

小弦節比翼列ディフューザにおける二次流れの挙動解析*

(第2報, 前縁近傍翼端溝の影響)

村上天元^{*1}, 石田正弘^{*2}, 坂口大作^{*1}
植木弘信^{*3}, 速水 洋^{*4}

Analysis of Secondary Flow Behavior in Low Solidity Cascade Diffuser of a Centrifugal Blower

(2nd Report, Effect of Blade Tip Groove near Leading Edge)

Tengen MURAKAMI, Masahiro ISHIDA, Daisaku SAKAGUCHI^{*5},
Hironobu UEKI and Hiroshi HAYAMI

^{*5} Graduate School of Science & Technology, Nagasaki University,
1-14 Bunkyo-machi, Nagasaki-shi, Nagasaki, 852-8521 Japan

A low solidity cascade diffuser (LSD) shows features of a wide operating range and a high pressure ratio, however, a high level of noise. The first objective of the present study is to show that the noise can be reduced effectively without deterioration of the LSD performance by means of a small tip-groove located at the shroud side alone, and the second one is to clarify the mechanism being able to achieve high blade loading without stall even under the large attack angle of 15 degrees. By analyzing the flow in the diffuser numerically, the effect of a small tip-groove on the stagnation area near the LSD blade leading edge, the vortex generated in the tip-groove and the secondary flow behavior were investigated. It was found that the formation of circumferentially moving secondary flow generated by the vortex in the shroud tip-groove is a key factor of the high LSD performance. Finally, an optimum tip-groove configuration was proposed.

Key Words: Low Solidity Cascade Diffuser, Noise, Diffuser Performance, Vortex, Secondary Flow

1. まえがき

高圧力比でかつ広流量範囲運転領域を有する遠心送風機や圧縮機が最近特に要求されている。運転流量範囲拡大のためには、低流量域で発生するインデューサ失速およびディフューザ失速を共に抑制することが不可欠で、前者を抑制するには入口循環流形成デバイス⁽¹⁾が有用である。後者を抑制するにはピンチディフューザ⁽²⁾や妹尾ら⁽³⁾によって提案された小弦節比翼列ディフューザ (Low solidity cascade diffuser; LSD) が有用で、特に LSD は、良好な低流量域特性と高いディフューザ性能を同時に実現できることが速水ら⁽²⁾⁽⁴⁾によって示された。一方、LSD は、非設計点流量において騒音が増加することが指摘されており⁽⁵⁾、同様の問題が、羽根付きディフューザにおいても発生している⁽⁶⁾⁽⁸⁾。羽根車とともに

回転するジェット・ウェーク流れ⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾がディフューザ案内羽根へ流入することによって干渉騒音が顕著に増加するので、後藤ら⁽⁸⁾はジェット・ウェーク干渉を軽減するためにハブ側テーパ形案内羽根を提案した。これにより案内羽根前縁での渦の発生が抑制されて騒音が低下し、かつ低流量側で圧力回復率が改善されたが、サージ発生流量は高流量側へ移行した。

本研究の第1報⁽⁵⁾では、LSD 翼前縁位置を下流の羽根車半径比 $R=1.20$ まで移動させることによってジェット・ウェーク流れと LSD 翼前縁の干渉を回避し、ディフューザ性能を悪化することなく、干渉騒音ならびに広帯域騒音を低減できることを示した。本報告では、ディフューザのサイズをコンパクトに収めるため、翼前縁位置を下流に移動することなくジェット・ウェーク干渉を軽減するための方法を追究した。翼前縁近傍に適切な形状の翼端溝を設けてよどみ領域を小さくすることにより騒音が低下すること、また翼端溝内に形成される強い渦の作用およびディフューザ側壁上を周方向に移動する二次流

* 原稿受付 2009年12月14日。

^{*1} 正員, 長崎大学大学院生産科学研究科(〒852-8521 長崎市文教町1-14)。

^{*2} 正員, フェロー, 長崎大学大学院生産科学研究科。

^{*3} 正員, 長崎大学工学部。

^{*4} 正員, フェロー, 九州大学大学院総合理工学研究院(〒816-8580 春日市春日公園6-1)。

E-mail: daisaku@nagasaki-u.ac.jp

れによって LSD 翼負圧面上の剥離が抑制されて高いディフューザ性能が維持されることを3次元粘性数値解析により明らかにした。

2. 記号および定義

b	: ディフューザ通路深さ [mm]
C_{PR}	: 圧力回復率 $(=2(p-p_2)/(\rho V_2^2))$
C_L	: 揚力係数 $(=2L/(\rho V^2 b l))$
L	: 揚力 [N]
l	: LSD 翼弦長 [mm]
p	: 静圧 [Pa]
P_0	: タンク内全圧 [Pa]
Q	: 体積流量 [m ³ /s]
R	: 羽根車半径比 $(=r/r_2)$
R_{LSD}	: 翼前縁位置半径比
R_{groove}	: 翼端溝下流端半径比
r	: 半径 [mm]
U_2	: 羽根車周速度 [m/s]
V	: 流れの絶対速度 [m/s]
α	: 迎え角あるいは流れ角 [deg.]
ϕ	: 流量係数 $(=Q/2\pi r_2 b_2 U_2)$
ψ_s	: 静圧係数 $(=2(p-P_0)/(\rho U_2^2))$
ρ	: 空気密度 [kg/m ³]
添え字	
2	: 羽根車出口
e	: ディフューザ出口

