

第4章 インデューサ付き遠心ファンの空力特性

4, 1 まえがき

4.1.1 本章の構成

遠心羽根車のブレード面での流動様相は、ブレード入口の剥離によりブレード面に沿わない流れとなっていると考えられる。インデューサ付き遠心ファンでは、このブレード入口の流れを改善させる目的で、羽根車の入口部にインデューサを設置している。

この章では、まず1節で、インデューサ無し遠心ファンの羽根車において、入口角の影響を述べ、2節でインデューサの有無が空力特性に及ぼす影響について、3節で出口角の影響について実験的に明らかにするとともに、これらの特性と内部流動との関係について検討している。次に4節では、前面シュラウドとベルマウスとの間で発生する漏れの影響について考察している。そして、5節は、まとめである。

空力的特性を実験的に明らかにするために、以下に示す因子に着目し実験を行なった。

- (a) インデューサの有無
- (b) 羽根出口角度の影響
- (c) 前面シュラウドとベルマウスの形状

これらの諸因子に対して、市販の羽根車直径 360mm、内径 210mm、翼枚数 11 枚、出口角度 39° 、入口角度 29° を基準の羽根車とした。

次にそれぞれの実験結果について述べる。なお、性能比較のときは回転数は 1 0 5 0 rpm で一定である。

4.1.2 入口角の検討

インデューサの付いていない羽根車において、入口角を無衝突入口角 19° に近い 20° で設計とした羽根車の空力特性および流動様相を調査した。実験で用いた羽根車は、BW2939($\gamma_1=29^\circ$)、BW2039($\gamma_1=20^\circ$)、BW2090($\gamma_1=20^\circ$)の三種類である。

ここでは、圧力係数の圧力は、静圧を用いた。図 4-1 より、BW2039 (▲印) が圧力は最も低く、入口角が 29° と設計大きい BW2939 羽根車がそれより高くなっている。さらに、出口角が 90° の BW2090 羽根車は、もっとも静圧が高くなっている。さらに、BW2939 羽根車は流量の増加による圧力の低下も他に比べると緩やかで、流量が大きいところでさらに有利であると考えられる。これは流量が多くなるにつれて、羽根入口角が大きい BW2939 羽根車の流入条件に近づくためである。また、集塵フィルタの所定の流量・圧力を得る条件を考えると、羽根車出口角が 90° の場合 (BW2090) がもっとも高い圧力を得ることができることから、BW2090 羽根車は回転数をもっとも下げることができる。

図 4-2 は騒音および比騒音特性を A 特性について示したものである。騒音 (SPL) 特性は、いずれの羽根車でも流量による変化がほとんど見られない。出口角が 90° の BW2090 羽根

車は他の2つより2 dBほど高くなっている。これは、流れが翼から離れる割合が他の2つのものより大きく、後流幅が増加するためである。一方、BW2039とBW2939の両羽根車はほとんど騒音レベルは変わらない。比騒音レベル(K_s)はどの羽根車も流量の増加とともにわずかに増加する傾向が見られる。これは、上述のように騒音レベルは流量で変化しないものの、図4-1に示したように静圧が流量の変化により大きく低下するためである。また、羽根車による相違を見ると、BW2090羽根車が流量によらずもっとも大きいレベルを示す。

一方、BW2939羽根車は、全体的に低いレベルに保たれている。BW2039羽根車は、流量が増加するにつれて、BW2090とほぼ同程度まで高くなっている。

以上のことより、空力性能の面では前述のように出口角が大きいBW2090羽根車のほうが良好であるが、騒音の面ではBW2090羽根車は最も悪く、BW2939羽根車がもっとも良好な羽根車となった。

準一次元理論により設計すると、無衝突入口角は 19° となり 20° 程度に設計すべきであるが、実際には、上述のように 20° より 29° が良くなる。これは漏れ流れなどの影響により、最適入口角が変わってきていると考えられる。

したがって、今後のインデューサ付き遠心ファンの諸因子の検討は、三次元解析によって流れの状態の把握を行ない、実験による分析とあわせて、調査検討を行なうこととした。

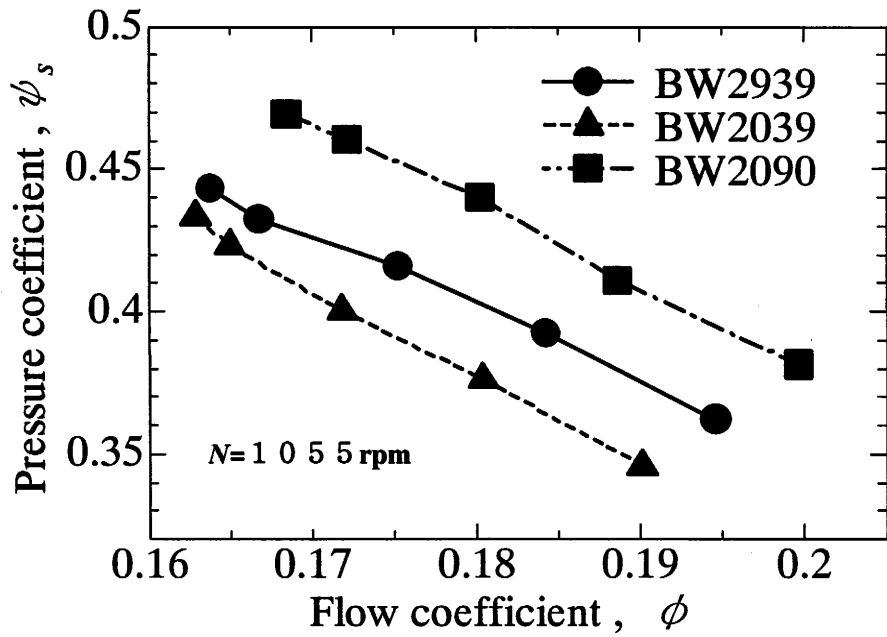


図 4-1 各ファンの流量係数と圧力係数

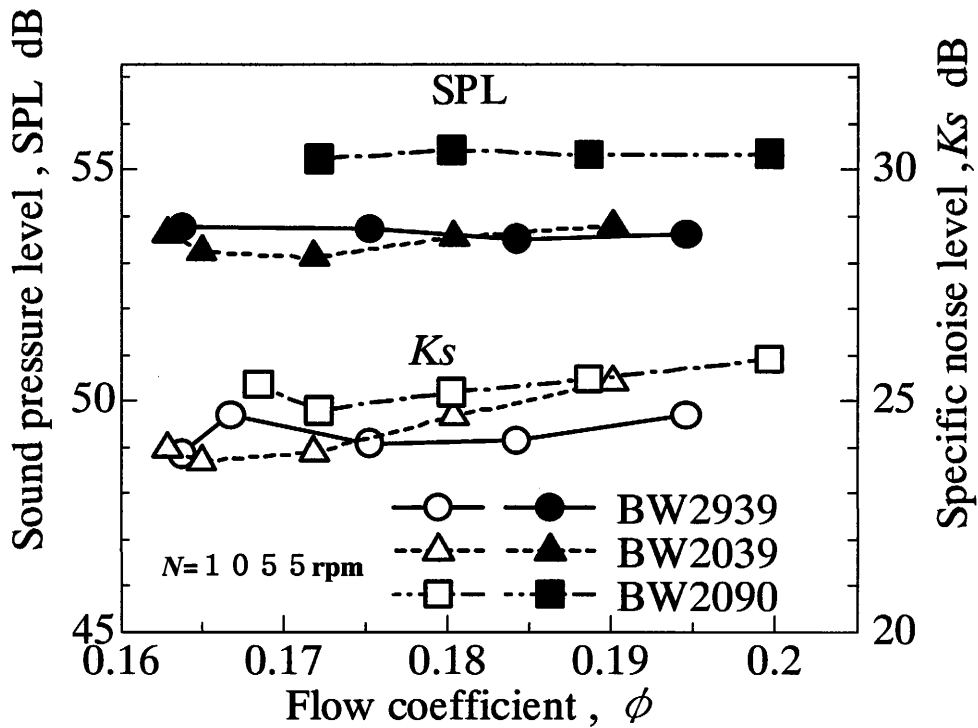


図 4-2 各ファンの音圧レベルと比騒音レベル

4. 2 インデューサの影響

(1) 空力特性

図 4-3 にスクロールケーシング（以下 SCU と呼ぶ）にインデューサ付き遠心羽根車（BWI2939）とインデューサ無し遠心羽根車（BW2939）を組み込んだ場合の性能曲線を示す。図中の ψ は圧力係数を、 ϕ は流量係数を、 λ は動力係数を、 η は送風機の効率を示しており、次式で定義される。

$$\psi = \frac{2P_t}{\rho u_2^2} \quad (4-1)$$

$$\phi = \frac{Q}{\pi D_2 h_2 u_2} \quad (4-2)$$

$$\lambda = \frac{2L}{\pi \rho D_2 h_2 u_2^3} \quad (4-3)$$

$$\eta = \frac{\psi \phi}{\lambda} \quad (4-4)$$

ここで P_t は全圧 (Pa)、 ρ は空気の密度 (kg/m^3)、 u_2 は羽根車出口の周速度 (m/s)、 Q は流量 (m^3/s)、 D_2 は羽根車直径 (m)、 h_2 は羽根車のスパン方向長さ (m)、 L は電動機の実出力電力 (W) である。圧力、流量、動力、及び効率の各係数を無次元化したのは比較を容易にするためである。また、白塗り記号は BWI2939 を、黒塗り記号は BW2939 を示し、○印と●印は圧力係数、□印と■印はファン効率、△印と▲印は動力係数を示す。この図を見るとファン効率は流量係数が 0.05 以上で常に BWI2939 が高く、最高効率点付近では 10%程度 BWI2939 が高い。圧力係数は常に BWI2939 が高く、特に最高効率点では 20%程度 BWI2939 が高い。これより、インデューサを設けることで圧力が大きく上昇していることがわかる。動力係数は BWI2939 と BW2939 においてほとんど差がないことから、インデューサによる圧力上昇が効率の上昇につながっているものと思われる。

これらはクリーンモジュールユニット (CMU) に各羽根車を組み込んだ場合も同様の結果が得られる。(図 4-4 参照)

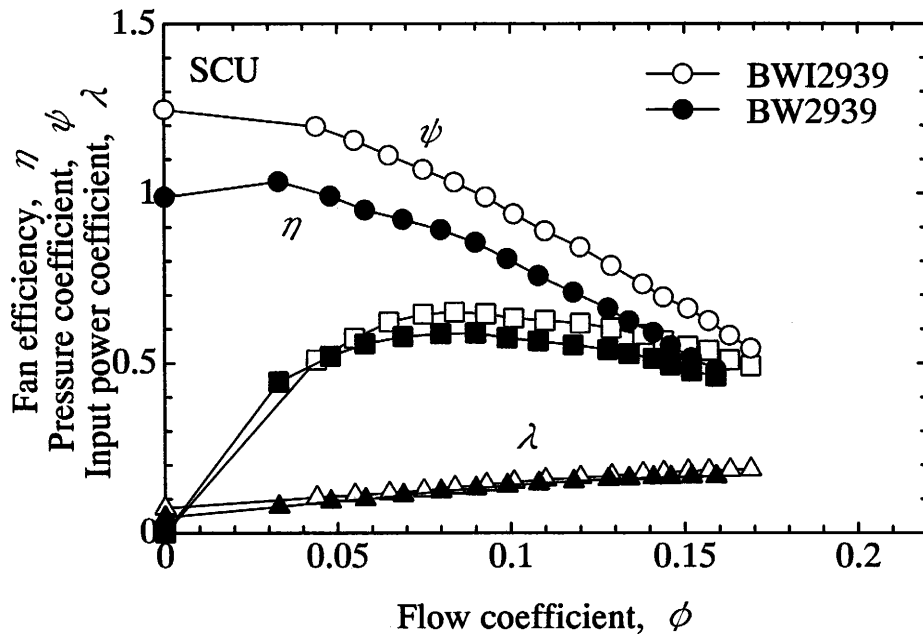


图 4-3 特性曲线 (SCU)

