

# 半径方向の流出入を考慮した半開放型軸流 ファンの設計法に関する研究

2017 年 9 月

佐賀大学大学院工学系研究科  
システム創成科学専攻

梶 敦次

## 目次

第 1 章.	序論 .....	4
1.1.	研究背景と目的の概要 .....	4
1.2.	ファンの特徴と現状.....	4
1.2.1.	ファンの流れ場に関する研究.....	5
1.2.2.	ファンの設計方法に関する研究 .....	8
1.2.3.	ファンの数値計算手法に関する研究.....	13
1.2.4.	ファンの実験的検証法に関する研究.....	17
1.3.	本研究の目的と研究の流れ.....	20
第 2 章.	準三次元解析による設計理論 .....	22
第 3 章.	数値計算手法 .....	34
第 4 章.	実験手法 .....	41
第 5 章.	半開放型軸流ファンの設計・数値計算・特性.....	51
5.1.	設計 .....	51
5.2.	数値計算.....	55
5.3.	特性測定および設計値・CFD 値との比較 .....	63
第 6 章.	半開放型軸流ファンの特性改善の試み.....	73
6.1.	ケーシング形状の検討 .....	73
6.2.	設計渦形式の検討 .....	82
第 7 章.	結論 .....	94

### 主な記号

$A$	面積[m <sup>2</sup> ]または Glauert 級数[-]
$C$	積分定数[-]
$C_a, C_m, C_\theta, C_r$	軸流速度[m/s]、子午面速度[m/s]、旋回速度[m/s]、半径速度[m/s]
$D_h, D_t$	ハブ径およびティップ径[m]
$Deq$	相当拡散比[-]
$E$	エネルギー[J]
$G$	設計流量[kg/s]
$\Delta I_{th}$	理論エンタルピー[J/kg]
$K_B$	ブロッキング係数[-]
$k$	運動エネルギー[J]
$l, L$	コード長[m]
$N_s$	比速度[-]
$n$	動翼回転数[rpm]
$P_t, P_s, \Delta P_s$	全圧および静圧、静圧上昇値[Pa]
$Q$	体積流量率[m <sup>3</sup> /s]
$q, q_h, q_c$	準直交線および、準直交線におけるハブ、ケーシング半径[m]
$R, r$	半径[m]
$r^*$	基準半径[m]
$T$	動翼トルク [Nm]
$t$	1 ピッチ[m]または時間[s]
$U_t, u_t$	任意の回転数時の翼先端における動翼回転速度[m/s]
$u, v, w$	流速要素[m/s]
$V$	速度[m/s]または体積[m <sup>3</sup> ]
$W$	相対速度[m/s]
$Z_b$	翼枚数[-]
$\alpha$	迎え角[rad]
$\beta, \Delta\beta$	流入出角[rad]および転向角[rad]
$\Gamma$	循環[m <sup>2</sup> /s]
$\gamma$	ピッチ角[rad]
$\varepsilon$	準直交線 $q$ と子午面流線の法線のなす角度[rad]または散逸率[m <sup>2</sup> /s <sup>3</sup> ]

$\zeta_p$	全圧損失係数[-]
$\zeta$	渦度[1/s]
$\eta$	効率[-]
$\theta_c, \delta\theta_c$	反り角[rad]および反り角の補正值[rad]
$\mu$	粘度[Pas]
$\dot{\mu}$	発散[1/s]
$\xi$	軸流速度変化率[-]またはヨー角[rad]
$\rho$	密度[kg/m <sup>3</sup> ]
$\sigma$	ソリディティ[-]
$\tau$	トルク係数[-]
$\phi$	流量係数[-]
$\varphi$	回転流面の傾斜角度[rad]またはスカラー量[-]
$\chi$	流面傾斜パラメータ[-]
$\psi$	静圧上昇係数[-]
$\omega$	角速度[rad/s]

## 第1章. 序論

### 1.1. 研究背景と目的の概要

半開放型軸流送風機（以下、半開放型軸流ファン）は、産業用はもとより、冷蔵庫や電子レンジなどの家電用、室外機などの空調用、自動車のラジエーター用、各種電子機器・事務機器の冷却用など、あらゆる分野で広く利用されている。近年の省エネ化・低コスト化・環境配慮などのニーズにより、更なるファンの高効率化・コンパクト化・低騒音化を実現するための設計技術の構築が求められている。

しかしながら、例えば高効率化を維持しながら低騒音化・コンパクト化を実現することは容易ではない。特にファン内部の三次元的な流動状況を考慮した設計技術は、国内外において未確立である。

翼形状を規定して、それが実現する流れ場を求める流れ場の解法を順解法と呼ぶのに対して、圧力分布などの流れ場を先に規定して、それを実現する翼形状を求める流れ場の解法は逆解法と呼ばれる。近年、逆解法を用いた軸流ファン設計に関する研究が行われている。

半開放型軸流ファンとは、省スペース化のために軸方向長さの短いハーフダクト（開放型シュラウド）のみが装着された軸流ファンである。その場合、翼先端の大部分が開放された形態となり、翼がケーシングで完全に覆われたフルダクティッドの軸流ファンと比較して、羽根まわりの流れ場は極めて複雑な三次元性を有する。先に述べた最新の逆解法ファン設計においても、この点には対応できておらず、半開放型シュラウド状態への対応が困難な課題として残っている。

そのような背景において、本研究では、これまでの半開放型軸流ファンの流れの実験的知見を利用し、流動の三次元性、特に軸流速度変化の影響と流面傾斜の影響について、半開放型ファンの設計に組み入れる。コンピュータによる解析的アプローチが最近の研究では多く見受けられるが、非常に複雑な流動現象においては、実験的知見に基づく立場も重要である。

半開放型軸流ファンは、半径方向速度が大きいため、その取扱いが充分でない現状がある。本研究では、半径方向流れを考慮した設計が可能である斜流ファンの設計手法を、半開放型軸流ファンの設計に適用することについて検討する。

### 1.2. ファンの特徴と現状

ファンは、ターボ機械の一種で、羽根車の回転によって流体にエネルギーを与える機械である[1]。出力の送風方向によって種類が分かれ、遠心方向に送風する遠心ファン、回転軸方向に送風する軸流ファン、回転軸から吸い込み軸の斜め方向に送風する斜流ファン等が存在する。ファンのスケールや翼形状、ケーシング形状、ガイドベーンの有無等によって特性が異なり、様々な形で産業用途や民生用途に幅広く使用されている。例えば工場における排気用のフルダクトで覆われたファンや、自動車のエンジンを冷却するためのラジエーターファン、家庭用のエアコンの換気用ファンや、PC内の冷却用の小型ファン等である。

ファンの翼の設計については、過去実験によって得られた豊富な翼列資料を参照して設計された例が多く存在する。例えば、井上ら[2]が、1980年に、この手法を用いて斜流ファンの設計に利用した。また、金子ら[3]は、1990年に、翼列資料を利用して高比速度の斜流ファンの翼形状を設計し、実証実験で特性を満足する結果が得られている。また、古川ら[4]は、1997年に圧縮機の動翼を翼列資料で設計して、実験的検証を実施している。

また、軸流ファンの設計については、現状、ファンが無限の長さを有するフルダクトで覆われているとの仮定のもと（流体が軸流方向のみに流入すると仮定する）、設計が実施されることが多い。しかし、ダクトを持たない翼が外部に露出したプロペラファンや、ダクトがファンを一部のみ覆っているセミオープン型ファンや半開放型ファン等の複雑な内部流れを有するファンに関する設計方法は未だ確立していない。プロペラファンの翼形状では、コード長は翼先端側（Tip側）で大きく、ハブ側で小さくなる。半径方向と軸流方向より流入する流れが混流し、プロペラファン周りの流れ場は非常に複雑で三次元的な流速分布を有するようになる。こうした複雑な流れ場について考慮したファン設計手法は未だ確立されていない。これらの複雑な流れ場を有するファンは、既に産業用途、民生用途のあらゆる場面で使用されており、低消費電力化や低コスト化、そして高効率化や低騒音化が強く望まれている。

そこで、本研究では、前述の半径方向の流れを考慮する斜流ファンの設計手法を、複雑な流れ場を有する半開放型軸流ファンの設計手法に適用することを試みる。これにより、従来の手法よりも、複雑な半開放型軸流ファンの流れ場を捉えた有利な設計を実施することができると考えられる。具体的には、ファンの流入口側、流出側の流れ場の計測結果[5][6]を参照しながら、半径方向の流れの影響を半開放型軸流ファンの設計手法に盛り込むこととした。

#### 1.2.1. ファンの流れ場に関する研究

プロペラファンは、シンプルな構造でありながら、流体に対して大きなエネルギーを与えることが可能である。効率や安全面などを考慮して、ダクト（シュラウド）付きの軸流ファン等が使用されるケースが多い。

プロペラファンの流れ場の特徴の一つは、先述のように、軸流方向の流入だけではなく、半径方向の流入成分の影響が大きい事である。ダクトの有無や形状によって流れ場は大きく異なる。

プロペラファンの特性には、翼まわりに発生する渦の影響が大きいことが多くの研究者によって明らかにされてきた。翼列まわりの渦等の流れを図 1-1 に示す。

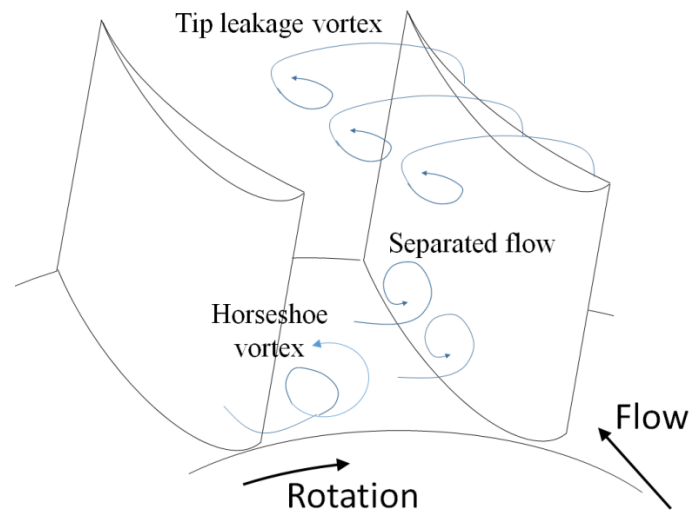


図 1-1. 翼列まわりの流れ

ダクトの構造としては、流入口にベルマウス形状を用いることが多い。ベルマウス形状の曲率半径によって、特性は異なるが、大幅に急縮小損失を低減し、ファンの効率を高めることが可能であることが分かっている[5][6][7]。塩見ら[8]は、熱線流速計を用いた風洞実験で、ベルマウス形状の半開放型プロペラファンの流入口の流れ場を測定し、軸流方向、旋回方向、半径方向について流速が大きく分布しており、流れ場は非常に複雑であることが判明した。動翼の回転周期による周波数の他に、2種類の周期的な振動周波数を計測した。また、家庭用の直径 310mm の換気扇について、レーザドップラー流速計(LDV)を用いた流れ場計測を実施し、低流量側の熱線流速計を用いて詳細に、セミオープン型ファンと半開放型ファンの渦流れについて計測した[9]。2種類のファンで渦の発生に違いがあり、半開放型ファンでは翼先端渦が漏れ流れに大きく影響していたのに対し、セミオープン型のファンでは翼の前縁側の空間で発生した渦が翼先端の漏れ流れに大きく影響を与えていた。さらに、半開放型ファンでは、セミオープン型ファンと比べて、翼先端渦の発生位置が、より上流側に偏って発生していることが分かった。また、流出側では、主流はハブ側ではなくほとんど翼先端側に流出していることが分かった[10]。渦はファンを初めとするターボ機械でよく生じる現象であり、騒音の主原因とされる。回転機械に生じる騒音のメカニズムに関する研究は数多くなされており、特に翼先端側に発生する翼端渦が主原因であることが分かっている。

例えば、Jang ら[11][12]は、2012 年に、エアコンの室外機のプロペラファンに生じる渦の三次元的な流れについて、LES(Large Eddy Simulation)による数値計算及び、LDV を用いた実験的計測を実施した。プロペラファンのシュラウドが、翼の後方部分にしか存在しない半開放型のファンである。CFD 結果及び実験結果において、翼先端側や翼前縁側に三次元渦構造が生じていることが分かった。特に、強い翼先端渦が発生しており、翼の負圧面側の先端で生じ始め、旋回方向へ移動してゆき、隣の翼の圧力面に衝突する。動翼の先端側で発生したこの渦輪が、ファンの半径方向への強い流れ場を形成していることが分かった。こ

これらの渦が翼先端付近の流れをブロックするような形となり、非定常な流れ場を形成している。なお、渦糸（渦中心）を同定する際、澤田ら[13]の理論を用いている。

井上ら[14]は、1998年に、軸流圧縮機の翼先端に生じる渦を CFD により解析し、渦中心や、無次元ヘリシティ、渦糸等を理論的に説明した。

また、古川ら[15][16]は、2002年に、前述のプロペラファン等の複雑な流れ場に発生する渦の同定方法として、特異点理論に基づく方法が最も優れていることを示した。また、1999年に、翼先端より発生した渦が隣の翼の圧力面と衝突して崩壊し、翼の失速を誘起することを示し、この渦崩壊が軸流圧縮機の低流量域における内部流動に悪影響を及ぼすことを示した。

また、Jang ら[17][18]は、2001年に、シュラウドの構造を通常のベルマウス形状から変化させることによって、この翼端渦の影響を低減できることを示した。また、2003年に、先述の低流量域における渦崩壊による非定常の圧力変動周期に関して、ウェーブレット変換という手法を用いて解析できることを示した。

翼端渦を実験的に可視化して観察する方法については、翼先端渦によって発生する騒音をマイクロホンを複数配置して逐一観察する手法[19]や、流体を水に変え、翼に油を塗布して観察する油膜法などが挙げられる。

塩見ら[20][21]は、ケーシング無しの4枚翼と6枚翼の2種類の開放型軸流ファンや、ベルマウス形状のケーシングを有する4枚翼の半開放型軸流ファンの翼端渦の特性を LDV を用いて計測した。ケーシング無しの開放型軸流ファンでは、翼先端部で、羽根車外側から負圧面側への吸い込み流れによって翼端渦が形成され、翼間通路内で成長し、動翼後方へ放出されていることが分かった。また、翼先端部の負荷係数が高い方が翼端渦が強くなる傾向があることが分かった。ベルマウス型のケーシングを有する半開放型軸流ファンでは、翼先端すきまが狭くなるほど、高流量側で圧力上昇係数は高くなり、失速点が低流量側にシフトしてゆくことが分かった。翼先端渦の発生プロセスは、翼先端すきまの大きさに関わらずほぼ同じであることが分かった。

Wang と Wu[22]は、2007年に、CFD によるエアコン室外機の半開放型軸流ファンの流れ場解析を実施し、翼端渦の軌跡を調査した。対象ファンは3枚翼で、翼の後方約3分の1の部分のみシュラウドが存在するものを想定した。翼端渦は翼回転方向に沿って、翼先端からハブに向かって進行していた。流量によって軸流方向の渦の軌跡が異なるが、半径方向の軌跡にはあまり依存していないことが分かった。また、シュラウドの幅によって渦の軌跡は大きく影響を受け、シュラウドの幅が大きいファンでは、幅の狭いファンと比べて、渦はより上流側へ移動してゆくことが分かった。

古川ら[23]は、2011年に、渦現象も含めた半開放型ファンの翼周りの大規模な DES(Detached Eddy Simulation)解析を実施し、三次元非定常流れ場を明らかにした。また、DES から得られた非定常流れ場の計算結果より、Ffowcs Williams-Hawkings の式を用いて、翼先端渦等、各流動現象に起因する音圧レベルを予測した。結果、翼端の翼負荷お



よび翼先端渦がシュラウド壁面と干渉することで生じる空力音が支配的であることが分かった。

以上のように、翼端渦は、プロペラファンの流れ場や騒音に大きな影響を与える。ちなみに、ターボ機械の騒音を低減する手段としては、能動的に外部にラウドスピーカーを配置して、騒音を吸収する試み等もなされている[24]が、根本的にはこの翼端渦の構造特性や発生原因を突き止めることが解決の糸口となると考えられる。

これらの渦構造を効率的に制御するため、草野や山田ら[25][26]は、半開放型軸流ファンに生じる翼先端渦の三次元構造について、DES 解析を実施することで翼端渦の軌跡、翼端渦周りの速度や圧力分布、渦核の循環量などの詳細な流れ構造を明らかにした。結果、シュラウドに覆われていない領域では、翼端渦は主流に沿って移動する。シュラウドに覆われた部分では、翼端渦とシュラウドの干渉の結果、翼端渦は周方向に移動する。また、翼端渦の周方向への移動は動翼下流の半径外向き流れに支配されていることが分かった。低流量ほど、シュラウド面下での翼端渦の軌跡がより周方向に転じるため、翼端渦によるブロックage効果が大きくなり、動翼先端部からの流入量が減少してしまう。巻き上がり直後の翼端渦はウェークタイプの渦軸方向速度分布を示す。しかしながら、それより下流側では、翼端渦の急速な成長に伴う流れ方向の大きな順方向圧力勾配のため、渦中心に最大速度を持つジェットタイプの渦軸方向速度分布が形成される。以上より、翼端渦をうまく軸方向に向けてやれば、翼端渦によるブロックage効果が小さくなり、翼先端部での流量低下を抑制できることが分かった。また、シュラウドの形状および軸方向長さ、その軸方向位置などにより動翼出口流れを制御することで、動翼下流の半径外向き流れを抑制できれば、ファン性能を向上できることを示した。

以上のように、プロペラファンの流れ場について、多くの研究がなされてきた。プロペラファンの特性としては、低消費電力化と生活環境の観点より、高効率化と低騒音化が強く望まれる。翼端渦を効率的に制御することができれば、これらが達成できる。

### 1.2.2. ファンの設計方法に関する研究

ターボ機械における準三次元設計理論（詳細は第 2 章にて後述）において、半径方向における旋回方向速度 $C_\theta$ の条件設定（設計渦方式）が重要であり、ファンの特性に大きく影響する。本研究においては、一定旋回速度形式と強制渦形式に関して渦設計方式を比較検討した（詳細は第 6 章にて後述。）。一定旋回速度形式は、その名の通り、半径方向で旋回速度が一定値を取ると仮定する条件である（ $C_\theta = \text{const}$ ）。自由渦形式は、半径方向でオイラーヘッドが一樣になるように設計する条件で、旋回速度としては、半径方向に対して反比例する形を取る（ $C_\theta = \frac{K_V}{r}$ （ $K_V$ は定数））。強制渦形式は、自由渦形式と反対に、旋回速度が半径方向に対して比例する形を取る（ $C_\theta = K_V r$ （ $K_V$ は定数））。実際のプロペラファンの翼は三次元方向、特に半径方向に対して迎え角等を考慮し、ねじれる形を取っている。準三次元理論では、これらの設計渦形式を前提として、各半径方向における二次元の断面の翼（翼素）の設計を実

施してゆく。この二次元の翼素の特性が、全体のプロペラファンの動翼の特性に大きく影響する。設計で翼素を選定する際、二次元の翼列資料を参照する。この翼列資料は過去風洞実験によって実験的に計測されてきたものである。

翼の流入出角、ソリディティから求めるキャンバーや、流入角、キャンバー、ソリディティから求める迎え角が定められたカーペット線図は、Emery ら[27][28][29]によって実験的に求められた。流入角条件  $60^\circ$ 、 $70^\circ$ 、 $75^\circ$ 、ソリディティ 0.75、1.0、1.5、2.0 の条件下のもと、揚力係数 0.0、0.4、0.8、1.2 となるようにキャンバーを調整した翼を用いて小型の風洞で翼列試験を実施した。

ポテンシャル理論を利用して翼列まわりの流れを解析する手法も同時に発達してきた。主に二種類の手法（等角写像法と特異点法）が存在する。等角写像法では、任意形状の翼形を有する翼列を、写像関数により円に近い形状に写像して翼列の流れ場を計算する。特異点法では、流れ場に渦や吹出しなどの特異点を分布させ、それによって誘起する速度が物体表面の境界条件を満足するように特異点の強さを求めて、流れ場を計算する。Gostelow ら[31]は、ある翼列まわりの流れ場について、Merchant と Collar による等角写像法[30]と Schlichting による特異点法を比較検証しながら計算し、いずれの手法でもほぼ同じ計算結果が得られることを示し、双方の手法の妥当性を示した。

高性能な軸流圧縮機やファンを設計するためには、単に設計点で高効率を得るだけでなく、非設計点を含む広い流量域で動作し、非設計点での性能の正確な推定が出来ることが望ましい。

生井ら[32][33][34][35][36]は、1971年に、系統的かつ広範囲の領域をカバーする翼列資料を提供するため、翼列試験法や翼列資料の改善を実施した。まず、側壁境界層が翼列性能に及ぼす影響を明らかにした。具体的には、翼列前後で軸流速度が異なる場合の翼列性能を簡便に求める式を導き、翼面圧力分布から求めた結果とよく一致することを確認した。固体壁翼列では、翼スパン中央部での軸流速度比が転向角とともに増大し、流入角が大きくなるほどその傾向が強いことが分かった。また、固体壁翼列の軸流速度比は翼形、節弦比などにはほとんど影響されないことが分かった。また、軸流速度比が増加すると、転向角は見かけ上は増大するが、流出速度はほとんど減速されないため圧力は上昇せず、翼列性能は二次元翼列性能に比べ、かえって低下することが分かった。また、特に高流入角領域では既存の翼列資料の誤差が大きく、設計迎え角を誤って選定してしまう危険性が高かった。そのため、流入角  $65^\circ$  以上の高流入角領域の翼列に対して、正しい二次元翼列資料を得るための試験法について検討し、あらゆる作動領域において、正しい翼列資料が得られる方法が確立された。実際に得られた翼列資料をもとにして単段軸流ファンの性能試験を実施し、回転翼列の設計に有効であることを確認した。また、NACA65 系統の翼列に対して流入角  $30\sim 80^\circ$  の広範囲にわたって最適設計迎え角を理論的に導く方法を示し、迎え角を基準にして翼素を導くカーペット線図を作成した。また、製作の簡便な円弧翼翼列についても翼列試験を実施し、正確な設計の基礎となるカーペット線図を作成した。