3. 実験装置および解析方法

3・1 実験装置および実験方法 図1は供試遠心送風機主要部の子午面断面図を示す。送風機吸込み管上流にプレナムタンクを設置し、プレナムタンク入口に流量調整用円錐ダンパーを、また、プレナムタンク出口には吸込み管と同じ内径の流量計測用入口ノズルを装着し、ノズル差圧より流入流量を計測した。羽根車は入口半径 $r_f=129.2$ mm, 出口半径 $r_2=255$ mm, 羽根出口高さ $b_2=16.5$ mm, 羽根出口角 $\beta_2=45$ deg の16枚の後向き羽根を有する低比速度型半開放遠心羽根車で、羽根車羽根先端とシュラウドケーシングとの隙間は1.0 mm とし、実験は、一定の羽根車回転速度 2,000 rpm で行った。羽根車出口直後の半径比 $R=1.02$ のシュラウド壁面上の周方向4か所に0.5mmの静圧孔を設け、周方向平均静圧を羽根車出口静圧とした。流れの軸対称性を確保するため、羽根車を通った流れは半径比約1.6のディフューザ出口から大気に放出しており、羽根車出口直後の周方向4か所の静圧計測値により十分な軸対称性

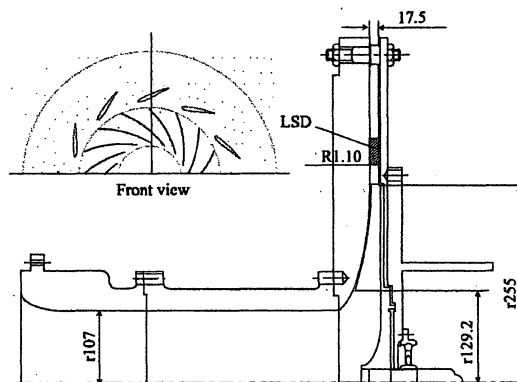


Fig.1 Meridional section of test blower

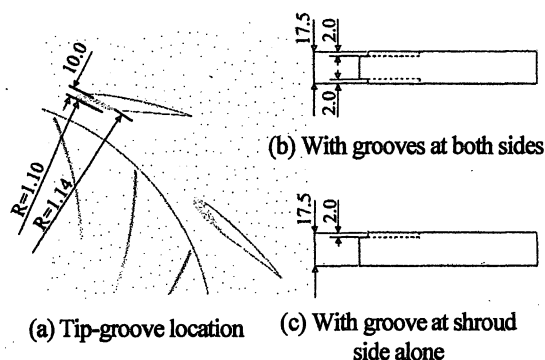


Fig.2 LSD blade location and tip-groove configuration

が確保されていることを確認した。また、羽根車出口直後静圧係数の繰り返し計測誤差が1%以下であることから本実験の再現性は十分であると判断した。LSD 翼型には文献(3)と同様に USA35B を採用し、食違い角 66 deg, 弦節比 0.693 の直線翼列を等角写像した翼数 11 枚の円形翼列を採用した。図2は LSD 翼の取付位置および翼前縁翼端部に設けた溝形状を示す。図2(a)は正面図、(b)および(c)は翼圧力面側から見た翼端溝形状の側面図を示す。翼端溝は、半径比 $R=1.10$ と 1.14 の間で圧力面側から負圧面側に通じる深さ 2 mm の小さな溝である。騒音計測は、ディフューザ出口端から 100 mm 下流の位置に設置したコンデンサマイクロフォン(B&K 4189)により行い、周波数解析は FFT アナライザ(小野測器 CF-5210)によって A 特性として分析した。なお、羽根車を駆動するための三相誘導電動機の回転時暗騒音レベルが 79 dB の高い値を示したが、オーバーオール騒音レベルの繰り返し計測誤差は 0.5dB 以下で、かつ暗騒音レベルはほとんど同じであったので、LSD 溝位置の相違による騒音を相対的に評価した。

3・2 数値解析方法 翼端溝がない場合および翼端溝付きの場合のいずれも全計算領域において構造格子を用いた。数値解析では3次元粘性流れ解析コード ANSYS-CFX を用い、乱流モデルには $k-\omega$ モ

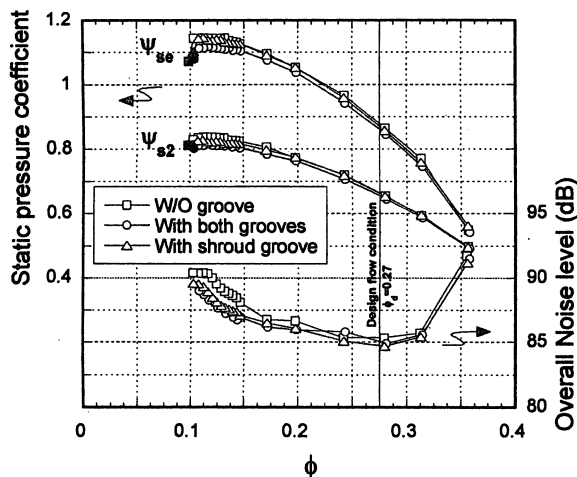


Fig.3 Effect of tip-groove on blower characteristics and overall noise level (Exp.)

