

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1報, 翼前縁位置の影響)坂口大作<sup>\*1</sup>, 石田正弘<sup>\*2</sup>, 村上天元<sup>\*1</sup>  
植木弘信<sup>\*3</sup>, 速水 洋<sup>\*4</sup>Analysis of Secondary Flow Behavior in Low Solidity Cascade Diffuser  
of a Centrifugal Blower  
(1st Report, Effect of Radial Location of Blade Leading Edge)Daisaku SAKAGUCHI<sup>\*5</sup>, Masahiro ISHIDA, Tengen MURAKAMI,  
Hironobu UEKI and Hiroshi HAYAMI<sup>\*5</sup> Graduate School of Science & Technology, Nagasaki University,  
1-14 Bunkyo-machi, Nagasaki-shi, Nagasaki, 852-8521 Japan

This paper deals with the effect of the blade leading edge location of low solidity cascade diffuser (LSD) on noise and diffuser performance in a centrifugal blower. The noise of the vaneless diffuser varied little in a wide flow rate range, on the other hand, that of the LSD increased remarkably as the flow rate decreased. Two kinds of discrete frequency noise appeared due to interaction between the rotating jet-wake flow and the LSD blade and another interaction between the rotating impeller blades and the reverse flow toward the impeller exit, however, it was found that the LSD noise was mainly dominated by the broadband noise. By shifting the LSD blade leading edge location downstream from  $R_{LSD}=1.10$  to 1.20, the noise was reduced by about 3 dB at maximum without deterioration of the diffuser performance. The mechanism being able to maintain the high pressure recovery was pursued in view point of formation of the recirculating secondary flow.

**Key Words:** Centrifugal Blower, Low Solidity Cascade Diffuser, Noise, Diffuser Performance  
Secondary Flow

## 1. まえがき

遠心送風機の運転流量範囲拡大および圧力回復率向上のため小弦節比翼列ディフューザ (LSD) が妹尾ら<sup>(1)</sup>によって初めて提案され, さらに速水ら<sup>(2), (3)</sup>によって遷音速遠心圧縮機に適用され, LSD がディフューザ性能の向上に極めて有用であることが実験的に示された. 一方, LSD を備えた遠心送風機を非設計点流量において運転した場合には, 羽根車とともに回転するジェット・ウエーク流れ<sup>(4), (5)</sup>が LSD 翼へ流入することによる干渉騒音, および翼面からの渦放出に伴う圧力変動による広帯域騒音が顕著に増加すると考えられる.

本研究では, 高い LSD 性能を損なうことなく騒音を低減するため, 特に, 低流量域におけるジェット・

ウエーク流れと LSD 翼との干渉に基づく騒音増加を抑制するために, LSD 翼を下流へ移動した場合の翼前縁位置が騒音に及ぼす影響を実験的に追究した. 翼前縁位置を  $R=1.20$  まで移動することによって低流量域での騒音が顕著に低減されることを明らかにし, また, ハブ壁面上で円周方向に循環する二次流れが形成されることにより LSD 翼負圧面の剥離が抑制されて高い翼性能が維持されることを, ディフューザ内部流れの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  $(=2L/(\rho V^2 b))$   
 $L$  : 揚力 [N]  
 $l$  : 弦長 [mm]  
 $p$  : 静圧 [Pa]  
 $P_0$  : タンク内全圧 [Pa]  
 $Q$  : 体積流量 [m<sup>3</sup>/s]

\* 原稿受付 2009年12月14日.

<sup>\*1</sup> 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).<sup>\*2</sup> 正員, フェロー, 長崎大学大学院生産科学研究科.<sup>\*3</sup> 正員, 長崎大学工学部.<sup>\*4</sup> 正員, フェロー, 九州大学大学院総合理工学研究院.