さらに、生井ら[37][38]は、1977年にこれら二次元の翼列設計手法をさらに展開し、子午面流れ計算と回転流面計算の二つの二次元問題を合わせ、翼列資料を利用して三次元翼を設計する準三次元理論を構築し、軸流圧縮機の NACA65 系統の翼設計に適用した。準三次元理論については第 2 章で後述する。また 1979 年には湾曲した子午面流れを有する軸流ファンの設計を実施し、設計キャンバー値やスタグガ値のチャート図を示した。また、1980 年に、生井ら[2]は準三次元理論を用いた斜流羽根車の設計を実施した。1985 年には、井上ら[39]が斜流ファンの翼列設計に適用した。大きい流面傾斜および翼負荷を持つ翼形斜流ファンを軸流形の延長として捉え、二次元翼列資料を用いて翼素を選定する方法を提案した。豊富な減速翼列資料を適用するために、斜流翼列を通る流れを写像関数によって円筒面(XY 面)に写像する。負荷に比べて流面傾斜が大きい斜流ファンの場合、増速翼列資料が必要だが、ファンの翼形として適当な増速翼列資料が存在しなかった。そのため、豊富な減速翼列資料が使用できるように、仮想速度三角形を考案した。流面傾斜および流面厚さの変化の影響は、Schlichting の特異点法により渦度と吹出しの分布として考慮に入れる。流面傾斜の影響で、XY 面内に渦度が分布すると、翼列入口および出口にはある速度が誘起されることになる。この誘起速度を除いた仮想速度による仮想速度三角形を考えることにより、減速翼列資料が適用でき、翼素を選定する。流面傾斜の影響は、Schlichting の特異点法により、そり角の変化分として翼形状に適用した。

鎌田ら[40]は、1986 年に、軸流圧縮機に適用されていた渦設計形式の手法を、高流量かつ高圧力の斜流ファンの設計に適用した。三種類の渦設計形式を試した。一つは自由渦形式、もう二つは一定旋回速度形式で二次流れを補正した場合、補正しない場合である。結果、自由渦形式と比較して、一定旋回速度形式の方がハブから翼先端にかけて翼負荷が小さく、ねじれの小さい翼となった。翼先端部のすきまの影響による失速条件は自由渦形式と比べて変化はなかった。

Zangeneh ら[41][42][43]は 1991 年に、ターボ機械の翼の設計方法として、逆設計法を提案した。翼形状を先に仮決定し、翼特性を計算して翼設計にフィードバックする設計法を順設計と呼ぶのに対し、逆設計法では理想的な翼負荷分布を先に想定し、そこから逆算して翼形状を求めてゆく。遠心圧縮機や斜流ポンプの羽根付きディフューザーの設計に適用し、二次流れを抑制し、出口流れを一様化するための有効な翼の設計法であることを確かめた。

また、粘性流れを考慮した逆設計法についても研究が実施されている[44]。例えば、岡本ら[45]は、2008 年に、冷却塔の開発に際し、送風用の軸流ファンの羽根形状の設計に三次元逆解法を適用し、高効率の羽根を設計した。設計した羽根車を実機冷却塔に搭載して、空力性能の検証を行い、既存の羽根よりも効率比が 20%以上高い設計ファンを製作できたことを報告している。

また、翼の設計渦形式に関しても様々な報告がなされている。J. VAD ら[46]は、2001 年に、前傾斜した翼を有する軸流ターボ機械の翼設計について言及した。ターボ機械の翼の渦形式としては、自由渦形式が用いられることが多かったが、翼負荷の低減を目的として、半

径方向に対して回転速度が増す方向の非自由渦形式を採用している。また、2007年には、ハブ近傍での損失低減や、翼の大きなねじれ構造を防ぐために強制渦形式を用いた翼設計法を採用している[47]。結果、強制渦形式を採用することで、翼負荷分布の改善や損失低減を確認している。また、多段翼の軸流ターボ機械の翼設計に関しても、翼負荷や流出角の改善のために強制渦形式を採用している[48][49]。1998年に J. Vad や F. Bencze[50]は、強制渦形式で設計した軸流ファンの翼周りの半径方向流れについて、三次元の LDA 計測を実施し、半径方向流れを翼設計の考慮に入れることで、半径方向のヘッド上昇を精度よく予測できる可能性を示唆した。

その他の特徴的なターボ機械の翼設計に関する研究について紹介する。

A.Bolcs ら[51]は、1991年に、準三次元理論を拡張し、圧縮機の動翼の超音速流れを、子午面軸対称流れや流面厚さの影響を加味して計算した。この手法を使うことにより、入口のマッハ数と流入角の関係を導いた。結果として、流面厚さが、翼列間の質量流量を最適化する上で比較的重要であることが分かった。また、子午面の曲率半径のばらつきが、翼の負圧面のマッハ数分布の大きく影響していることが分かった。

H. Spring[52]は、1992年に逆設計法を取り入れた油圧や水圧ポンプの翼の設計方法を考案した。それまでのポンプの設計は経験に基づいたものが多く、理論的ではなかった。工場で大量に使用されるポンプの特性が改善できれば、工場の総合的な効率改善につながる。逆設計法を用いることで、従来のものよりもポンプの翼負荷特性を抑制し、ポンプの適切な拡散率を予測して翼形状を生産することが可能になった。

Li と Wu[53]は、1996年に、仮想等価速度三角形の考え方(第2章参照)をもとに、軸流機械の設計手法を、円弧翼を有する斜流機械の準三次元流れの計算に拡張した。NACA65系の翼を用いた斜流ファンは広く普及しているが、円弧翼を用いた斜流ファンは多くは存在していない。円弧翼は低圧条件でファンを作動する際には、構造がシンプルで製作のコストを低減することができ、簡便で安価であるという利点を持つ。実験的に設計手法の信頼性や特性を検証し、この準三次元理論による設計手法が妥当である見込みを得た。また、You と Wu [54]も、準三次元理論を斜流ファンの動翼の設計に利用し、乱流モデルに $k-\epsilon$ モデルを利用した RANS(Reynolds Averaged NS)による数値解析によって、流線分布が設計と数値解析で良く一致していることを確かめた。

A.Demeulenaere ら[55]は 2013年に、ターボ機械の三次元翼の設計計算を、蒸発モデルに基づく物理モデルを使用して検討した。

杉尾ら[56]は、ルームエアコン室外機用ファンの翼形状として、ハブ側は負圧面進行方向と逆側に反らせ、翼先端側は進行方向圧力面に反らせた逆ガル翼を提案している。翼枚数は、騒音対風量性能を良好な特性にするために、少なめの2枚翼とした。従来翼と比べて、静圧効率は41%から48%に改善した。空調機用のファンの開発については、株式会社日立製作所[57]や、ダイキン工業株式会社[58]など、様々な企業が小型化、低消費電力化、低騒音化の観点から開発に取り組んでいる。

三崎と黒川[59][60]は、2004年に、ターボ機械の翼に経験的に利用されるスイープ（後退角、前進角）とダイヘドラル（上反角、下反角）の効果についてまとめた。翼にスイープとダイヘドラルをつけることで、局所的に流れ場の圧力や速度分布を変えることができ、翼列の負荷低減や二次流れの抑制が可能になる。また、衝撃波や騒音、キャビテーションの抑制も可能である。軸流タービンの分野では、蒸気タービンのノズルにダイヘドラルをつけることで性能が向上することが知られており、航空エンジンやガスタービンでも傾斜技術は一般化してきている。また、ロケット用ポンプ等の軸流ポンプでは、前進スキュー（傾き）のある動翼には翼端渦間キャビテーションが起こりにくいことが分かっている。また、航空エンジン等に使用される軸流圧縮機や軸流ファンでは性能向上や騒音低減の観点から傾斜技術が利用されている。以上のように翼の傾斜技術は効率や騒音の観点から優れている部分もあるが、構造的な応力負荷が増す等の問題もあり、実機に適用する際には十分な検討が必要である。

田畑や岡ら[61][62]は、2009年、2015年に、子午面流れにおける流入速度の非一様性や粘性の影響を考慮した半開放型プロペラファンの設計方法を提案している。翼力や粘性を考慮した軸対称子午面流れについて RANS を基礎方程式とした数値計算を実施し、得られた流入速度分布を翼設計へ適用し、翼設計過程で得られた翼形状を子午面流れ解析へフィードバックするという一連の工程を繰り返し実施する。従来通り設計した翼と、今回の設計手法で設計した翼について、設計流量点における流れ場を比較したところ、今回の設計手法の翼では前縁はく離が消失し、従来設計と比べて高効率の結果が得られた。

C.Sarrafら[63]は、2011年に、翼の厚みが軸流ファンの特性に与える影響について報告した。厚みの異なる二種類の六枚翼を有するファンについて、風洞実験による特性比較を行った。厚い翼（最大厚み約 10mm）は、薄い翼（最大厚み約 4mm）に対して、流量が全体的に安定しており、失速現象が起こりにくかった。また、出口流れの旋回速度成分が強く、後列の静翼に繋がる効率が良好であった。また、ファンの下流側における壁面での圧力揺らぎの影響も小さかった。よって、翼厚みが大きい翼の方が特性や騒音の観点から有効であることが分かった。

木上ら[64][65]は、2011年と2013年に、半径方向に流出するタイプの斜流ファンについて、軸流ファンの準三次元理論を用いた設計手法を基準にして設計し、設計した斜流ファンの特性を実験的に検証した結果を報告した。結果、設計値に沿ったファン特性が得られ、本設計法の妥当性が確かめられた。

桑野ら[66]は、2016年に、翼負荷分布を設計条件に加えた半開放型軸流ファンの設計方法について提案した。翼力を考慮した軸対称子午面粘性流れ解析を実施することで、子午面流線の曲率および端面境界層の影響を考慮した流れ場全体の速度分布を算出する。軸対称流れの仮定のもとで、羽根車の作用を考慮するために、翼両面の圧力差に基づいた翼力を導入し、軸対称ナビエ・ストークス方程式の外力項に付与する。翼力は翼形状から算出され、翼力を付加した上記ナビエ・ストークス方程式の外力項を解いて、子午面流れ場を求めた。

結果、スパン方向翼負荷分布において、翼先端側の負荷を高くすることで、ハブ側の逆勾配圧力が小さくなり、はく離の発生を抑制できることが分かった。また、ハブ側の翼負荷のピークを後縁近傍にしたことで、ハブ側後縁近傍の流量が増加して、翼間領域のはく離を抑制していることが分かった。

以上のファンの設計に関する報告では、ファンに流入する半径方向の速度成分を考慮した設計はなされていない。前述のように、CFD 解析を用いて半径方向も含めた子午面流れを考慮する設計法も存在しているが、簡便な設計法とは言い難く、設計に時間や経験値が必要となる。そこで、本研究では半径方向も含めた子午面流れをより簡便な方法で考慮した半開放型軸流ファンの設計方法を提案する。

### 1.2.3. ファンの数値計算手法に関する研究

ターボ機械の流れは流路の形状の複雑さのために、解析が最も困難な流れの一つである。近年、コンピュータの発達によって高い精度で流れ場を計算できるようになった。コンピュータを用いた流体力学の数値計算手法(Computational Fluid Dynamics : CFD)は、ファンまわりの流れ場の解析ツールとして使用されるだけでなく、ターボ機械の設計ツールとして特性の改善や最適化目的で使用されることもある[67]。例えば、低速度の軸流ファンについて、RANS 解析を実施し、翼傾斜角や翼厚み、最大翼厚み位置等の翼パラメータの最適化を行っている[68]。また、5kW 出力の風車の動翼の複数パラメータによる最適化解析が実施され、3-4%の出力上昇を達成した例等がある[69]。

M.G.Beiler ら[70]は、1999 年に、軸流ファンの傾斜翼まわりの流れの数値解析を実施した。実際に翼まわりの三次元流速を熱膜プローブで計測し、検証を実施した。数値解析した前進翼まわりの流れ場は、理論的に予測した設計値とよく一致した。特にシュラウドと翼間の干渉効果およびスweepの補正の影響をよく捕らえることができた。後退翼と比べて、前進翼でファン特性改善を確認した。出口流れ分布はより一様になり、損失を低減できる。騒音特性も改善できる見込みを示した。前進翼による騒音低減効果はいくつかの研究例で確認されている[71][72][73]。また、騒音に関しては翼弦長や反りの増大が効果的であることが分かっている[74]。

伊藤ら[75]は、小型軸流ファンの性能と騒音の特性について、CFD を用いて系統的に研究した。翼の反り率、最大反り位置、翼断面形状、翼前進角、翼前後端の丸みを変えた場合の効率、騒音への影響を調査し、効率の改善と騒音低減を検討した。CFD を行い、翼諸元による流れの変化が効率、騒音に及ぼす影響を考察した。結果、翼後方の曲率が騒音に影響することが分かった。また、翼断面形状を NACA65 翼とすると効率の改善効果が見られた。これは翼圧力面側、負圧面側での流速の変化が緩やかであり、広い面積に渡って揚力を発生しているためであることが分かった。また、翼後縁部に丸みをつけると離散周波数音の低減効果が見られた。

ファンの特性には、前述のように翼先端における流れが大きく影響する。

井上ら[76]は、1985 年に、5 種類の翼先端すきまをもつ動翼の後方の三次元流れを計測し、漏れ渦を可視化した。翼先端すきまが大きくなると全圧上昇係数が大きく減少し、効率が悪化することが分かった。ファンの特性解析には、この漏れ渦を定量的に評価できる流動解析モデルが必要であることを示唆した。また、1997 年に、ターボ機械は渦発生器であると表現し[77]、ターボ機械を扱う上で渦構造の理解は不可欠であると述べ、そのために CFD や実験的検証が必要であることを示唆した。

また、圧縮機やファン等では、設計流量以下のある流量点で失速現象が生じ、その流量以下で特性曲線上に右上がり部を作ることが多い。この失速現象が起こる流量領域では、動作が安定しないので、実験的な検証が困難であった。そこで CFD によって失速減少を明らかにする取り組みがなされてきた。

古川ら[78]は、1998 年に、軸流圧縮機の翼先端すきまから発生する翼端もれ渦について、流れ場をシミュレーションにより解析した。この翼先端からの漏れ渦が崩壊すると、流れのブロック効果が大きくなり、失速を引き起こす。よって、翼先端からの漏れ渦の成長を抑制してやることが重要である。CFD により、翼先端すきまの減少に伴って、圧力上昇係数が大きくなり、かつ渦崩壊による失速が低流量側へシフトすることが分かった。

D.A.Hoying ら[79]は、1999 年に、CFD を用いて、圧縮機の翼まわりの旋回失速の原因について調査した。旋回失速の開始は翼先端すきまに発生する翼端渦が、翼の前縁部に移動する際であることが分かった。54 個の翼のうち、8 つの翼間部分を取り出し、短距離スケールでシミュレーションを実施した。結果、失速の過程のうちの起点は翼先端に生じる翼端渦で、これが翼間の上流側に移動する動作によって失速が開始することがシミュレートできた。

佐々木ら[80]は、2011 年に、リングファン（軸流ファンの翼周りに円筒状のシュラウドを有するファン）の全流れ場を CFD によって解析した。リングファンの場合、翼先端部分で翼端渦が形作られないため、ブロック効果が小さく、翼先端近傍における流れが主流となっていることが分かった。通常のプロペラファンと比較し、200Hz 以下の周波数域で音圧レベルが大きいことが分かった。CFD の結果、この騒音の原因は、後流の渦の流れによるものであることが分かった。

古川ら[81]は、1999 年に、圧縮機の作動範囲を広げるため、圧縮機における旋回失速のメカニズムを数値シミュレーション（ナビエ・ストークス方程式および Critical point 理論に基づく渦コア同定法）により解析した。結果、軸流圧縮機動翼列において翼先端漏れ渦が崩壊して翼の失速が誘起されることを見出した。最高圧力上昇点よりも低流量側の作動域において、翼先端漏れ渦は翼間流路内で崩壊し、漏れ渦内にバブル形の逆流領域が現れる。この崩壊発生渦コア流れの著しい減速が、漏れ渦の大きな膨張および漏れ流れに起因した高損失領域の大きな広がりを引き起こす。これが主流の大きなブロック効果となり、上流側で半径方向内向きの二次流れを誘起する。

Y.Gong ら[82]は、1999 年に、多段翼の軸流圧縮機の旋回失速について、3 種類の翼ピッ

チで流れ場や乱れの状況を数値解析した。基本的に非定常で、時間的・空間的に局所的な「スパイク」形の旋回失速現象が起きていることが、数値解析結果より分かった。

失速現象について、の井上ら[83]は、2000 年に、失速開始から深い失速に至る途中で安定な多くの小さなスケールの「セル」を伴う多重旋回失速セルがありうることを確認し、その生成過程と機構を詳しく調べた。

出口ら[84]は、2001 年に、上記失速セルのある流れを数値シミュレーションによって生成し、その構造と流れの機構を詳細に調査した。結果、翼先端すきまの小さい、アスペクト比の大きな翼では 2 個の安定な失速セルを伴う旋回失速が見られた。失速セルの役割は、翼上流にできる強い渦管で、その上部のケーシング近傍では安定な旋回流を作り、下方は羽根車に従って湾曲しており、渦は部分ごとに異なる速度で周方向に移動することが分かった。

失速現象については、実験的にも計測されている。塩見ら[85][86]は、2002 年に、高比速度の 6 枚翼の斜流ファンの後流で生じている旋回失速セルの実験的な調査を実施した。熱線流速計を使用し、DPLA(Double Phase-Locked Averaging)法を利用して計測した。

山田ら[87]は、2000 年に、軸流圧縮機の翼列全周について、旋回失速初生時の三次元渦流れ構造とその非定常挙動を、RANS による大規模非定常数値シミュレーションによって確かめた。その結果、旋回失速初生時の部分スパン失速セルが動翼列内に発生し、それが動翼回転方向とは相対的に反対に旋回していることを確認した。また、低流量になった結果発生したスパイラル形の翼端漏れ渦崩壊が隣接翼前縁部と干渉し、翼負圧面とケーシング面に足をもつ竜巻上の剥離渦（部分スパン旋回失速セル）を形成させることが分かった。ちなみに翼端渦はファンや圧縮機等の小スケールだけではなく、航空機の大型翼の先端にも発生し、翼の効率低下や後方乱気流等の悪影響を生じさせるため、解析研究が進められている[88]。

Jang ら[89]は、2001 年に、主に後方のみがシュラウドで覆われた半開放形軸流ファンの動翼先端まわりの三次元渦構造を RANS によって数値シミュレーションした。渦構造は Critical point 理論による渦コア同定法により特定し、無次元ヘリシティを用いて色付けした。結果、動翼先端部には、翼端渦、前縁はく離渦、翼先端漏れ渦の三種類の渦構造が存在していた。翼端渦は最も大きく、旋回方向に成長する。翼端渦と翼圧力面の相互作用により、翼端渦は崩壊する。渦崩壊によってバブル形状のような再循環領域が圧力面近傍に形成され、さらに翼端渦の拡大を促す。こうして主流に対する大きなブロック効果が発生する。

その他、様々な用途のターボ機械について、CFD が実施されており、一部を紹介する。

P.Lampart ら[90]は、2002 年に、HP(高圧段)タービンおよび LP(低圧段)タービンの形状の最適化を数値シミュレーションソフト Optimus と FlowER を用いて実施した。最適化したパラメータは、静翼と動翼の翼枚数、スタグガー角およびツイスト角、静翼のスイープ角および傾き角である。最適化によりタービンの効率が改善されることを数値シミュレーションで確認した。



D.Quin ら[91]は、2008 年に、電子部品冷却用の数 mm～数十 mm 径のマイクロ軸流ファンの製作およびマイクロファンに働くレイノルズ数効果について解析した。ターボ機械を低レイノルズ数条件で動作させると、圧力上昇が低下することが知られており、この現象はレイノルズ数効果と呼ばれる。レイノルズ数の低い油圧ポンプや高高度でのジェットエンジン等でその効果が顕著である。今回、通常ファン(120mm 径)、1/3 スケールのファン(40mm 径)、1/20 スケールのファン(6mm 径)の三種類で実験したところ、スケールの縮小(レイノルズ数の低下)に伴い圧力上昇特性が悪化した、冷却用途として機能しないほどではなかった。

重松ら[92]も、2010 年に、電子部品等冷却用の小型ファンの効率改善や騒音低減のため、小型ファン(100mm 径)の流れ場を CFD 及び実験によって計測した。それぞれ逆方向に回転する二つのファンを接続したファン(Contra-rotating Fan)について、検討を実施した。結果、後部のファンで、ある流量の時にファンの静圧低下が見られたが、Contra-rotating ファン全体としての静圧分布は緩やかなカーブを描き、比較的安定的であった。また、前方及び後方の流入側の翼先端で逆流現象が起り、ブロッキング効果が大きくなっていた。後方のファンの上流側の流れ場は、前方のファンの流出口での回転速度の増大による軸流速度低下によって悪化しており、部分的な流量域において、静圧が低下していた。

笹島ら[93]も、2010 年に冷却用の小型軸流ファンの低騒音化に関する報告をしている。回転角度によってベルマウス断面の曲率半径が異なる非軸対称ケーシングと、軸対称のケーシングを有する 2 種類のファン(動翼部分は 113mm 径で同一。)について LES を行い、ケーシングの違いによる表面圧力分布と翼周りの流れの違いについて調べた。結果、非軸対称ケーシングでは、翼端渦の変動により負圧面翼端中央側の低圧域が変動していた。この翼端渦の変動は、ベルマウスの曲率半径の極小部で翼端渦が滞留し、曲率半径の大きい部分では滞留せずに軸方向下流に流されるため、動翼の回転によってこれらが繰り返されることで起こる。この負圧面上の圧力変動を抑制するには、ケーシングを軸対称にし、周方向の流れ場の変動をなくすか、翼端渦の発生を抑制できるような翼形状の考案が必要であることを示唆した。その他にも冷却用ファンの CFD を用いた研究が、実験的研究よりも数多く実施されており、従来明らかにできなかったファン翼周りの流れや、騒音と関係の深い翼面上の圧力変動、騒音予測に関する研究が精力的に行われている[94]。