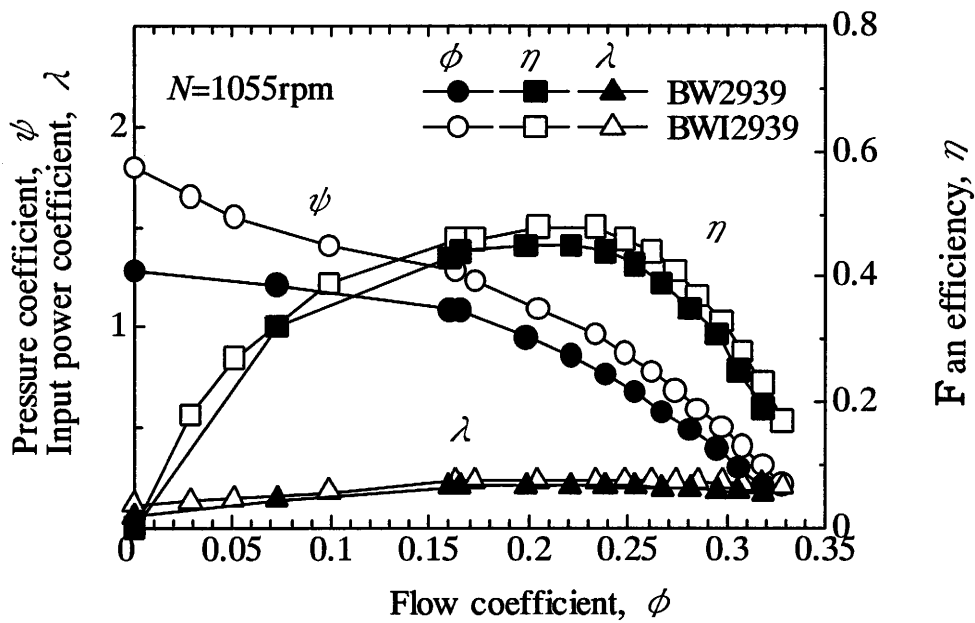


图 4-4 特性曲线 (CMU)

(2) 羽根車出口における流動様相 (実験による解析)

図 4-5 に CMU における羽根車出口の全圧、静圧のスペン方向分布を示す。図中の白塗り記号は BWI2939、黒塗り記号は BW2939 を示す。この図を見ると全スペンにおいて BWI2939 が全圧、静圧ともに高い値を示している。また、全圧の上昇量と静圧の上昇量が同程度であることからインデューサにより静圧が高められていることが分かる。

図 4-6 に CMU における羽根車出口の絶対速度の半径方向成分を示す。図中の白塗り記号は BWI2939、黒塗り記号は BW2939 の場合である。この図から、速度の平均値はほぼ同じレベルであると思われる。すなわち羽根車を通過する流量がほぼ変わらないので、側板とベルマウスのすきまからのもれ流量もほぼ同じとなっていることがわかる。しかし、BW2939 が全スペンにわたってほぼ一定であるのに対して BWI2939 はスペン下部で高く、スペン上部では低い値をとっている。このことからインデューサを設けることにより流れが若干スペン下部に偏り BW2939 と比較するとスペン下部では流れは改善され、スペン上部では流れが悪くなっていると思われる。

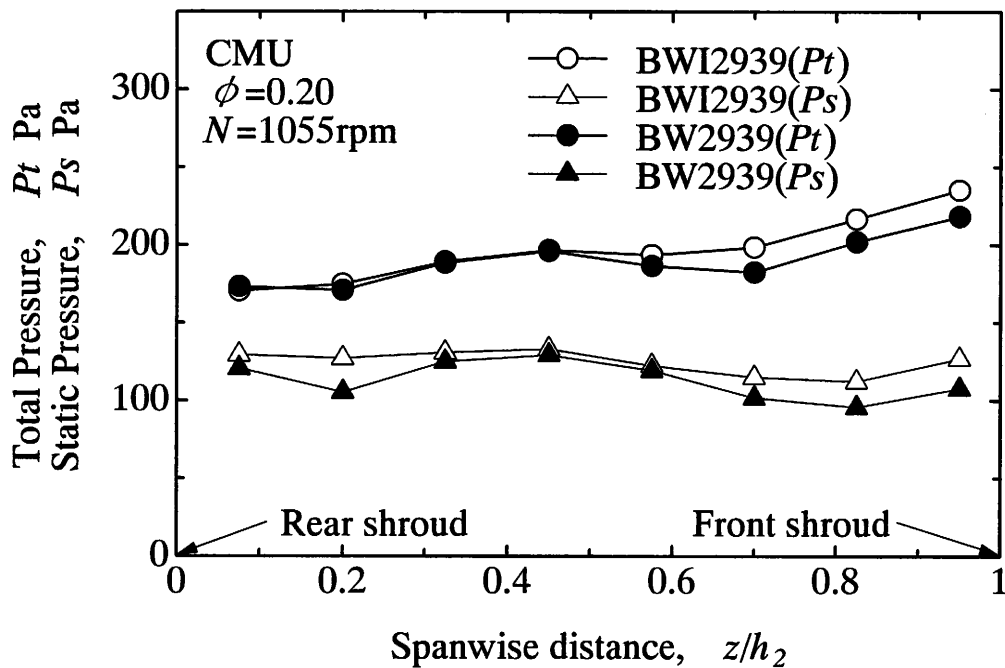


図 4-5 全圧と静圧のスペン方向分布

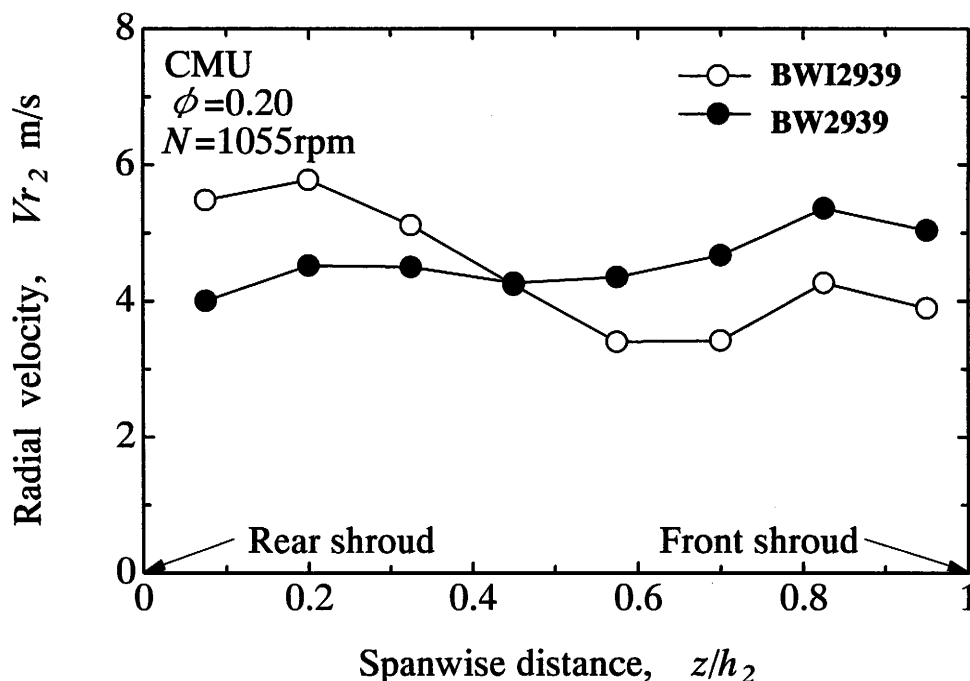


図 4-6 絶対速度の半径方向成分のスパン方向分布

(3) 羽根車出口における流動様相 (TASCflow による解析)

$N=1055\text{rpm}$ 、 $\phi=0.20$ で TASCflow によりシミュレーションした場合の静圧の半径方向分布を図 4-7 示す。縦軸に静圧、横軸に半径方向距離をとり、図中の太線は BWI2939 を、細線は BW2939 を示している。また、インデューサ前縁、主羽根入口及び主羽根後縁は矢印で示す位置にある。これを見るとインデューサ部において静圧が 50~60Pa 増加していることが分かる。その後の主羽根部における静圧の上昇の割合は BWI2939 と BW2939 とで同程度であるためインデューサ部における静圧の上昇量が両羽根車の差となっていると思われる。

また、 $N=1055\text{rpm}$ 、 $\phi=0.20$ で TASCflow によりシミュレーションした場合の圧力損失の半径方向分布を図 4-8 に示す。縦軸に圧力損失係数、横軸に半径方向距離をとり、図中の小黑丸は BWI2939 の、小白丸は BW2939 の予測値で、大黒丸と大白丸は実験値である。インデューサを設けた方が各半径位置で圧力損失が小さいことが分かる。この傾向は実験値も同じである。ここで、実測 LOSS は、羽根車の出入口間の損失であり、実測 Loss = (オイラー式による理論全圧) - (実測全圧) により、算出したものである。これはインデューサを設けることで羽根車入口の衝突損失や流れのはく離による損失が低減できたためだと考えられる。したがってインデューサを設けた場合に静圧が上昇する要因としてはインデューサ自体の仕事による圧力上昇と主羽根前縁近傍の剥離に基づく圧力損失の低減に因ることが考えられる。

