壁面吹出し・吸出しによるはん用軸流送風機の失速改善*

(第2報, 失速回復改善率に対する考察)

黒田 紀元^{*1}, 西岡 清^{*1}Stall Margin Improvement of an Axial Flow Fan
with End Wall Injection and Suction
(2nd Report, A Study of Stall Recovery Margin Improvement)Hiromoto KURODA^{*2} and Kiyoshi NISHIOKA^{*2} Department of Aerospace Engineering, National Defense Academy,
1-10-20 Hashirimizu, Yokosuka, Kanagawa, 239-8686 Japan

This paper presents the experimental results of stall recovery margin improvements. Studies have been conducted on a low speed axial flow fan to investigate the stall cessation flow rate with several kinds of injection or suction holes on the end wall. First of all, the fan characteristics for the solid wall have been measured. The hysteresis loop has been observed, but the size of hysteresis loop was not large, so that the stall cessation flow rate was about 17% smaller than the stall onset flow rate for several rotor speeds. Stall recovery margin improvements for both injection and suction were about 3 to 5% larger than stall margin improvements. For the case of injection, the position of maximum stall recovery margin improvements has moved to downstream direction a little from the position of maximum stall margin improvements. For the case of suction, the largest improvement was found at the position of just upstream of leading edge of blade. And negative improvement was not found except very large suction. For the case of injection, comparing with stall recovery margin improvements and stall margin improvements, both values are almost the same with regard to the injection momentum relative to the chordwise.

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

1. 緒 言

著者ら⁽¹⁾は、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機構を明らかにするため、はん用軸流送風機を用いて壁面吹出し・吸出しが失速改善に及ぼす影響について実験し、失速開始点に対する考察を行った。

壁面吹出し・吸出しによる失速改善の研究は、ケーシングトリートメントの設計や最適化^{(2)~(4)}に対して重要である。また、これまでの研究では失速開始点^{(5)~(7)}に対する研究が多いが、失速回復点についても考察を加えておく必要がある。そこで、失速開始点を基にした第1報⁽¹⁾の結果と比較しながら、失速回復点に対する失速改善率(失速回復改善率)と失速点付近での失速による変動圧力の計測を行ったので報告する。

2. 実験装置

本実験に使用した実験装置は、前報⁽⁴⁾で報告した装

置を用いた。図1は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から流入し、試験動翼列③を通過して、下流の整流格子、オリフィス板、流量調節バルブを通過して大気に放出される。本装置や吹出し・吸出し装置の緒言等は第1報⁽¹⁾に詳細が示されているのでここでは割愛する。

本送風機は、ケーシング直径 $D_c=300$ mm, ハブ直径 $D_H=184$ mm, 翼枚数 $Z=7$, 設計点流量 $Q_D=0.7$ m³/s, 設計回転数 $N_D=2930$ rpm, 翼端直径 $D_T \cong 298$ mm, 翼端における翼弦長 $C=70.8$ mm, 翼端食違い角 $\xi_T=62.4^\circ$ である。また、翼厚比, ソリディティ,

Fig. 1 Cross sectional view of axial fan

* 原稿受付 2000年8月10日。

^{*1} 正員, 防衛大学校(☎ 293-8686 横須賀市走水 1-10-20)。

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

翼形は、それぞれ、8.5%, 0.523, NACA 65(216)010であり、流動形式は自由渦形である。

図1の吹出し・吸出し要素⑥は、ケーシングに、半径方向から周方向に $\beta=60^\circ$ (動翼回転方向と反対方向が正)で取付けられ、出口の断面積 S_i は7mm×2.9mm($b=2.9$ mm)の長方形の噴孔で、周方向に $n=80$ 個設置されている。この噴孔は、半径方向から軸方向に傾斜角 $\gamma=-15, 15, 43^\circ$ (下流方向が正)の角度で、吹出し、または、吸出しができる。噴孔は等間隔に均等にふさぐことによって、 $n=80, 40, 20, 10$ に変更できる構造になっている。この吹出し・吸出し要素⑥の外側にはスクロールチャンバ⑤が取付けられており、噴孔から送風機主流に吹出しや吸出しをするために、別に用意した送風機、流量調節弁、流量計が設置されている。噴孔の位置は、スクロールチャンバの上流側と下流側のスペーサ群⑦(変更位置可能最大幅60mm、最小スペーサ厚さ5mm)によって軸方向に変更できる。このとき、噴孔の位置は、翼端の翼前縁から噴孔出口中心までの距離を翼端の翼の軸方向翼弦長(32.9mm)で無次元化し、 X_e で表した。