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

- $R$  : 半径比 ( $=r/r_2$ )  
 $R_{LSD}$  : 翼前縁位置半径比  
 $r$  : 半径 [mm]  
 $U_2$  : 羽根車周速度 [m/s]  
 $V$  : 流れの絶対速度 [m/s]  
 $Y$  : 無次元ディフューザ深さ ( $=y/b_2$ )  
 $\alpha$  : 迎え角あるいは流れ角 [deg.]  
 $\phi$  : 流量係数 ( $=Q/2\pi r_2 b_2 U_2$ )  
 $\psi_s$  : 静圧係数 ( $=2(p-P_0)/(\rho U_2^2)$ )  
 $\rho$  : 密度 [ $\text{kg/m}^3$ ]

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** 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  $r_1=129.2$  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ある。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, 羽根車回転速度は2,000 rpm一定とした。羽根車出口半径比  $R=1.02$  のシュラウド壁面には、周方向4か所に0.5mmの静圧孔を設け、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た。LSD翼型には文献(6)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。なお、LSD翼前縁位置は  $R_{LSD}=1.10$  を基準とし、図2に示すように、同じ翼型を  $R_{LSD}=1.15$  および1.20に装着した場合について実験および数値解析を行った。同じ翼型を用いているため、翼前縁半径位置が増加することによって弦節比が最大9%小さくなるが、文献(7)によれば、9%程度の弦節比の影響は小さい。騒音計測は、ディフューザケーシングの外端から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、駆動機として用いた三相誘導電動機回転時の暗騒音レベルが79 dBと

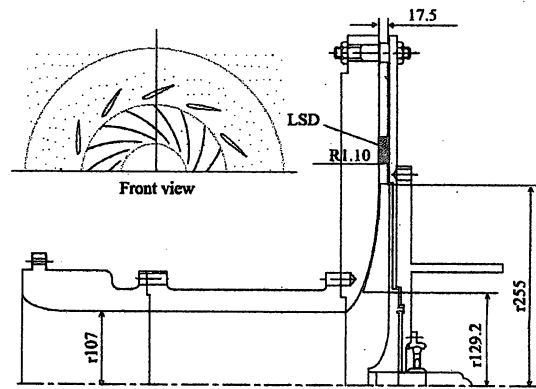


Fig.1 Meridional section of test blower

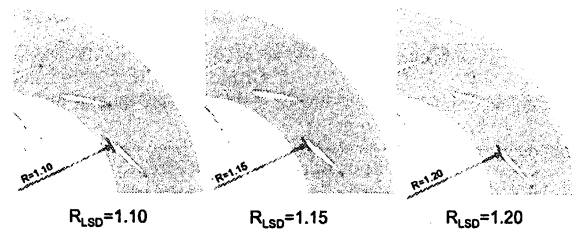


Fig.2 Location of LSD blade leading edge

高く、騒音計測結果はLSD翼前縁位置の相違による相対評価とした。

**3・2 数値解析方法** 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  $k-\omega$  モデルを採用した。送風機の内部流れは3次元・定常・粘性流れとし、羽根車部および羽根なしディフューザ部はともに回転座標系で計算し、一方、LSDを装着した場合は、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た。回転座標系と静止座標系の境界面を半径比  $R=1.01$  に置き、境界面では、物理変数の周方向平均値を受け渡した。なお、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しており、横軸は吐出流量係数  $\phi$ , 左縦軸は羽根車出口静圧係数  $\psi_{s2}$ , ディフューザ出口静圧係数  $\psi_{se}$ , 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。羽根なしディフューザ(VLD)の場合、 $\phi=0.11$ 以下の流量においてディフ

ユーザ失速に基づく不安定流動が発生した。翼前縁位置が異なる3通りのLSDの場合のディフューザ出入口間の圧力上昇量 ( $=\psi_{s1}-\psi_{s2}$ ) はほぼ同じで VLD の場合に比べて顕著に高く、ディフューザ出口静圧係数  $\psi_{s2}$  は低流量域で約 11% 増加し、不安定流動の発生流量は約 10% 低流量側へ移行できた。  $\phi=0.20$  より低流量側と  $\phi=0.36$  の高流量では、LSD に基づく騒音の増加が顕著で、  $R_{LSD}=1.10$  の場合は低流量域で VLD の場合より最大 7 dB 増加しているが、翼前縁位置を下流の  $R_{LSD}=1.20$  に移動することにより、  $R_{LSD}=1.10$