デルを採用した。羽根車内流れは、3 次元・定常・粘性流れとし、羽根車部は回転座標系、ディフューザ部は静止座標系とし、回転座標系と静止座標系の境界を半径比 $R=1.01$ に置いて、境界面では物理変数の周方向平均値を受け渡した。計算格子点数は回転領域で約 13 万点、静止領域で約 34 万点である。

4. 実験結果

4・1 送風機特性および騒音特性 図3は実験によって得られた送風機特性およびオーバーオール騒音レベルの流量特性を示す。横軸は吐出流量係数 ϕ 、左縦軸は羽根車出口静圧係数 ψ_{s2} およびディフューザ出口静圧係数 ψ_{se} 、右縦軸はオーバーオール騒音レベルである。図中の塗り潰し記号は、シュラウド壁面に装着した半導体圧力センサ (キュライト製:XCS0190-5G)により圧力脈動を伴う不安定流動が観測された流量を示す。騒音レベルは、設計流量 $\phi=0.27$ 近傍で最小値を取り、高流量側および低流量側で増加した。高流量側での騒音増加はLSD翼圧力面側での剥離、低流量側での騒音増加は回転羽根車からのジェット・ウェーク流れとLSD翼前縁周りの高い圧力場、換言すればよどみ領域との干渉騒音の増加と判断⁽⁵⁾された。サージ近くの低流量 $\phi=0.13$ において、両翼端溝付き (With both grooves) の場合は、翼端溝なし (W/O groove)の場合より騒音レベルが約 2 dB 低減されたが、ディフューザ出口静圧係数 ψ_{se} が約 3%低下した。一方、シュラウド翼端溝のみの場合 (With shroud groove)は、騒音レベルが約 2 dB 低減されているにも拘らずディフューザ出口静圧係数 ψ_{se} の低下は見られない。

4・2 騒音の周波数特性 図4は、騒音増加が顕著な低流量 $\phi=0.13$ における騒音の周波数スペクト

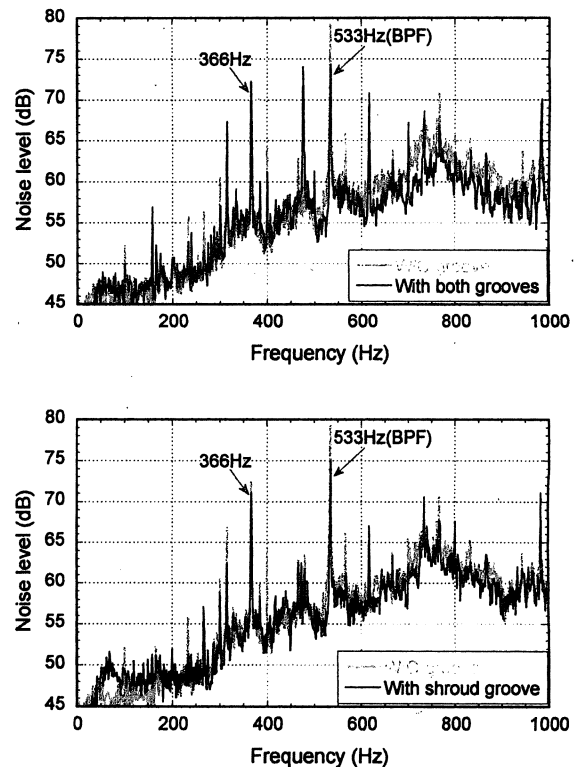


Fig.4 Comparison of frequency power spectra of noise (Exp., $\phi=0.13$)

ルを比較したものである。両翼端溝付きの場合およびシュラウド翼端溝のみの場合についてそれぞれ溝無しの場合と比較している。図において、羽根車回転数と羽根車羽根枚数の積である翼通過周波数 (BPF) 533 Hzおよび羽根車回転数とLSD翼枚数の積である366 Hzの離散周波数騒音が卓越している。その他の離散周波数は羽根車回転周波数33 Hzの高調波であり、羽根車の振り回り、16枚の羽根ピッチの個体差およびシュラウドケーシングを支えるディフューザ出口部にある12本の支柱等に基づく羽根車回転周波数の高調波が顕著に表れているが、溝形状の相違による高調波の有意差はほとんどない。両翼端溝付きおよびシュラウド翼端溝のみのいずれの場合も、BPFは約5 dB低減されており、オーバーオール騒音レベルの主要成分である600~1000 Hzの広帯域騒音は約2 dB低減された。

