しは、軸流速度とともに翼に対する相対運動量を増し⁽¹⁾⁽⁵⁾で失速を低流量側に移動させる効果がある。三宅ら⁽⁷⁾によると、翼前縁付近に発生した漏れ渦を巻き込んだはく離渦が背面側翼の前縁に達したとき回転翼列の失速が発生するとしている。この失速機構に従えば、翼直上流からの吹出しが最も有効であると考えられるが、実験によるとそこで r_s はいくぶん小さくなった。

さらに X_e を増して $X_e \approx 0.2$ にすると、 r_s は最大になる。この位置は、翼前縁と噴孔上流端との間が約3 mmであり、強い吹出しによって失速渦や離渦の発達、流下する管状渦⁽⁷⁾、翼端の漏れ渦等を分断減衰させ、さらに境界層の発達や離離を抑制して失速を改善していると考えられる(3・3節参照)。

X_e をさらに下流に移動すると、前縁から噴孔上流端の間に存在する失速渦、はく離渦、流下する管状渦、漏れ渦等を吹出しによって分断消滅することはできない。さらに、境界層は発達し、または離離は進んでいる。そこに吹出しを適用しても、これらの渦や発達した境界層、はく離を減衰する効果は小さい。かつ噴孔

Fig. 5 Stall margin improvement with injection

Fig. 6 Stall margin improvement with suction

上流にある失速渦、はく離渦、漏れ渦を減衰することはできないであろう。このため、 X_e を大きくすると r_s は減少していく。

吹出し量を減少すると、翼に対する相対運動量が小さくなって⁽⁵⁾ r_s は全体で小さくなるが、 r_s が最大になる位置はいずれも $X_e \approx 0.2$ 付近にあった。

図6は、吸出しのとき、 X_e が r_s に及ぼす影響を示したものである。翼列の上流 $X_e \leq -0.253$ から吸出すと、失速渦やはく離渦を排出することはできず、また $|q|$ が大きいほど翼端付近の軸流速度が減少するため、翼列は失速しやすくなり、 r_s は負になる。

噴孔を $X_e = -0.06$ 付近に置くと、 r_s は急に増加してほぼ最大になっている。これは、吸出しによって前縁付近にある失速渦やはく離渦等を排出して、失速を大幅に改善していることによるものである(3・3節参照)。

噴孔をさらに下流に置くと、その点に流下してくる管状渦、発達した境界層等を排除し、はく離を抑制することはできても、その上流の渦や境界層の排除、はく離の抑制は難しく、このため損失は増し r_s は小さくなる。

図7は、 $\gamma = 15^\circ$ のとき噴孔出口の周方向平均速度成分 U_j と翼端回転速度 U_T との比を一定(q を一定)にして ϕ を変えたとき、 C_P の最大値 $C_{P\max}$ と X_e の関係を示したものである(図7中の一点鎖線は剛壁の $C_{P\max}$)。

U_j/U_T を一定にした吹出しのとき、 $C_{P\max}$ は、翼前縁下流の $X_e = 0.07$ 付近で若干減少することを除けば、 $-0.43 < X_e < 0.22$ の間でほぼ一定であり、 $X_e > 0.22$ で漸減していく。一方、翼列上流で吸出すと、軸流速度が減少して損失が増すため、 C_P は小さく、 X_e

を大きくすると($0 \sim 0.22$)、翼端付近の損失の大きな流れを排出して $C_{P\max}$ は大きくなり、 $X_e = 0.22$ と 0.52 の間で最大になった。

3・3 可視化による翼まわりの流れ 壁面吸出しを適用し、かつ流れを可視化して翼列失速を観察したが、剛壁の失速点流量係数は、 $\phi_{s0} = 0.331$ であった。

図8は、翼前縁から後縁側へ約1.8 mm、翼端から約2 mmの位置に設けた直径0.5 mmの孔からトレーサ(墨汁)を吹出し、翼まわりの流れの瞬間写真を示したものである。翼列の左に向かって延びている管は吸出し管である。主流の方向は矢印で示しており、翼列は下の方向に回転している。非失速流れ($\phi = 0.35$)のとき、この翼端付近から注入されたトレーサは、ほぼ翼背面に沿って流れ、翼弦中心の下流付近ではく離していた。なお、旋回失速が発生したときの失速セルは1~3個であった。