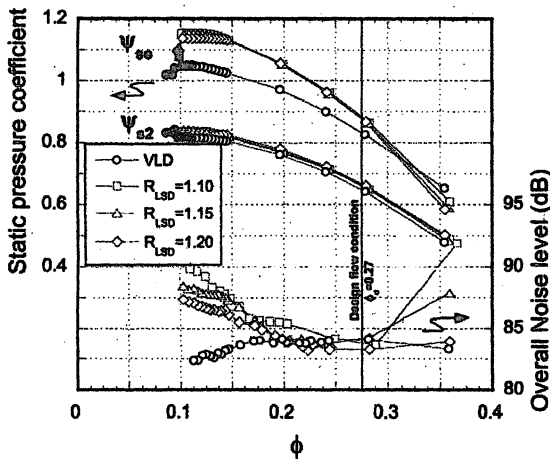
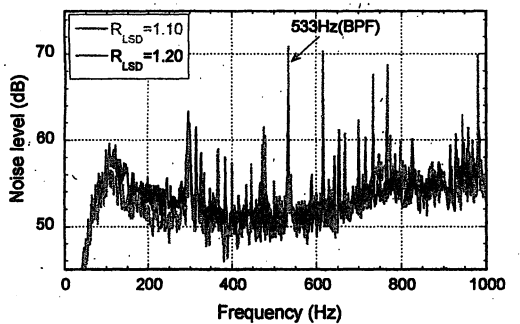
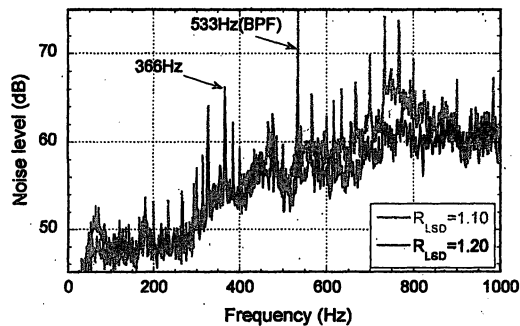


Fig.3 Comparison of blower characteristics and noise characteristics between VLD and LSD with different blade leading edge location (Exp.)

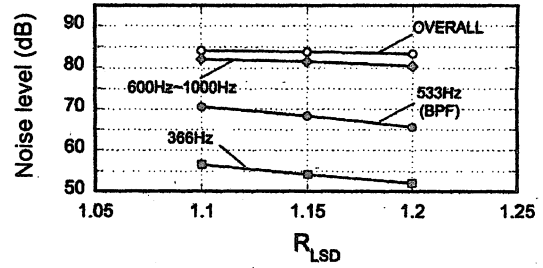


(a)  $\phi=0.28$

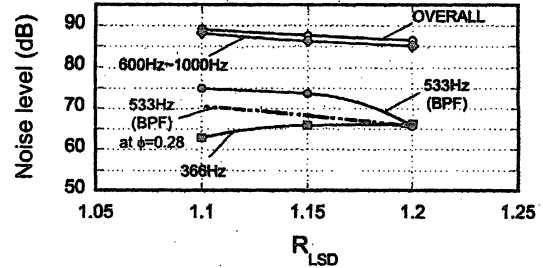


(b)  $\phi=0.13$

Fig.4 Comparison of noise frequency spectra under different leading edge location  $R_{LSD}$  (Exp.)