A.Akturk ら[95][96]は、2014 年に、垂直離着陸(VTOL: Vertical Take-Off and Landing)する無人航空機(UAV: Unmanned Aerial Vehicles)に使用されるダクティッドファンの翼先端流れ場解析を RANS を用いて実施し、実験的に検証した。UAV 用のダクティッドファンは限られたサイズ(ファン径)で高い推力を実現しなければならないが、動翼先端の漏れ流れが深刻な空力損失を生み出し、航空機能に悪影響を及ぼす。動翼やダクト形状に関して RANS シミュレーションを実施した。翼先端隙間を変化させたところ、ダクト無と比べて翼先端隙間 3.08%の時に 38%の効率改善の見込みが得られた。シミュレーションした圧力分布は実験結果とよく一致した。

E.Tannoury ら[97]は、自動車のエンジン部の冷却用ファンの騒音を低減するため、ファン形状を変化させて CFD を用いてファンの空力騒音の数値予測を実施した。空力騒音は URANS(Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stocks Simulation)の結果や、Ffowcs Williams and Hawkings による音響類似の理論を用いて数値予測した。シミュレーション結果より、ファンの空力騒音は主にファン後流部のガイドベーンから発されていることが分かった。

本研究においては、Ansys 社の CFX Release16.0 を用い、SST  $k-\omega$  モデルを用いて、半開放型軸流ファンの流れ場の数値シミュレーションを実施した。CFD の原理や、本研究における活用手法については、第 3 章、第 5 章で後述する。

#### 1.2.4. ファンの実験的検証法に関する研究

先述のように、CFD は近年のコンピュータの発達とともにターボ機械の流れ場計算や設計に使用されてきた。しかし、実験的な検証が伴わなければ、CFD の精度も疑わしいものになってしまう。先述のように、ターボ機械内部の流れ場は非常に複雑な三次元流れを有する。例えば、遠心力やコリオリ力の影響を受ける翼や、三次元的な壁面境界条件、二次流れによる影響、翼端漏れ渦等の渦現象は、ファンの特性に大きな影響を及ぼす。準三次元解析とコンピュータ技術の発達を持ってしても、動翼周りの内部流れを完全に正しく予測する手法は存在しない。もしファンの内部流れを簡便に測定できれば、流れ損失は解析でき、ファンの特性改善につながる。よって、実験データの蓄積がファンの特性予測や改善にとって有意義である。

動翼周りの内部流れを測定するには、大きく分けて二種類の方法がある。レーザ流速計による測定か、動翼付近または内部に各種センサを取り付けて測定するかである。レーザ流速計としては、粒子画像流速測定法(Particle Image Velocimetry : PIV)とレーザドップラー流速測定法(Laser Doppler Velocimetry : LDV)が、ターボ機械の流れ場測定に広く用いられている。センサ類としては、熱線流速計(Hot Wire Anemometer : HWA)や、多孔式ピトー管(Multi-Hole Probe : MHP)が有名である。MHP、HWA は、流れ場に沿って、直接にセンサを配置する必要がある。LDV では、トレーサ粒子を流路に流し、レーザ光を照射し粒子からの散乱光の周波数がドップラー効果によりわずかに変化する。その周波数の変化量が粒子速度に比例することを利用して流速を測定する[98]。LDV、MHP、HWA は 1 か所ごとに流速を測定するのに対し、PIV では、多点の瞬時速度を非接触で測定する。流体に追従する粒子にレーザシートを照射して可視化、これをカメラで撮影し、フレーム間の微小時間における粒子の変位ベクトルを画像処理により求め、流体の局所ベクトルを算出する[99]。

MHP や HWA などのセンサ類は、測定する動翼に合わせたものを配置する必要があるものの、手軽に利用でき、非定常流れや乱流現象の測定に優れている。特に、HWA は、周波数応答特性に優れ、高い空間分解能を持つなどの利点を有する[100]。HWA は、流体が熱線を通過する際に、流速によって熱線の抵抗値が変化することを利用して流速測定する。HWA

には、CCA(Constant Current Anemometer)、CVA(Constant Voltage Anemometer)、CTA(Constant Temperature Anemometer)の三種類がある。

HWA や MHP は実際にターボ機械の流れ場測定で多く使われており、例えば、佐賀大学の木上ら[101]は、2009 年に、斜流ファンの静翼と動翼周りのはく離流れについて計測した。静翼まわりの流れ場は、5 孔ピトー管(MHP の一種)を用いて測定し、動翼まわりの流れ場は HWA を用いて測定した。動翼出口における流速は、羽根車回転と同期した周期的多点抽出法を用いて測定した。結果、設計流量で、静翼出口の軸流速度と全圧は翼負圧面とハブ表面の影響で減衰していた。また、設計流量の 80-90%の条件下では、静翼の負圧面とハブ面の交差の角で流れのはく離が起こっていることが確かめられた。設計流量の 81%の条件下において、動翼出口の翼負圧面とケーシング間で、翼先端漏れ渦の影響で低軸流速度の領域が形成されていた。また、塩見ら[102]によって、セミオープン型ファンの動翼出口における三次元流れ場の測定の報告も 2012 年になされており、単一傾斜熱線(MWA の一種)をプローブ軸周りに回転させ、出力変化を利用して三次元流れ場を測定している。結果、渦現象を含む三次元流れ場が計測でき、渦の挙動も捉えることができた。MHP については、近年でも多く利用されており、2009 年に D. Telionis ら[103]によって原理や活用例が具体的に紹介されている。

HWA や MHP を用いたデータ収集方法には、周期的多点抽出法と呼ばれる手法があり、九郎丸ら[104]が、1982 年に報告した。羽根車は回転しているので、ある特定の部位の流れ場を計測するためには、センサ類も羽根車と同じく回転させる方法か、センサ類は固定した状態で羽根車の回転と同期したタイミングでデータ取得を行う方法がある。周期的多点抽出法は后者であり、HWA や MHP を羽根車付近の静止系に固定し、羽根車の回転と同期したパルスから一定の遅延時間で特定の部位における出力を抽出して、十分なサンプリング数の出力の集合平均値をとる。実際に単一傾斜熱線を軸流羽根車に挿入し、流れ場のデータ取得を行い、周期的多点抽出法が羽根車内部の流動状態の診断法として有効であり、乱流特性値の測定にも有効であることを確かめた。

以上の測定装置や測定手法を用いた実際の流動試験の実施例を以下に述べる。

F.Kameier ら[105]は、1997 年に、軸流ファンの翼先端すきまの大きさと騒音レベルの関係に関する実験結果について報告している。翼近傍の流速分布を HWA で計測し、翼面の非定常な圧力ゆらぎを、4 個の小型圧力センサを翼の凹部に埋め込んで測定した。また、半径方向の周方向平均の騒音レベルを測定するために、マイクロホンをケーシングに埋め込んだ。結果、翼回転周波数以下の狭い周波数帯域で、騒音レベルが強くなっていることが分かった。これはファン騒音の主原因である翼先端すきまから発生する騒音であり、翼先端すきまが大きくなるほど大きくなることを確認した。

Jang ら[106]は、2003 年に、二種類の翼先端すきま(2 mm と 4.5 mm)の軸流ファンについて、動翼先端部付近の三次元渦流れ構造と流速ゆらぎについて、HWA による測定と数値シミュレーションによる解析を実施した。ハブ面に固定され、サポーターで伸びた熱線によ

り翼間流れ場を測定した。熱線は動翼とともに回転しながらの測定となる。また、翼先端流れについて、RANS を用いた数値解析を実施した。結果、翼先端渦は翼前縁部付近で発生し、後縁に向かって成長する。その渦の渦崩壊によって再循環領域が形成される。この再循環領域は翼先端隙間が大きいほど広い領域を占め、流れを加速し、騒音レベルが増大する。周波数的に離散した騒音周波数成分は、主に軸流ファンの逆流領域で発生していることが分かった。

塩見ら[107]は、2003 年に、翼先端すきまを限りなくゼロに近づけた時の高比速度の斜流ファンの内部流れを実験的に測定した。動翼入口・出口における圧力分布と位相固定平均の流速分布を、圧力トランスデューサーと単一傾斜熱線を用いて測定した。翼先端隙間 0.0mm、0.5mm の 2 種類で実験を行った。翼先端隙間 0.0mm では、翼先端漏れ渦はほぼ抑えられており、翼列内部に渦は観測されなかった。旋回失速は翼先端すきま 0.5mm と 0.0mm でほぼ同じ流量で起こった。失速セルの大きさは、翼先端すきま 0.0mm の方が 0.5mm よりも小さかった。

また、塩見ら[108]は、2011 年に、準三次元理論を用いて設計・製作した低比速度の斜流ファンについて、性能評価および内部流れの測定を実施した。流動測定には、5 孔ピトー管と 45° 傾斜型熱線プローブを用いた。5 孔ピトー管による子午面速度分布および旋回速度分布の測定結果は、準三次元理論による設計値に近いことが分かった。また、高流量側で、旋回速度は翼正圧面付近で大きくなっていることが分かった。また、設計流量から低流領域に移ると、流れが翼先端側に移ってゆくことが分かった。

速水ら[109]は、1995 年に、レーザ流速計およびターボ機械内部流れ計測への適用の動向について報告している。

福田ら[110]は、電子機器の冷却用に使われる小型ファンの流動解析および LDV を用いた流れ場測定を実施した。現行品および中・高域の特性を改善した新規開発品の流れ場について、Ansys CFX によるシミュレーションと実測で比較を行い、両者の傾向が一致することを確認した。

筒井ら[111]は、1988 年に、LDV により、一様流中の風車ロータまわりの流れについて、ロータ回転面内まで含めた詳細な流れの計測を行った。結果、ロータ回転面内では、軸流速度成分はロータが近づくに従い増大し、ロータの通過と共に急激に減少し再度増大するという変化を示すことが分かった。この軸流速度の変動は、ブレード自身の循環と後流渦の誘導によるもので、半径が内側ほどブレードの循環の寄与が大きいことが分かった。

谷口ら[112]は、小型ファンの搭載条件に合わせ、下流に冷却対象を模擬した遮蔽版を設置することでファンの実装環境を再現し、狭溢場が騒音特性および流れ場に及ぼす影響を実験で調査した。騒音特性測定にはファンの回転軸に沿って吸い込み口端面から 100mm 上流の位置に計測用マイクロホンを設置した。流れ場計測には、3D-LDV を用いた。騒音特性では、ファンと遮蔽版の間隔(Gap)が 30mm 以上では遮蔽版なしより騒音レベルが増加していることが分かった。Gap10mm で最も騒音レベルが小さかった。また、荒井ら[113]も、2016

年に、付近に障害物や流入側にガイドベーンが存在する場合の軸流ファンファンの特性への影響について実験的に調査した。ガイドベーンの角度  $\beta$  を、旋回方向からの傾き角と定義する。結果、 $\beta < 90^\circ$  未満の場合に、ファンの静圧上昇係数は、遮蔽板なし、ガイドベーンなしの場合と比べて大きくなった。 $\beta = 60^\circ$  の時に、ガイドベーン無しの場合の比べてファン効率の最大値は最も大きくなった。

Yu-Cheong Im ら[114]は、2001 年に、軸流ファンの複雑な三次元流れ場について PIV を用いた計測を行った。PIV を用いることで、翼まわりに発生する様々な渦の三次元構造について解析することが可能になった。

Ali や Cengiz ら[115]は、2010 年に、ステレオスコープ式の PIV(SPIV)を用いて、翼先端部の三次元流れを観測した。翼先端漏れ渦を低減するために、翼先端の正圧面側に何種類かの翼拡張部を設けて流動試験を実施した。結果、翼後縁部付近に拡張部を設けた翼形状が最も漏れ流れを低減できることが分かった。

塩見ら[116]は、2015 年に、複雑な半開放型プロペラファンの入口翼端近傍の三次元流れ場を、熱線流速計と流れ方向判別プローブを用いて明らかにできることを示した。流れ方向判別プローブは、内部に高速応答半導体型圧力センサを有しており、プローブの下部に取圧孔が設けられている。このプローブを軸周りに回転させることで、プローブ軸を法線とする平面上の流れの方向を判別する。速度計測は単一 I 型熱線プローブを用いて実施した。

### 1.3. 本研究の目的と研究の流れ

本研究では、半径方向流れを考慮した設計が可能である斜流ファンの設計手法を、半開放型軸流ファンの設計に適用することについて検討する。

研究の手順は次の通りである。

1. 実験結果の反映を考慮し、羽根車直径 200mm、ハブ比 0.6 の典型的な半開放型軸流ファンを設計対象とする。
  2. 準三次元解析による設計計算を行う。子午面流れ計算においては、比較的大きな半径方向速度の取り扱いについて、実験結果を基にしつつ、子午面の流れ場を決定する。回転流面流れ計算においては、得られた子午面流れに対して、流面傾斜と軸流速度変化を考慮した翼形状決定を行う。翼素としては、NACA65 翼を採用する。
  3. 準三次元理論は粘性の影響を部分的に考慮しているのみなので、設計計算の妥当性を確認するために、三次元粘性流体数値解析を実施する。2 の設計計算と 3 の数値解析を繰り返し、羽根車のエネルギー効率改善のために流れ場の改善を行う。
  4. 最終的に得られた羽根車形状を製作し、性能試験と流動計測により実験的検証を行う。流動計測として、熱線流速計による計測とケーシング壁面圧力の計測を行う。
- 2 の設計計算と 3 の数値解析、4 の実験的検証を総括し、半開放型軸流ファン設計への本斜流ファン設計法の適用の妥当性を検証する。

上記研究手順を図 1-2 に図示する。

本論文では、第2章において、準三次元理論について理論的に説明し、子午面流れ計算から回転流面計算、翼素選定および翼形状の補正等について述べる。

第3章では、CFDの基礎理論であるナビエ・ストークス方程式や、乱流モデルに関する理論的な説明を行う。

第4章では、設計・数値解析した半開放型軸流ファンの実験的検証を行うための、実験手法について具体的に述べる。

第5章では、第2章から第4章までの設計・CFD・実験の理論・手法を用いて、実際に半開放型軸流ファンを設計・数値解析・製作・性能試験を実施し、本研究の設計法が有効であることを確かめた。

第6章では、第5章で実施した半開放軸流ファンの設計・CFD・性能試験の結果をフィードバックし、更に半開放型軸流ファンの特性を改善できる手法がないかを検討する。

そして、第7章にまとめを述べる。

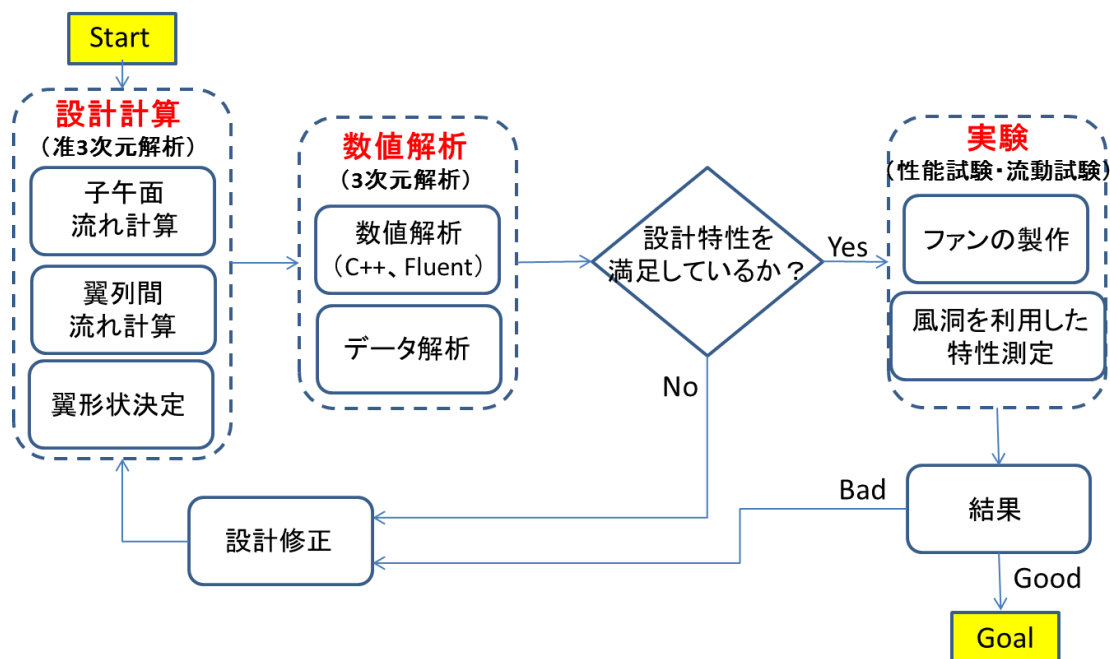


図 1-2. 研究手順

## 第2章. 準三次元解析による設計理論

本研究では、半開放型軸流ファンの設計に準三次元理論を適用する。本章ではその理論について述べてゆく。本設計法で用いる準三次元理論は、生井と井上[1]の理論を基本にしている。

### A. 子午面流れ計算

無次元化した流量計数 $\phi$ 、静圧上昇係数 $\psi$ 、トルク係数 $\tau$ 、効率 $\eta$ および比速度 $N_s$  は次式で与えられる。

$$\phi = \frac{4Q}{\pi(D_t^2 - D_h^2) \cdot U_t}, \quad \psi = \frac{2\Delta p_s}{\rho U_t^2}, \quad \tau = \frac{8T \cdot \omega}{\pi(D_t^2 - D_h^2) \cdot \rho U_t^3}$$

$$\eta = \frac{\Delta p_s \cdot Q}{T \cdot \omega} = \frac{\phi \psi}{\tau}, \quad N_s = \frac{n \cdot Q^{\frac{1}{2}}}{h^{\frac{3}{4}}}$$
(2-1)

オイラーの式より、理論エンタルピー上昇 $\Delta I_{th}$  (J/kg)は、動翼出口の $r \cdot C_\theta$ によって表される。全圧上昇は、静圧上昇と等しいと仮定する。エンタルピー上昇 $\Delta I$  (J/kg)、理論エンタルピー上昇 $\Delta I_{th}$  (J/kg)は、以下のように表される。

$$\Delta I = \eta \Delta I_{th} = \eta(u_2 C_{\theta 2} - u_1 C_{\theta 1}) = \frac{P_t}{\rho} \cong \frac{\Delta p_s}{\rho}$$

$$\Delta I_{th} = u_2 C_{\theta 2} - u_1 C_{\theta 1} = u_2 C_{\theta 2} = \omega r_2 C_{\theta 2}$$

$$r_2 C_{\theta 2} = \frac{\Delta p_s}{\rho \eta \omega}$$
(2-2)

上記文字式の添え字 1 は動翼入口、2 は動翼出口におけるパラメータを示している。

子午面流線は、半径平衡条件式[117]を解くことで求める。

軸流機械において、ハブとケーシングの間の動・静翼列を、気体が旋回しながら通過するので、旋回による遠心力に釣り合うように半径方向に圧力勾配が生じる。ハブとケーシングの間の流速ベクトルや状態量の半径方向分布は、この釣合条件によって決まり、これを半径平衡条件という。

Novak らの論文[117]により、流線曲率法(streamline curvature method)を用いると、子午面における準直交線( $q$  線)方向の平衡方程式は次式で与えられる。

$$\frac{dC_m^2}{dq} + A(q)C_m^2 = B(q)$$
(2-3)

気体の圧縮性を無視できる時、 $A(q)$ 、 $B(q)$ は次式となる。

$$A(q) = 2 \cdot \left\{ \frac{1}{r_m \cdot \cos \varepsilon} + \frac{\sin \varphi \cdot \sin \varepsilon}{r} + \frac{d\varphi}{dq} \cdot \tan \varepsilon \right\}$$

$$B(q) = 2 \cdot \left\{ \frac{1}{\rho} \frac{dP_t}{dq} - \frac{c_\theta}{r} \frac{d(rc_\theta)}{dq} \right\}$$

(2-4)

ここで、 $C_m$ :子午面速度(m/s)、 $C_\theta$ :旋回速度(m/s)、 $P_t$ :全圧(Pa)、 $\rho$ :気体の密度(kg/m<sup>3</sup>)、 $q$ :準直交線に沿う座標(m)、 $r$ :半径(m)、 $r_m$ :子午流線の曲率半径(m)、 $\varepsilon$ :子午面流線の法線と $q$ 線のなす角度(deg) ( $\varepsilon = \varphi - \lambda$ )、 $\lambda$ :半径方向と $q$ 線のなす角度(deg) ( $\cos \lambda = \frac{dr}{dq}$ )、 $\varphi$ :回転流面の傾斜角度(deg)である。図 2-1 に準直交線  $q$  および上記パラメータのイメージ図を示す。

式(2-3)の解は、次式で与えられる。

$$C_m^2 = \exp \left\{ - \int A(q) dq \right\} \left[ \int B(q) \exp \left\{ \int A(q) dq \right\} dq + C \right]$$

(2-5)

ここで  $C$  は積分定数で、各  $q$  線において次式を満足するように与える。

$$\frac{G}{K_B} = 2\pi \int_{q_h}^{q_c} \rho r C_m \cos \varepsilon dq$$

(2-6)

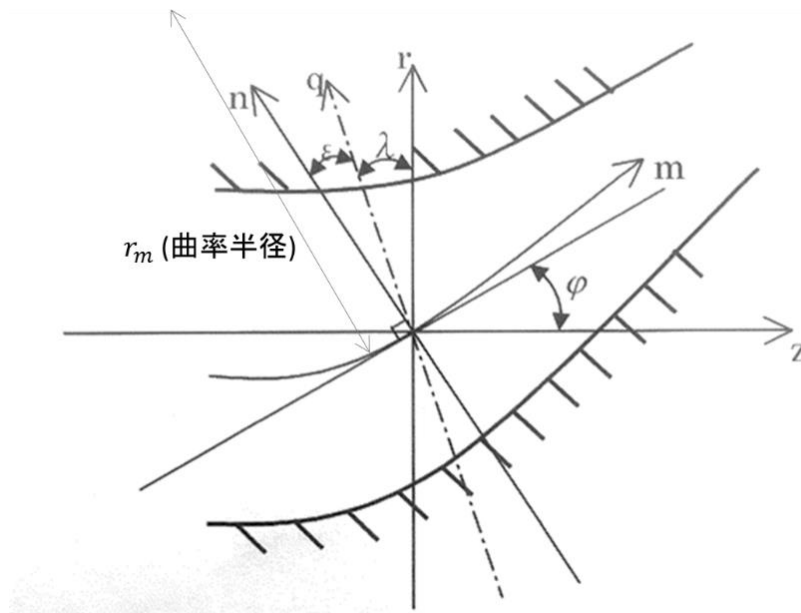


図 2-1. 子午面における準直交線( $q$  線)