5. 数値解析結果

5・1 よどみ領域 低流量 $\phi=0.13$ の場合について、LSD翼前縁近傍の圧力レベルの高い領域、すなわち、よどみ領域の数値解析結果を図5に示す。両翼端溝付きの場合は、90%スパンおよび10%スパンの位置では翼端溝のためによどみ領域が溝無しの場合

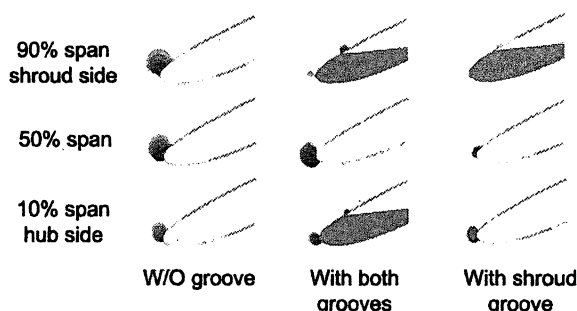


Fig.5 High pressure area around LSD blade leading edge
(Cal., $\phi=0.13$)

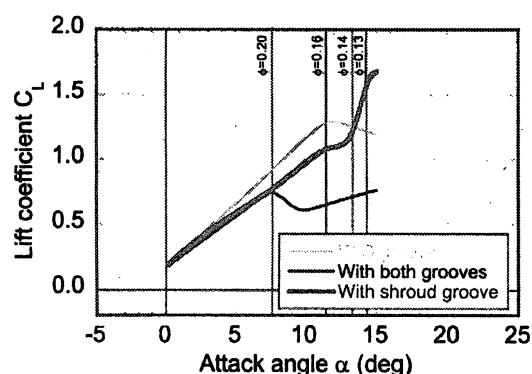


Fig.6 Comparison of lift coefficient of LSD blade
(Cal.)

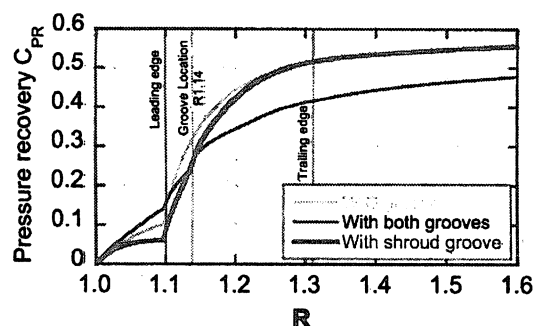


Fig.7 Comparison of pressure recovery in diffuser
(Cal., $\phi=0.13$)

合に比べて縮小されている。一方、シュラウド翼端溝のみの場合は、90%スパン位置およびスパン中央でよどみ領域が顕著に縮小されている。すなわち、羽根車とともに回転するジェット・ウェーク流れとLSD翼前縁との干渉が軽減されるため、図4に示したBPF離散周波数騒音が低下したものと考えられる。また、ジェット・ウェーク流れと翼との干渉が軽減されることで、LSD翼表面上の圧力変動も減少し、BPFのみならず広帯域騒音も減少したものと考えられる。シュラウド翼端溝のみの場合に、スパン中央でよどみ領域が縮小されるのは、後述のように、

シュラウド翼端溝内に発生する強い渦によって二次流れが形成されることに起因したものと推定される。なお、本研究の第1報⁽⁵⁾で示したように、設計流量ではジェット・ウェーク流れはLSD翼前縁の半径比 $R=1.10$ においてほぼ減衰するのでLSD前縁近傍に高圧のよどみ領域が存在しても干渉騒音の原因にはならず騒音の増加もほとんどない。一方、低流量では半径比 $R=1.10$ においてもジェット・ウェーク流れが減衰せずに強く残っており、LSD翼前縁のよどみ領域との干渉が顕著になる。ジェット・ウェーク流れは絶対流れ角が時間的に大きく変動するのでLSD翼前縁で剥離を繰り返し、その時に放出される渦が騒音の原因になる。すなわち、図5に示すよどみ領域の大きさが大きいほどまた圧力が高いほどジェット・ウェーク流れによって前縁から放出される渦の強さが増大し、BPF成分の騒音が増加したものと考えられる。

5・2 LSD翼揚力特性 LSD翼の揚力特性を、溝無しの場合、両翼端溝付きの場合およびシュラウド翼端溝のみの場合の3つについて比較したのが図6である。横軸の迎え角 α は、吐出流量および羽根車出口速度三角形から算定した値である。縦軸の揚力係数 C_L は、LSD翼の前縁5mm上流および後縁5mm下流の二断面における数値解析結果のベクトル平均速度を用いて無次元化している。溝なしの場合は約12deg以上、また、両翼端溝付きの場合は約8deg以上の迎え角において、後述のように、翼負圧面上の逆流領域が増大するために揚力係数が低下するが、シュラウド翼端溝のみの場合は、迎え角約15degでも失速することなく極めて高い揚力係数1.7を示している。図7は、低流量 $\phi=0.13$ における上記3つの場合のディフューザ圧力回復率 C_{PR} を比較したものである。なお、ディフューザの圧力上昇は、 $R=1.0$ から1.1まで羽根なし区間の圧力上昇と、それより下流のLSD翼面負荷に基づく圧力上昇の和である。ディフューザ出口 $R=1.6$ における圧力回復率は、シュラウド翼端溝のみの場合と溝なしの場合はほぼ同じで、両翼端溝付きの場合はかなり低い。これらはそれぞれ図3に示す実験結果と定量的にほぼ一致している。