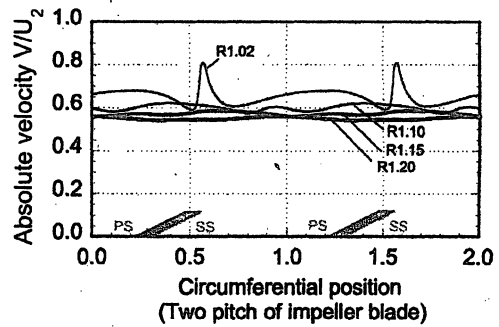


(a)  $\phi=0.28$

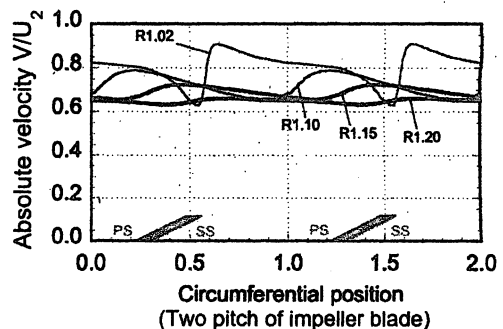


(b)  $\phi=0.13$

Fig.5 Change in SPLs of overall, broadband and discrete frequencies due to LSD leading edge location (Exp.)



(a)  $\phi=0.27, Y=0.5$



(b)  $\phi=0.13, Y=0.25$

Fig.6 Blade-to-blade distribution of absolute velocity in vaneless diffuser (Cal.)

の場合より約 3 dB 低減できた。なお、設計流量近傍の  $\phi=0.20\sim 0.27$  では、いずれの翼前縁位置の場合も VLD の場合とほぼ同じレベルであることが注目される。

4・2 騒音の周波数特性 図 4(a)および(b)は LSD に基づく騒音の周波数分析結果を示す。(a)は設計流

量近傍の $\phi=0.28$ , (b)は低流量 $\phi=0.13$ の場合で, $R_{LSD}=1.10$ および $1.20$ の周波数スペクトルをそれぞれ比較している。LSDを装着した場合,羽根車回転数と羽根車羽根枚数との積である翼通過周波数(BPF)533Hzが卓越している。BPF離散周波数の騒音発生原因としては,羽根車から流出するジェット・ウエーク流れとLSD翼の干渉および羽根車羽根とLSD翼のいわゆるポテンシャル干渉が考えられる。 $\phi=0.13$ では,BPF騒音に加えて羽根車回転数とLSD翼枚数の積である366Hzの離散周波数騒音も卓越した。後述するように,LSDから羽根車へ向う逆流はLSDの1ピッチを周期とする周方向に歪んだ速度分布となり,回転する羽根車の一つの羽根に着目すると,1回転する間にLSD翼枚数分の速度ひずみと干渉することになり,音源としては旋回しながら366Hzの卓越した周波数騒音になる。533Hzおよび366Hz以外の卓越周波数は,羽根車回転周波数の高調波である。 $\phi=0.13$ では, $R_{LSD}=1.20$ の場合, $R_{LSD}=1.10$ と比べて600~1000Hzの広帯域騒音が顕著に減少している。図5(a)および(b)は, $\phi=0.28$ および $\phi=0.13$ のそれぞれの場合について,騒音のオーバーオール値,600~1000Hzの広帯域騒音,533HzのBPF離散周波数騒音および366Hzの逆流に基づく離散周波数騒音の各レベルを $R_{LSD}=1.10, 1.15$ および $1.20$ の3つの場合を比較している。いずれの流量においても,オーバーオール騒音レベルの変化は主として600~1000Hzの広帯域騒音に強く依存していることが分かる。 $\phi=0.28$ では,2種の離散周波数騒音は翼前縁位置 $R_{LSD}$ の増加とともに減少するが,広帯域騒音の変化が小さいのでオーバーオール騒音レベルは $R_{LSD}$ の影響を殆ど受けていない。一方,低流量 $\phi=0.13$ の場合は, $R_{LSD}$ の増加に伴い広帯域騒音およびBPF騒音が顕著に低減され,その結果としてオーバーオール値が顕著に低下する。