ここで  $G$ :設計流量、 $K_B$ :端壁ブロッキング係数である。 $K_B$ は 0.96 と仮定した。

次に、各 $q$ 線上において、設計渦形式に従って、理論ヘッドまたは旋回速度の分布を求める。

設計渦形式とは、設計時に与える旋回速度分布の事を言う。単段送風機的设计では、主に自由渦形式(free vortex design)が用いられることが多い。自由渦形式とは、 $rc_\theta = K$  ( $K$ :定数)を満たす渦形式である。自由渦形式では、オイラーヘッドは半径方向に ( $q$ 方向にも) 一様になる。全圧 $P_t$ も $q$ 方向に一定である。

$$\frac{dP_t}{dq} = 0, \quad \frac{d(rc_\theta)}{dq} = 0 \text{ より、} B(q) = 0 \text{ なので、}$$

$$C_m^2 = \exp \left\{ - \int A(q) dq \right\} \cdot C \quad (2-7)$$

積分定数  $C$  は、式(2-7)により定まる。

今回の設計では、基本的に、旋回速度 $C_\theta$ が半径方向 ( $q$ 方向) に一定値 ( $C_\theta = \text{const}$ ) である一定旋回速度形式(constant-whirl-velocity design)を選択する。一定値である $C_\theta$ の値は、単位時間に動翼出口を通過するエネルギー $E_2$ から次のように求める。

$$E_2 = \dot{m} \Delta I_{th} = 2\pi K_B \int_{q_h}^{q_c} \rho r_2 C_{m2} \cos \varepsilon u_2 C_{\theta 2} dq \quad (2-8)$$

さらに追加条件として、全圧 $P_t$ が旋回速度 $C_\theta$ を用いて次のように近似できると仮定する。

これは動翼における全圧上昇がオイラーの式から決まると仮定したことに相当する。

まず旋回速度 $C_\theta$ が半径方向 ( $q$ 方向) に一定値 ( $C_\theta = \text{const}$ ) である場合は、

$$P_t \cong \Delta P = \rho \eta u_2 C_{\theta 2} (\Delta P = \rho \eta r \omega C_{\theta 2}) \quad (2-9)$$

$$\frac{1}{\rho} \frac{dP_t}{dq} = \frac{1}{\rho} \frac{d(\rho \eta r \omega C_\theta)}{dr} = \eta \omega C_\theta \quad (2-10)$$

$$B(q) = 2 \left( \eta \omega C_\theta - \frac{C_\theta^2}{r} \frac{dr}{dq} \right) \quad (2-11)$$

以上より得られた $C_m$ をハブからケーシングまでの各流線について求め、 $C_m(q)$ 分布を得る。各子午面間を通る流量が等しくなるように子午面流線の形状を修正し、収束するまで反復計算を行う。

ちなみに、Lieblein ら[118]が述べた翼素の全圧損失係数 $\zeta_p$ は、子午面流れ計算において、動翼入口（添字 1）および出口（添字 2）の速度三角形から、次式より推定できる。

$$\zeta_p = \frac{0.008}{1 - 1.17 \ln(D_{eq})} \frac{(l/t_m)}{\cos \beta_{a2}} \left( \frac{r_1 b_1 \cos \beta_{a1}}{r_2 b_2 \cos \beta_{a2}} \right)^2 \quad (2-12)$$

ここに、 $l$ ：翼弦長、 $t_m$ ：平均半径 $r_m = \frac{r_1 + r_2}{2}$ におけるピッチ ( $\frac{2\pi r_m}{Z_b}$ )、 $\beta_a$ ：相対流れと子午線方向( $m$ 方向)のなす角度、 $b$ ：回転流面の厚さである。 $D_{eq}$ は相当拡散比で、次式で与えられる。

$$D_{eq} = \frac{\cos \beta_{a2}}{\cos \beta_{a1}} \frac{C_{m1}}{C_{m2}} \left[ 1.12 + 0.61 \frac{\cos^2 \beta_1}{(l/t_m)} \left\{ \tan \beta_{a1} - \frac{r_2}{r_1} \frac{C_{m2}}{C_{m1}} \tan \beta_{a2} - \frac{r_1 \omega}{C_{m1}} \left( 1 - \frac{r_2^2}{r_1^2} \right) \right\} \right] \quad (2-13)$$

式(2-12)により、設計段階で翼の損失を見積もることが可能である。

## B. 回転流面流れ計算

子午面流線を決定した後、これを回転して得られる回転流面上で翼素を決定する。

半開放型軸流ファンを設計するにあたり、半径方向速度を考慮するために、斜流ファンの設計法（軸流ファンの延長と考えた設計法）を適用する。

軸流羽根車に使用される豊富な直線翼列資料を適用するために、回転流面の流れを、次の写像関数で円筒座標系の  $XY$  面に写像する。

$$\frac{dX}{dm} = \frac{r^*}{r}, \quad \frac{dY}{d\theta} = -r^* \quad (2-14)$$

ここに、 $r^*$ は任意の基準半径である。(図 2-2)

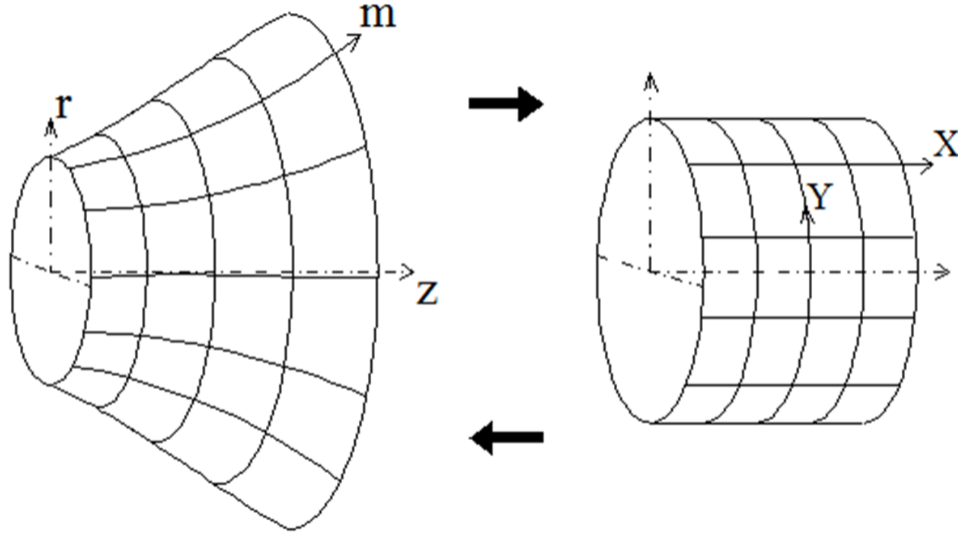


図 2-2. 回転流面から  $XY$  面への写像

上式の写像により、回転流面上の斜流翼列は、 $X$  方向を軸流方向、 $Y$  方向を翼列回転方向とする直線翼列に写像でき、相対流れの軸流速度成分  $W_x$ 、および旋回速度成分  $W_y$  は、物理面の速度成分より、次式で求められる。

$$W_x = \frac{r}{r^*} C_m, \quad W_y = \frac{r}{r^*} (u - C_\theta) \quad (2-15)$$

回転流面の翼素に対して、局所的な理論ヘッド係数  $\Psi_{th}$  および流量計数  $\phi$  を次式で定義する。

$$\Psi_{th} = \frac{(u_2 C_{\theta 2} - u_1 C_{\theta 1})}{\left(\frac{u^{*2}}{2}\right)} = 2\phi \left\{ \frac{\left(\frac{W_{y1} - W_{y2}}{W_{x1} + W_{x2}}\right)}{2} + \chi \right\}$$

$$\phi = \frac{W_{x1} + W_{x2}}{2u^*} \quad (2-16)$$

ここに、 $u^*$  は基準半径における周速 ( $u^* = r^* \omega$ )  
 また、 $\chi$  は流面傾斜パラメータで、次式で与えられる。

$$\chi = \frac{r_2^2 - r_1^2}{\phi r^{*2}} \quad (2-17)$$

$\Psi_{th}$ 、 $\phi$ 、 $\chi$ が与えられると、 $XY$ 面における翼列前後の速度線図が作成できるので、これを用いて翼素を選定する。

・等価速度三角形について

$XY$ 面における速度線図は、一般的に図 2-3 に示すように  $W_{x1} \neq W_{x2}$  であるから、直線翼列資料を適用するために軸流成分（ $X$ 成分）が  $W_{x\infty} = (W_{x1} + W_{x2})/2$  で、旋回成分（ $Y$ 成分）が変化しない等価速度三角形をとる。

等価速度三角形の相対流入角および流出角を図 2-3 のように  $\bar{\beta}_{a1}$  および  $\bar{\beta}_{a2}$  と定義すれば、

$$\tan \bar{\beta}_{a1} - \tan \bar{\beta}_{a2} = \frac{\Psi_{th}}{2\phi} - \chi \quad (2-18)$$

$$\tan \bar{\beta}_{a1} = \frac{W_{y1}}{W_{x\infty}} = r_1(u_1 - c_{\theta 1})/(u^* r^*)/\phi \quad (2-19)$$

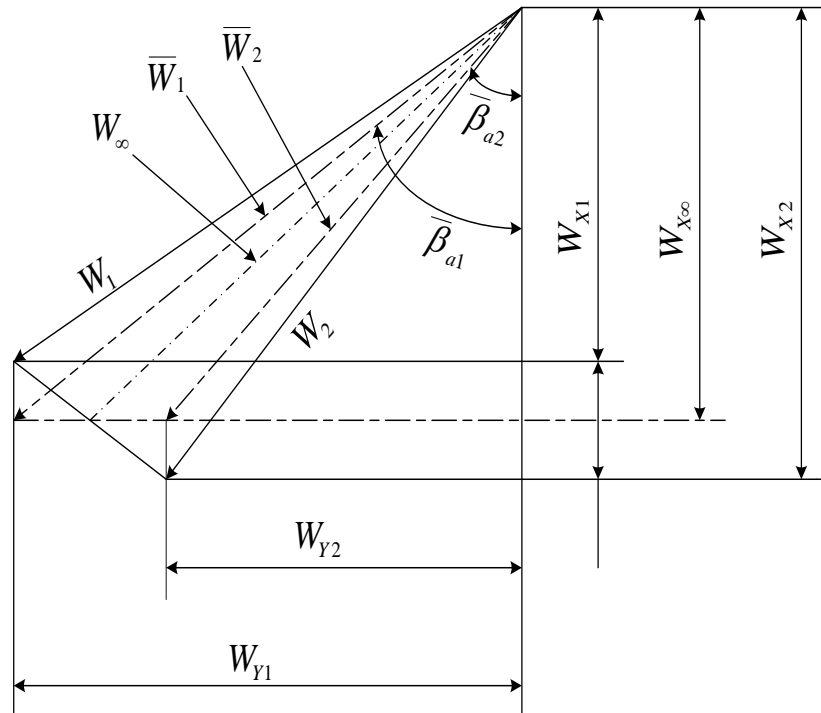


図 2-3. 等価速度三角形

また、 $XY$ 面の翼列の弦節比 $\sigma_{XY}$ は、翼枚数が $Z_b$ 、食違い角が $\gamma$ のとき、

$$\sigma_{XY} = Z_b(W_2 - W_1)/(2\pi r^* \cos \gamma) \quad (2-20)$$

上式より、 $XY$ 面上で翼素を決定する。ただし、減速翼列の資料を適用するためには $\frac{\psi_{th}}{2\phi} > \chi$ でなければならない。

翼列の性能は、流面傾斜および流面厚さの変化の影響が存在すると、二次元翼列の性能と異なるので、設計点を満足するには、翼形状を補正する必要がある。特異点法により、流面傾斜の影響は、 $\zeta = \text{rot}(W_x, W_y)$ の渦度を、流面厚さの影響は、 $\dot{\mu} = \text{div}(W_x, W_y)$ の吹出しを、それぞれ $XY$ 面上に分布させることにより計算できる。

図 2-4 の点線に示すように、翼列の前縁線、後縁線および 1 ピッチ $t$ だけ離れた 2 本の流線によって作られる閉曲線のまわりの循環 $\Gamma$ をとれば、

$$t W_{x\infty}(\tan \bar{\beta}_1 - \tan \bar{\beta}_2) = \Gamma_0 + \Delta \Gamma + \int_0^t \int_{X_1}^{X_2} (-\zeta) dX dY \quad (2-21)$$

ここで $\Gamma_0$ は渦度と吹出しの分布がない場合の翼の循環、 $\Delta \Gamma$ は渦度と吹出しの分布による循環の変化量を示す。

上式の右辺の積分を実行し、 $t W_{x\infty}$ で除すれば、

$$\tan \bar{\beta}_1 - \tan \bar{\beta}_2 = \frac{\Gamma_0}{t W_{x\infty}} + \frac{\Delta \Gamma}{t W_{x\infty}} - \chi \quad (2-22)$$

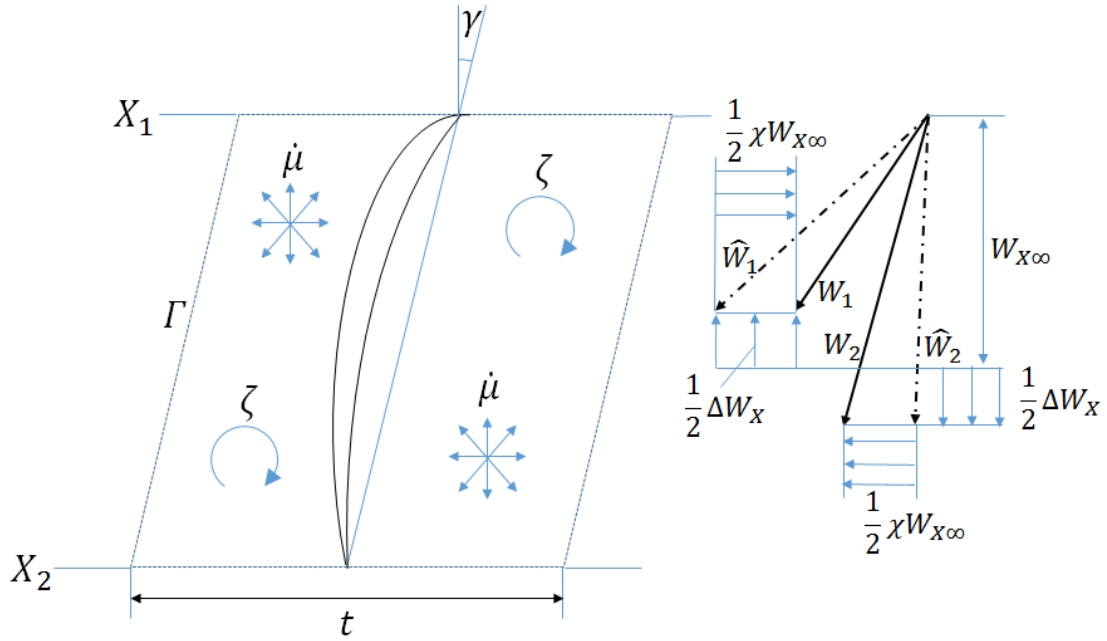


図 2-4.  $XY$ 面の渦・吹出し分布と翼列前後の誘起速度

翼列資料を用いて、式(2-18)～(2-20)を満足する翼素を選定すれば、斜流翼列では式(2-22)の右記 2 項と 3 項に相当する量だけ式(2-18)の値が異なるので、式(2-22)が式(2-18)の右辺と等しくなるように翼形状を補正することになる。

実際の設計では、翼素選定に都合の良い仮想速度の流入角 $\hat{\beta}_{a1}$ および流出角 $\hat{\beta}_{a2}$ を次のように定める。

$$\tan \hat{\beta}_{a1} = \tan \bar{\beta}_{a1} + k\chi/2, \quad \tan \hat{\beta}_{a2} = \tan \bar{\beta}_{a2} - k\chi/2 \quad (2-23)$$

ここで、 $k$ は任意の係数である。

$$\tan \hat{\beta}_{a1} - \tan \hat{\beta}_{a2} = \frac{\Psi_{th}}{2\Phi} - (1-k)\chi \quad (2-24)$$

$$\tan \hat{\beta}_{a1} - \tan \hat{\beta}_{a2} = \frac{\Gamma_0}{t W_{x\infty}} + \frac{\Delta\Gamma}{t W_{x\infty}} - (1-k)\chi \quad (2-25)$$

式(2-23)を満足する $\hat{\beta}_{a1}$ 、 $\hat{\beta}_{a2}$ に対して翼列資料により翼素を選定し、式(2-25)の計算を行って、式(2-24)の右辺と一致するように後述の方法により、翼形状を補正する。 $0 \leq k \leq 1$

の範囲で翼列資料が存在する $\hat{\beta}_{a1}$ 、 $\hat{\beta}_{a2}$ が得られるように $k$ の値を決める。

・ 流面傾斜および軸流速度変化による翼形状の補正について

流面傾斜および流面厚さ変化による効果は、 $XY$ 面上では流れ場に分布する渦度および吹出しの影響に置き換えられる。したがって  $XY$ 面の速度三角形に対し、二次元非回転流れ場における直線翼列を使用して翼素を選定すれば、渦度および吹出しの影響により翼列性能が変化するので、翼列形状を補正する必要がある。この補正は **Schlichting** の特異点法を用いて実施する。

ここでは、直線翼列は式(2-23)の $\hat{\beta}_{a1}$ 、 $\hat{\beta}_{a2}$ と、式(2-20)の $\sigma_{XY}$ を与えて選定するものとする。

流れ場に $\zeta = \text{rot}(W_x, W_y) = 2\omega(r/r^*)^2(dr/dm)$ の渦度が分布する場合の誘起速度は、

$$V_{\zeta X} = 0, V_{\zeta Y} = u^* \left\{ \left( \frac{r}{r^*} \right)^2 - \frac{r_1^2 + r_2^2}{2r^{*2}} \right\} \quad (2-26)$$

また、 $\dot{\mu} = \text{div}(W_x, W_y)$ の吹出しが分布する場合の誘起速度は、

$$\begin{aligned} V_{\mu X} &= -\frac{1}{2t} \int_1^2 \int_0^{t-d} \frac{\dot{\mu}(X', Y') \sinh \tilde{X}}{\cosh \tilde{X} - \cos \tilde{Y}} dX' dY' \\ V_{\mu Y} &= -\frac{1}{2t} \int_1^2 \int_0^{t-d} \frac{\dot{\mu}(X', Y') \sin \tilde{Y}}{\cosh \tilde{X} - \cos \tilde{Y}} dY' dX' \end{aligned} \quad (2-27)$$

ここで、

$$\tilde{X} = \frac{2\pi(X - X')}{t}, \tilde{Y} = \frac{2\pi(Y - Y')}{t}, d: Y \text{方向に測った翼の厚み}$$

である。

上式の被積分項中、 $\dot{\mu}(X', Y')$ には未知の $W_x$ 、 $W_y$ が含まれるので積分できない。したがって、第一次近似として吹出しの影響は  $Y$ 方向に依存しないと仮定し、一次元の連続の式より誘起速度を計算する。すなわち吹出しが存在する場合および存在しない場合の翼列内の平均軸流速度は、それぞれ

$$\bar{W}_X = \frac{1}{k_b} \frac{b_1 \rho_1}{b \rho} W_{X1} \quad (2-28)$$

$$\bar{W}_{x0} = \frac{1}{k_b} W_{x\infty} \quad (2-29)$$

ここで、 $k_b = (t - d)/t$ である。

ゆえに第一近似の誘起速度は、

$$V_{\mu x} = \bar{W}_x - \bar{W}_{x0} = \frac{1}{k_b} \left\{ \frac{b_1 \rho_1}{b \rho} \left( 1 - \frac{\xi}{2} \right) - 1 \right\} W_{x\infty}$$

$$V_{\mu y} = 0 \quad (2-30)$$

ここで、 $\xi = (W_{x2} - W_{x1}) / W_{x\infty}$  : 軸流速度変化率

設計問題においては実用上第一近似でも充分である。

渦度と吹出しが分布する流れ場に、Schlichting の特異点法を適用すれば、翼と流れとの適合条件は次式で表される。

$$\frac{dy_c}{dx} = \frac{W_{\infty y} + W_{by} + V_y}{W_{\infty x} + W_{bx} + V_x}$$

$$\frac{dy_d}{dx} = \frac{\dot{q}_b}{W_{\infty x} + W_{bx} + V_x} \quad (2-31)$$

ここに  $x$  および  $y$  は、翼弦方向および翼弦に垂直方向の座標で、添字に使用する場合は、それぞれの座標軸方向の成分である。 $y_c$  および  $y_d$  は翼の反りおよび厚みの分布、 $W_b$  は翼弦上に分布する固定渦および固定吹出しによる誘起速度、 $\dot{q}_b$  は固定吹出しの強さである。

$V_x$ 、 $V_y$  は流れ場に分布する渦度と吹出しによる誘起速度で、

$$V_x = (V_{\zeta x} + V_{\mu x}) \cos \gamma + (V_{\zeta y} + V_{\mu y}) \sin \gamma$$

$$V_y = -(V_{\zeta x} + V_{\mu x}) \sin \gamma + (V_{\zeta y} + V_{\mu y}) \cos \gamma \quad (2-32)$$

翼弦に分布させる渦および吹出しは、Glauert 級数であるので、式(2-31)は Glauert 級数の係数を未知数とする連立一次方程式になり、級数項の数と同数の  $x$  に対して式(2-31)を連立させることにより、未知係数は求められる。