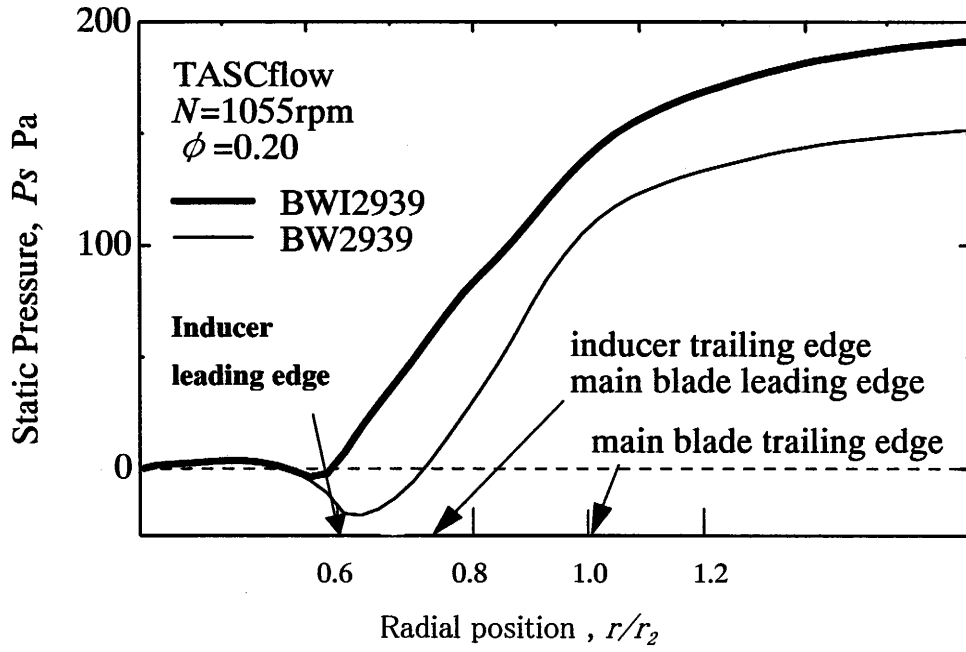


図 4-7 静圧の半径方向分布

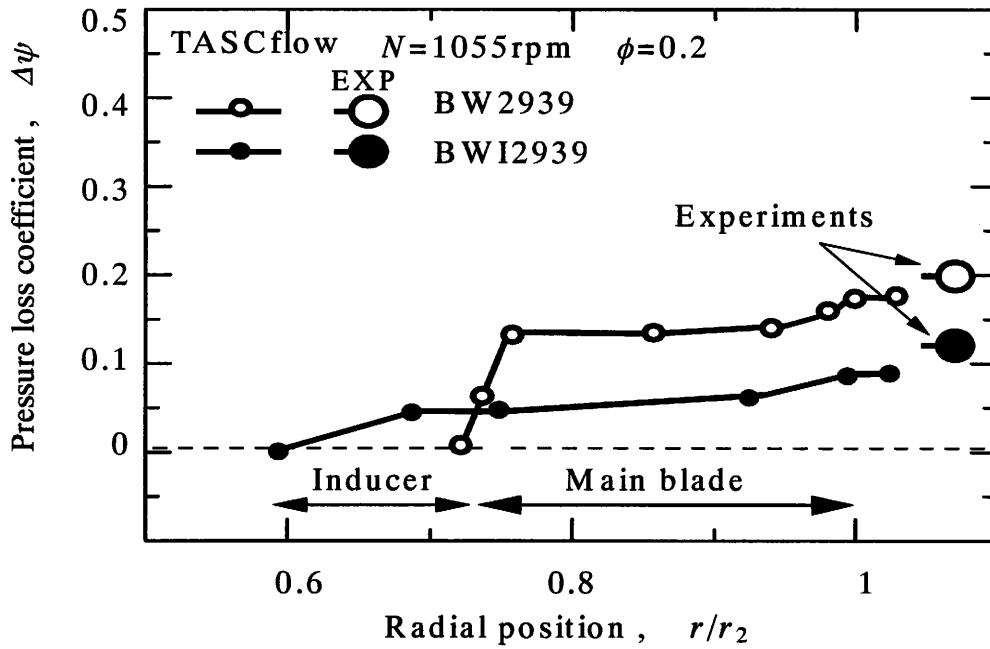


図 4-8 圧力損失の半径方向分布

次に BW2939 における羽根周りの相対速度の分布を図 4-9 に示す。各羽根車のスパン 25% はスパン下部を、スパン 75% はスパン上部を示している。図において、赤になるほど流速は速く、青になるほど流速は遅い。これらの図から、スパン上部では比較的羽根に沿って流入していることがわかる。しかしスパン下部では羽根前縁から流れは翼面に沿っていない。これよりスパン上部では相対流入角が羽根入口角と合っているがスパン下部では合っていない事が考えられる。その場合の羽根後縁からみた負圧面における相対速度ベクトルの分布を図 4-10 に示す。この図からもスパン上部では流れが翼面に沿っているが、スパン下部では翼面に沿っていないことがわかる。流量 $660\text{m}^3/\text{h}$ では予旋回無とすると理論上相対流入角は約 17° 程度でありベルマウスとシュラウド間において送風機流量の 2 割程度漏れ流れが存在すると考えても約 20° 程度でしかない。この角度で羽根に流入しているとすればスパン下部の流れのように羽根前縁から流れは翼面に沿わないと考えられる。しかしながらスパン上部においては流れは翼面に沿って流れているため、スパン上部においては予旋回が発生しているものと考えられる。その予旋回が発生する原因としてスパン上部においてはベルマウスとシュラウド間の漏れ流れが流入しておりその流れは一度羽根車を通して流れているため旋回している流れであると考えられる。以上により BW2939 の場合、スパン上部ではベルマウスとシュラウド間の漏れ流れにより相対流入角が大きくなり、その結果翼面に流れは沿うようになり、その影響を受けないスパン下部では流れが翼面に沿っていないものと考えられる。

次に BW12939 における羽根周りの相対速度の分布を図 4-11 に示す。凡例は先ほどと同じである。図に示すようにスパン上下部とも流れは翼面に沿っている。しかしスパン中央に流速が遅い部分が存在している。その他は BW2939 に比べ流れは翼面に沿っておりインデューサにより流れが改善されていることが分かる。その場合の羽根後縁からみた負圧面における相対速度ベクトルの分布を図 4-12 に示す。この結果から、インデューサを設けたことによって BW2939 では翼面に沿っていなかった羽根前縁のスパン下部や羽根後縁のスパン上部の流れは改善されることがわかる。しかしながら、インデューサの前縁の側板側で若干渦が発生している。これがスパン中央において流速がおちこんでいた部分に関係しているものと考えられる。これはインデューサの圧力面側から負圧面側へ漏れ流れが発生しそれにより渦が形成されているものと思われる。したがってインデューサにより流れは大幅に改善されているが、インデューサ部から負圧面側への漏れ流れが発生していることが考えられるため、インデューサ形状を改善し、この漏れ流れを無くすことができれば性能向上につながると思われる。

【BW2939 の場合】

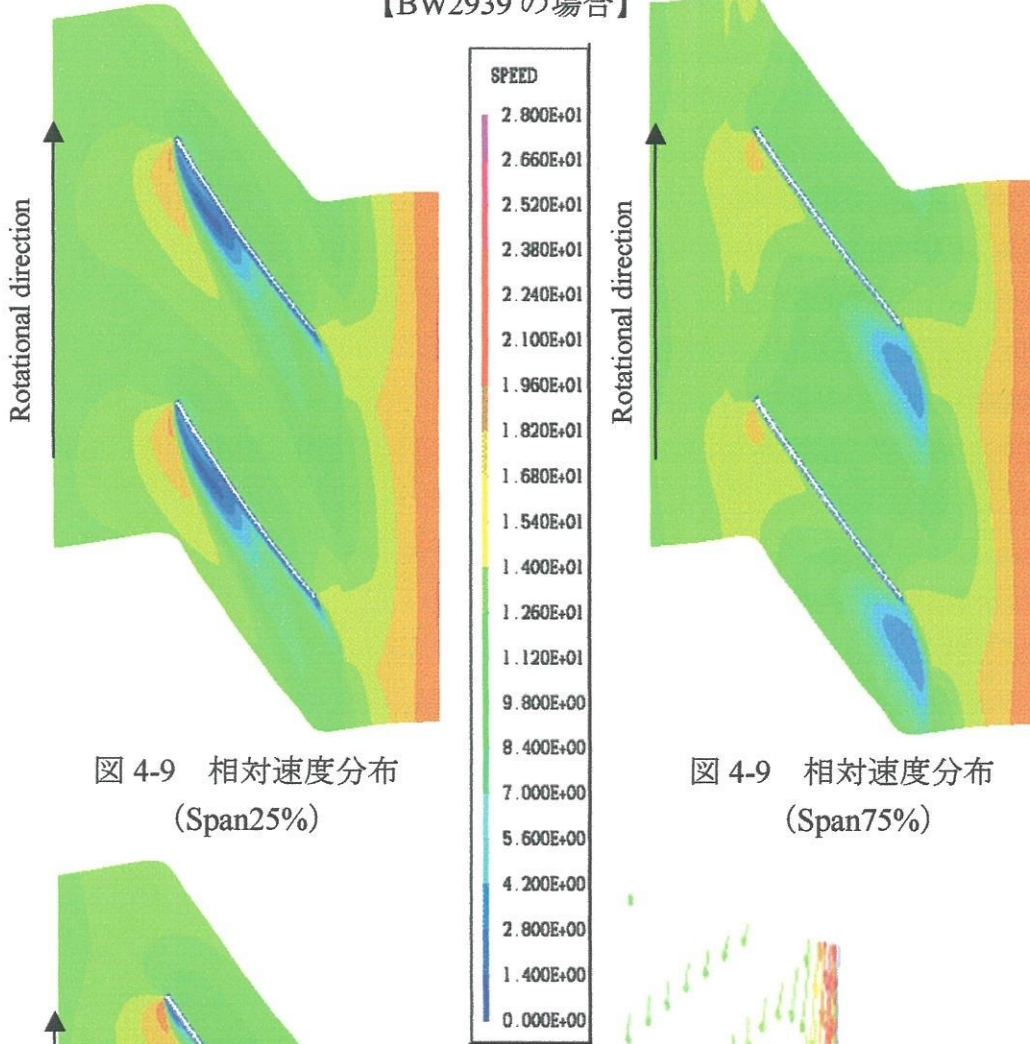


図 4-9 相対速度分布
(Span25%)

図 4-9 相対速度分布
(Span75%)

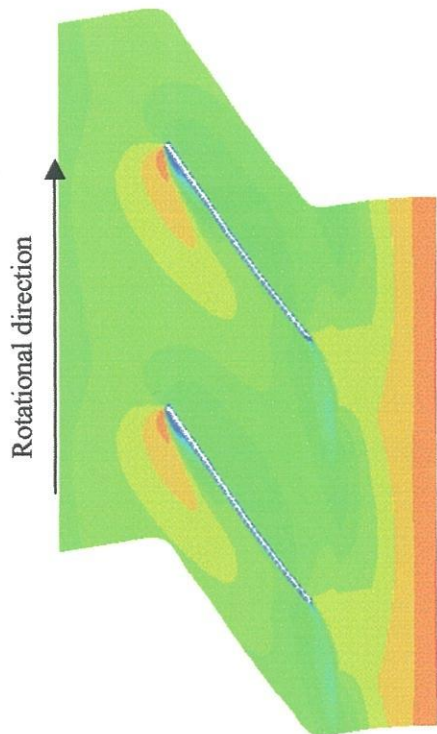


図 4-9 相対速度分布
(Span50%)

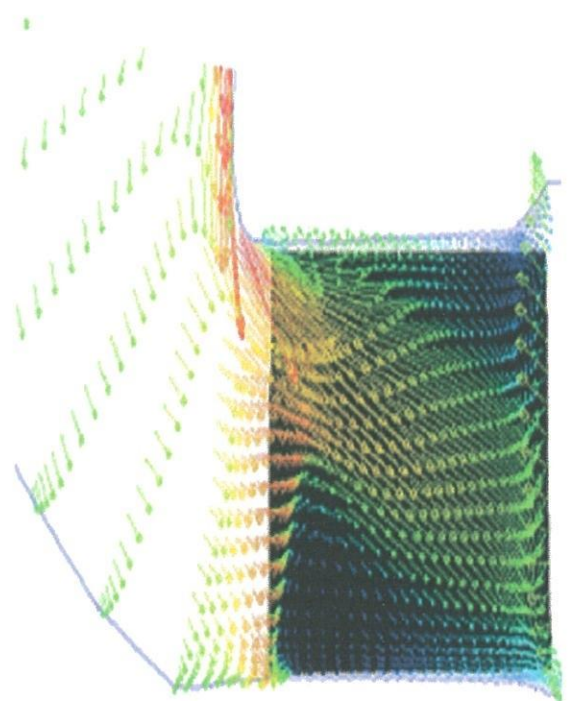


図 4-10 相対速度ベクトル分布
(負圧面側)

【BWI2939 の場合】

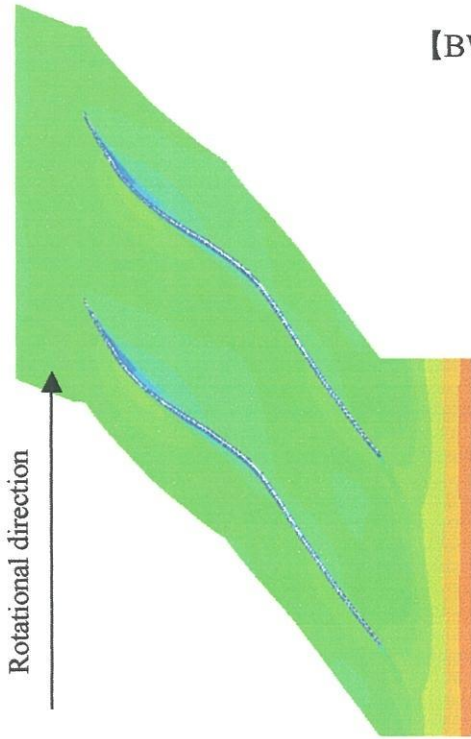


図 4-11 相対速度分布
(Span25%)