## 5. 数値解析結果

**5.1 羽根車出口ジェット・ウエーク流れ** 図6は,羽根なしディフューザ内流れの数値解析結果で,羽根車出口において周方向に歪んだ流れ,いわゆるジェット・ウエーク流れ<sup>(4)</sup>の減衰過程を示している。(a)は設計流量 $\phi=0.27$ の場合,(b)は低流量 $\phi=0.13$ の場合のハブ・シュラウド間の主流域の減衰過程をそれぞれ示す。縦軸は絶対速度 $V$ を羽根車周速度 $U_2$ で無次元化した値で,横軸は羽根2ピッチ分の周方向位置である。設計流量 $\phi=0.27$ の場合,羽根車出口直後の $R=1.02$ における速度分布の周方向歪みは

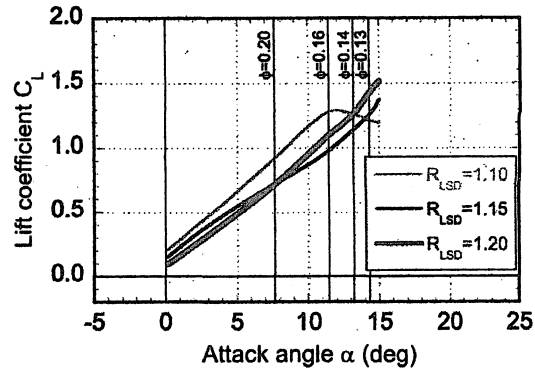


Fig.7 Lift coefficient characteristics of LSD blade (Cal.)

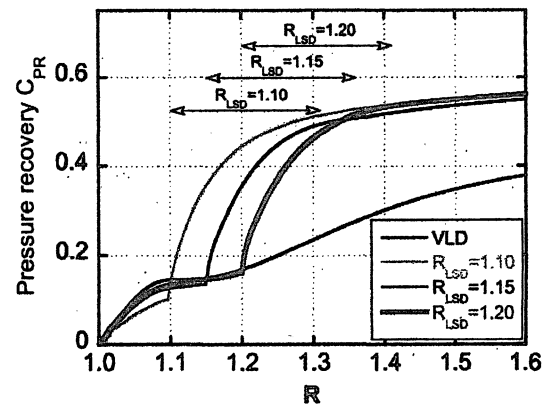


Fig.8 Pressure recovery in diffuser (Cal.,  $\phi=0.13$ )

半径比 $R=1.10$ までの間ではほぼ均一化されており,Dean-Senoo理論<sup>(4)</sup>が示す通りである。一方,図6(b)に示す低流量 $\phi=0.13$ の場合は,半径比 $R=1.02$ におけるジェット・ウエーク流れの速度歪みは極めて大きく,この速度歪みの均一化が完了するのは $R=1.20$ である<sup>(5)</sup>。すなわち,設計流量近傍では,不均一な流れが $R=1.10$ までに均一化されるので,それより下流に設置されたLSD翼とジェット・ウエーク流れの干渉騒音は殆んど発生せず,したがって,図5(a)のBPF騒音は主としてポテンシャル干渉騒音と判断される。一方,低流量では, $R=1.20$ に至るまでジェット・ウエーク干渉が発生し,図5(b)のBPF騒音はポテンシャル干渉によるものとジェット・ウエーク干渉によるものが重なっており,翼前縁位置を $R=1.20$ まで移動することによって,両干渉騒音を低減することができたものと判断される。なお,図5(b)中の二点鎖線で示す設計流量のポテンシャル干渉騒音と実線のBPF騒音レベルの差がジェット・ウエーク干渉騒音と推定される。また,ジェット・ウエーク干渉が軽減されることで,LSD翼面から放出される渦

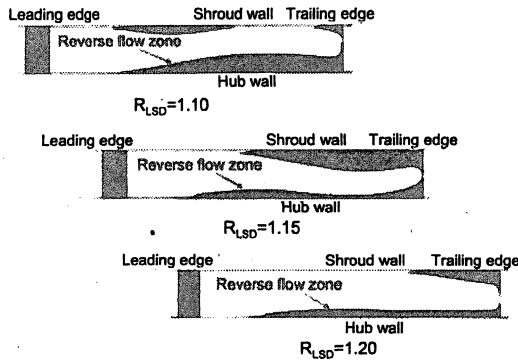


Fig.9 Reverse flow zone on suction surface of LSD blade (Cal.,  $\phi=0.13$ )