なお、図3の静圧係数 ϕ の分母は羽根車周速度の動圧であり、図7の静圧回復率 C_{PR} の分母はディフューザ入口すなわち羽根車出口における流れの断面平均動圧で、 C_{PR} の分母はLSD翼端溝の形状によって若干変化する。遠心羽根なしディフューザの圧力上昇は、半径の増加に伴う子午面分速度および周分

速度の減少, 換言すれば減速による圧力上昇と遠心力に基づく圧力上昇の和である。小弦節比翼列ディフューザは流路面積拡大による子午面分速度の減速率を維持しつつ周分速度の減速を角運動量保存則に従う減速率よりも効率的に大きくする役目を持っている。図6の揚力特性で示すように, 迎え角がほぼゼロに近い設計流量では揚力がほとんど発生しないのでLSDの圧力上昇は羽根なしディフューザの場合とほぼ同じになる。 C_{PR} はLSD上流の区間 $R=1.0 \sim 1.1$ の羽根なしディフューザ部分の圧力上昇と区間 $R=1.1 \sim 1.3$ のLSD部分の圧力上昇で構成され, 一般的には, C_L が大きいと C_{PR} が増加するが, 低流量ではLSDに基づく二次流れによって羽根なし部分の逆流域の大きさが変化して羽根なしディフューザ部の静圧回復率が変化するので C_L と C_{PR} の増減が必ずしも一致していない。上述のように, C_L による圧力上昇はLSDの圧力上昇の全てではないので,LSD翼負圧面に部分的に剥離が発生して翼負荷が減少し始めてもLSD全体の圧力上昇が急速に減少しないので, 送風機特性が直ちに右上がり不安定特性には至らない。

LSDの静圧回復率は, 低流量ではLSD翼の揚力係数が主たる要素になっており, 図7に示すように, $R=1.1 \sim 1.31$ におけるLSD区間だけの静圧回復率は, シュラウド翼端溝付LSDが最高である。両翼端に溝を設けた場合, 翼負荷を支えるべき翼面積が減少することによって C_L が減少し, 静圧回復率が小さくなる。シュラウド翼端溝付LSDの場合にも翼面積減少の影響が若干あるが, 次節で述べるように, 溝を横切る流れによって溝内に強い渦が形成され, その結果としてLSD翼負圧面上にハブ側からシュラウド側に向かう流れが誘起され, 負圧面上の低エネルギー流体がシュラウド壁側へ掃き出されて剥離が抑制されるために高い C_L が得られ, その結果として高い静圧回復率が達成できたものと考えられる。

5・3 逆流域および二次流れ 低流量 $\phi=0.13$ の場合について, LSD翼性能を低下させる原因となる翼負圧面上の逆流域の発生状況を図8において比較した。溝無しおよび両翼端溝付きのいずれの場合も, ハブ側負圧面上の広い範囲で逆流域が発生しており, この逆流域の増大が, 迎え角が大きくなる低流量域において揚力係数 C_L を小さくする原因である。一方, シュラウド翼端溝のみの場合は, 溝があるシュラウド側に沿って, 溝部から翼後縁の区間全体に狭い逆流域が発生しているが, ハブ側負圧面上の逆流域は顕著に縮小されている。図9はディフューザ側壁上

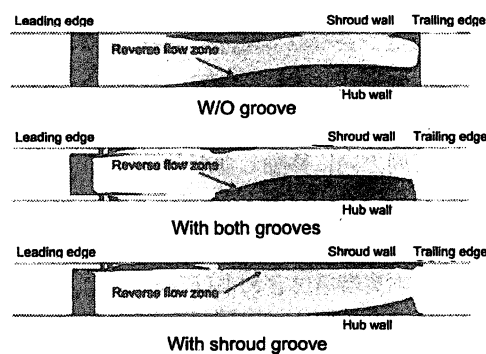


Fig.8 Reverse flow zone on suction surface of LSD blade (Cal., $\phi=0.13$)

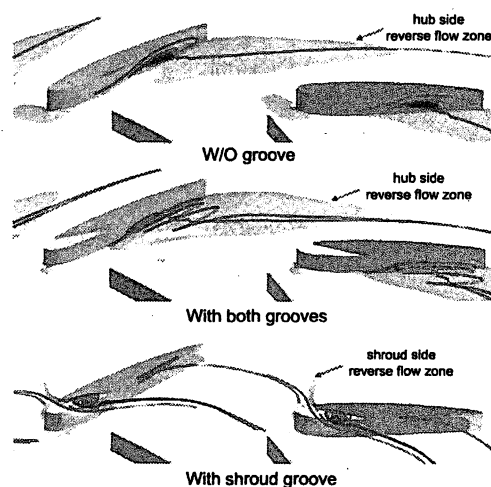


Fig.9 3-D streamline behavior originated from reverse flow zone on suction surface of LSD blade (Cal., $\phi=0.13$)