翼のまわりの循環は、

$$\Gamma_b = \frac{\pi}{2} l W_\infty \cos \alpha_{A\infty} \left\{ \left( A_{00} + \frac{A_{10}}{2} \right) + \left( A_{0\alpha} + \frac{A_{1\alpha}}{2} \right) \tan \alpha_{A\infty} \right\} \quad (2-33)$$

ここに、 $A_{00}$ 、 $A_{10}$ 、 $A_{0\alpha}$ 、 $A_{1\alpha}$ は翼弦に分布させる固定渦に対する Glauert 級数の係数であり、 $\alpha_{A\infty}$ はベクトル平均速度の迎え角 ( $\alpha_{A\infty} = \beta_{\alpha\infty} - \gamma$ ) である。

したがって、図 2-4 の破線に沿って循環をとれば、式(2-23)に対応する式は、

$$\tan \bar{\beta}_{a1} - \tan \bar{\beta}_{a2} = \frac{\pi \sigma_{XY} \cos \alpha_{A\infty}}{2 \cos \beta_{\alpha\infty}} \left\{ \left( A_{00} + \frac{A_{10}}{2} \right) + \left( A_{0\alpha} + \frac{A_{1\alpha}}{2} \right) \tan \alpha_{A\infty} \right\} - \chi \quad (2-34)$$

$\alpha_{A\infty} = \beta_{\alpha\infty} - \gamma$ 、 $\tan \beta_{\alpha\infty} = (\tan \bar{\beta}_{a1} + \tan \bar{\beta}_{a2})/2$ の関係と式(2-24)を用いて、上式を変形すれば、

$$\tan \bar{\beta}_{a1} - \tan \bar{\beta}_{a2} = \frac{\pi}{2} \sigma_{XY} (S_A + T_A \tan \beta_{\alpha\infty}) - (1 - k) \chi \quad (2-35)$$

ここで、

$$\begin{aligned} S_A &= \left( A_{00} + \frac{A_{10}}{2} \right) \cos \gamma - \left( A_{0\alpha} + \frac{A_{1\alpha}}{2} \right) \sin \gamma \\ T_A &= \left( A_{00} + \frac{A_{10}}{2} \right) \sin \gamma + \left( A_{0\alpha} + \frac{A_{1\alpha}}{2} \right) \cos \gamma \end{aligned} \quad (2-36)$$

上式に基づいて、つぎの手順により翼の反りを補正する。

- 1) 流れ場に渦度および吹出しが分布しない場合の翼列流れを  $V_x = 0$ 、 $V_y = 0$ 、 $\chi = 0$ と置いて求め、式(2-35)の値を  $\hat{f}_0$ とする。
- 2)  $V_x$ 、 $V_y$ 、 $\chi$ 、 $k$ を与えて翼列流れを解き、式(2-35)の値を  $\hat{f}$ とする。
- 3)  $\hat{f} \neq \hat{f}_0$ のとき転向角  $\Delta \beta_a$ の変化は、 $\delta(\Delta \beta_a) \simeq (\partial(\Delta \beta_a)/\partial \hat{f})(\hat{f} - \hat{f}_0)$ で与えられるので、転向角の変化に相当するだけの翼の反り角  $\theta_c$ を変化させる。すなわち、

$$\delta\theta_c = -\delta(\Delta\beta_a) = -\frac{1}{2} \left\{ \frac{1}{\left(\tan\beta_{\alpha\infty} + \frac{\hat{f}}{2}\right)^2 + 1} + \frac{1}{\left(\tan\beta_{\alpha\infty} - \frac{\hat{f}}{2}\right)^2 + 1} \right\} (\hat{f} - \hat{f}_0) \quad (2\cdot37)$$

だけ反り角を変化させて翼列流れを解いて $\hat{f}$ を求め、 $\hat{f} = \hat{f}_0$ になるまで反復計算を行う。

上述の方法で翼の反り線を補正し、反り線に翼厚分布を付加することで、 $XY$ 面上の翼形が得られる。これを式(2-15)により物理面に写像することによって、回転流面上の翼形が求められる。

### 第3章. 数値計算手法

設計した翼形状を含む半開放型軸流ファンの特性を確認するため、粘性を考慮した内部流れを数値計算（Computational Fluid Dynamics：以下、CFD）した。CFD には、Ansys CFX release16.0 を用い、支配方程式に RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes Simulation)、乱流モデルに SST (Shear Stress Transport)  $k-\omega$  モデルを採用した。

Ansys, Inc.の文献[119]を参考として、CFD の理論について述べる。

#### A. 基礎理論

まず、流体解析の基礎理論となる質量保存式、運動量保存式、スカラー量の保存式について述べ、CFD シミュレーションの離散化手法の一つである有限体積法の原理を説明する。

直交座標系の質量保存式（連続の式）、運動量保存式（ナビエ・ストークス方程式）、その他のスカラー量に関する保存式は、次式で表される。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \quad (3-1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \mu_{eff} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right) + S_{u_i} \quad (3-2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varphi) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \varphi) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_{eff} \left( \frac{\partial \varphi}{\partial x_j} \right) \right) + S_{\varphi} \quad (3-3)$$

$u_i$ 、 $u_j$ はそれぞれ任意方向の流速要素、 $p$ は圧力、 $\mu_{eff}$ は粘度、 $S_{u_i}$ は外力項、 $\varphi$ は任意のパッシブスカラー量である。

CFD では、上記の質量保存式、運動量保存式、スカラー量の保存式の離散化が必要となる。Ansys CFX では、この離散化を有限体積法により実施している。有限体積法とは、計算領域を細かな Control Volume (CV)に切り分け、CV ごとに上記 3 式を積分することで得られる連立方程式を解く手法である。物理量は各 CV の中心で定義され、この値が各メッシュの平均値となる。また、境界値は隣接する CV 中心の値から求める。

前述の方程式を、各 CV に渡り積分すると、

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho dV + \int_S \rho u_j dn_j = 0 \quad (3-4)$$

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho u_i dV + \int_S \rho u_j u_i dn_j = - \int_S p dn_j + \int_S \mu_{eff} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) dn_j + \int_V S_{u_i} dV \quad (3-5)$$

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \varphi dV + \int_S \rho u_j \varphi dn_j = \int_S \Gamma_{eff} \left( \frac{\partial \varphi}{\partial x_j} \right) dn_j + \int_V S_\varphi dV \quad (3-6)$$

ここで、 $V$ と $S$ は、積分における体積と表面の領域をそれぞれ表しており、 $dn_j$ は表面に垂直な外向きのベクトルの微分成分を表す。一部、体積積分を面積積分に変更するガウスの発散定理を用いている。上記の体積積分および面積積分を離散化する。

図 3-1 に、メッシュ要素の例を示す。

体積積分は、各要素の扇形領域に離散化され、この領域が属する CV に蓄積される。面積積分は、要素内部の各表面を分ける線の中心に位置する積分点( $ipn$ )で離散化され、隣接する CV に分布される。上記の積分方程式は、次式のように離散化して表される。

$$V \left( \frac{\rho - \rho^0}{\Delta t} \right) + \sum_{ip} m_{ip} = 0 \quad (3-7)$$

$$V \left( \frac{\rho u_i - \rho^0 u_i^0}{\Delta t} \right) + \sum_{ip} m_{ip} (u_i)_{ip} = \sum_{ip} (p \Delta n_{ip})_{ip} + \sum_{ip} \left( \mu_{eff} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \Delta n_j \right)_{ip} + \overline{S_{u_i}} V \quad (3-8)$$

$$V \left( \frac{\rho \varphi - \rho^0 \varphi^0}{\Delta t} \right) + \sum_{ip} m_{ip} \varphi_{ip} = \sum_{ip} \left( \Gamma_{eff} \frac{\partial \varphi}{\partial x_j} \Delta n_j \right)_{ip} + \overline{S_\varphi} V \quad (3-9)$$

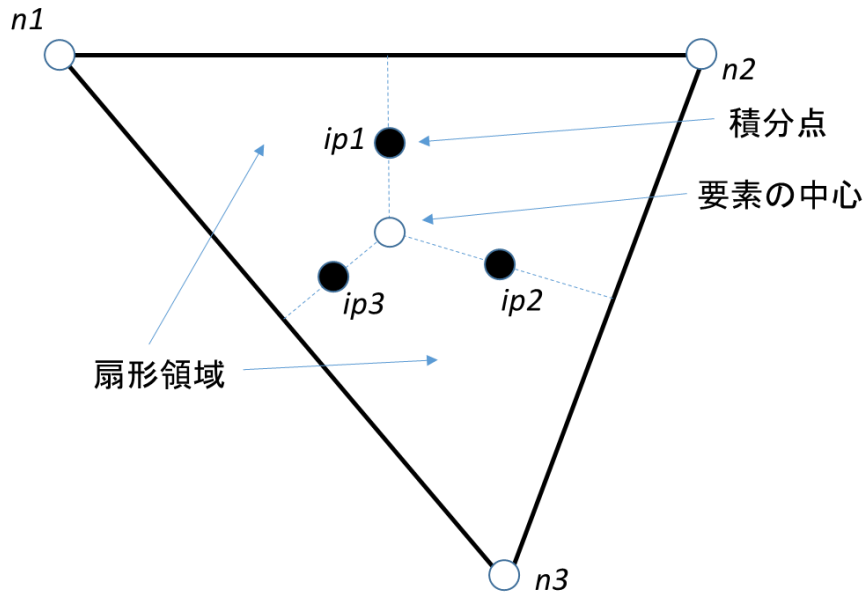


図 3-1. メッシュ要素

ここで、質量流量 $m_{ip} = (\rho u_j \Delta n_j)_{ip}$ であり、 $V$ は CV、 $\Delta t$ は時間ステップ、 $\Delta n_j$ は外側に分散する表面のベクトル、下付き文字  $ip$  は各積分点での評価を表す。上付き文字  $0$  は、1 つ前の時間ステップでの物理量を示す。解析場およびその他の物性値は、メッシュノードに保存される。多くの項を評価するために、解析場または解の勾配は、積分点で近似されている必要がある。次に示す形状関数を使用して、要素内の変数 $\varphi$ の変動を記述する。

$$\varphi = \sum_{i=1}^{N_{node}} N_i \varphi_i \quad (3-10)$$

ここで、 $N_i$ をノード $i$ の形状関数であり、 $\varphi_i$ はノード $i$ での値である。この総和は、要素の全てのノードにわたり行われる。例えば、本研究で作成する tetra メッシュは図 3-2 の4つのノードからなり、形状関数は次式で表される。

$$N_1(s, t, u) = 1 - s - t - u$$

$$N_2(s, t, u) = s$$

$$N_3(s, t, u) = t$$

$$N_4(s, t, u) = u$$

(3-11)

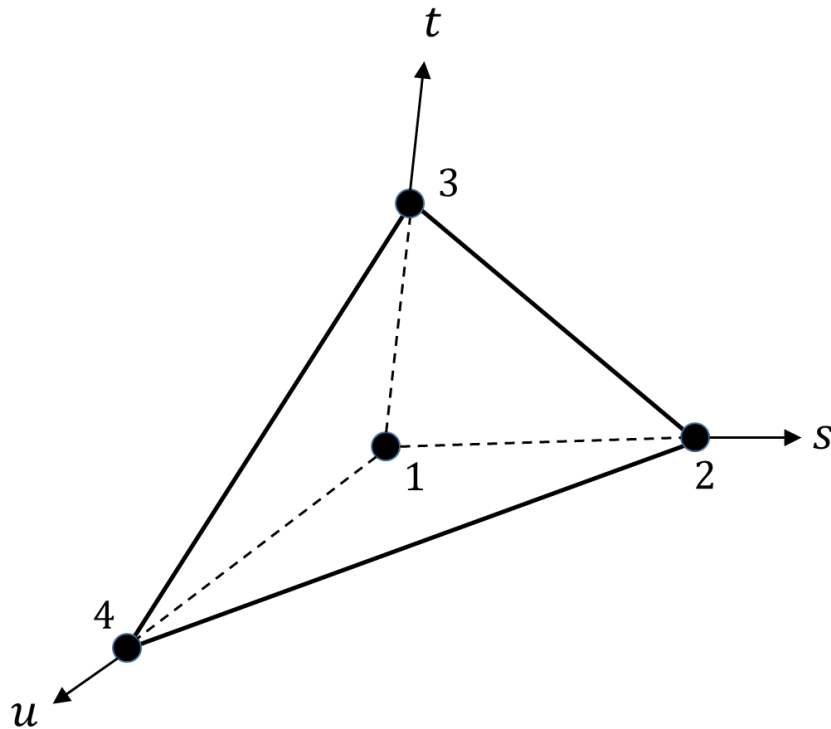


図 3-2. 四面体要素 (Tetra)

運動方程式中の圧力勾配の面積積分は、 $(p\Delta n_{ip})_{ip}$  という式の評価を含んでいる。

$p_{ip}$  の値は、形状関数を用いて、次の式で評価される。

$$p_{ip} = \sum_n N_n(s_{ip}, t_{ip}, u_{ip}) p_n \quad (3-12)$$

領域内のすべての要素に有限体積法を適用することで生じる一連の線形方程式は、離散化した保存方程式であり、次の形式で記述することができる。

$$\sum_{nb_i} a_i^{nb} \varphi_i^{nb} = b_i \quad (3-13)$$

ここで、 $\varphi$  は方程式の解、 $b$  は方程式の右辺、 $a$  は方程式の係数、添え字の  $i$  は、方程式中の CV またはノードを特定する番号であり、 $nb$  は隣接ノードであることを意味する。質量と運動の 3 次元連立方程式では、これらは  $4 \times 4$  の行列または、 $4 \times 1$  のベクトルであり、次のように表すことができる。

$$\begin{aligned} a_i^{nb} &= \begin{bmatrix} a_{uu} & a_{uv} & a_{uw} & a_{up} \\ a_{vu} & a_{vv} & a_{vw} & a_{vp} \\ a_{wu} & a_{wv} & a_{ww} & a_{wp} \\ a_{pu} & a_{pv} & a_{pw} & a_{pp} \end{bmatrix}_i^{nb} \\ \varphi_i^{nb} &= \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \\ p \end{bmatrix}_i^{nb} \\ b_i &= \begin{bmatrix} b_u \\ b_v \\ b_w \\ b_p \end{bmatrix}_i \end{aligned} \quad (3-14)$$

このように圧力-速度の連成型連立方程式を解くことで解を求めてゆく。

## B. RANS 方程式

本研究の半開放型軸流ファンの流れ場解析の基本式として、RANS 方程式（レイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式）を用いた。RANS 方程式では解を平均成分と変動成分とに分解する。

具体的には、運動量保存式（ナビエ・ストークス方程式）について、速度成分を

$$\mathbf{u}_i = \bar{\mathbf{u}}_i + \mathbf{u}_i' \quad (3-15)$$

と、平均速度成分 $\bar{u}_i$ と変動速度成分 $u_i'$ に分けて考える。

また、圧力や重力項などのスカラー量についても、同様に平均成分と変動成分に切り分ける。

$$\varphi = \bar{\varphi} + \varphi' \quad (3-16)$$

ここで、 $\varphi$ は圧力や重力等のスカラー量を表す。上記式を瞬間的なナビエ・ストークス方程式に代入し、時間平均をとることにより、平均運動方程式を得る。これを直交座標のテンソル形式で表すと、

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{u}_i) = -\bar{u}_j \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{u}_i) - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_i \partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \overline{u_i' u_j'}) + \rho \bar{g}_x + \bar{F}_x \quad (3-17)$$

上式を RANS 方程式と呼ぶ。一般的な形は通常のナビエ・ストークス方程式と同じだが、速度やその他の変数は、時間平均されたものになっている。新たに現れた $\rho \overline{u_i' u_j'}$ がレイノルズ応力であり、式(3-7)を解くためには、これをモデル化しなければならない。

### C. 乱流モデル

先の RANS 方程式を解くため、乱流モデルを選定しなければならない。下記にいくつかの代表的な乱流モデルを紹介する。

#### ・ RNG $k$ - $\varepsilon$ モデル

2 方程式乱流モデルで、2 つの独立した輸送方程式を解くことによって、乱流長さと時間スケールの両方を計算できる。 $k$ - $\varepsilon$ モデルとは、乱流運動エネルギー( $k$ )とその散逸率( $\varepsilon$ )のモデル輸送方程式に基づくモデルである。自由流に対する計算を精度よく実施できる。RNG  $k$ - $\varepsilon$ モデルは、標準の $k$ - $\varepsilon$ モデルからいくつか改良が加えられたものであり、従来は高レイノルズ数モデルであるのに対し、RNG 理論は低レイノルズ数の影響を取り入れることが出来る。RNG による  $k$ - $\varepsilon$ モデルは、「くりこみ群」(RNG) 方式と呼ばれる数学的な手法を用いて、ナビエ・ストークス方程式から導出される。RNG  $k$ - $\varepsilon$ モデルは次の 2 式の輸送方程式で表される[119]。

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (3-18)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \alpha_\varepsilon \mu_{eff} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} - R_\varepsilon + S_\varepsilon \quad (3-19)$$

ここで、 $G_k$ は平均速度勾配による乱流運動エネルギーの生成を表し、 $G_b$ は浮力による乱流運動エネルギーの生成を表し、 $Y_M$ は圧縮性乱流における膨張変動の散逸率への寄与を表し、 $\alpha_k$ と $\alpha_\varepsilon$ はそれぞれ $k$ と $\varepsilon$ に対する有効プラントル数の逆数である。

・ BSL  $k$ - $\omega$ モデル

$k$ - $\omega$ モデルは、低レイノルズ数補正を設けており、壁に近い領域で観察される乱流運動を良く再現する。標準 $k$ - $\omega$ モデルは、乱流の運動エネルギー( $k$ )とその比散逸率( $\omega$ )の輸送方程式に基づく経験モデルである。比散逸率( $\omega$ )とは、 $k$ の単位量あたりの $\varepsilon$ と考えることが出来る。乱流の運動エネルギー $k$ と比散逸率 $\omega$ は、次の2式の輸送方程式から得られる[119]。

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (3-20)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (3-21)$$

ここで、 $G_k$ は平均速度勾配による乱流運動エネルギーの生成を表し、 $G_\omega$ は $\omega$ の発生を表し、 $\Gamma_k$ と $\Gamma_\omega$ はそれぞれ $k$ と $\omega$ の有効拡散係数を表す。 $Y_k$ と $Y_\omega$ はそれぞれ乱流による $k$ と $\omega$ の散逸を表す。

BSL  $k$ - $\omega$ モデルは、上記標準 $k$ - $\omega$ モデルを改良したもので、壁近傍では $k$ - $\omega$ モデルの高精度な計算を実施し、壁から遠方な領域では、 $k$ - $\varepsilon$ モデルの自由流に対する定式化に切り替わって計算できるため、全領域に渡って精度良い計算が可能である。BSL  $k$ - $\omega$ モデルの輸送方程式を下記に示す。

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (3-22)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (3-23)$$

標準 $k$ - $\omega$ モデルとの違いは、上式に $D_\omega$ というクロス拡散項が加わっている。 $D_\omega$ は下記式で表され、壁近傍では $F_1$ が1となって $k$ - $\omega$ モデル、壁から離れるにつれて $F_1$ が0に近づき、 $k$ - $\varepsilon$ モデルの輸送方程式に近づくようになっている。

$$D_\omega = 2(1 - F_1) \rho \frac{1}{\omega \sigma_{\omega,2}} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (3-24)$$

・ せん断応力輸送(SST) $k$ - $\omega$ モデル

SST $k$ - $\omega$ モデルは、上記BSL  $k$ - $\omega$ モデルを改良し、さらに乱流せん断応力の輸送も考慮している。BSL  $k$ - $\omega$ モデルでは、滑らかな表面からの流れのはく離について、発生と量を適切に予測できない。SST $k$ - $\omega$ モデルでは、渦粘性係数を最適化することで乱流せん断応力の輸送を考慮することで解決している。この特徴により、SST $k$ - $\omega$ モデルは幅広い流れで高精度



で信頼性の高い予測ができる。

本研究においても、**SST** $k-\omega$ モデルを採用することにした。**SST**  $k-\omega$ モデルは壁面近傍で  $k-\omega$ 形式をとるため境界層の影響の考察に優れ、また乱流せん断応力を考慮することによってはく離の予測に優れている。ターボ機械の特に低流量域では、はく離による失速現象が起こりやすいことが知られており、**SST**  $k-\omega$ モデルがその再現に有利だと判断したためである。

## 第4章. 実験手法

### A. 実験装置の概略について

図 4-1 に実験装置の全体図を示す。装置断面は一辺が 880mm の正方形であり全長は約 3 m である。また、テストファンは、動翼部分にのみケーシングを有しており、上流と下流にはダクトを有さない半開放型軸流ファンである。羽根車は直流モータによって駆動し、その回転数は 0～3100rpm の間で任意の回転数に調整できる。実験は 3000rpm で羽根車を回転させ、羽根車の回転だけでは流量を完全に変化できないので、実験に際し流量調節が必要な場合には、出口側にあるブースターファンの出力を利用して流量調整を行った。非定常内部流動を明らかにする前に、ファンとしての性能（効率、静圧上昇、軸トルク）を明らかにすることが重要である。性能試験では流量を最小から徐々に増やしていき、その各々の流量で軸トルク、内部よどみ圧およびノズル差圧計測した。それらの値を用いて、ノズル差圧から流量を、内部よどみ圧より圧力上昇を、軸トルクから送風機動力をそれぞれ計算し、流量係数  $\phi$ 、圧力係数  $\psi$ 、効率  $\eta$  を求めた。