翼列前後の速度分布は、翼端前縁を基準にして上流、下流に、それぞれ、71, 67mmの位置にコブラ形三孔ピトー管(図1の⑩, ⑪)を挿入して測定でき、速度分布と同時に、オリフィスで測定した流量との比較も行った。壁面圧力は上流、下流へ、それぞれ、約70, 69mmの位置に周方向に4個の壁面静圧孔⑧および⑨が設けてあり4個の平均値をもって上流の静圧 p_{s1} 、下流の静圧 p_{s2} とした。送風機流量は吹出し・吸出し要素の取付位置上流での流量を基準とした。したがって、噴孔上流における送風機の軸流平均速度 C_{a1} は、送風機下流にあるオリフィス板の差圧から計算した体積流量 Q と吹出し流量 Q_i の差と流路断面積から求めた。また、剛壁の場合における送風機の設計点流量を Q_D とした。

旋回失速の発生を調べるため、壁面静圧孔⑧および⑨の各1箇所位置に、直径2mmの小形圧力変換器をケーシング壁面と同一面上に埋め込み、その変動出力を、ひずみ計を介してFFTで解析し、旋回失速の通過周波数 f_r と変動振幅 Δp を測定した。

実験結果を整理するため、空気温度、密度をそれぞれ T, ρ とすると、流量係数 φ 、吹出し・吸出し流量比 q 、動翼列前後のケーシング壁面静圧上昇係数 C_p 、壁面変動圧力係数 Y 、修正温度 θ は次の諸式で表される。

$$\left. \begin{aligned} \varphi &= \frac{C_{a1}}{U_T}, \quad q = \frac{Q_i}{Q_D} \\ C_p &= \frac{p_{s2} - p_{s1}}{\frac{\rho}{2} U_T^2}, \quad Y = \frac{\Delta p}{\frac{\rho}{2} U_T^2} \\ \theta &= \frac{T}{288} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (1)$$

ただし、 C_{a1}, U_T は次式で表される。

$$\left. \begin{aligned} C_{a1} &= \frac{Q - Q_i}{\frac{\pi}{4} (D_c^2 - D_h^2)} \\ U_T &= \frac{\pi D_T N}{60} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (2)$$

なお翼端かんげきは、翼端における翼弦長 C で無次元化し、 δ で表した。

剛壁(以下SW略記する)の失速開始点流量係数および失速回復点流量係数を、それぞれ $\varphi_{s0}, \varphi_{r0}$ とし、吹出し・吸出し要素を取付けたときの失速開始点流量係数および失速回復点流量係数を、それぞれ φ_s, φ_r とすると、失速改善率 r_s 、失速回復改善率 r_r を次式で定義した。

$$\left. \begin{aligned} r_s &= \left(1 - \frac{\varphi_s}{\varphi_{s0}} \right) \times 100 [\%] \\ r_r &= \left(1 - \frac{\varphi_r}{\varphi_{r0}} \right) \times 100 [\%] \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (3)$$

失速開始点や失速回復点は、旋回失速の変動圧力が大きく、比較的簡単にそれを見いだせるような場合(図2参照)と、失速しても非常に小さな変動圧力しかない場合があった。失速しているとき、変動圧力 Y のこう配 α は、失速点付近の2点の流量係数 φ_1, φ_2 とそのときの壁面変動圧力係数 Y_1, Y_2 を用いて、

$$\alpha = \frac{Y_1 - Y_2}{\varphi_1 - \varphi_2} \dots\dots\dots (4)$$

で定義し、非失速状態における Y のこう配 α (通常は零である)と失速点付近でのこう配 α をもった直線の交点を失速開始点または失速回復点とした。このため、失速開始点や失速回復点付近での流量調節は慎重に変化させて諸量を測定した。