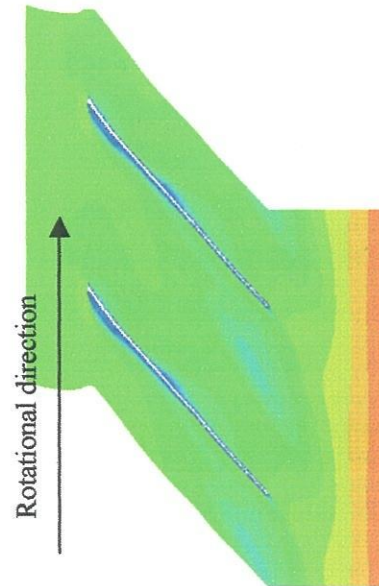
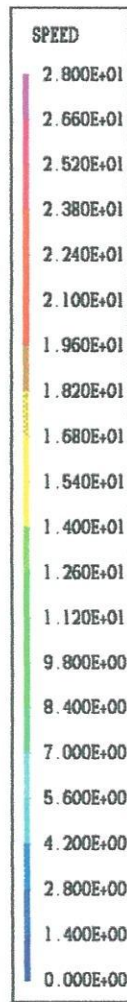


図 4-11 相対速度分布
(Span75%)

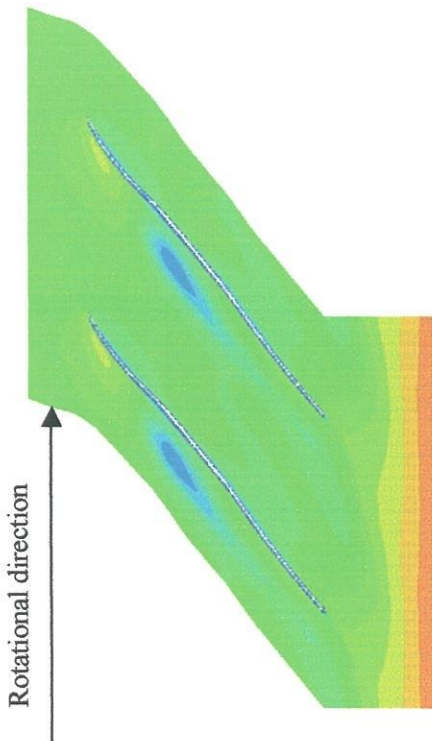


図 4-11 相対速度分布
(Span50%)

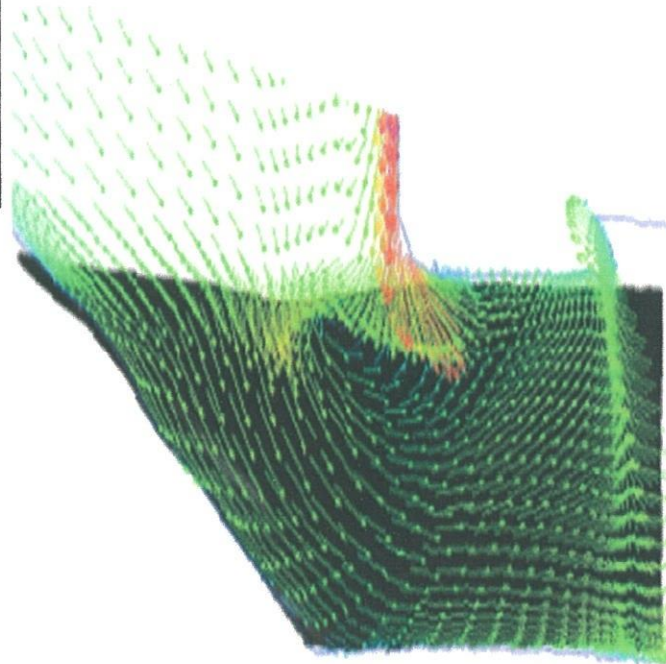


図 4-12 相対速度ベクトル分布
(負圧面側)

4. 3 羽根車出口角の影響

本実験で用いたインデューサはタフト法を用いて設計入口角 29° 、設計出口角 39° の遠心羽根車の場合において設計されている。また前項までにインデューサは羽根車内の流れを羽根面に沿わせる効果があり、それにより効率の上昇と騒音の低下が得られることが前項までに示された。そこで、設計出口角 39° を基準として設計出口角を変更した場合に羽根車の空力特性および流動様相等にどのような影響があるか調査した。実験で用いた羽根車は、BW12923($\gamma_2=23^\circ$)、BW12939($\gamma_2=39^\circ$)、BW12965($\gamma_2=65^\circ$)、RW12990($\gamma_2=90^\circ$) の四種類である。

(1) 空力特性

図 4-13 は各出口角についてクリーンモジュールユニットにおけるインデューサ付き遠心ファンの特性曲線を示したものである。横軸は流量係数、縦軸は圧力係数、動力係数を表している。 Δ は $\gamma_2=23^\circ$ 、 \circ は $\gamma_2=39^\circ$ 、 \square は $\gamma_2=65^\circ$ 、 ∇ は $\gamma_2=90^\circ$ を表している。圧力係数は高流量域になるにしたがって出口角による差が大きくなっており、出口角が大きいほど圧力係数は大きくなっている。設計流量点($\phi=0.2$)付近で比較すると $\gamma_2=65^\circ$ 、 $\gamma_2=90^\circ$ の二つが同じ程度で一番大きくなっており、一番小さな $\gamma_2=23^\circ$ の場合の約 30% とほど大きくなっている。出口角を大きくするとオイラーヘッドが上昇するため圧力が上昇するという理論どおりの結果を示している。このことより、出口角を大きくすることで圧力を上昇させることができることが分かる。ファン効率は圧力係数と違い出口角が大きくなるにつれて悪くなっているのが分かる。設計流量点($\phi=0.2$)付近で比較すると $\gamma_2=23^\circ$ のときが一番効率が高く、一番低い $\gamma_2=90^\circ$ と比較すると約 15% ほど前者が高い。これは、出口角を大きくすることによって流れが翼から剥離すること、ならびに、羽根車吐出し後の混合拡散の損失が増大することが主因と思われる。

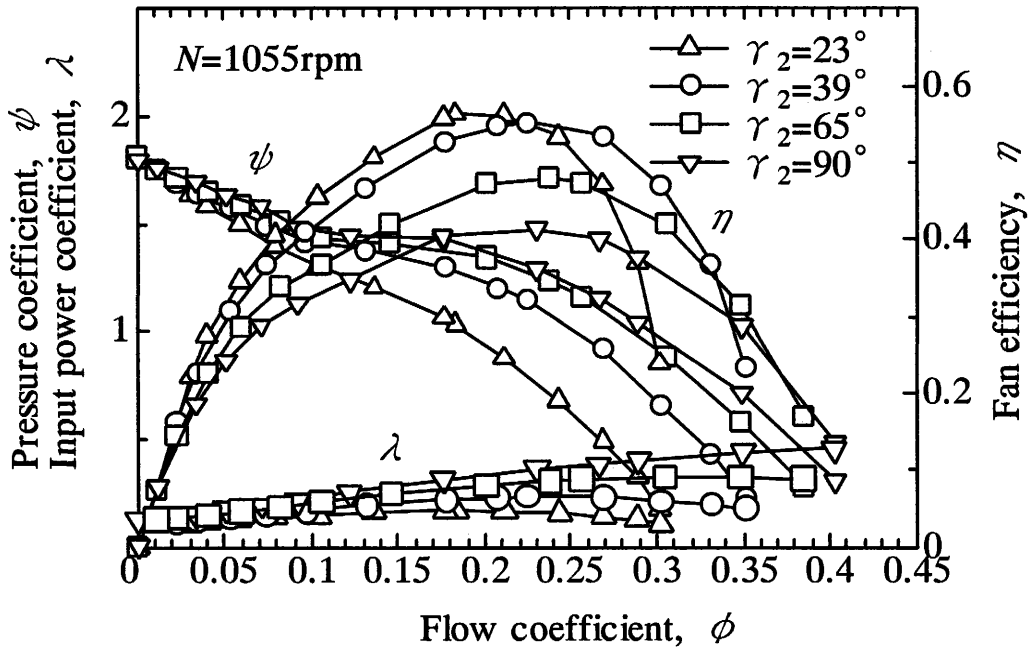


図 4-13 特性曲線

(2) 羽根出口における流動様相 (実測値による解析)

図 4-14 は CMU における羽根車出口の全圧のспан方向分布を示したものである。縦軸に全圧、横軸にспан方向距離をとっている。図中の△印は BWI2923、○印は BWI2939、□印は BWI2965、▽印は RWI2990 の結果である。

また、図 4-15 に各設計出口角における全圧のспан方向の平均値を示す。縦軸に全圧、横軸に羽根出口角をとって示している。これらの図から、前面側板方向へ全圧が上昇する傾向がいずれの出口角にても同じように見られる。一般的に出口角が大きくなると全圧が上昇するが、この場合転向角が一番大きい出口角 90° 付近になると出口角 65° 付近までと違い全圧の上昇の割合が小さくなっている。

図 4-16 に静圧のспан方向分布を示し、図 4-17 に各設計出口角における静圧のспан方向分布の平均値を示す。これらの図を見ると、各羽根車ともспан方向にはほぼ一定の値をとっている。理論上は静圧も転向角が大きくなるにつれて値が大きくなると考えられるが、この場合は出口角 65° 付近までは上昇しているが 90° 付近になると逆に大きく低下している。

図 4-18 に絶対速度のспан方向分布を示す。この図より絶対速度は羽根出口角が変化してもспан方向の分布の傾向は同じであることが分かる。また、転向角が大きくなるとほぼ同じ割合で値は増加している。