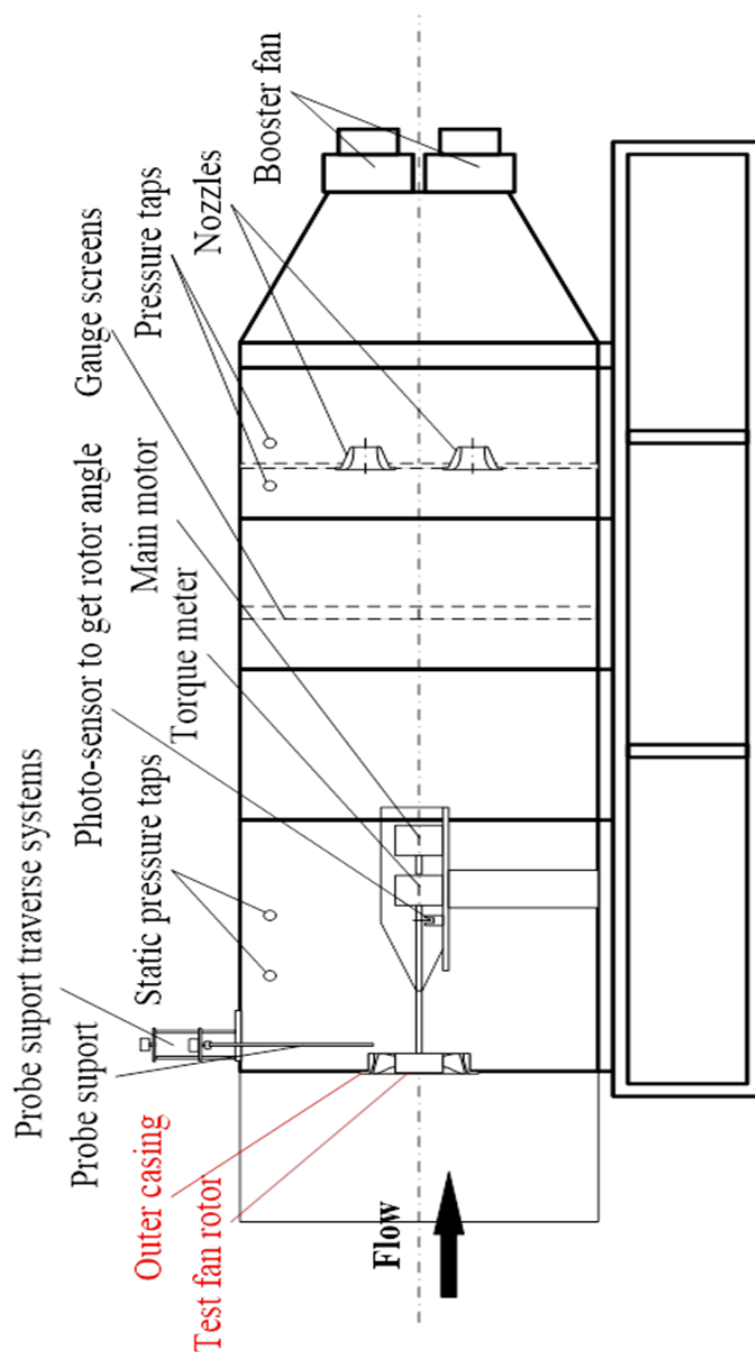


図 4-1. 実験装置の全体図

#### B. トラバース装置について

トラバース装置の概略図を図 4-2 に示す。傾斜熱線は縦方向にトラバースできるトラバース装置の先端に設置する。トラバース装置にはステッピングモータが設置されており、一定間隔刻みでサポートをその軸まわりに回転させることが可能である。熱線計測ではサポート軸から同軸ケーブルを用いて熱線流速計に取り込まれた信号は、流速計内部でリニア

ライザにより出力補正をかけられた後、アンプによって増幅して出力され、AD ボードを介してコンピュータに取り込まれる。

コンピュータには DA ボードも設置されており、DA ボードからの出力パルス信号によりトラバース装置のステッピングモータを制御する。

データを位相固定平均するための動翼周期信号も同時に計測する。動翼周期信号として動翼回転軸に取り付けたフォトカプラの出力信号を用いた。

また、動翼上流を計測する際は、流れ場が複雑であるため、熱線計測に加え、速度の方向を判別するための圧力計測も行う。圧力計測の際は、トラバース装置のサポート軸に接続された熱線プローブを圧力プローブに取り換え、同軸ケーブルを圧力センサに接続する。圧力センサによる出力も同様にアンプによって増幅されたうえで、AD ボードを介してコンピュータに取り込まれる。

### C. 熱線計測法について

本実験では動翼下流 10mm 断面でトラバースラインを設置し、ハブからチップまで 11 点の測定点を設けた。計測は熱線プローブを用いて行った。熱線プローブは傾斜型を用いた。図 4-3 に傾斜型熱線プローブの概略図を示す。計測流量は流量係数  $\phi = 0.264$  (設計値)、0.290、0.316 で行った。図 4-4 に熱線計測ラインの位置を示す。

熱線を使用するにあたり、事前に熱線検定を行う必要がある。

熱線検定とは、流速に対する熱線の出力を検定し、熱線の感度を決定するものである。

まず、図 4-1 に示す検定風洞に熱線プローブを取り付け、リニアリティ検定を行う。リニアリティ検定は実験後にも再度行う。検定風洞中で主流方向に対して熱線プローブが垂直になるように角度調整を行う。次に変換器の 5~30V までで流速を 10 段階に変化させ、各々の場合の熱線の出力をコンピュータに取り込み、ディスプレイに検定係数を表示する。また、傾斜熱線の場合、主流に対して  $-30^{\circ} \sim +30^{\circ}$  (図 4-3 の”P”)まで  $10^{\circ}$  間隔で 7 段階に角度変化させ計測するピッチ角検定も行う。この検定により、出力電圧と流速とピッチ角の関係 ( $Y = aX + b$  の式) を明らかにする。速度計測は、それぞれの測定点で熱線をプローブ軸周りに  $14.4^{\circ}$  刻みで 25 回回転させデータを取り込む。

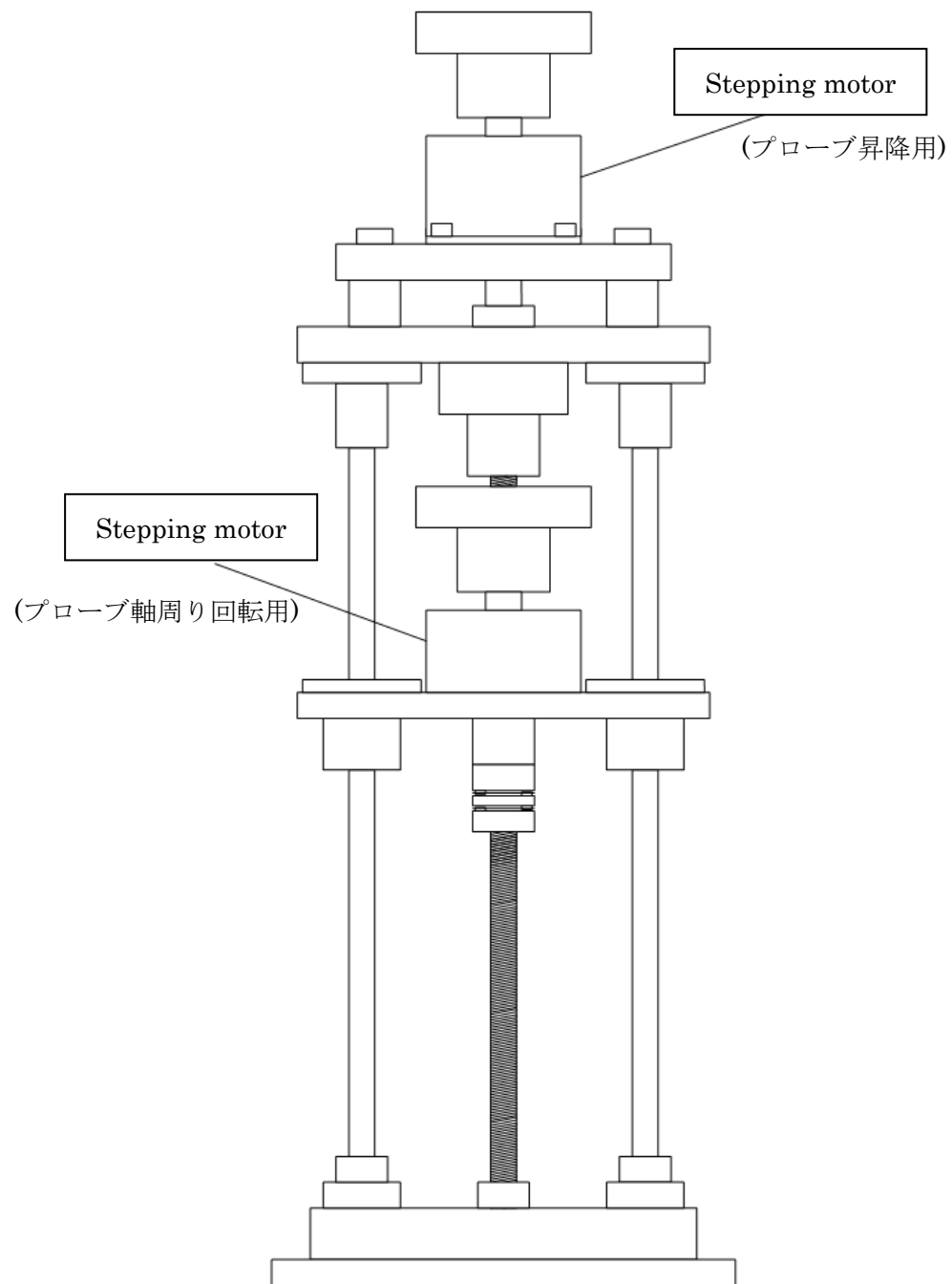


図 4-2. トラバース装置の概略

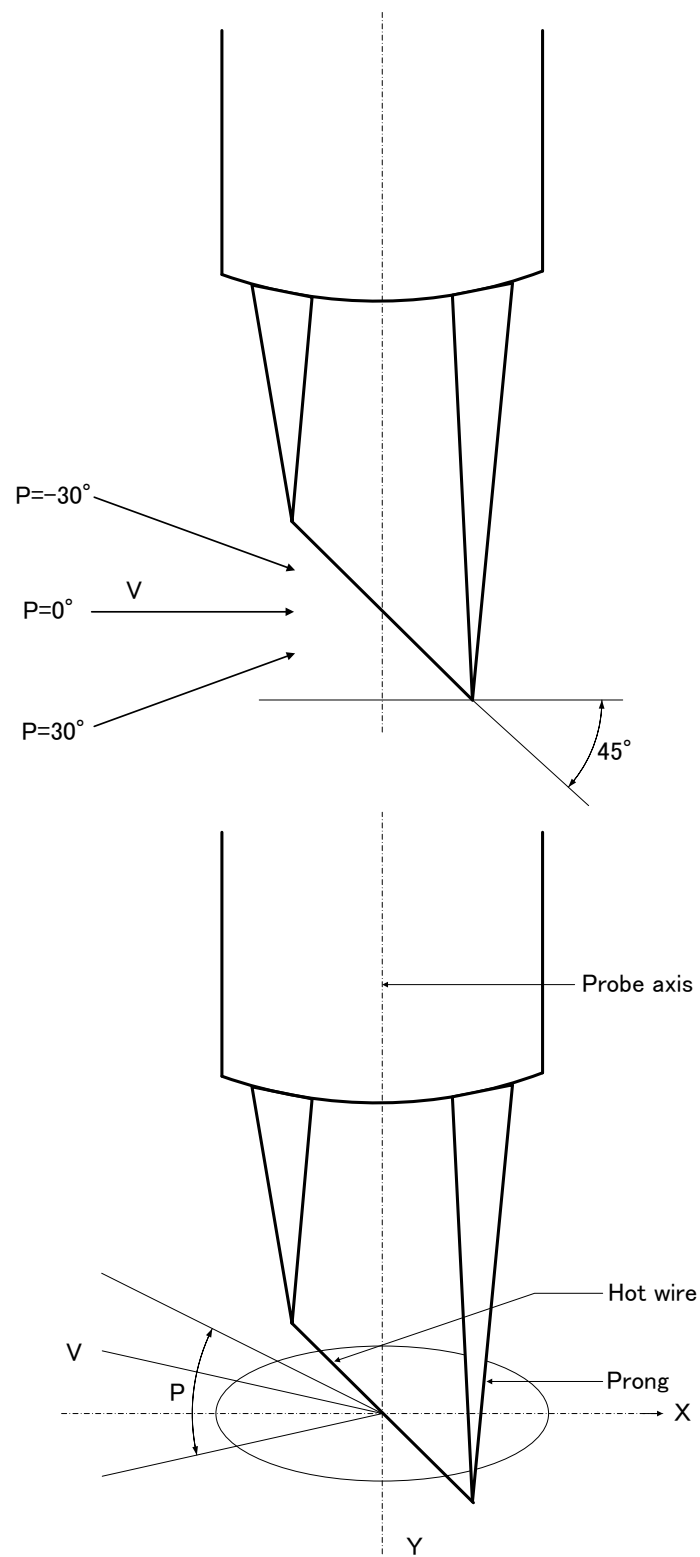


図 4-3. 傾斜熱線プローブの概略

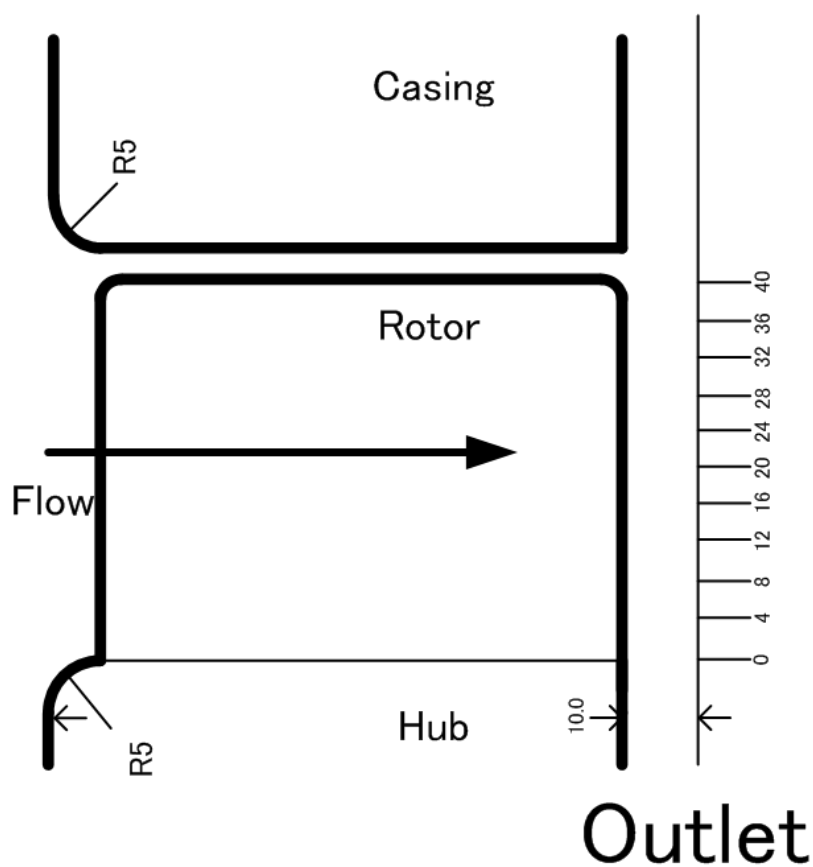


図 4-4. 傾斜熱線測定位置

#### D. 性能計算法について

測定値からファンの性能を算出する。

流量 $Q$ [m<sup>3</sup>/min]は、下記式より算出する。

$$Q = 60A \sqrt{\frac{2P_d}{\rho_R}} \quad (4-1)$$

ここで、 $\rho_R$ は空気の密度で 1.185 [kg/m<sup>3</sup>]、 $P_d$ はノズル差圧[Pa]で、下記式で与えられる。

$$P_d = \rho_{H_2O}gh \quad (4-2)$$

$h$ はマノメータの水位差の読み取り値である。 $\rho_{H_2O}$ は水の密度で 999.972 [kg/m<sup>3</sup>]、 $g$ は重力加速度で 9.807 [m/s<sup>2</sup>]を値として用いている。

流量係数 $\phi$ は下記式を用いて算出した。

$$\phi = \frac{v_a}{u_t} \quad (4-3)$$

(4-3)式で、 $v_a$ はファン部内の軸流速度であり、流量 $Q$ を用いて下記式で求める。

$$v_a = \frac{Q}{(r_t^2 - r_h^2)\pi} \quad (4-4)$$

$u_t$ は翼先端の回転速度で、回転数 $N[\text{rpm}]$ を用いて次式で求める。

$$u_t = \frac{2\pi r_t N}{60} \quad (4-5)$$

圧力係数 $\psi$ は次式で算出した。

$$\psi = \frac{P_s}{\frac{1}{2}\rho u_t^2} \quad (4-6)$$

ここで、 $P_s$ はファンの静圧[Pa]で、以下の式で表される。

$$P_s = \rho_{H_2O} g H \quad (4-7)$$

$H$ はファン前後におけるマノメータの水位の高さの読み取り値である。

傾斜型熱線を用いて得られた動翼下流のデータは、動翼トリガー信号を用いて位相固定平均された後、周期的多点抽出法に基づき処理することで、流れ場の絶対速度とヨー角(Yaw)・ピッチ角(Pitch)を算出し、これらを用いて軸方向速度 $V_a$ 、周方向速度 $V_t$ 、半径方向速度 $V_r$ および子午面速度 $V_{meri}$ に分解される。

#### E. 計測の不確かさについて

本流動計測実験における不確かさについて述べる。Kline ら[120]は、1985年に、計測において、不確かさ評価を取り入れるべきであると述べた。本研究においても、Kline が提唱した不確かさ評価を取り入れた。

不確かさ評価は、体系的に実験における誤差を低減することができる。しかし、不確かさとは、実験における真値と実験値との値の差を明確に示すものではなく、統計的変数として表す。一般的には、標準偏差のように、中心的傾向を表す平均値として表す。不確かさ評価には標準的な手順はないが、いくつかの手順が本研究で不確かさの値を得るのに有用である。本研究では、Liu[121]の計測の不確かさ評価を参考とした。

本研究では、半開放型軸流ファンの特性評価試験と、熱線流速計を用いた翼周りの流れ場計測を実施する。半開放型軸流ファンの特性評価試験では、流量係数 $\phi$ に対する静圧上昇係



数と効率を求める。これらのパラメータは、第 2 章の式 (2-1) を用いて実験後に計算する。これらに関連する各計測パラメータ（流量、翼端速度、空気の密度、静圧、動翼トルク、回転速度）の不確かさを表 4-1 に示す。

静圧、動翼トルク、回転数と、飽和水蒸気圧、気圧、空気密度は、メーター自体の測定精度によるものである。流量の不確かさは、表 4-1 の式を両辺二乗して、

$$Q^2 = A^2 \cdot \frac{2\Delta p}{\rho} \quad (4-8)$$

両辺を密度  $\rho$  で微分して、

$$2QdQ = 2A^2 \left( \frac{d\Delta p}{\rho} - \frac{\Delta p}{\rho^2} d\rho \right) \quad (4-9)$$

さらに、

$$\frac{dQ}{Q} = \frac{1}{2} \left( \frac{d\Delta p}{\Delta p} - \frac{d\rho}{\rho} \right) \quad (4-10)$$

表 4-1. 計測パラメータの不確かさ

Terms	Specification	Unit	Uncertainty
Static Pressure	Manometer monitor reading	Pa	0.2 %
Pressure Difference	Manometer monitor reading	Pa	0.2 %
Rotor Torque	Torque meter reading	Nm	0.2 %
Rotating Speed	Torque meter reading	rpm	0.03 %
Saturated Vapor Pressure	$P_V = g(0.405T_1^2 - 0.85T_1 + 93)$	Pa	0.1 %
Atmospheric Pressure	$P = P_0 g(13.6 - 0.0025T_1)$	Pa	0.1 %
Air Density	$\rho = \frac{P - 0.378 \times P_V \times H_V}{100 \times 29.3 \times g(T_2 + 273)}$	Kg/m <sup>3</sup>	0.1 %
Volume flow Rate	$Q = A \cdot \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho}}$	m <sup>3</sup> /s	0.112 %
Blade Tip Speed	$U_t = r \cdot \omega$	m/s	0.019 %

式(4-10)の $\Delta p$ 、 $\rho$ に表 4-1 の不確かさの値を代入して、流量  $Q$  の二乗平均平方根は、下記のように求まる。

$$\frac{dQ}{Q} = \frac{1}{2} \sqrt{(0.2 \%)^2 + (0.1 \%)^2} = 0.112 \%$$

(4-11)

また、同様に、式 (2-1) の静圧上昇係数 $\psi$ についても、不確かさの二乗平均平方根を求めると、

$$\frac{d\psi}{\psi} = \frac{dp_s}{p_s} - \frac{d\rho}{\rho} - \frac{2dU_t}{U_t}$$

(4-12)

よって、

$$\frac{d\psi}{\psi} = \sqrt{(0.2 \%)^2 + (0.1 \%)^2 + (2 \times 0.019 \%)^2} = 0.225 \%$$

(4-13)

また、効率 $\eta$ についても同様に不確かさを計算すると、 $\frac{d\eta}{\eta} = 0.359 \%$ となる。

熱線流速計を利用した流れ場の測定においては、リアルタイムで三次元方向の流速の周方向平均を計測する。傾斜熱線プローブの較正は、実験の前に毎回実施している。較正では、流速とピッチ角について、出力電圧に対して線形に補正する。実際の実験では、傾斜熱線プローブで  $14.4^\circ$  回転ごとに 500 回のデータ点を求める。計測データは流速の絶対値と流速の変動量である。流速の絶対値は、平均値として、

$$\bar{V}_{(j)} = \frac{\sum_{i=1}^N v(i,j)}{N}$$

(4-14)

と表される。ここで、 $i = 1 \sim N (= 26)$ で、各回転角度のナンバリングを示している。 $j = 1 \sim N_p (= 500)$ で、各回転角度の時のサンプリングデータ数を示している。また、 $v(i,j)$ は各  $i,j$  における流速の測定値、 $\bar{V}_{(j)}$ は流速の平均値である。データの偏差は次式で表される。

$$D_{(j)} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (\bar{V}_{(j)} - v(i,j))^2}{N}}$$

(4-15)

半径方向速度、軸流方向速度、旋回方向速度は、ピッチ角 $\gamma$ とヨー角 $\xi$ を用いて、

$$\begin{aligned} \bar{V}_{r(j)} &= \bar{V}_{(j)} \sin \gamma \\ \bar{V}_{a(j)} &= \bar{V}_{(j)} \cos \gamma \cos \xi \\ \bar{V}_{t(j)} &= \bar{V}_{(j)} \cos \gamma \sin \xi \end{aligned}$$