また、失速改善率や失速回復改善率を比較するため、流体の運動量を用いることとした。まず、失速点、または、失速回復点の平均軸流速度を式(2)から求め、 C_{a1s} として、失速点、または、失速回復点での軸方向運動量 M_{sa} を次式で表した。

$$M_{sa} = \rho \frac{\pi}{4} (D_c^2 - D_h^2) C_{a1s}^2 \dots\dots\dots (5)$$

噴孔からの吹出しの場合、噴流の翼端における翼弦方向の速度成分は、翼端における動翼の回転速度 U_T 、食違い角 ξ_r 、噴流速度 V_i と、その方向 β, γ の関数となるが、幾何学的関係からこの速度成分を求めると、

翼弦方向の運動量 M_{inj} は次式で表される。

$$M_{inj} = \rho Q_i U_T \left\{ \sin \xi_T + \frac{V_i}{U_T} (\cos \gamma \sin \xi_T \sin \beta + \sin \gamma \cos \xi_T) \right\} \dots\dots\dots (6)$$

ここに V_i は噴孔からの流速で流量 Q_i と噴孔断面積 S_i から計算できる。

3. 実験結果および考察

3.1 剛壁の場合の特性 図2はSWの場合の壁面静圧上昇係数 C_p と壁面変動圧力係数 Y の変化の一例を示したものである。流量係数を $\varphi=0.43$ 付近から減少させていくと壁面静圧上昇係数 C_p は単調に増加し、設計点流量係数 $\varphi_D=0.347$ を過ぎ、 $\varphi=0.27$ 付近で C_p は最大になる。その後、 $\varphi_{s0}=0.251$ まで C_p は少し減少し、失速に入ると流量係数は $\varphi=0.242$ に急減し C_p も $C_p=0.39$ から $C_p=0.348$ まで大きく

Fig. 2 Wall static pressure rise characteristics

Fig. 3 Stall onset and cessation flow coefficients

変化する。その後、 φ を減少させると C_p も減少していく。逆に流量係数を $\varphi=0.134$ 付近から増加させると、流量減少の場合と同じ軌跡をたどり、 $\varphi=0.242$ より大きな $\varphi_{r0}=0.246$ に到達するまで失速は回復せず、この点から急激に $\varphi=0.256$ まで変化する。その後、流量を増加させると、流量減少時とほぼ同じ軌跡をたどって C_p が変化する。本実験装置では失速点流量係数 φ_{s0} は失速回復点流量係数 φ_{r0} より大きかった。

壁面変動圧力係数 Y は非失速時には $Y \approx 1.7 \times 10^{-4}$ 程度であったが、失速と同時に急激に大きくなり、 $Y \approx 1.1 \times 10^{-2}$ くらいまで変化した。このときのこう配は約 $\alpha = -0.95$ で比較的大きく、 Y が急変していることを示している。これは第1報⁽¹⁾でも示したように旋回失速は急激失速である。

図3に、失速点流量係数 φ_{s0} 、失速回復点流量係数 φ_{r0} 修正回転数の影響を示す。 φ_{s0} 、 φ_{r0} とも回転数の減少とともにほぼ直線的に減少しており、 φ_{r0} は、回転数にほぼ無関係で、 φ_{s0} より約17%小さかった。Takata ら⁽⁶⁾では失速特性のヒステリシスが大きく $\varphi_{s0} < \varphi_{r0}$ であった。したがって、失速点流量係数や失速回復点流量係数の関係は、ヒステリシスの大きさによって変化する。図3から、本実験装置の翼列条件特有の性質を表しているものであるが、回転数に無関係に失速点流量係数と失速回復点流量係数の比が決まることから、以後断らない限り、回転数の変化は考慮せず、 $N/\sqrt{\theta}=2930$ rpm の結果のみを示す。

3.2 失速回復改善率 図4は $\gamma=15^\circ$ の吹出し・吸出し要素を取付け、吹出しを付与したとき、また、図5は吸出しを付与したときの失速回復改善率 r_r の一例を示したものである。これらの特性は、前