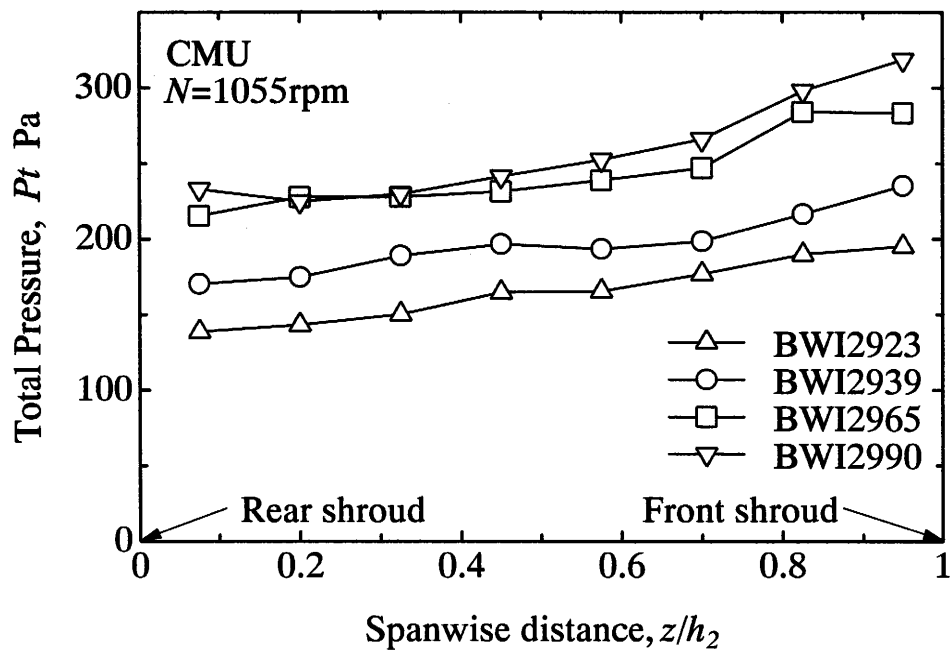


図 4-14 全圧のスパン方向分布

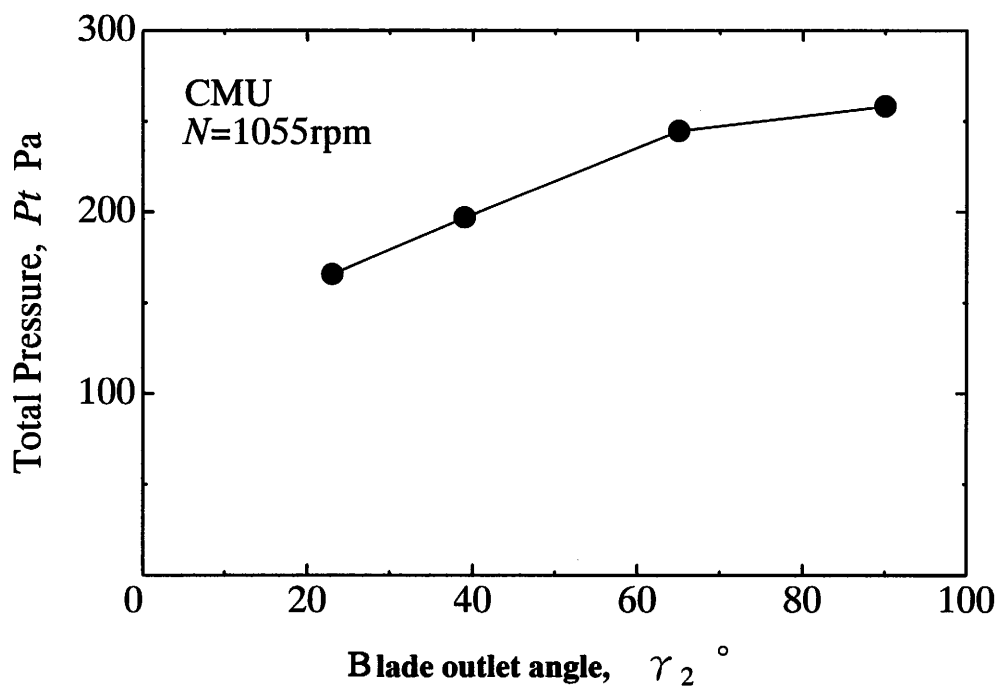


図 4-15 羽根出口角が全圧に及ぼす影響

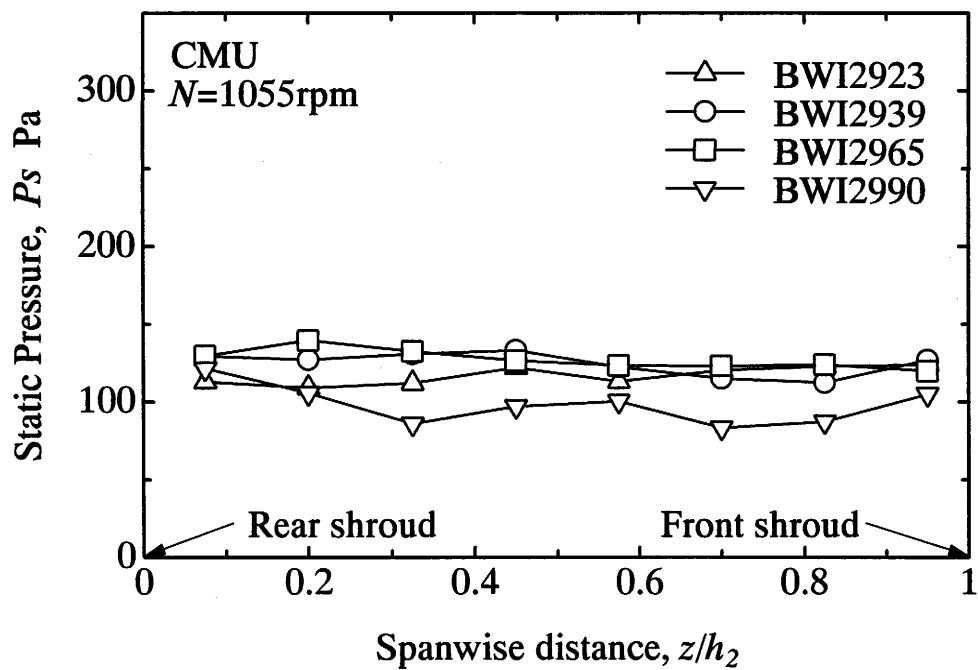


図 4-16 静圧のスパン方向分布

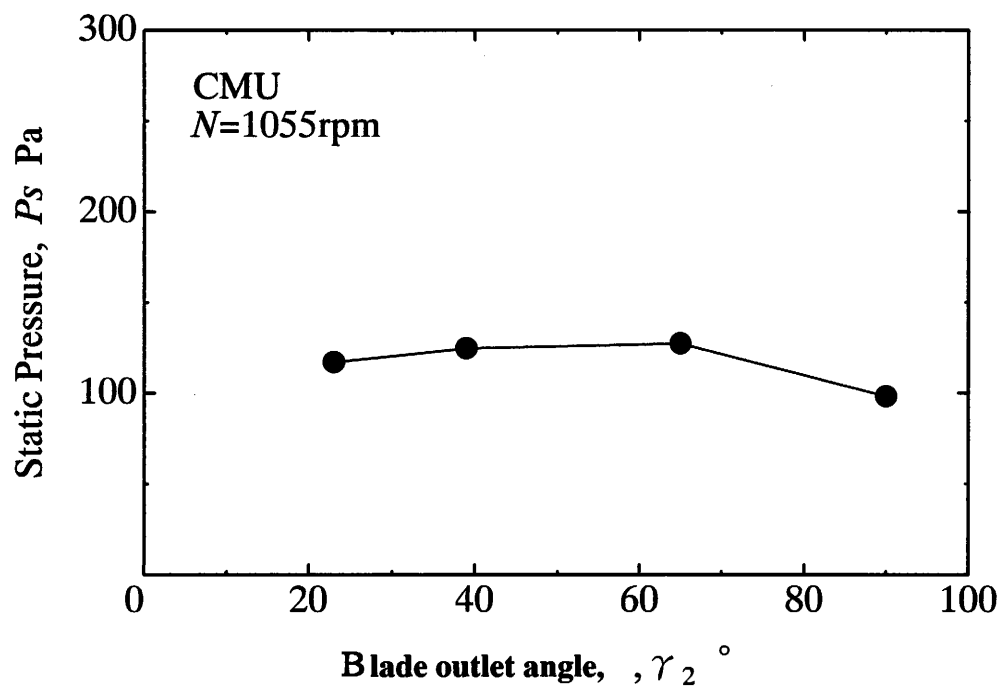


図 4-17 羽根出口角が静圧に及ぼす影響

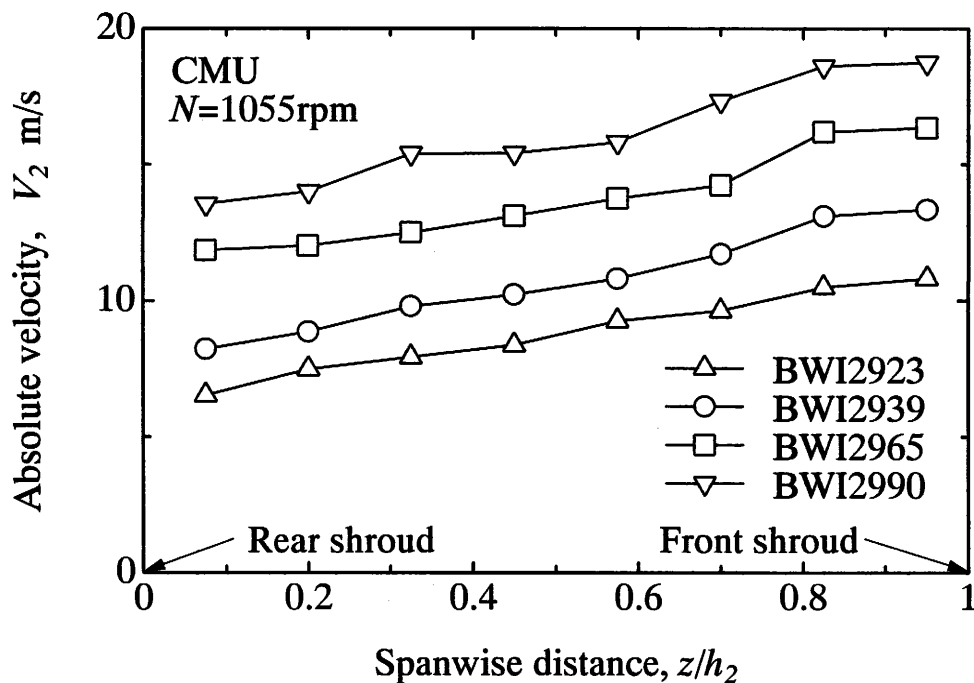


図 4-18 羽根車出口の絶対速度のスパン方向分布

図 4-19 に絶対速度の周方向成分のスパン方向分布を示す。この図よりスパン方向の分布の傾向は各出口角で同じであり、出口角の増加とともにほぼ同じ割合で値が増加していることが分かる。また出口角の増加とともに V_{u2} は増加しているため、出口角が大きいほど羽根車が仕事をしていることが分かる。

出口流れから計算される理論上の圧力と実際に羽根車出口において発生している圧力の差から羽根車における圧力損失を求めたものを図 4-20 に示す。縦軸に圧力損失、横軸に羽根出口角をとっている。この図から出口角が増加すると損失が急激に増加していることが分かる。これは出口角の増加とともに転向角が増加するために流れが羽根面に沿わなくなることなどが原因であると考えられる。また、インデューサ付き遠心ファン設計基準である出口角 39° 近傍の 23° 、 65° 付近の損失の増加傾向に比べて、 39° から大きく離れた 90° 付近では損失が大きく増加している。これはインデューサが羽根車に設けられた場合は、インデューサ付き遠心ファン設計基準である出口角 39° に近い場合はインデューサによる羽根面に流れを沿わせようとする働きによって損失の増大がある程度防止されているためだと考えられる。出口角 90° において損失が増大しているのはインデューサで羽根面に流れを沿わせようとはするが、出口角が大きすぎて流れの剥離を抑えきれず、翼に沿わなくなっていると考えられる。