(4-16)

と表される。ピッチ角とヨー角の不確かさを  $1^\circ$  と仮定すれば、

$$\left| \frac{\sin(\gamma + 1) - \sin \gamma}{\sin \gamma} \right| = \cos 1 + \cot \gamma \sin 1 - 1 \approx \cot \gamma \sin 1 \approx 1.745 \% (\gamma = 45^\circ)$$

$$\left| \frac{\cos(\gamma + 1) - \cos \gamma}{\cos \gamma} \right| = \cos 1 + \tan \gamma \sin 1 - 1 \approx \tan \gamma \sin 1 \approx 1.745 \% (\gamma = 45^\circ)$$

(4-17)

よって、半径方向速度、軸流方向速度、旋回方向速度の二乗平均平方根による不確かさは、ピッチ角  $45^\circ$ 、ヨー角  $45^\circ$  の時、それぞれ、2.011 %、2.663 %、2.663 %となる。ピッチ角  $45^\circ$  以下の時は、軸流速度や子午面速度はそれぞれ 2.663%、2.011%以下となる。半径方向速度は、ピッチ角が  $0^\circ$  付近の時に特に大きくピッチ角に影響を受ける。同様に、旋回方向速度は、ヨー角が  $0^\circ$  付近の時にヨー角に影響を受ける。本実験では、ピッチ角は  $10^\circ \sim 30^\circ$  で、ヨー角は  $30^\circ \sim 75^\circ$  の範囲で稼働する。

## 第5章. 半開放型軸流ファンの設計・数値計算・特性

第2章～第4章の理論および数値計算手法、実験手法を用いて、実際に半開放型軸流ファンの設計・製作・特性評価を実施した。

### 5.1. 設計

翼形状には NACA65 翼を採用した。理由としては、Liu の研究[121]で使用していた円弧翼より性能が高い翼形として認知されているからである。

基本的な設計諸元として、体積流量 $Q$ を 10 [m<sup>3</sup>/min]、静圧上昇 $\Delta P$ を 200 [Pa]、回転数 $n$ を 3000 [rpm]とした。比速度 $N_s$ 、流量係数 $\phi$ 、静圧上昇係数 $\psi$ を求めると、下記となる。

$$N_s = \frac{nQ^{\frac{1}{2}}}{h^{\frac{3}{4}}} = 1,123 \quad (5-1)$$

$$\phi = \frac{4Q}{\pi(D_t^2 - D_h^2) \cdot U_t} = 0.264 \quad (5-2)$$

$$\psi = \frac{2\Delta p}{\rho U_t^2} = 0.342 \quad (5-3)$$

エンタルピ上昇 $\Delta I$  [J/kg]、理論エンタルピ上昇 $\Delta I_{th}$  [J/kg]、動翼出口の $rC_{\theta 2}$ の値は次のようになる。また今回、効率 $\eta$ は4枚翼で60%と仮定した。なお下記式中の $u$ は周速度 [m/s]である。また式(5-6)はオイラーの式である。

$$\Delta I = \frac{\Delta P}{\rho} \quad (5-4)$$

$$\Delta I_{th} = \frac{\Delta I}{\eta} \quad (5-5)$$

$$I_{th} = u_2 C_{\theta 2} - u_1 C_{\theta 1} = u_2 C_{\theta 2} = \omega r_2 C_{\theta 2} \quad (5-6)$$

$$r_2 C_{\theta 2} = \frac{\Delta I_{th}}{\omega} = \frac{\Delta I}{\eta} \cdot \frac{1}{\omega} = \frac{\Delta P}{\rho} \cdot \frac{1}{\eta} \cdot \frac{1}{\omega} = 1.074 \text{ [m}^2/\text{s]} \quad (5-7)$$

ところで半開放型軸流ファンでは、羽根車入口と出口における半径方向流れが顕著であるので、本設計ではその影響を過去の実験結果を考慮に入れる。具体的には次のような値を用いた。ファンの入口の値としては、LDVを用いた計測結果[9]を基に、動翼先端（Tip）における半径内向き流れの角度 $\theta_{in,tip}$ を 63 [deg]とした。ファン出口の値としては、熱線流速計を用いた計測結果[10]を基に、動翼先端（Tip）における半径外向き流れの角度 $\theta_{out,tip}$ を 16 [deg]、動翼根元（ハブ）における半径外向き流れの角度 $\theta_{out,hub}$ を 38 [deg]とした。

以上、動翼の主要設計パラメータを表 5-1 にまとめる。

準三次元理論を用いて計算した子午面流れを図 5-1 に示す。また、動翼の流入出口における子午面流れのピッチ角を図 5-2 に示す。

表 5-1. 主要設計パラメータ

$D_t$	Tip Diameter [mm]	200
$D_h$	Hub Diameter [mm]	120
$D_t/D_h$	Hub - Tip Ratio[-]	0.6
$N_b$	Blade Number[-]	4
$\rho$	Fluid Density [kg/m <sup>3</sup> ]	1.185
$Q$	Volume flow rate [m <sup>3</sup> /min]	10
$\dot{m}$	Mass flow rate [kg/s]	0.1975
$\phi$	Flow Coefficient	0.264
$\psi$	Pressure-rise Coefficient	0.342
$n$	Rotation Speed [min <sup>-1</sup> ]	3000
$\omega$	Angular Velocity [rad/s]	314.16
$U_t$	Tip Rotate Velocity [m/s]	31.42
$N_s$	Specific Speed[-]	1,123
$\Delta P$	Pressure rise [Pa]	200
$\eta$	Efficiency[-]	0.6
$K_B$	Blockage Coefficient	0.96

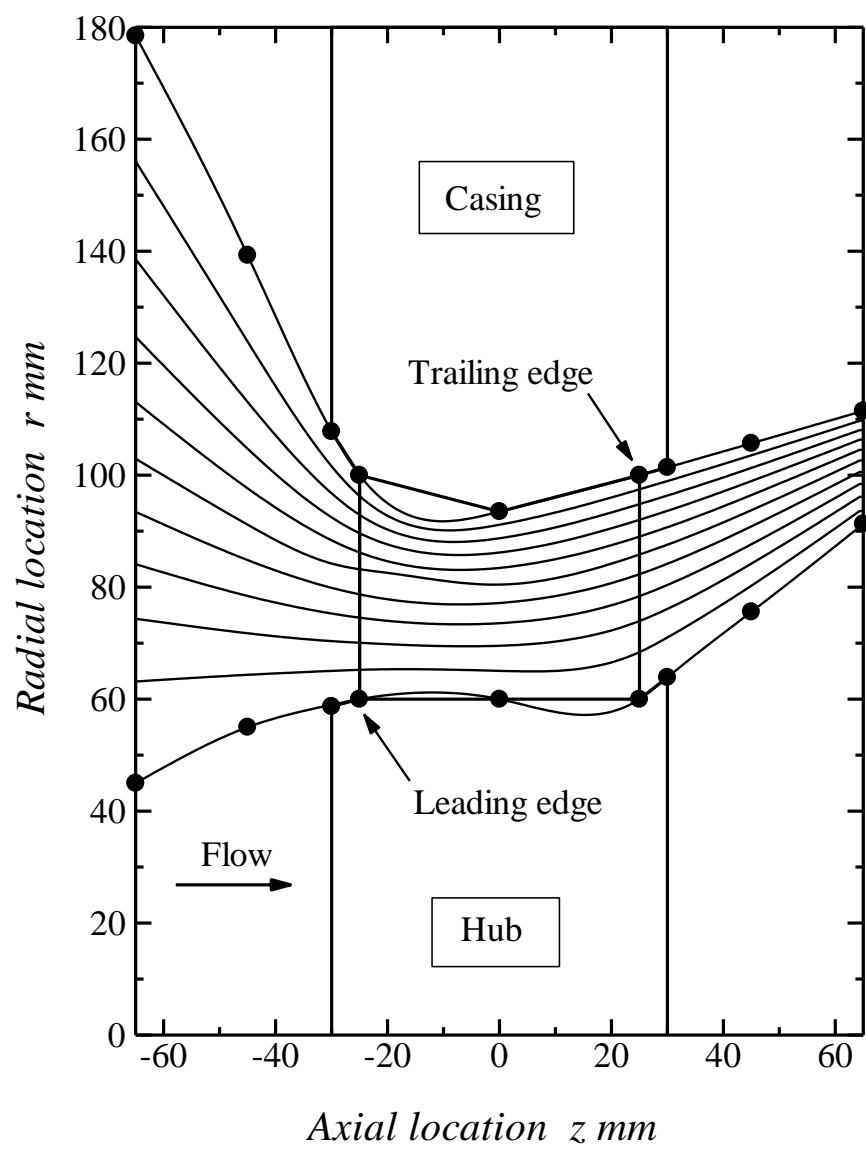


図 5-1. 一定旋回速度条件による子午面流れ計算結果

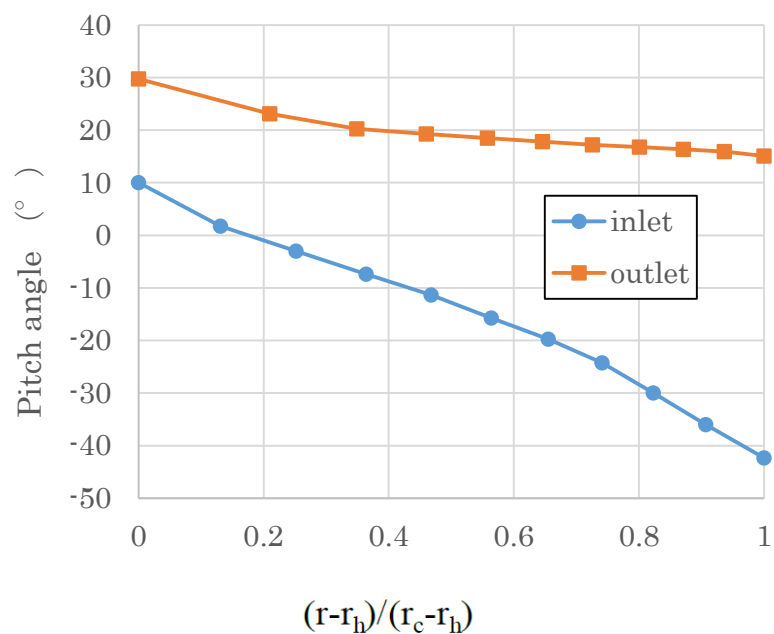


図 5-2. 動翼入口・出口における子午面流れのピッチ角分布

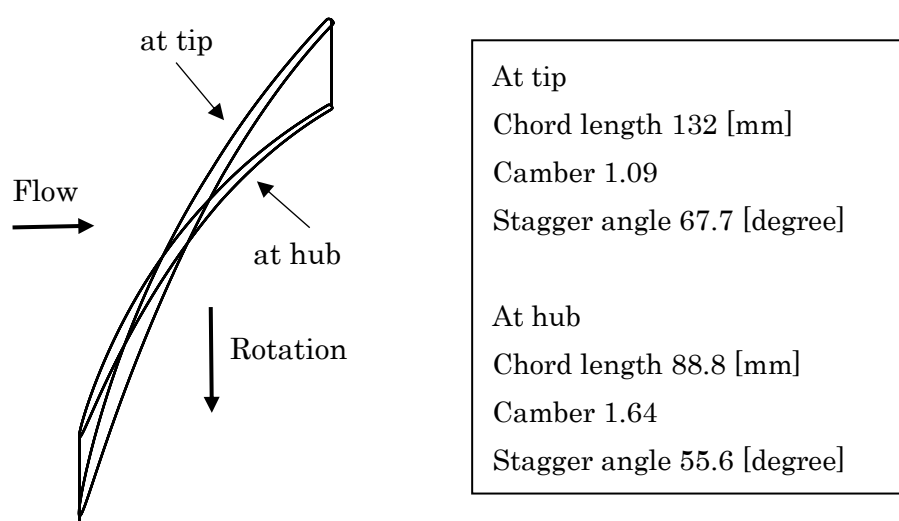


図 5-3. 一定回転速度形式で設計した NACA65 翼形状

通常のフルダクトタイプの軸流ファンであれば、子午面流れは軸流方向に水平に設定される。また、設計ピッチ角は半径方向に対して全て  $0^\circ$  となる。図 5-1、図 5-2 のように子午面流れに、半開放型軸流ファンの実験結果に合わせて半径方向の傾斜を設ける（ピッチ角を分布させる）ことが、本設計方法の特徴である。

また、回転流面流れからカーペット線図を利用して設計した翼形状を図 5-3 に示す。

## 5.2. 数値計算

設計結果を元に、数値シミュレーションモデルの検討を行った。

設計した翼形状の Ansys CFX Release16.0 によるシミュレーションモデルを図 5-4 に、CFD の条件を表 5-2 に示す。

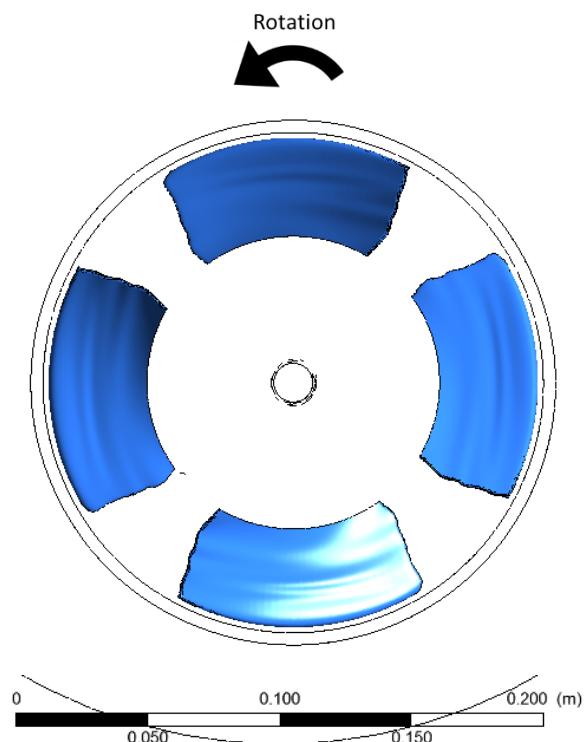


図 5-4. NACA65 翼シミュレーションモデル(Ansys CFX Release16.0)

表 5-2. 数値シミュレーションの条件設定

- |  |
|--|
| <ul style="list-style-type: none"><li>▪ Software : Ansys CFX Release 16.0</li><li>▪ RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes Simulation)</li><li>▪ Air Temperature : 25 °C (Density : 1.185 kg/m<sup>3</sup>)</li><li>▪ Turbulence model : SST <math>k-\omega</math></li><li>▪ Relative Coordinate System (Shaft Speed : 3000 rpm)</li><li>▪ Mass Flow Inlet (0.1971 kg/s, Uniform)</li><li>▪ Pressure Static Outlet (1 atm, Uniform)</li><li>▪ Wall Boundary : Dirichlet boundary, No Slip (Counter Rotating Wall in Shroud)</li></ul> |
|--|



基準の方程式は、RANS とし、乱流モデルは SST  $k-\omega$ モデルを採用した。SST  $k-\omega$ モデルは壁面近傍で  $k-\omega$ 形式をとるため、境界層の影響やはく離の予測に優れている。ターボ機械の特に低流量域では、はく離による失速現象が起こりやすいことが知られており、SST  $k-\omega$ モデルがその再現に有利だと判断した。翼先端周りのレイノルズ数は、代表長さを翼弦長、代表速度を翼先端の動翼回転速度と考えると、 $Re = 2.74 \times 10^5$ である。

・上流・下流域のサイズの検討

半開放型軸流ファンの流れ場を数値解析するにあたり、動翼の上流や下流のシミュレーション領域の大きさを決める必要があった。

図 5-5、図 5-6 に示すように、上流の半径及び軸流方向の長さ（US）と、下流の半径及び軸流方向の長さ（DS）を変化させて、ファンの特性の違いをシミュレーションした。

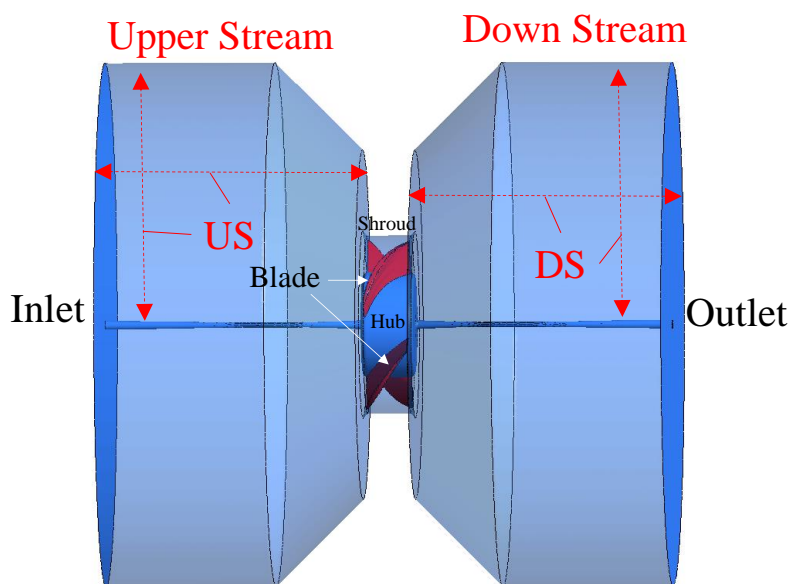
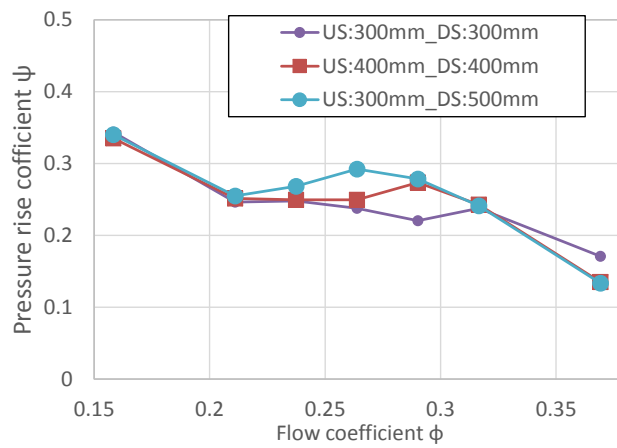
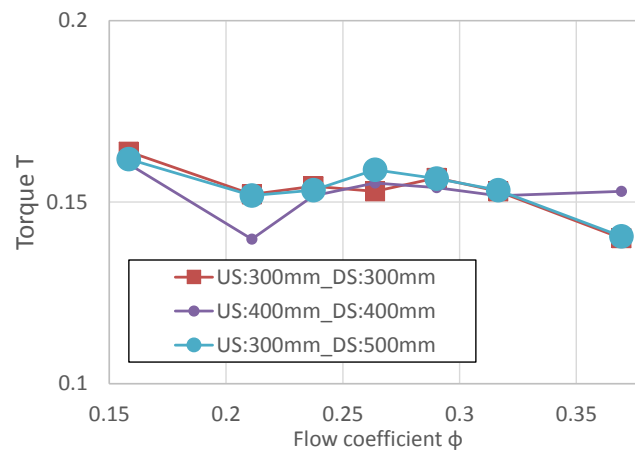


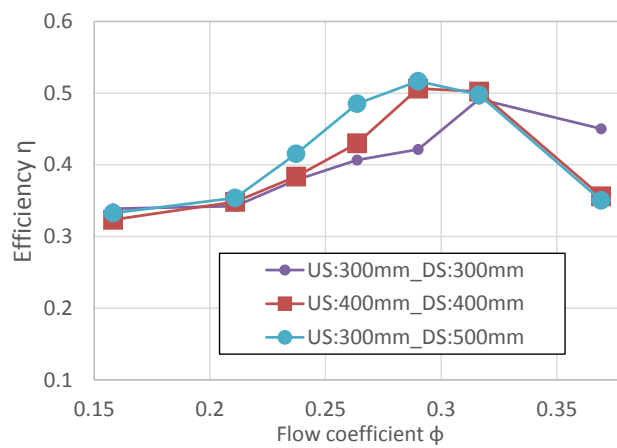
図 5-5.上流領域スケール(US)、下流領域スケール(DS)検討



(a). トルク係数



(b). 静圧上昇係数



(c). ファン効率

図 5-6. 上流・下流のスケールによるファン特性への影響

まず、US300mm・DS300mm から、US400mm・DS400mm にスケールを大きくしたとき、特に高流量側でファン効率が大きく変動した。

上流の径 300mm・下流の径 500mm の条件でシミュレーションを実施することに決定した。(図 5-7)