Fig. 4 Stall recovery margin improvement with injection

Fig. 5 Stall recovery margin improvement with suction

回⁽¹⁾の失速改善率 r_s の結果と非常によく似た傾向であったが、詳しく調べると次のような結果になった。

$q=0$ の場合は、吹出し孔からの平均流量はないが、巡回失速によって周方向に圧力変化が生じるため、この変化による圧力差から、周方向のある点では吹出し、また、他の点では吸出しになった状態となって失速の改善が生じる⁽²⁾。失速改善率 r_s と比較すると全体で3~5%よくなっていた。

吹出し流量をわずかに増加させ、 $q=0.0119$ では、 $q=0$ の場合より失速回復改善率 r_r はわずかに増加するが定性的には $q=0$ の場合とよく似た変化になった。逆に、吸出し流量をわずかに増加させ、 $q=-0.0119$ にすると、 $q=0$ の場合と比較すると、 $X_e < 0$ では失速回復改善率 r_r は悪化するが、 $X_e=0.09$ 付近では、 $r_r=3.7\%$ ($q=0$) から、 $r_r=12.6\%$ まで上昇し、わずかな吸出しにより顕著な失速回復改善率が得られた。これは翼端前縁付近から発生する失速渦や離渦が成長する前に排出し、失速回復を改善しているためである⁽¹⁾。 X_e をさらに増加させると r_r は $q=0$ の場合に急激に近づいていく。吹出し量や吸出し量を増加させると、失速回復改善率はよくなる。

$q > 0$ の場合は、 $X_e < 0$ では r_r の値と r_s ⁽¹⁾ の間での顕著な差異は認められなかったが、失速回復改善率 r_r の最大値の発生する X_e は、 r_s のときに比較して少し大きくなり、 $X_e \approx 0.25$ 付近に後退した。さらに X_e を増加させると r_r は減少するが、 r_s と比較すると、最大で4%程度大きな値であった。

$q < 0$ の場合は、翼列の上流から吸出した場合 ($X_e < -0.21$) でも失速回復改善率 r_r が負になるのは、吸出し量が最大の $q=-0.0476$ のときのみであり、第1

Fig. 6 Stall recovery margin improvement with injection

Fig. 7 Stall recovery margin improvement with suction

報⁽¹⁾では、 $q < 0$ で失速改善率 r_s が負になったのとは大きな違いである。また、失速回復改善率 r_r は r_s と比較すると約4%程度大きくなっていた。

噴孔位置が $X_e \approx -0.06$ 付近にある場合は、吸出し量 q が比較的小さい場合では、失速回復改善率 r_r は小さいが、 $q=-0.0238$ になると r_r は急激に大きくなり、その最大値は r_s ⁽¹⁾ の場合の最大値と比較すると若干 X_e が大きな位置に移動した。 $q=-0.0119$ では、 $X_e=0.09$ 付近で最大値をとり、失速改善率 r_s と比較しても約7%程度大きな失速回復改善率が得られた。

図6, 7は $\gamma=43^\circ$ で、それぞれ、吹出し、吸出しの場合の失速回復改善率 r_r を示したものである。

噴流の吹出し量 Q_i 、または、速度 V_i 、動翼翼端周速度 U_T 、食違い角 ξ_T 、吹出し要素の周方向取付角 β

を一定にしたとき、式(6)を最大にする傾斜角 γ は、式(6)を γ で偏微分して求められ、 $\gamma \cong 31^\circ$ になることを考慮すると、 $\gamma = 15^\circ$ の場合と $\gamma = 43^\circ$ の場合では大きな変化は期待できず、第1報⁽¹⁾では、 $\gamma = 15^\circ$ と $\gamma = -15^\circ$ の場合について失速改善率 r_s の比較をしているが、この場合でも $\gamma = -15^\circ$ の場合は、 r_s は4~5%くらい小さかった。

図6, 7において、吹出しのある場合($q > 0$)は、 $\gamma = 15^\circ$ の場合(図4)と比較すると、失速回復改善率 r_r の最大値は、 $X_e = 0.25 \sim 0.3$ 付近で若干下流の位置に移動している。 $q = 0.0476$ の場合を除くと、 r_r は2%程度の改善が得られている。