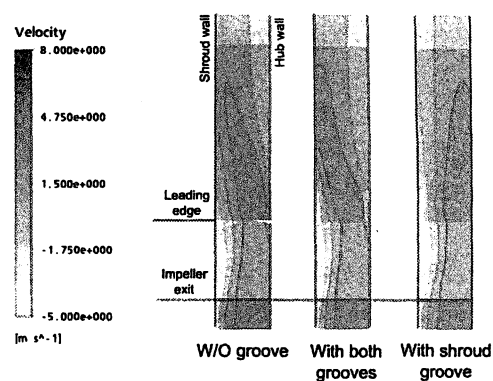


Fig.10 Change in circumferentially averaged meridional velocity contour due to tip-groove (Cal., $\phi=0.13$)

の逆流域および逆流域内の3次元流れの挙動を示す。溝無しおよび両翼端溝付きの場合, ハブ側負圧面上逆流域に端を発する流れはハブ壁面に沿って下流へ流出している。一方, シュラウド翼端溝のみの場合

は、シュラウド側後縁近くの小さな逆流域に端を発する流線はシュラウド壁面に沿って円周方向に移動して隣のLSD翼前縁に到達し、シュラウド翼端溝内に安定した渦を形成した後、さらにシュラウド壁面に沿って周方向に移動しながら羽根車出口へ向う二次流れを形成している。

5・4 子午面速度分布と二次流れ 図10は、溝無し、両翼端溝付きおよびシュラウド翼端溝のみの3つの場合の子午面分速度分布を、低流量 $\phi=0.13$ の場合について比較している。半開放型遠心羽根車の出口では低エネルギー流体がシュラウド側に集積するので、羽根車から流出する主流はハブ側に偏り、文献(11)および(12)によれば、ハブ側に偏った主流は羽根なしディフューザ内を流下するにつれてシュラウド側に偏ることになり、溝無しおよび両翼端溝付きLSDの場合はそれらと同様のハブ・シュラウド間偏流の移行現象を示している。一方、シュラウド翼端溝のみの場合は、翼前縁から後縁に至るLSD区間全体で主流がハブ側に偏っており、普通に見られる現象とは異なる。シュラウド翼端溝のみの場合のように、LSD区間の上流から下流まで主流がハブ側に偏るために逆流域がシュラウド側に形成される場合、下流にある低エネルギー流体はシュラウド壁面に沿ってLSD翼の上流、さらには羽根車出口へ逆流できるので、図9の下段に示すような周方向に移動する二次流れが形成される。この二次流れの形成によって、シュラウド側に集積された翼負圧面上の低エネルギー流体が運び出されて負圧面の剥離が抑制され、高い揚力性能が得られる。

翼負圧面上の低エネルギー流体がシュラウド側へ掃き出される原因は、図11に示すように、LSD翼にはほぼ垂直な子午面内に周方向渦度の強い領域が負圧面に沿って形成されることにある。図において、薄い色の領域は時計回りの渦度を表し、濃い色の領域は反時計回りの渦度を表す。シュラウド翼端溝内で発生した渦の流出先である負圧面側では、強い時計回り渦度の領域が形成されおり、翼負圧面上でハブ側からシュラウド側へ掃き上げる二次流れが誘起され、負圧面上の低エネルギー流体がシュラウド側へ掃き出されて境界層の成長が抑えられ、剥離が抑制されたものとする。

5・5 翼性能に及ぼす溝寸法の影響 シュラウド側翼端溝のみの場合において、溝寸法が翼性能に及ぼす影響を明らかにするために、図12に示すように翼弦方向の溝長さを翼弦長の20%から10%および30%に変更した。以下に示す図中の $R_{groove}=1.14$

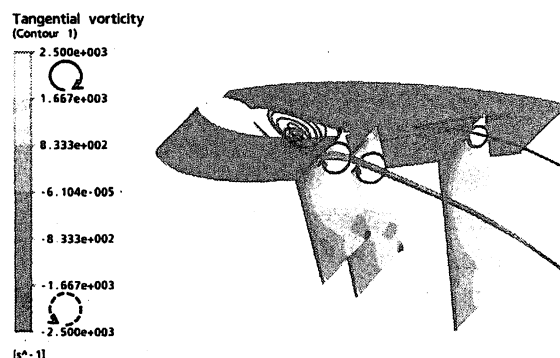


Fig.11 Clockwise vorticity induced by vortex in shroud tip-groove in radial planes near suction surface of LSD blade (Cal., $\phi=0.13$)