図8(a)は、剛壁のとき、旋回失速($\phi = 0.271$, $\phi_{s0} = 0.331$)の失速セルの中にある翼列を示したもので

Fig. 7 Maximum value of casing pressure rise coefficient with injection and suction

Fig. 8 Rotor tip flow visualization

	(a)	(b)	(c)
X_e	SW	-0.02	0.62
ϕ	0.271	0.286	0.323
ϕ_s	0.331	0.272	0.310
q	0	-0.048	-0.048

ある。失速セルの中には、およそ3～5枚の翼が入っており、上から2, 3番翼の背面に大きなはく離②, ③が発生し、そこで流れは逆流(失速渦やはく離渦)している。

このような流れに壁面吸出し($X_e = -0.02$, $\phi = 0.286$, $q = -0.048$, $\phi_s = 0.272$)を適用したとき、翼まわりの流れを示したものが図8(b)である。翼列上流へ逆流していた流れ(失速渦やはく離渦)の大部分は外部に排出されて消滅し、非失速の状態になっている。これは上流から流したトレーサによっても確認できた。

翼背面の流れは、翼ごとに少しずつ差がある。このため、ここでは、 $\phi = 0.32 \sim 0.27$ の間で撮影した噴孔の間を通る多くの翼間流れの写真を総括した結果、およそ次のようなことがわかった。前縁が噴孔を通過するとき、翼負荷が小さくなるため、墨汁は翼背面に沿って流れ、翼弦中心付近ではく離している(①)。翼が次の噴孔に近づくとともに、負荷が増していき、このはく離点は前縁側へ移動し、噴孔近くで前縁はく離に近い状態になる(②)。前縁が噴孔の下に達すると、前縁付近全体がはく離して、無負荷に近い状態になる(③)。 $\phi_{s0} > \phi > \phi_s$ では、噴孔の間で前記のサイクルが繰返されているが、 ϕ を失速直前の値にすると、はく離が大きくなるとともに、はく離点は次の噴孔の手前で前縁に達し、前縁はく離になる。そして、流量制御弁をわずかに開くと急激失速になった。

n が多く、噴孔が前縁を覆うように配置した吸出しでは、翼列が緩失速になるという送風機実験の結果やこれらの可視化実験の結果のみから緩失速の正確な発生機構を述べることはできないが、両者の結果を総合して、およそ次のように考えることができよう。

噴孔を翼前縁を覆うような位置に置き、吸出しをしている翼列が失速直前の状態にあるとする。このとき、翼前縁の負荷は、噴孔通過後増加していき、噴孔近くで最大になり、翼背面ではく離しているため、損失も増す。噴孔間隔が狭いと、翼が失速する前に次の噴孔に達して翼負荷が減少し、失速を抑制するか、失速してもその逆流の大部分を排出して逆流は小さくなる。このようなサイクルが噴孔間で繰返されるため、逆流や失速渦は弱められ、はく離渦は噴孔間で分断されて大きな逆流とはならず、翼列は緩失速に入る。

一方、流量係数が小さくなったり、噴孔間隔が広くなって、翼が次の噴孔に達する前に強い逆流を伴う失速が発生すると、噴孔の吸出しがあっても、この逆流を完全に抑制することはできず、上流に向かった逆流部分が残る、それらが発達して急激失速に入りやす

い。

吹出し($q > 0$)は、翼前縁付近に発生する失速渦やはく離渦の発生を抑制し、また、それらを分断消滅して失速を防いでいる。このとき、失速点流量係数は吸出しの場合よりも小さく、吹出しの影響もあって、翼端負荷は過大になっている。このため、翼端付近で失速すると失速渦やはく離渦は非常に大きく、強くなり、吹出しによって抑制できず、急激失速になる。

図8(c)は、 $X_e = 0.62$, $\phi = 0.323$ ($\phi_s = 0.310$), $q = -0.048$ で吸出したときの翼まわりの流れを示したものである。失速点流量に近い値、比較的上流ではく離するときがあるが、その下流に吸出しがあるため、すぐ翼面に付着するようになり、大規模なはく離には至らず、 C_p は図8(b)のときとほぼ同じ値であった。ただ、翼前縁付近の失速渦やはく離渦を排出することは難しく、 ϕ_s は $X_e = -0.05$ のときより大きくなっている。