吸出しのある場合($q < 0$)は、失速回復改善率 r_r の最大値の位置は $\gamma = 15^\circ$ の場合(図5)と比較すると、翼列前縁より上流側に移動し、その大きさは $q = -0.0476$ で約4%も低下している。さらに、 X_e を大きくし、 $X_e = 0.5$ 付近では $\gamma = 15^\circ$ の場合と比較して、3.5%くらい大きくなっている。全般的に見ると、 $\gamma = 15^\circ$ の場合は、 r_r は $X_e = 0.09$ 付近で最大値となった後 X_e を増加させると急激に小さくなるのに比べて、 $\gamma = 43^\circ$ では、 r_r が最大値になった後は X_e とともにほぼ直線的に減少している。噴孔幅は7mmであり、壁面の軸方向開口幅を軸方向翼弦長との比で表せば、 $\gamma = 15^\circ$ で0.22、 $\gamma = 43^\circ$ で0.29であるため、失速回復改善率 r_r が平均化され、 $\gamma = 15^\circ$ の場合のような r_r の変化が緩和されたためと考えられる。

3.3 失速時の変動圧力係数のこう配 第1報⁽¹⁾で示したように、吸出しの場合、噴孔が翼前縁を覆うような位置に置かれると、失速直後では緩失速になることを示したが、失速回復直前においても緩失速になる。失速回復直前において、旋回失速が発生して

も、この点での変動圧力係数 Y が小さいことは、主流の速度変動が小さく、翼に作用する非定常力も小さくなる。このため、変動圧力係数を調べればよいが、失速直後または失速回復直前における変動圧力係数を評価するため、この点でのこう配 α を使用する。

剛壁(SW)での失速直後または失速回復直前では急激失速の旋回失速が発生しているが、吹出し・吸出し要素を取付けた場合の失速は噴孔数が $n = 40$ では緩失速であった。このため、噴孔数 n と噴孔が翼前縁を覆うような位置($\gamma = 15^\circ$, $X_e = -0.068$)で吸出しを行ったときの壁面変動圧力係数のこう配 $|\alpha|$ の大きさを調べてみた。図8は $X_e = -0.068$ において吹出し・吸出しをしたときの噴孔数の影響を調べた一例である。

吹出し($q > 0$)では後述する図9で示すように大きなばらつきはあるが、噴孔個数の影響を調べるため、ほぼ同じ値になるデータのみを載せてある。噴孔数が $n = 80$ と $n = 40$ では $|\alpha|$ はほぼ同じ大きさであるが、さらに、 n を減少していくと $|\alpha|$ は大きくなっていく。吹出しがあると、 n が減少すれば、吹出し流量 Q_i が一定であるから、噴孔の噴出速度が大きくなってじょう乱が大きくなり、SWの $|\alpha| = 0.95$ に比べて、大きな壁面変動圧力係数になる。これに対して、吸出し($q < 0$)の場合は、 $n \geq 40$ で、 $|\alpha|$ は非常に小さく緩失速であることがわかるが、 n を少なくすると、噴孔の間隔が広がり、この間で失速による前縁はく離やはく離泡が発達し、吸出しが十分でなくなってSWの場合に近づき、 $|\alpha|$ は大きくなり、急激失速になる。

図9は $\gamma = 40$, $n = 40$ のとき、噴孔位置 X_e と壁面変

Fig. 8 Effect of number of injection or suction hole

Fig. 9 Slope of fluctuations in rotating stall wall pressure with position of injection or suction hole

動圧力係数のこう配 $|a|$ の関係を示す。噴孔から吹出した場合 ($q > 0$)、 $|a|$ は、 X_e にほとんど関係なく大きな値になったが、失速しているため、 $|a|$ の値は 0.7 から 1.3 の範囲に分布していた。これらのことから、吹出しを与えた場合には、旋回失速に入った直後や失速から回復する直前では急激失速となり、速度変化の大きい強い旋回失速になっていることを示している。また、 $X_e \approx 0.4$ 付近で $|a|$ がいくぶん大きくなっていた。