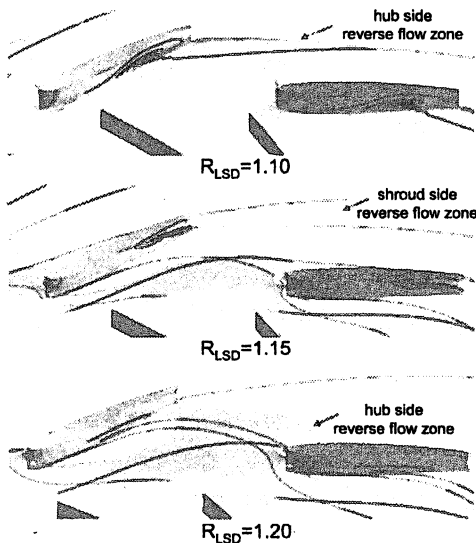


Fig.10 3-D streamline behavior originated from reverse flow zone on suction surface of LSD blade (Cal.,  $\phi=0.13$ )

による圧力変動も小さくなって、広帯域騒音が低減されたものと考えられる。

**5・2 LSD 翼揚力特性** 図7は、数値解析によって求めた LSD 翼に働く揚力の迎え角による変化するなわち揚力特性を示す。なお、揚力係数  $C_L$  は、LSD 翼の前縁 5 mm 上流および後縁 5 mm 下流の 2 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、また、横軸の迎え角  $\alpha$  は、吐出流量と Wiesner<sup>(6)</sup> のすべり係数から求めた羽根車出口速度三角形により算定した。  $R_{LSD}=1.10$  の場合、迎え角が約 12 deg. までは揚力係数が単調に増加するが、それより大きい迎え角では減少し、アスペクト比が非常に小さな翼型にも拘わらず、二次元単独翼特性<sup>(9)</sup>に見られるような揚力特性を示している。一方、  $R_{LSD}=1.15$  および  $R=1.20$  の場合は、低流量の  $\phi=0.12$  に相当する迎え角 15deg. においても失速すること

なく高い揚力係数を示している。図8は  $\phi=0.13$  の場合のディフューザにおける圧力回復率曲線を示す。圧力回復率  $C_{PR}$  は、羽根車出口から LSD 翼前縁までの羽根なし区間の圧力上昇と LSD 翼負荷に基づく圧力上昇の両者から成っている。翼前縁位置によらず、ディフューザ出口  $R=1.6$  においてほぼ同じ高い圧力回復性能を示し、実験結果とも定量的に一致している。

**5・3 逆流域および二次流れに及ぼす翼前縁位置の影響**

図9は低流量  $\phi=0.13$  の場合の翼負圧面上の逆流域を示し、図10はディフューザ側壁上の逆流域とその逆流域から流出する3次元流れの挙動を示す。パラメータは翼前縁位置  $R_{LSD}$  である。  $R_{LSD}=1.10$  の場合は、負圧面上ハブ側に大きな逆流域が存在し、図10の上部図に示すように、逆流域内の低エネルギー流体は渦を形成しながらハブ側壁面に沿って下流に流出している。このハブ側負圧面の逆流域の成長が図7で示した揚力係数低下の原因になっている。  $R_{LSD}=1.15$  の場合は、後縁近傍のシュラウド側に大きな逆流域が存在し、この逆流域の低エネルギー流体はシュラウド壁面に沿って下流に流出し、図7に示すように、  $\phi=0.13$  では  $R_{LSD}=1.10$  の場合とほぼ同じ揚力係数を示す。

一方、  $R_{LSD}=1.20$  の場合は、ハブ側負圧面上の逆流域は狭く、かつ、この逆流域の低エネルギー流体はハブ壁面に沿って円周方向に移動し、隣の LSD 翼前縁に到達して循環する二次流れを形成している。この循環する二次流れの形成によって翼負圧面上の剥離が抑制されることが低流量域において高い揚力係数が得られる要因である。