これらの流れの観察から、翼列失速は翼前縁付近の逆流(失速渦、はく離渦)を排除して抑制されていることが確認され、それらの渦を消滅すると、大きな失速改善が得られることがわかった。しかし、噴孔を前縁付近に置いて吸出すと、流れは翼弦中心前後ではく離するため、静圧上昇は小さい。静圧上昇を大きくするには、約0.35軸方向翼弦長付近で吸出し、境界層のはく離を抑えるほうが有利になるが、大きな r_s を期待することはできない(図6, 7)。

3.4 失速改善に及ぼす回転数の影響 本送風機を剛壁にして100%回転数から60%回転数の間について失速点流量係数 ϕ_s を調べたが、60%回転数のときわずか1%減少したにすぎなかった。このことは、吹

Fig. 9 Non-dimensional jet velocity and stall margin improvement

Fig. 10 Stall margin improvement with injection

Fig. 12 Stall margin improvement and relative momentum of injection fluid

Fig. 11 Stall margin improvement with suction

Fig. 13 Stall margin improvement and suction flow rate

出し・吸出しがないとき、失速点流量係数 ϕ_s は、回転数によってほとんど変化しないことを示している。図9は、 r_s に及ぼす回転数 N の影響を $\gamma = 15^\circ$ について示したものである。 $N/\sqrt{T}$ を最大値170から10%間隔に約60%まで変えたが、 r_s は、 $-0.4 \leq X_e \leq 0.9$ 、 $0.36 \leq |U_j/U_T| \leq 0.76$ の範囲で X_e や U_j/U_T の影響を強く受けるが、回転数による顕著な影響は認められなかった。

3・5 失速改善率に及ぼす噴孔角の影響 図10は、 $\gamma = -15^\circ$ にして吹出した⁽⁸⁾とき、 X_e と r_s の関係を示したものである。翼列上流から主流と逆向きの速度成分をもって吹出すと、翼列上流翼端付近の軸流速度が減少して失速しやすくなり、 r_s は $\gamma = 15^\circ$ のとき(図5)より大幅に減少した。噴孔を下流に移動して $X_e = 0.14$ 付近に置くと、 r_s は最大値になるが、吹出しの翼弦に対する相対運動量が小さい⁽⁵⁾ため、この値は $\gamma = 15^\circ$ のときの最大値より約5%小さかった。

Smithら⁽⁸⁾によると、CT上流端からの吹出しは、約 $\gamma = -15^\circ$ であるとしている。これは、CTの上流端を翼前縁付近に置いたとき、 r_s が小さくなることを示しており、注意しなければならない。

図11は、 $\gamma = -15^\circ$ にして吸出しをしたときの r_s を示したものである。 $\gamma = 15^\circ$ (図6)のときと同じように、翼列上流から吸出すと r_s は負になる。 $X_e = -0.17$ にすると、 r_s は急に大きくなって、 $q = -0.0476$ で最大値である約20%になるが、 $\gamma = 15^\circ$ のときより約4%小さい。しかし、全体的な変化は、吹出しのときと違って、 $\gamma = 15^\circ$ のときの吸出しの結果と定性的によく似た変化をしていた。

噴孔角 $\gamma = 43^\circ$ のときの吹出し・吸出しによる失速改善は、前報⁽⁵⁾で図示報告したので、 $\gamma = 15^\circ$ のときの結果と比較しながらその要点のみを総括する。吹出しのとき、 r_s は $X_e = 0.17$ 付近で最大になり、それは q

$=0.0119$ のときを除き, $\gamma=15^\circ$ の最大値とほぼ等しく, $X_e>0.17$ にすると, いくらか差はあるが, $\gamma=15^\circ$ の r_s より数%大きな値を保ちながら減少していく. 吸出しのとき, $X_e\leq-0.28$ で, r_s は $|q|$ が大きいほど小さな値(負の値)になり, $q\leq-0.036$ では $X_e=-0.08$ 付近で $\gamma=15^\circ$ のときの r_s の最大値とほぼ等しい値になった. $X_e>0.2$ では, 後縁に向かって r_s は減少していくが, $\gamma=15^\circ$ の r_s より 2~3%大きかった. また全体的にみて $X_e<-0.28$ を除けば, $|q|$ を大きくするほど r_s は大きくなった.