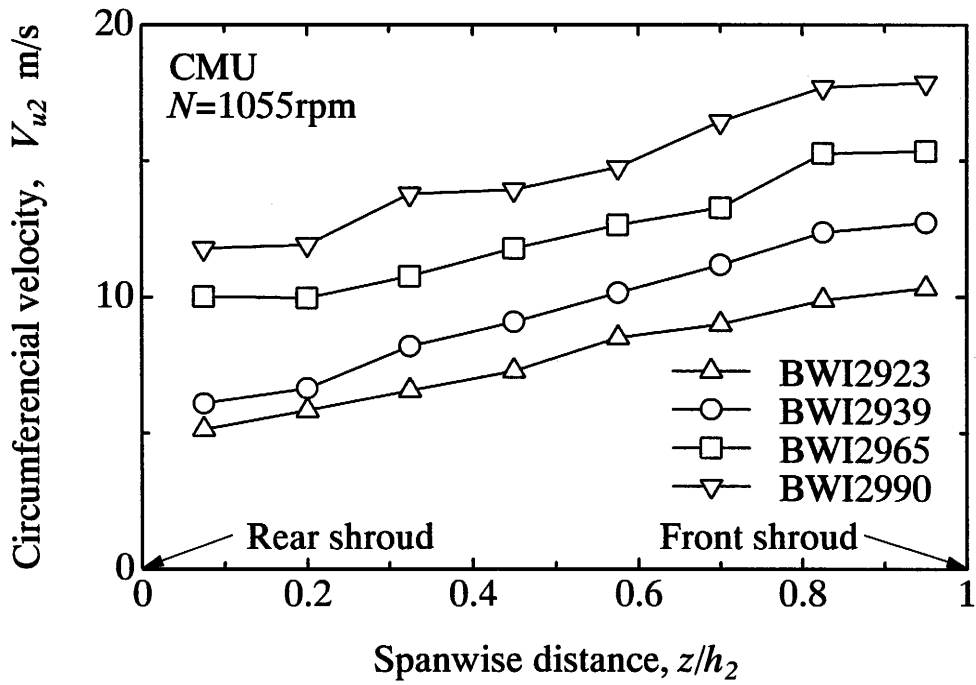


図 4-19 羽根車出口の絶対速度の周方向成分の-span方向分布

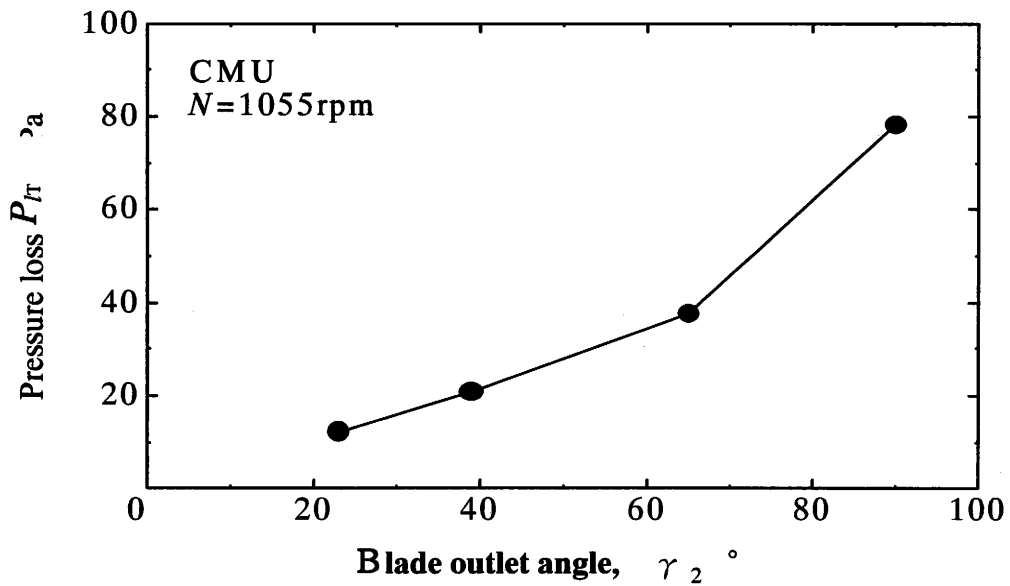


図 4-20 羽根車損失に及ぼす羽根出口角の影響

(3) 羽根車内部流れの解析 (数値シミュレーション)

ここでは、出口角を変えたときの羽根車内部流れの影響について考察する。計算に用いた羽根車は BWI2939($\gamma_2=39^\circ$) と BWI2965($\gamma_2=65^\circ$) の二つである。

まず、二つの羽根車の全圧と圧力損失について比較してみる。図 4-21 は全圧の半径方向分布を、図 4-22 は圧力損失の半径方向分布を示したものである。横軸に半径方向距離、縦軸に全圧、圧力損失をとって表している。○は $\gamma_2=39^\circ$ 、□は $\gamma_2=65^\circ$ を表している。全圧はインデューサ前縁から翼中央までほぼ同じであるが、出口角を大きくすることでオイラーヘッドが増えるため $\gamma_2=65^\circ$ のほうが羽根出口では高くなっている。損失は全体的にみると、 $\gamma_2=65^\circ$ のほうが高くなっている。全体的に圧力損失の増える傾向は一致しているが、主羽根中央から羽根車出口にかけて $\gamma_2=65^\circ$ は圧力損失が増大している。これらの図において、全圧と圧力損失の傾向が変わっているのが同じ半径位置となっているのは、主羽根の入口角は変わらず出口角のみが変化するので、羽根形状の回転方向への曲がり羽根出口近くで著しくなるためである。

次に羽根車出口についてみる。図 4-23 は羽根車出口の相対速度分布をベクトルで示したものである。図をみるとスパン下部では出口角を変えてもほとんど変化はなく、翼に沿って流れていると考えられるがスパン上部では流れは悪い。 $\gamma_2=39^\circ$ では前面シュラウド上に発達する境界層剥離はほとんどみられなかったが、 $\gamma_2=65^\circ$ になると境界層剥離が大きくなっている。これは出口角が大きくなり負荷が増えたことによって、すべりが大きくなったことが原因だと考えられる。また、速度の遅い領域が $\gamma_2=65^\circ$ では主羽根に近づいているのが分かる。この速度の遅い領域はインデューサからの漏れ渦と二次流れに起因するものと考えている。さらにこの領域では反時計回りの渦ができていているのが分かる。このことより、 $\gamma_2=65^\circ$ ではインデューサの漏れ渦と二次流れに起因する速度の遅い領域と、境界層剥離領域が混合してしまっているため $\gamma_2=39^\circ$ より損失が大きくなっていると思われる。

次に羽根周りの相対速度分布を示した図 4-24 をみる。この図からもスパン下部では両者とも比較的翼に沿って流れていることが分かる。スパン上部では出口角を変えても翼間に速度の遅い領域がみられ、出口角がこの速度の遅い領域の形成にあまり影響しないことが分かる。

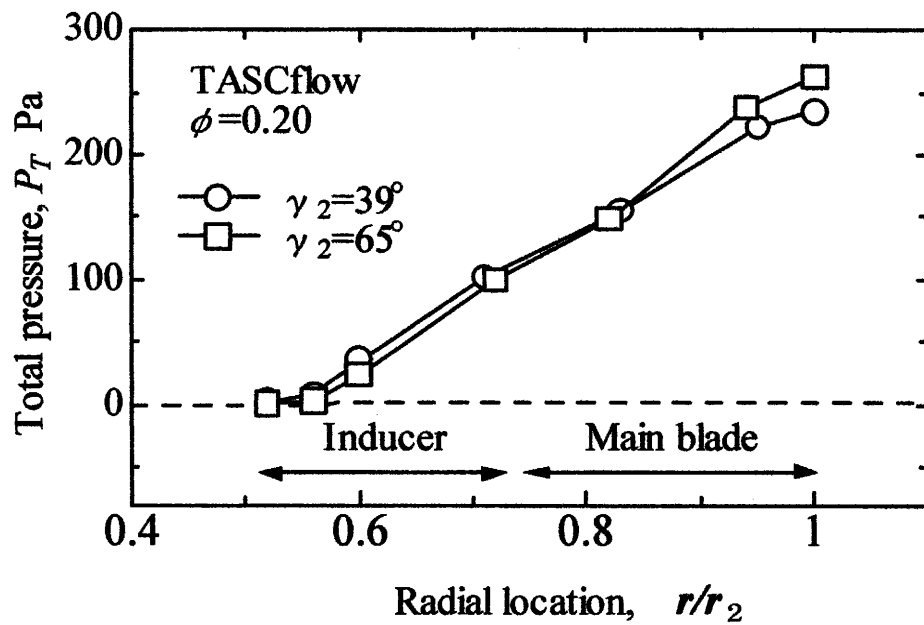


図 4-21 全圧の半径方向分布

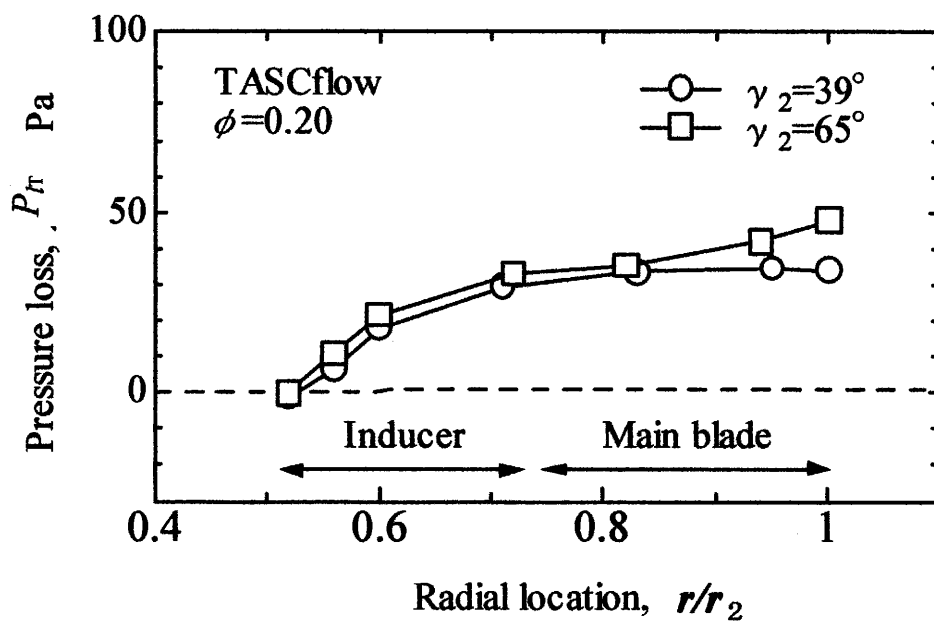


図 4-22 圧力損失の半径方向分布

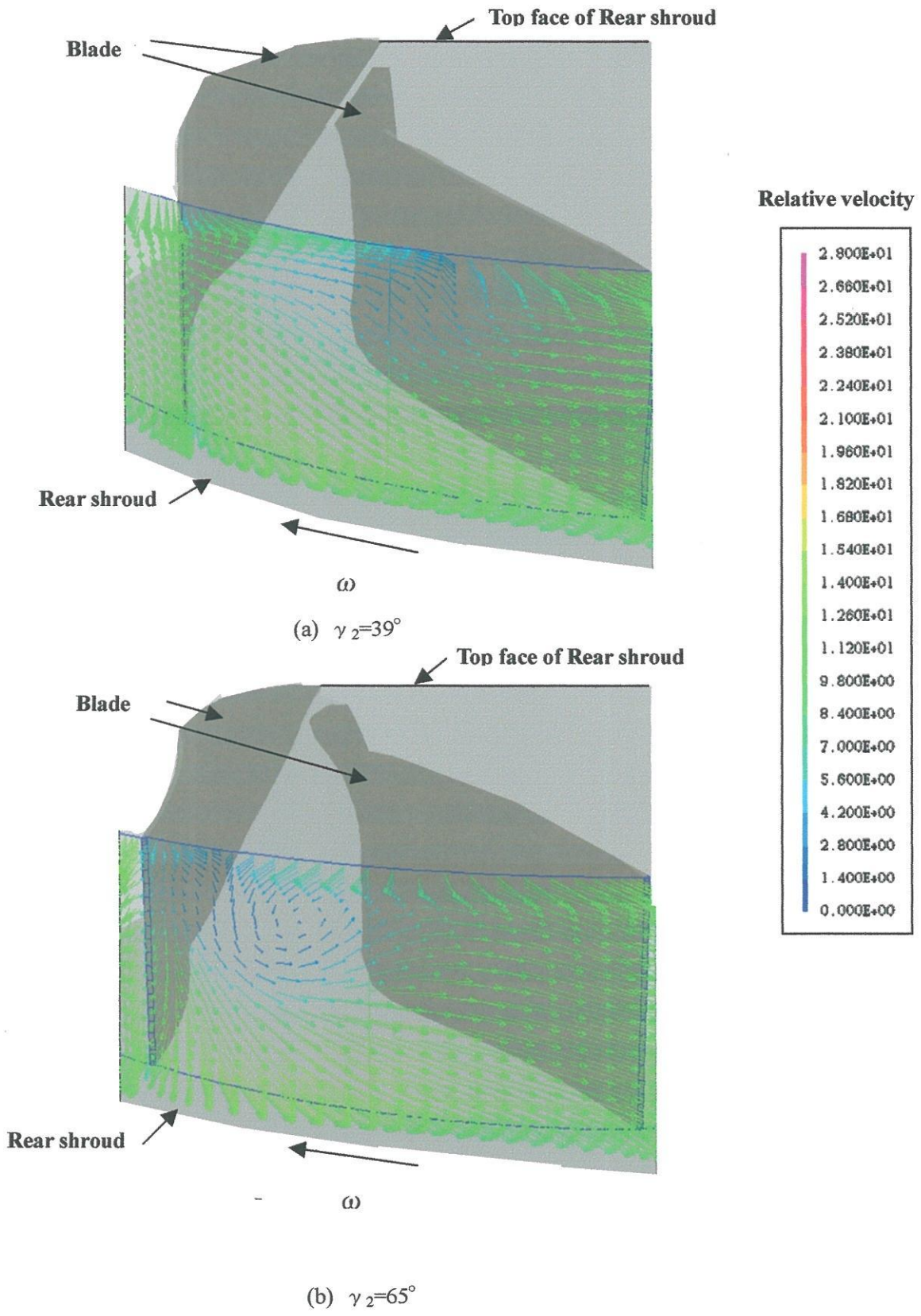


図 4-23 羽根車出口の相対速度分布 (Vector)