**5・4 子午面速度分布に及ぼす翼前縁位置の影響**

$R_{LSD}=1.20$  の場合のように、ハブ壁面に沿って周方向に循環する二次流れが形成される条件を明らかにするために、図11および図12に子午面断面内の周方向平均子午面分速度分布および周方向成分渦度分布を示した。図12において、濃い色の領域は反時計回りの渦度、薄い色の領域は時計回りの渦度を表す。羽根なしディフューザ (VLD) の場合は、羽根車出口のシュラウド側に反時計回りの強い渦が存在するため、羽根車出口でハブ側に偏っていた主流が、下流ではシュラウド側に偏り、半径比  $R=1.10$  近傍から下流の広い範囲において逆流域を形成している。このようなハブ・シュラウド間の偏流の移行現象については、文献(10)および(11)において力学的に説明がなされている。  $R_{LSD}=1.10$  の場合は、翼前縁近傍において逆流域がシュラウド側にあるため主流はハブ側

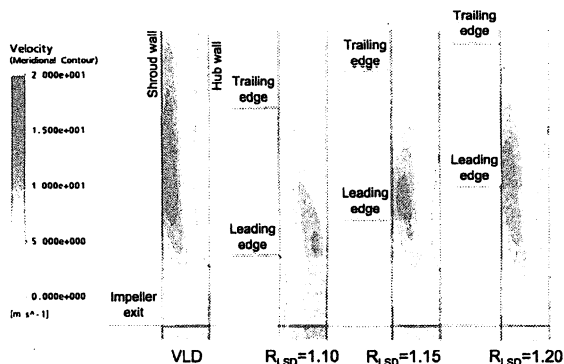


Fig.11 Change in circumferentially averaged meridional velocity contour (Cal.,  $\phi=0.13$ )

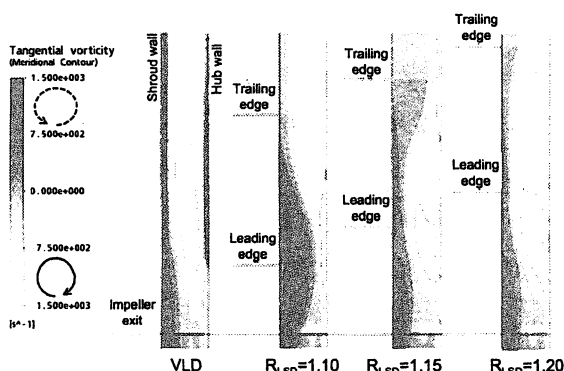


Fig.12 Change in circumferentially averaged tangential vorticity contour (Cal.,  $\phi=0.13$ )

に偏っている。このハブ側にある主流がLSD内を下流へ行くに従ってシュラウド側へ移行するのは、反時計回りの強い渦が翼前縁付近に存在しているからである。一方、 $R_{LSD}=1.15$  および  $1.20$  の場合は、LSD翼に流入する主流は既にシュラウド側に偏っており、ハブ側に逆流域が形成されている。 $R_{LSD}=1.15$  の場合は、翼弦長の間付近まで時計回りの強い渦が存在するために後縁付近では主流がハブ側へ移行するが、 $R_{LSD}=1.20$  の場合は、シュラウド側の主流を再度ハブ側へ移行させるほど時計回りの強い渦が存在しない。なお、翼前縁位置を下流に設置するほど弦節比が小さくなり、羽根なしディフューザの場合の速度分布に近づく。

$R_{LSD}=1.20$  の場合のように、翼前縁から後縁に至るLSD区間で主流がシュラウド側に偏り、低速域がハブ側に形成される場合、ハブ側負圧面上の剥離域の低エネルギー流体はハブ壁面に沿ってLSD翼の上流まで逆流できるために、周方向に循環する二次流れが形成されることになる。この循環する二次流れの形成が翼負圧面での剥離を抑制し、高い揚力性能をもたらす要因である。