3.6 失速改善率と噴孔数 図 12 は, 噴孔を $0<X_e\leq0.52$ に置いて, 吹出し空気の翼弦方向相対運動量 M_{inj} と失速点における送風機流量の軸方向運動量 M_{sa} との運動量比 M_{inj}/M_{sa} と失速改善率 r_s の関係を噴孔数 n を変えて示したものである [前報⁽⁵⁾ の図 6 ($n=40$)) に加筆した]. r_s は, いくらか分散しているが, 噴孔数 n を減少 ($n=10, 20$) すると $n=40$ のときの r_s の平均的な値より約 5%増加している. r_s を大きくするには, γ , X_e に関係なく M_{inj}/M_{sa} を増すと同時に n を減少すると効果的であることを示している.

図 13 は, 吸出しのとき噴孔を $X_e=-0.06$ (r_s が最大になる) と $X_e=0.21$ に置いたとき, q , r_s と n との関係を示したものである. r_s は, n によらず, 噴孔を翼前縁を覆うような位置に置き, 吸出し量を増すと大きくなった.

3.7 回転方向への吹出しと失速改善率 $\gamma=15^\circ$, $\beta=-60^\circ$ にとり, 送風機の回転方向に翼列上流から吹出すと, r_s は負になり, また, 翼列上で吹出しても翼弦に対する相対運動量は小さく⁽⁵⁾, r_s の増加を期待することはできなかった.

4. 結 び

本研究で得られたおもな結果は以下のとおりである.

壁面吹出しの場合:

(1) 前縁付近で下流に向かって吹出すと, 翼端付

近の軸流速度を増し, 失速渦, はく離渦を分断消滅させて失速を改善する. 噴孔角を負にして, 前縁付近で吹出すと, 失速改善率は極端に小さくなる.

(2) 失速改善率を最大にする噴孔位置は, 翼前縁より $0.14\sim0.21$ 軸方向翼弦長付近にあり, 翼弦に対する相対運動量比を増すようにして吹出し量を増し, かつ噴孔数を減少すれば失速改善率は大きくなる.

(3) 失速は, 壁面変動圧力の振幅が不連続的に変化する急激失速であり, 失速後は大きな振幅の旋回失速に発達する.

(4) 回転数を変えて (100~60%) も失速改善に及ぼす顕著な影響は認められなかった.

壁面吸出しの場合:

(5) 翼前縁を覆うように噴孔を配置すると, 翼前縁付近に発生する失速渦, はく離渦を排出して失速を大きく改善することができる. これは, 流れの可視化実験によって確認できた.

また, 噴孔数を増すと失速は, 緩失速になった.

(6) 噴孔を 0.225 軸方向翼弦長付近に置くと, 急激失速形になるが, 壁面変動圧力の振幅は大きなものではなく, 吹出し失速時の約 $1/4$ であった.

(7) 噴孔を翼前縁の約 0.25 軸方向翼弦長より上流に置くと, 失速を促進するようになる.

文 献

- (1) Lee, N. K. N. and Greitzer, E. M., *Trans. ASME, J. Turbo.*, **112**(1990), 133-144.
- (2) Crook, A. J., Greitzer, E. M., Tan, C. S. and Admczyk, J. J., *Trans. ASME, J. Turbo.*, **115**(1993), 501-512.
- (3) Johnson, M. C. and Greitzer, E. M., *Trans. ASME, J. Turbo.*, **109**(1987), 380-387.
- (4) Cheng, P., Prell, M. E., Greitzer, E. M. and Tan, C. S., *J. Aircraft.*, **21**-7(1984), 469-475.
- (5) 西岡清・黒田紀元・小幡茂男・武石政之・地村磨, 機論, **64**-625, B(1998), 2950-2957.
- (6) 西澤敏雄・高田浩之, 機論, **56**-523, B(1990), 618-627.
- (7) 三宅裕・中山孝次, 機論, **63**-616, B(1997), 3936-3943.
- (8) Smith, G. D. J. and Cumpsty, N. A., *Trans. ASME, J. Eng. Power*, **106**(1984), 532-541.