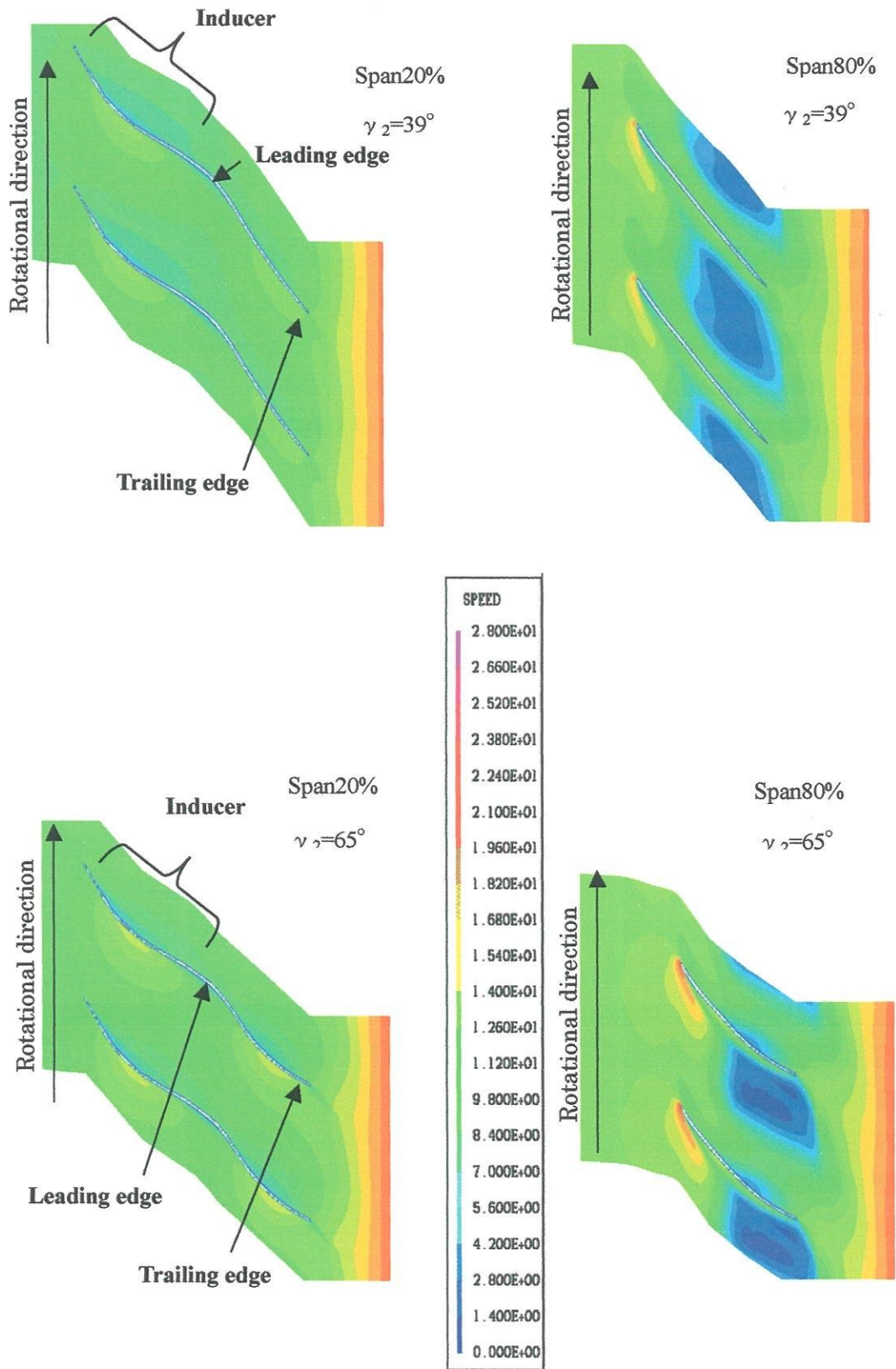


图 4-24 相对速度分布图

4. 4 シュラウド隙間の影響

遠心送風機においてはベルマウスと羽根車シュラウド間において羽根車出口から羽根車入口へ流れる漏れ流れが存在する。この漏れ流れを防止する方法として図 3-6 のような方法を取り、その場合の羽根車出口の流動様相について比較検討した。

(1) 流動様相

図 4-25 に CMU における羽根車出口絶対速度の半径方向成分のスパン方向分布を示す。縦軸に半径方向速度、横軸にスパン方向距離をとり、図中の白塗り記号は改良前、黒塗り記号は改良後を示す。図から、漏れ防止を施した場合、スパン全域において速度が低下していることが分かる。これは漏れがある場合は羽根車内部を通り、シュラウドとベルマウスのすき間を通過し、また羽根車内部へ流入するという循環している流れが存在するため実際に羽根車を通過して流出した流量よりも多くの流体が羽根車内部を通過しているためである。この循環している流れが存在すると漏れている流体の流動損失や漏れが存在することによる流路のせばまり等により損失が増大すると思われる。

図 4-26 に静圧のスパン方向分布を示す。縦軸に静圧、横軸にスパン方向距離をとり、凡例は前図と同じである。全スパンにおいて大きく上昇している。これは漏れを防止したことにより羽根車流路内の圧力損失が低下したものと思われる。およそ 1～2 割ほど減少しており、漏れ流量による損失と流路流動損失の減少がその分に当たるとと思われる。

図 4-27 は羽根車出口相対速度のスパン方向分布を、縦軸に出口相対速度、横軸にスパン方向距離をとって示したものである。この図から分かるようにスパン下部において漏れ防止を施した場合が施さない場合より相対速度はわずかに低い。これに伴い、漏れ防止を施すことにより乱流騒音が若干低下することが期待できる。

図 4-28 に出口偏差角のスパン方向分布を示す。縦軸に出口偏差角、横軸にスパン方向距離をとり、凡例は前図と同じである。全スパンにおいて漏れ防止を施した場合が高い値を示している。このことは漏れ防止を施したことで流れがわずかながら翼面に沿わなくなったことを意味する。両者の差は小さいため、出口偏差角が乱流騒音に及ぼす影響は小さいと考えられる。