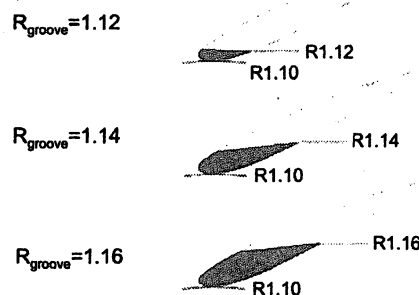


Fig.12 Configuration of shroud tip-groove with different length

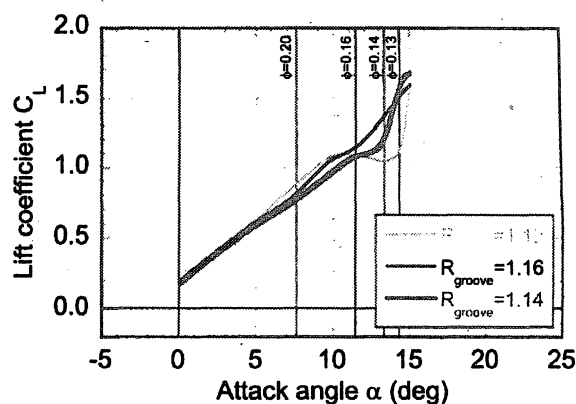


Fig.13 Effect of shroud tip-groove length on lift coefficient of LSD blade (Cal.)

は前節までのシュラウド側のみに溝を有する場合を示し、 $R_{groove}=1.12$ は溝長さが翼弦長の10%の場合、 $R_{groove}=1.16$ は溝長さが翼弦長の30%の場合を示す。図13において、シュラウド翼端溝長さが揚力係数に及ぼす影響を比較している。いずれの場合も設計流量から $\phi=0.16$ まで迎え角の増加とともに直線的に揚

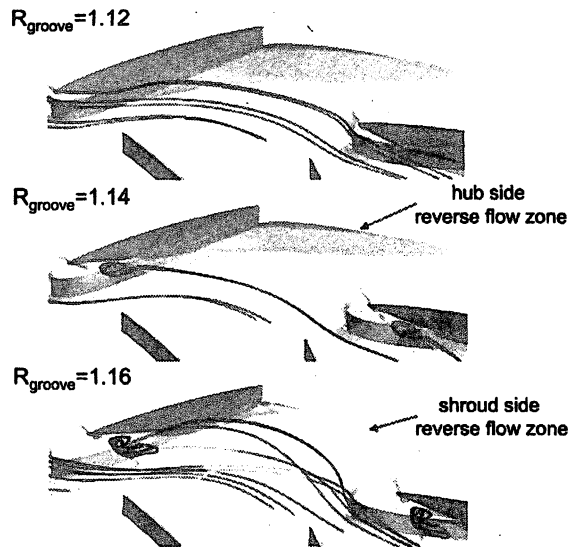


Fig.14 Effect of shroud tip-groove length on reverse flow zone and 3-D streamline (Cal., $\phi=0.14$)

力係数は増加するが、 $\phi=0.14$ において3者は異なり、溝が短いほど揚力係数は低い値を示す。図14は、ディフューザ側壁の逆流域分布およびシュラウド翼端溝から流出する3次元流れ線の挙動を示す。 $\phi=0.14$ のとき、長い溝を有する $R_{groove}=1.16$ の場合のみ、ハブ側負圧面の逆流域が縮小し、シュラウド壁面に沿う周方向循環流が形成され高い揚力係数が得られる。 $R_{groove}=1.14$ および 1.12 の場合は、 $\phi=0.14$ のとき翼後縁近傍の逆流域の流体は下流へ流出し、上流へ戻る周方向循環流が形成されないため、低い揚力係数しかえられない。なお、 $R_{groove}=1.14$ の場合については、より低流量の $\phi=0.13$ のとき、図9下部に示したように、翼後縁近傍の逆流域が縮小されて上流へ戻る周方向循環流が形成されたので高い揚力係数が達成できている。すなわち、安定した強い渦がシュラウド翼端溝内に形成される場合に、負圧面上の低エネルギー流体がシュラウド側に掃き寄せられ、かつその低エネルギー流体を羽根車出口へ向けて運ぶ周方向循環流が形成されるとき、高い翼性能が得られると言える。なお、図には示していないが、 $\phi=0.14$ のとき、 $R_{groove}=1.16$ が最高の揚力係数を示すが、ディフューザ出口圧力回復率は3者でほぼ同じであった。また、 $\phi=0.13$ では、 $R_{groove}=1.14$ が最も高い揚力係数を示し、かつ最も高い圧力回復率を示した。

騒音レベルに及ぼす翼端溝長さの影響を評価するため、LSD翼前縁近傍のよどみ領域の大きさを図15において比較した。図は低流量の $\phi=0.13$ の場合である。 $R_{groove}=1.14$ および 1.16 の場合は、90%スパン位

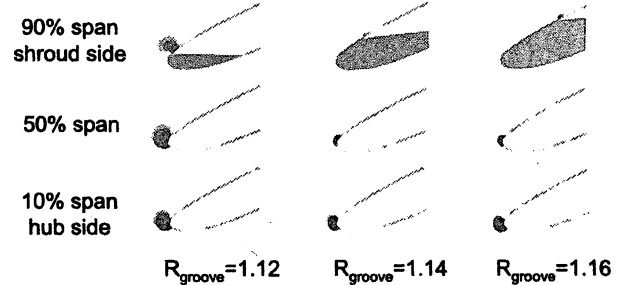


Fig.15 Effect of shroud tip-groove length on high pressure area near blade leading edge (Cal., $\phi=0.13$)