## 6. むすび

小弦節比翼列ディフューザを有する遠心送風機の騒音低減を目的として、翼前縁位置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、以下の結果を得た。

- (1) 設計流量近傍では、LSD翼を半径比 $R=1.10$ に設置しても、LSD翼に基づく騒音増加は殆んどない。この流量では、羽根車出口のジェット・ウェーク流れが $R=1.10$ までに殆んど均一化されることに起因している。
- (2) 低流量では、LSD翼の設置に基づく羽根通過周波数の離散周波数騒音および広帯域騒音ともに顕著に増加する。騒音増加の要因は、羽根車羽根とLSD翼のポテンシャル干渉、LSD翼とジェット・ウェーク流れの干渉、その干渉に伴う広帯域騒音の増加である。
- (3) LSD翼前縁位置を $R=1.10$ から下流の $1.20$ へ移動することによって、ジェット・ウェーク干渉、ポテンシャル干渉および干渉に起因した翼面上の圧力変動が軽減されるため、LSDに基づく騒音が顕著に低減される。
- (4) 翼前縁位置が $R=1.20$ の場合、LSD区間全体で主流がシュラウド側に偏り、低速域がハブ側に形成されるため、翼後縁付近の低エネルギー流体がハブ側の低速域に沿って羽根車出口まで逆流できる。この周方向に循環する二次流れの形成によって翼負圧面での剥離が抑制され、大きな迎え角においても高い揚力係数が得られる。

## 謝辞

本研究の推進に対し、[財]原田記念財団より研究助成を受けたことを記して謝意を表する。

## 参考文献

- (1) Senoo, Y., Hayami, H. and Ueki, H., Low-Solidity Tandem-Cascade Diffusers for Wide-Flow-Range Centrifugal Blowers, *ASME paper No.83-GT-3* (1983), pp.1-7.
- (2) Hayami, H., Senoo, Y. and Utsunomiya, K., Application of low-solidity cascade diffuser to transonic centrifugal compressor, *Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery*, Vol.112-1 (1990), pp. 25-29.
- (3) Hayami, H., Umemoto, A. and Kawaguchi, N., Effect of Inlet Passage Width Contraction of Low-Solidity Cascade Diffuser on Performance of Transonic Centrifugal Compressor, *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers Series B*, Vol.62-594 (1996), pp.461-465 (in Japanese), also seen in *ASME Paper No. 2000-GT-0465*.
- (4) Dean, R. C., Jr., Senoo, Y., Rotating Wakes in Vaneless Diffusers, *Transactions of the ASME*,

- Journal of Basic Engineering*, Vol.82 (1960), pp.563-574
- (5) Senoo, Y. and Ishida, M., Behavior of Severely Asymmetric Flow in a Vaneless Diffuser, *Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Power*, Vol.82-3 (1975), pp.375-387
  - (6) 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)
  - (7) Senoo, Y., Hayami, H., Kinoshita, Y., Kawaguchi N. and Shintani, T., Effects of Secondary Flow Along End-Wall on Stall Limits of Circular, *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol.51, No.472 (1985), pp.3860-3865 (In Japanese)
  - (8) Wiesner, F.J., A Review of Slip Factors for Centrifugal Impellers, *Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Power*, Vol.89, No.4, (1967), pp.558-572
  - (9) Jacob, E.N. and Abbott, I., *NACA Rep.*, 669 (1939)
  - (10) Senoo, Y., Kinoshita, Y. and Ishida, M., Asymmetric Flow in Vaneless Diffusers of Centrifugal Blowers, *Transactions of the ASME, Journal of Fluids Engineering*, Vol.99-1 (1977), pp.104-114
  - (11) Ishida, M., Sakaguchi, D., Sun, Z. and Ueki, H., Computational Analysis of 3-D Turbulent Flow Separation in a Vaneless Diffuser (in Japanese), *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers Series B*, Vol.70-691 (2004), pp.623-628
-