主流を吸出す場合 ($q < 0$) には、噴孔が翼前縁を覆うような位置にした場合は、 $|a|$ は非常に小さくなった。これは翼前縁付近に発生するはく離渦等のじょう乱を排出することによって、変動が小さくなり、緩失速になりやすくなる。これに対し、 X_e が大きくなると、旋回失速による周期的な前縁はく離や逆流の発生を効果的に排除できなくなるため、じょう乱が大きくなって、急激失速になる。

$q=0$ では、平均吸出しはないが、前述したように旋回失速により壁面圧力変動が大きくなると、噴孔から吹出したり、吸出したりするため、 $q = -0.0119$ に近い性質をもち、変動圧力係数 Y が小さくする作用が働き、 $|a|$ は小さくなるが、失速回復改善率 r_r に対しては $q = 0.0199$ に近い (図 4, 6 参照) 値となり、理由ははっきりわからなかった。旋回失速が発生して、翼の非定常流体力が作用するとき、その変動圧力が小さい緩失速の場合は翼に小さな変動流体力が作用するため、噴孔の位置を翼前縁付近におき、吹出しのない状態や、吸出しを行うと効果があることがわかる。

3・4 失速回復改善率と失速改善率の比較 失速回復改善率 r_r は失速改善率 $r_s^{(1)}$ の場合と同じように

翼に対する相対運動量を増すことによって失速を低流領域に移動させる効果がある。第1報⁽¹⁾の結果と比較するため、失速改善率 r_s と同時に失速回復改善率 r_r と翼弦方向相対運動量 M_{inj} との関係を図 10 に示す。白抜き記号と曲線は第1報⁽¹⁾の結果で、失速改善率 r_s を示し、 $n=40$, $0 < X_e \leq 0.52$ に対する結果である。本実験では失速回復改善率 r_r と式 (5), (6) から計算した運動量比 M_{inj}/M_{sa} の関係を塗りつぶした記号で表している。失速回復改善率 r_r や失速改善率 r_s は、式 (3) で示すように、失速点流量係数 φ_{s0} や失速回復点流量係数 φ_{r0} により、 φ_{r0} は φ_{s0} より約 17% 小さかったにもかかわらず、また、図 4, 5 等にしたように、失速回復改善率 r_r は数% の差があるにもかかわらず、失速回復改善率 r_r と運動量比 M_{inj}/M_{sa} の関係は、 r_s と M_{inj}/M_{sa} との関係に非常によく一致していた。このことからわかるように、 r_r や r_s を大きくし失速を改善するには、軸方向からの吹出し角度 γ や噴孔位置 X_e には関係なく、 M_{inj}/M_{sa} によって決まり、 M_{inj}/M_{sa} を増せば、失速改善率や失速回復改善率がよくなる。

3・5 失速セルの回転周波数と吹出し 図 9 からわかるように、吹出しのある場合 ($q > 0$) は、失速は急激失速となり、翼に作用する非定常力が問題となる。剛壁のときの失速直後や失速回復直前の失速セルの回転周波数と比較したとき、吹出しのある場合は、失速周波数は低下し、吸出しのある場合は増大した。その割合は吹出し速度の周方向速度成分が大きくなるほど大きくなったが、失速セルの回転周波数の変化は噴孔位置 X_e によって複雑に変化した。

Fig. 10 Stall recovery margin improvement due to relative momentum of injection flow

Fig. 11 Comparison between experimental rotating stall frequency and equation (7)

吸出しのある場合($q < 0$)には、吸出しの位置を翼前縁付近にすることにより、失速の大きさを緩失速にできるが、ここでは、吹出しがある場合で、しかも $X_e = 0.05 \sim 0.25$ 付近での失速回復直前の失速セル回転周波数 f_r は、比較的整理しやすく、吹出し速度の周方向速度成分 U_i の小さいときを除き、次式で近似する f_c で表すことができる。

$$\frac{60f_c}{N} = 0.523 - 0.07033 \sin(\gamma - 15^\circ) - 0.9315 \left(\frac{nb}{\pi D_T} \right)^{0.67} \frac{U_i}{U_T} \quad (7)$$