置およびスパン中央でよどみ領域がほぼ同様に縮小されているから、いずれの場合も騒音レベルは同程度低減されるものと推定される。以上のシミュレーション結果から、推奨されるシュラウド翼端溝の弦方向の長さは翼弦長の20%程度である。

6. むすび

遠心送風機の小弦節比翼列ディフューザ翼前縁近傍に設けた翼端溝が騒音およびディフューザ性能に及ぼす影響を実験と数値解析の両面から追究し、以下のことを明らかにした。

- (1) シュラウド側のみに翼端溝を設けることにより、低流量域において翼性能を損なうことなく騒音が約2 dB低減された。これはLSD翼前縁近傍のよどみ領域が顕著に縮小されることに基づく。
- (2) シュラウド側のみに翼端溝を設けた場合は、溝無しの場合と比べて、低流量において極めて高い揚力係数が得られる。
- (3) シュラウド側翼端溝内に安定した強い渦が形成されて負圧面上の低エネルギー流体がシュラウド側に掃き寄せられ、かつその低エネルギー流体を羽根車出口へ向けて運ぶ周方向に移動する二次流れが形成されるとき、高い翼性能が得られる。
- (4) 周方向に移動する二次流れが形成されるのは、LSD区間全体で主流が一方のディフューザ壁に偏り、翼後縁付近の低エネルギー流体が他方の壁の低速域に沿って羽根車出口まで逆流できる場合である。
- (5) ディフューザ性能を損なわず騒音を低減するために推奨されるシュラウド翼端溝の弦方向の長さは、翼弦長の20%程度である。

参考文献

- (1) Ishida, M., Taufan Surana, Sakaguchi, D., and Ueki, H., Suppression of Unstable Flow at Small Flow Rates in a Centrifugal Blower by Controlling Tip Leakage Flow and Reverse Flow, *Trans ASME J Turbomachinery*, Vol.127-1 (2005), pp.76-83
- (2) Hayami, H., Umemoto, A. and Kawaguchi, N., Effect of Inlet Passage Width Contraction of Low-Solidity Cascade Diffuser on Performance of Transonic Centrifugal Compressor, *Trans JSME B*, Vol.62-594 (1996), pp.461-465, also seen in ASME Paper No. 2000-GT-0465
- (3) Senoo, Y., Kawano, M. and Hayami, H., A Low Solidity Cascade Diffuser, *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol.45, No.396 (1979), pp.1099-1107 (In Japanese)
- (4) Hayami, H., Senoo, Y. and Utsunomiya, K., Application of low-solidity cascade diffuser to transonic centrifugal compressor, *Trans ASME J Turbomachinery*, Vol.112-1 (1990), pp. 25-29
- (5) Sakaguchi, D., Ishida, M., Murakami, T. and Hayami, H., Analysis of Secondary Flow Behavior in Low Solidity Cascade Diffuser of a Centrifugal Blower (1st Report, Effect of Location of Blade Leading Edge), *Trans JSME B*, Vol.76-768(2010), pp.1169-1175
- (6) Zhang, W., Gong, W. Q., Fan, X. H. and Xi, G., Experimental Study for the Effect of Vaned Diffuser Leading Edge on the Noise Generated from a Centrifugal Fan, *ASME Paper No. GT2009-59706* (2009), pp. 1-8
- (7) Shum, Y.K.P., Tan, C.S. and Cumpsty, N.A., Impeller-Diffuser Interaction in a Centrifugal Compressor, *Trans ASME J Turbomachinery*, Vol.122 (2000), pp.777-786
- (8) Goto, T., Ohta, Y. and Outa, E., Unsteady Vortical Structure and Related Noise and Performance of a Centrifugal Compressor, *Proc. Asian Congress on Gas Turbines*, Paper No.3A-2 (2009), pp.1-4.
- (9) Dean, R. C., Jr., Senoo, Y., Rotating Wakes in Vaneless Diffusers, *Trans ASME J Basic Engineering*, Vol.82 (1960), pp.563-574
- (10) Senoo, Y. and Ishida, M., Behavior of Severely Asymmetric Flow in a Vaneless Diffuser, *Trans ASME J Engineering for Power*, Vol.82-3 (1975), pp.375-387
- (11) Senoo, Y., Kinoshita, Y. and Ishida, M., Asymmetric Flow in Vaneless Diffusers of Centrifugal Blowers, *Trans ASME J Fluids Engineering*, Vol.99-1 (1977), pp.104-114
- (12) Ishida, M., Sakaguchi, D., Sun, Z. and Ueki, H., Computational Analysis of 3-D Turbulent Flow Separation in a Vaneless Diffuser, *Trans JSME B*, Vol.70-691 (2004), pp.623-628