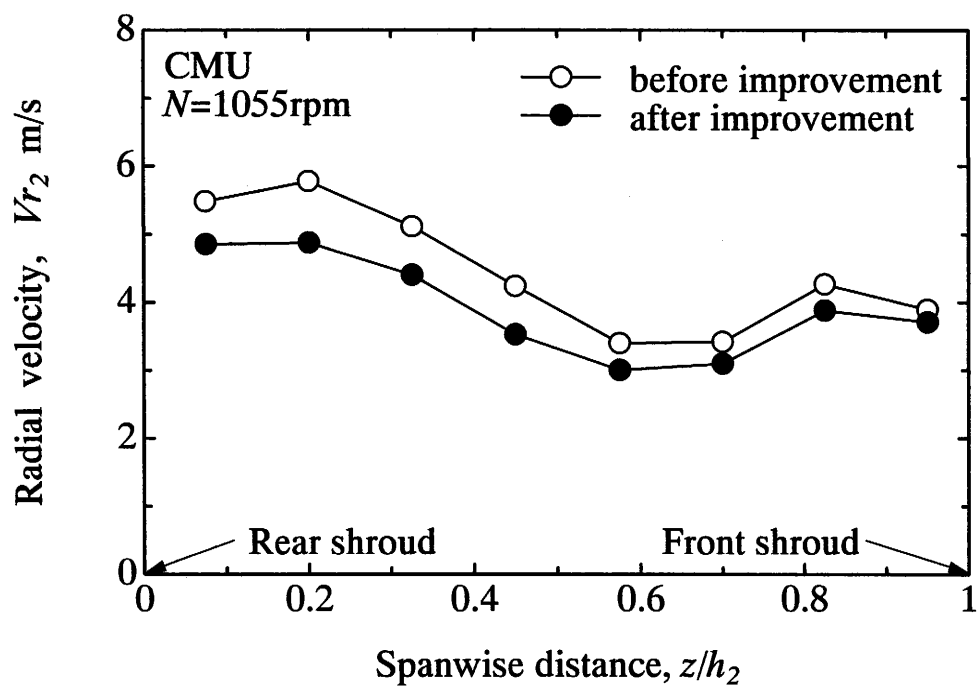


図 4-25 羽根出口における半径方向速度のスパン方向分布

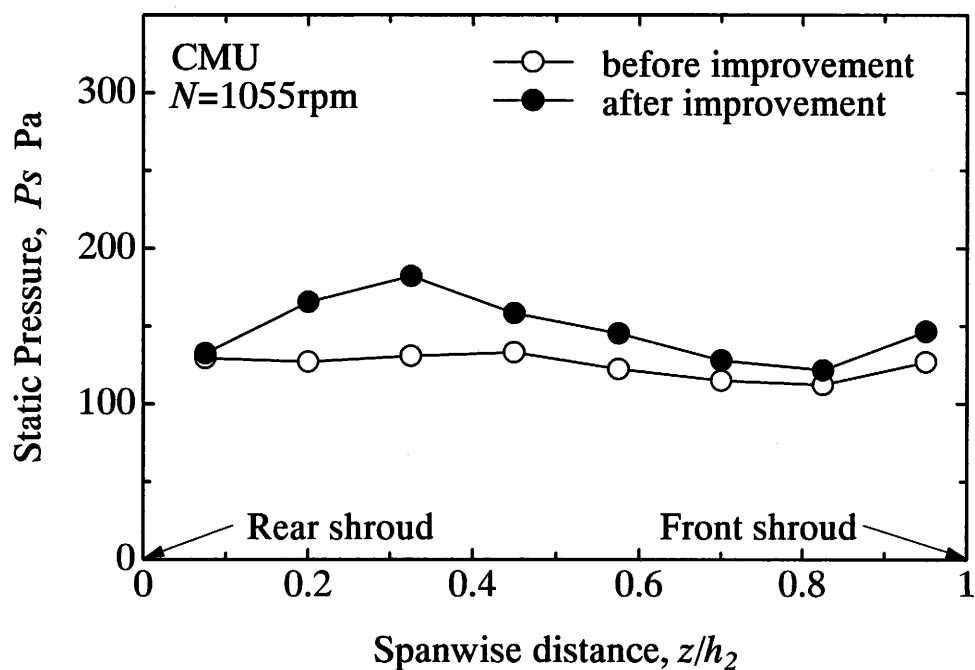


図 4-26 静圧のスパン方向分布

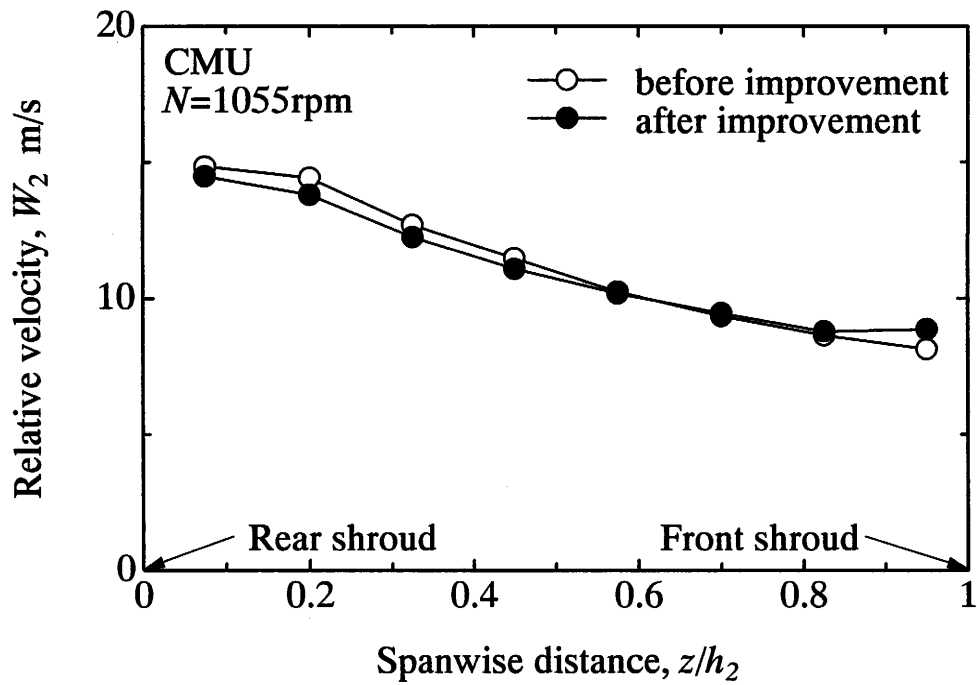


図 4-27 羽根出口の相対速度のスパン方向分布

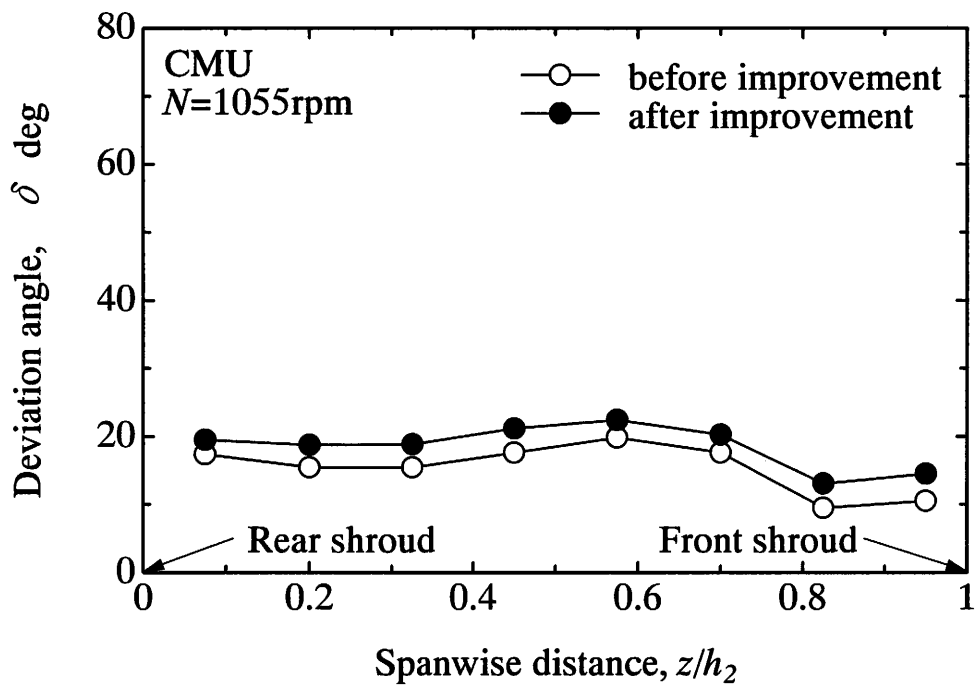


図 4-28 出口偏差角のスパン方向分布

4. 5 第4章のまとめ

4.5.1 羽根車内の圧力損失の見積もり

図 4-29 は、通常のインデューサなし遠心ファン BW2939 について、CMU として使用した状態で、2.1.3 で述べた計算式で、圧力損失を算出したものである。

計算時の条件は、回転数 1050rpm、ファンプレート内径 265mm、風量 $11\text{m}^3/\text{min}$ 、羽根入口幅 48mm である。また、遠心ファンの入口部での流入角度と設計入口角との差、つまり入射角は、羽根の軸方向で異なり無衝突にはなっていない。ここでは 10 度として見積もった。

CMU 全体の圧力損失の合計は、測定結果から求めると 116Pa となる。羽根車の損失の合計は、おおよそ 50Pa で、その他は羽根車を出てからの CMU 本体内での損失となる。CMU 本体内での圧力損失には、羽根車から出てから流れが旋回していることと、本体壁面に流れが衝突することによる損失、さらに下方へ流れが曲げられることに基づく損失などがある。

羽根車の圧力損失としては、種々の要因により剥離が発生し、それが主流と混合するときに発生する混合損失と、羽根や主板や側板での流れの摩擦により発生する壁面摩擦損失とに分別される。また、混合損失は、その発生原因により区別すると、翼流路内での減速により剥離が生じそれが主流と混合することによるもの、羽根入口での衝突により剥離を生じそれが主流と混合することによるもの、羽根出口でのウエークとジェットが混合することによるもの、羽根車とベルマウスとのすきまから漏れが発生し、これが主流と混合することによるものなどがある。

ここで使用した羽根車の設計入口角は 19° である。したがって、入口角を 29° と 20° にした時には、理論的には設計入口角に近い 20° が空力特性はよいはずである。しかし、実際には4節の図 4-1 と図 4-2 の比較からわかるように、入口角が 29° のファンが 20° のファンよりも空力特性がよくなっている。これは、インデューサが無い場合は前面シュラウドとベルマウスのすきまからの漏れによって羽根前縁近傍で剥離が生じており、これが主流と混ざることによって圧力損失が増大することによる(図 4-8 参照)と思われる。

一方、準一次元解析による羽根車損失の中では、特に翼流路内での減速により剥離した流れと主流との混合による損失が特に大きい。翼流路内では、壁面摩擦による損失と翼流路内での減速による混合損失とがあるが、計算結果では減速剥離による混合損失が、摩擦損失よりはるかに大きく、羽根車損失全体の5割を占めており摩擦損失は小さい。しかしながら、三次元解析によると図 4-8 に示されるように、羽根車入口での損失が約7割を占めている。このように従来の準一次元理論のみを用いて本研究の羽根車の性能を評価することは難しい。インデューサを設けると、インデューサによって流れが滑らかに羽根に流入するため、羽根入口部での剥離に基づく圧力損失が抑制できると考えられる。

また、すきま 3mm の場合、式 (2-13) より算出される漏れ流量は $1.6\text{m}^3/\text{min}$ となり、

設計風量 1 1 m³/min に対して、約 14% もの大きな割合を占める。実際には、漏れ流量と設計流量の和が、羽根車内を通るので、効率的にも式(4-5)でわかるように、漏れがない場合に比し、ファン効率が約 1 3 % 低下することになる。従って、入口漏れ流れによる混合損失を抑えることは重要である。

$$\eta = (P_T \times Q_1) / (P_{th} \times Q_3) \quad (4-5)$$

ここで、 η ; ファン効率、 Q_1 ; 設計風量、 Q_3 ; (設計風量+漏れ風量) である。

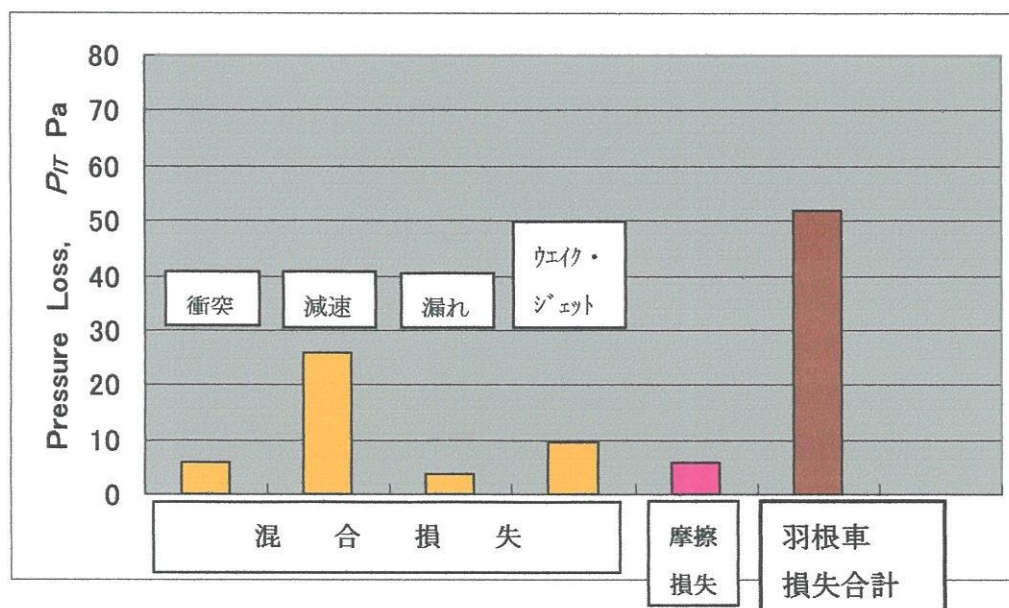


図 4-29 羽根車 BW 2 9 3 9 での各種圧力損失

遠心ファンにインデューサをつけた場合には、効率が 4 4 . 5 % から 4 8 % に向上し、圧力上昇も大きくなるが、これは主として羽根前縁近傍の流れが改善されて剥離が抑制されて圧力損失が小さくなること、および羽根車出口のウェイク&ジェット混合損失が小さくなるためと考えられる。インデューサを設置すれば、その分だけ羽根の長さは長くなるので摩擦損失は増加する。しかしながらその影響よりも剥離などが抑制されるために混合損失が減少するので、全体としてはインデューサ付きファンがインデューサ無しファンより圧力損失は小さくなる。

その結果、インデューサの有無による圧力損失の差が、圧力上昇の差となり、効率向上になっている。しかし、定量的に見積もることは、従来の準一次元理論では不可能であり、図 4-8 ごとく三次元解析によってのみ、羽根車流路での損失が減少し、インデューサによって圧力が向上していることを知ることができる。

4.5.2 実験ならびに数値計算結果のまとめ

- (1) インデューサを遠心ファンにつけると、約2割全圧上昇させることができる。また全圧の上昇量と静圧の上昇量が同程度であることからインデューサによりスパン全域において静圧が高められている。また羽根面に沿っていなかった羽根前縁のスパン下部や羽根後縁のスパン上部の流れは改善され、入口から出口までの損失は低減され、その結果、効率は約7%向上する。
- (2) スパン下部では比較的羽根に沿って流れているが、スパン上部では羽根間に速度の遅い領域がみられる。出口角を変えても大小の差はあるがこの傾向は変わらない。しかし、羽根車の出口角度を変えた場合の全圧や圧力損失の影響は、羽根の中央付近から羽根車出口に影響がある。
- (3) インデューサを設けた場合、羽根前縁近傍での損失の減少によって、出口角を増加させたときの羽根車内流れのはく離による圧力損失などの影響が顕著になる。その結果、実験結果と数値計算結果の両方を考慮すれば、出口角 39° の場合がファン効率は最も高く、また最高効率点とほぼ同等の効率を有する流量域も一番広いことなどから、 39° 近傍に最適出口角が存在する。
- (4) インデューサにより、羽根面に沿っていなかった羽根前縁のスパン下部や羽根後のスパン上部の流れは改善される。しかし、インデューサの圧力面側から負圧面側へ漏れ流れが発生しそれにより渦が形成されているものと思われる。インデューサ形状を改善し、この漏れ流れを無くすことができれば性能向上につながる事が推測される。
- (5) シュラウドとベルマウスのすき間を通過した後、再び羽根車内部へ予回転しながら流入する循環する漏れ流れが存在する。このため実際に吐出流量よりも多くの流体が羽根車内部を通過している。この循環流れが存在すると漏れ流れと主流との混合損失や、漏れ流れによる流路のせばまりとその後の急な減速等による剥離と主流との混合損失が増大する。漏れを防止すると羽根車流路内の圧力損失の低下と、漏れ流量が減少し効率は大きく向上する。