ただし、吹出し速度の周方向速度成分 U_i 、噴孔幅 b は

$$U_i = V_i \cos \gamma \sin \beta, \quad b = 2.9 \text{ mm} \quad (8)$$

で、式(7)の右辺第1項は剛壁のときの値(剛壁のときは $60f_c/N = 0.523$)である。また、実験範囲は回転数 $N/\sqrt{\theta} = 1750 \sim 2930 \text{ rpm}$ 、傾斜角 $\gamma = -15 \sim 43^\circ$ 、噴孔数 $n = 10 \sim 80$ である。実験値と上式による計算値の関係を図11に示す。図11から、実験値は式(7)でほぼ推定でき、実験結果と式(7)の間の誤差は $\pm 3.2\%$ 以内であった。

式(7)により、本送風機の翼列に相対的な失速セル伝搬速度を知ることができるため、吹出しの量を変化させることにより、失速セルの回転周波数を制御し、翼に作用する励振周波数と翼の固有振動数の一致を避けて、翼の破損を回避することができる。このようにして、一般の圧縮機に対して、吹出しによる、失速セルの回転周波数の予測式が得られれば、翼の破損防止に有効な吹出し量を見積もることができ、失速改善率や失速回復改善率の向上のみならず、失速に突入した場合の翼の共振回避に対しても、吹出しは有効な手段を引き出せる可能性がある。

4. 結 び

失速回復改善率は、圧縮機の失速改善率とともに重要な要因である。これらについて、本研究で得られたおもな結果は以下のとおりである。

(1) 剛壁での失速点流量係数と失速回復点流量係数は、動翼回転数に線形的に変化し、本実験装置では、失速回復点流量係数は失速点流量係数より約17%小

さかった。

(2) 噴孔の軸方向傾斜角を 15° の場合、吹出しがない場合には失速改善率と比較すると失速回復改善率は3~5%程度よくなった。また、吹出しや吸出しのある場合は、失速回復改善率は失速改善率より数%大きな値となった。

(3) 噴孔の軸方向傾斜角を 43° にした場合は、傾斜角が 15° にした場合と比較すると、吹出しのあるときの失速回復改善率の最大点は、若干下流側に移動した。逆に、吸出しのある場合は、上流側に移動した。

(4) 旋回失速が発生している場合、失速回復直前の噴孔の数を40個以上にすると、旋回失速の変動圧力係数は、ほぼ一定となった。

(5) 剛壁や吹出しのある場合の旋回失速回復直前では急激失速であるが、噴孔の位置を翼前縁付近に置き、吸出しをさせると、緩失速になり、翼の流体力に対しても変動力が小さくなった。

(6) 回復改善率と失速改善率は、噴流の翼弦に対する相対運動量に対してほとんど同じ大きさとなり、双方とも翼に対する相対運動量を大きくすることによって、失速回復改善率を大きくすることができる。

(7) 失速直後や失速回復直前の旋回失速回転周波数は、剛壁のときの失速直後や失速回復直前の失速セルの回転周波数と比較したとき、吹出しのある場合は、失速セル周波数は低下し、吸出しのある場合は増大した。また、吹出しのある場合、失速セル周波数の簡単な予測式を得ることができた。

文 献

- (1) 西岡清・黒田紀元・小幡茂男・地村磨, 機論, **65**-634, B (1999), 172-179.
- (2) Smith, G. D. J. and Cumpsty, N. A., *Trans. ASME, J. Eng. Power*, **106**(1984), 532-541.
- (3) Lee, N. K. N. and Greitzer, E. M., *Trans. ASME, J. Turbo.*, **112**(1990), 133-144.
- (4) 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.
- (5) Johnson, M. C. and Greitzer, E. M., *Trans. ASME, J. Turb.*, **109**(1987), 380-387.
- (6) Takata, H. and Tukuda, Y., *Trans. ASME, J. Eng. Power*, **99**(1977), 121-133.
- (7) Crook, A. J., Greitzer, E. M., Tan, C. S. and Adamczyk, J. J., *Trans. ASME, J. Turbo.*, **115**(1993), 501-512.