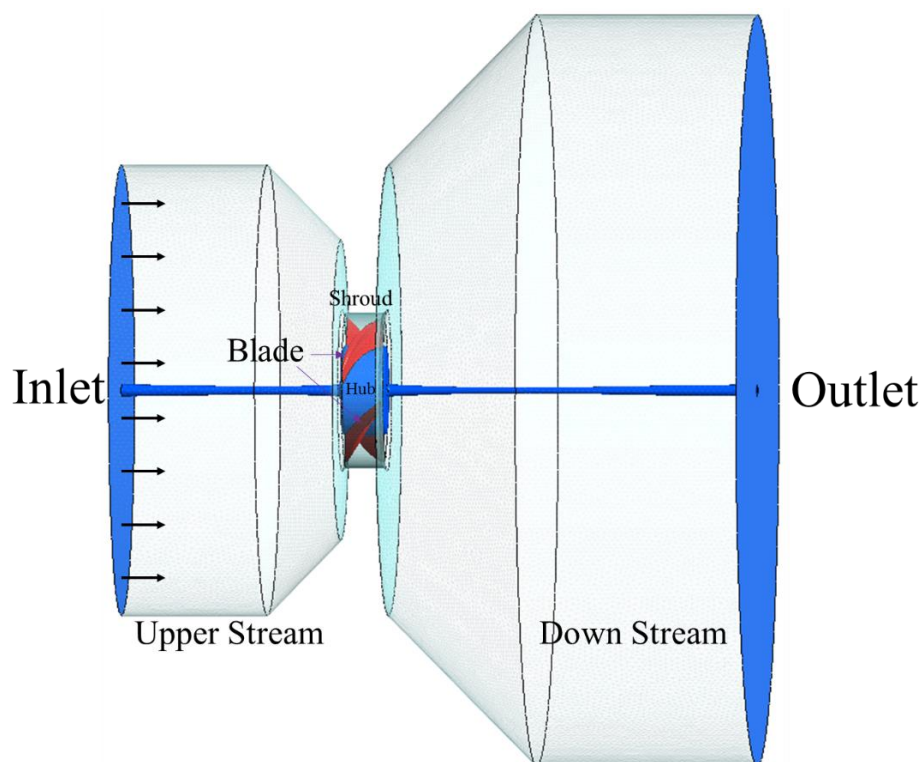


図 5-7. シミュレーションレイアウト

- ・メッシュ数の最適化検討

次に、決定したシミュレーションレイアウトについて、各面のメッシュ数の最適化を検討した。メッシュを作成する際は、メッシュ生成用ソフトウェア(Ansys ICEM CFD 16.2)を用いて、初めにレイアウトを構成する各面の面メッシュを生成する (Tri-mesh)。そして、面メッシュを基準として、三次元のボリュームメッシュを生成する(Tetra-mesh)。その後、翼面、翼周りのシュラウド面、翼周りのハブ面では、壁面近傍の境界層流れを精度良く計算するため、流れ方向に対して直交なプリズムメッシュを生成する。初めに生成する面メッシュの細かさが、全体のボリュームメッシュ数を決定する。特に細かく流れ場を精度よく再現したい部分については、あらかじめ面メッシュを細かく生成しておく必要がある。

図 5-8 に Ansys ICEM CFD 16.2 の面メッシュ生成画面を示す。

シミュレーションレイアウトを構成する面は、4 枚の翼面を表す **BLADE** 面、シュラウド領域を表す **CASING** 面 (CASING1~9 まで 9 面からなり、CASING5 が翼領域のシュラウド部分となる。)、ハブ領域を表す **HUB** 面 (HUB1~6 まで 6 面からなり、HUB3~6 が翼領域のハブ部分となる。)、レイアウトの流入口を示す **INLET** 面、レイアウトの流出口を示す **OUTLET** 面からなる。

各面のメッシュの細かさを決めるのは、図 5-8 右側設定画面の各面の”Maximum Size”の大きさである (単位は mm。)。この値が小さいほど、その部分の面が細かく生成される。特にファン特性に大きな影響を与える **BLADE** (翼面)、**HUB3~6** (翼領域のハブ面)、**CASING5** (翼領域のシュラウド面) については、”Maximum Size”を小さく設定することが望ましい。しかし、細かすぎると、ボリュームメッシュのメッシュ数が膨大になり、シミュレーション速度が遅くなることや、シミュレーションエラーの可能性が大きくなってしまう。

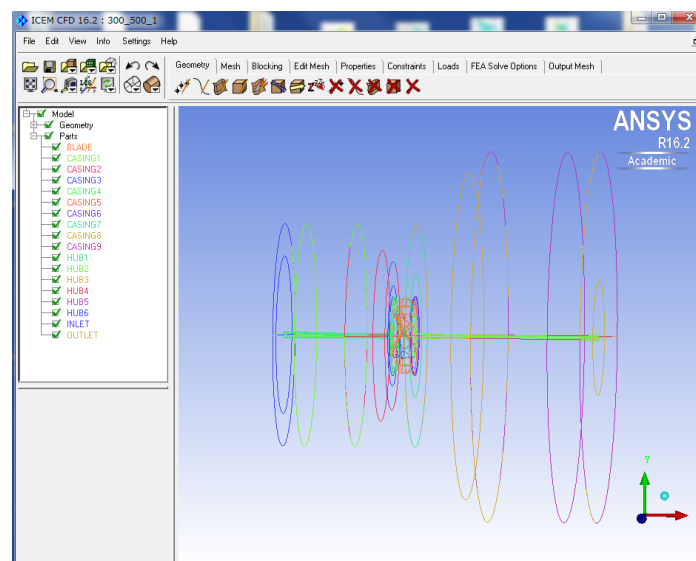


図 5-8. 面メッシュ生成画面 (Ansys ICEM CFD 16.2)

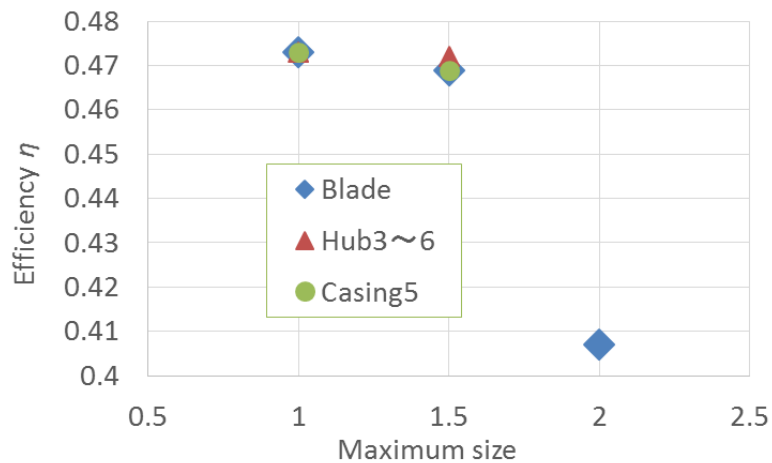


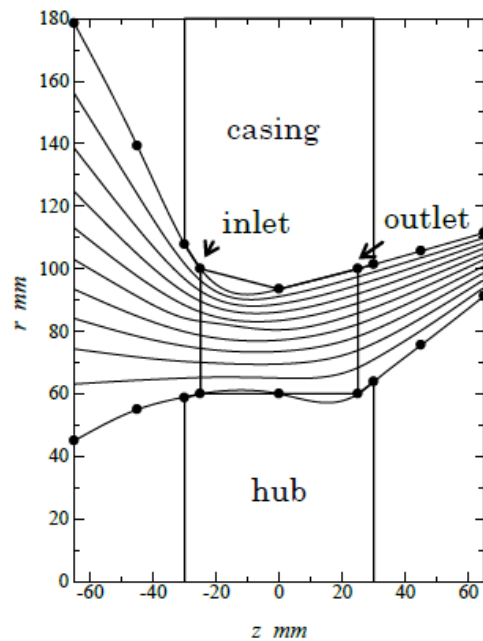
図 5-9. 各面の“Maximum size”変更時のファン効率の CFD 値

そこで、BLADE（翼面）、HUB3～6（翼領域のハブ面）、CASING5（翼領域のシュラウド面）の”Maximum Size”の大きさを変更して、ボリュームメッシュを製作し、CFD を実施してファンの特性の変化を見ることで、各面の”Maximum Size”の最適値を検討した。その他の面の”Maximum Size”の数値は、図 5-8 右側に示す値で固定した。

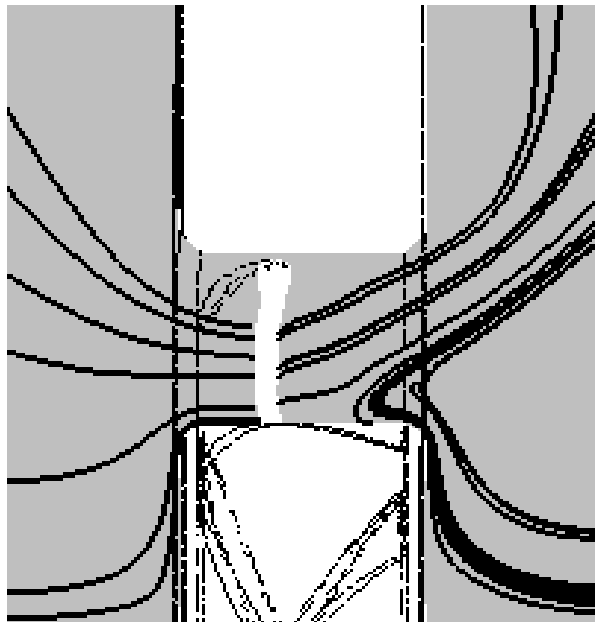
図 5-9 に、それぞれ、BLADE、HUB3～6、CASING5 の”Maximum Size”値によるファンの効率の計算結果（設計流量  $\phi = 0.264$  固定）を示す。なお、変化させていない面の”Maximum Size”は 1 に固定している。（例：BLADE 面変化の時は、HUB3～6、CASING5 の”Maximum Size”は 1 に固定。）

BLADE、HUB3～6、CASING5 の”Maximum Size”値を 1.0、1.5 で比較すると、ほぼ特性は飽和して変わらなくなっている。よって、BLADE、HUB3～6、CASING5 の”Maximum Size”値は 1.5 以下であれば今回のシミュレーションモデルは精度良く実施できることが分かる。以降の CFD については、念のため、BLADE、HUB3～6、CASING5 の”Maximum Size”値は 1.0 に設定してシミュレーションを実施することにした。総メッシュ数は、5,497,132 である。

数値計算した子午面流線の設計値との比較を図 5-10 に示す。



(a). 設計



(b). CFD

図 5-10. 子午面流れの設計と CFD 結果の比較

子午面流れは、設計と CFD とほぼ同様の傾向を示している。動翼出口でハブから翼先端方向にかけて（半径正方向に向けて）流出しているが、これは動翼の回転による遠心力作用であると考えられる。

また、動翼入口および出口における周方向平均の流速分布の設計値と CFD 値の比較結果を図 5-11、図 5-12、図 5-13 に示す。CFD 値は、流量  $\phi=0.211$ 、 $0.264$ （設計値）、 $0.317$  の 3 種類の場合を載せている。

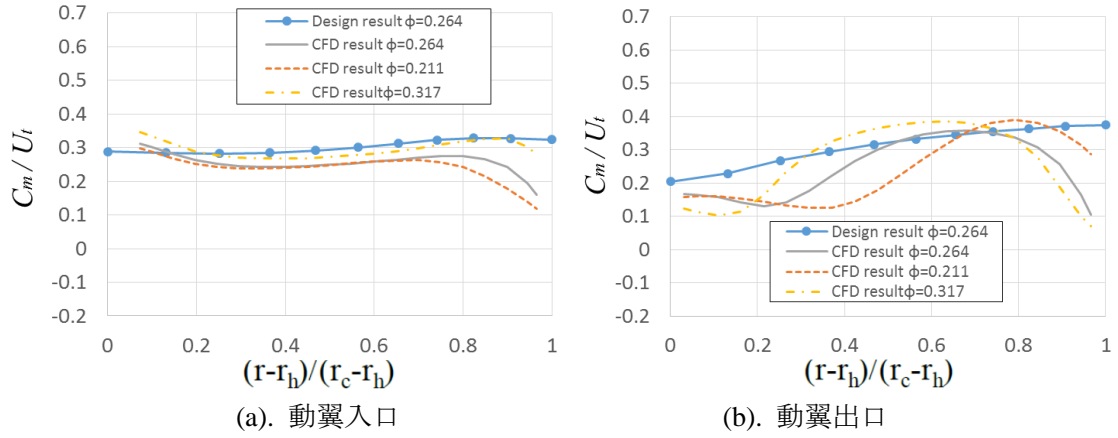


図 5-11. 周方向平均の子午面速度分布 ( $\phi=0.211$ 、 $0.264$ 、 $0.317$ )

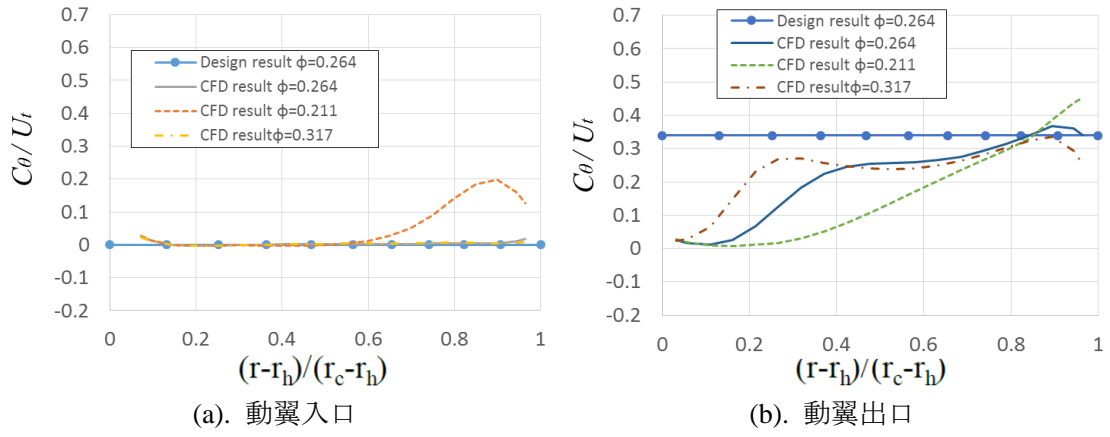


図 5-12. 周方向平均の旋回速度分布 ( $\phi=0.211$ 、 $0.264$ 、 $0.317$ )

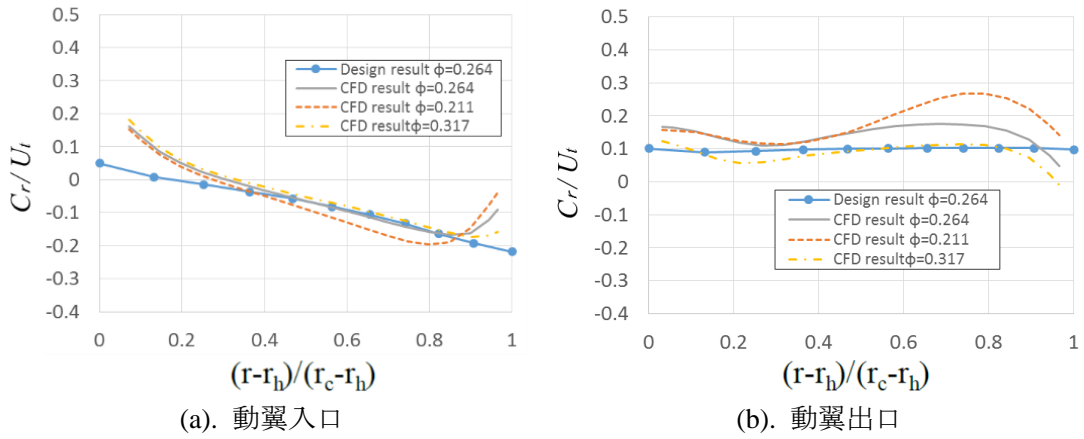


図 5-13. 周方向平均の半径速度分布 ( $\phi=0.211$ 、 $0.264$ 、 $0.317$ )

子午面速度、旋回速度、半径速度はそれぞれ動翼の回転速度 $U_t$ によって正規化して表示している。また、半径方向（横軸）についてもハブ半径 $r_h$ 、ケーシング径（ファン径） $r_c$ によって正規化している。また、それぞれ、子午面速度では動翼入口から出口にかけて、旋回速

度では動翼回転方向、半径速度ではハブ側から翼先端側に向けてを正の方向としている。負の方向はその逆である。半開放型軸流ファンにおいては、特に動翼入口側の半径速度の負の成分（翼先端からハブ側に向いた方向）が設計上重要である。

動翼入口では、設計流量 $\phi=0.264$ において、子午面速度、旋回速度、半径速度ともに、全スパン方向で設計値と CFD 値は近い値を示している。よって、今回の斜流ファン設計法を半開放型軸流ファンの設計に取り入れる方法（子午面流線の傾き・半径速度を考慮する設計法）は有効であると言える。また、設計渦形式として一定旋回速度形式をとっており、動翼入口における旋回速度の設計値は全スパン方向で 0 に設定しており、CFD 値もほぼ 0 である。

動翼出口では、設計流量 $\phi=0.264$ において、翼先端側で子午面速度、旋回速度は設計値よりも CFD 値の方が大きい結果が得られた。逆にハブ側では設計値よりも低い値を取った。この結果を設計渦形式にフィードバックする必要がある。詳細は第 6 章で考察する。

### 5.3. 特性測定および設計値・CFD 値との比較

3D プリンタを用いて、設計した半開放型軸流ファンの動翼を製作した。図 5-14 に示す。

製作した動翼を図 4-1 の風洞試験装置に取り付け、流動試験を実施した。

測定項目は、大きく分けて以下の 3 点である。

- ・ 特性曲線（静圧上昇係数・トルク係数・ファン効率の流量依存性）
- ・ 半径方向の周方向平均の流速分布（動翼出口）
- ・ 流れの位相固定平均値のコンターマップ（動翼出口）

測定した特性曲線について、前節の CFD 結果と合わせて図 5-15 に示す。

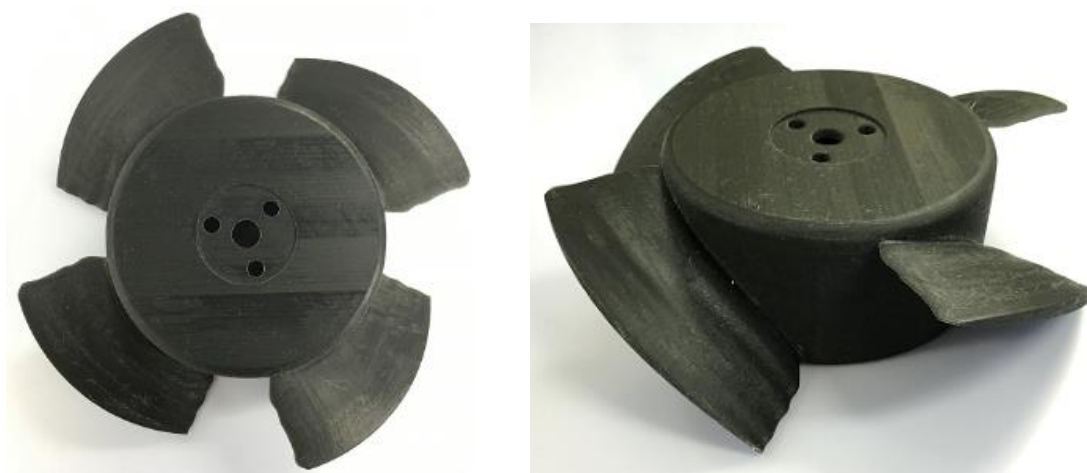
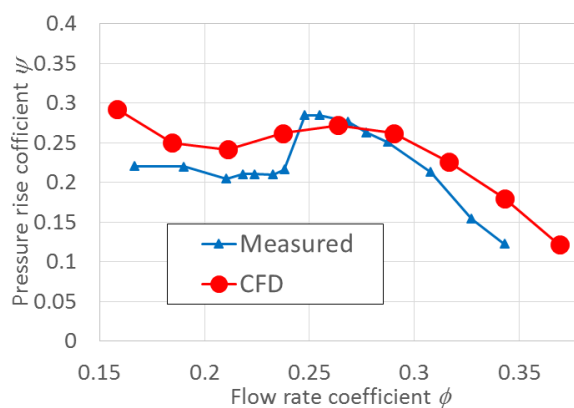
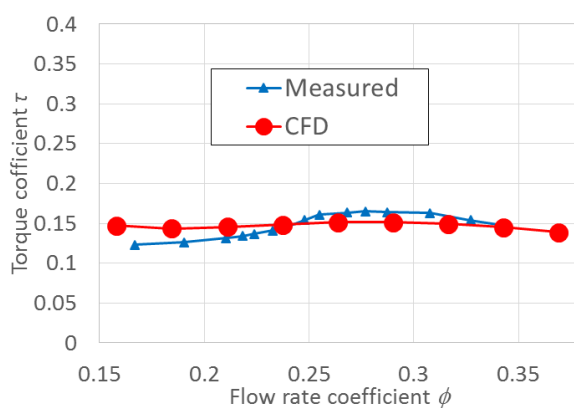


図 5-14. 一定旋回速度条件で製作した半開放型軸流ファンの動翼

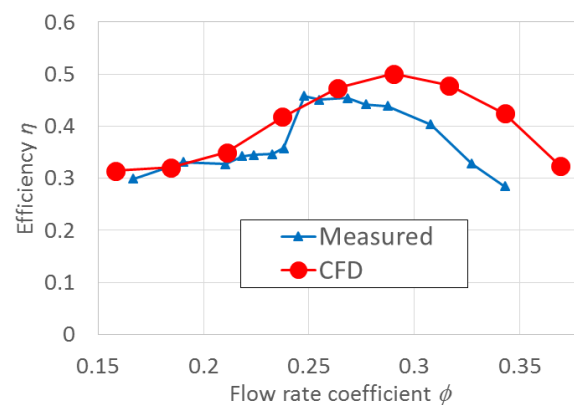




(a). 静圧上昇係数



(b). トルク係数



(c). ファン効率

図 5-15. 一定回転速度条件での動翼の特性曲線

設計流量 $\phi=0.264$ における静圧上昇係数および効率の設計値、CFD 値、実験値の比較を表 5-3 に示す。

表 5-3. 設計流量 $\phi=0.264$ における特性比較

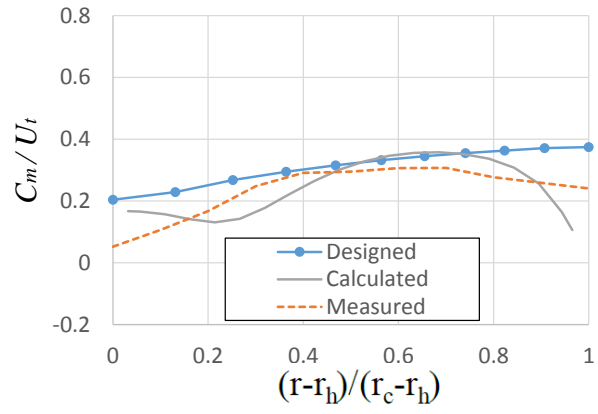
	Designed	CFD	Measured
Torque coefficient $\tau$	0.150	0.151	0.163
Pressure-rise coefficient $\phi$	0.342	0.272	0.277
Efficiency $\eta$	0.6	0.473	0.454

静圧上昇係数と効率の CFD 値および実験値は、設計値よりも低い値となったが、ほぼ同程度の数値となった。よって、今回の半開放型軸流ファンの数値シミュレーションは実際の流れ場とよく一致することが確かめられた。

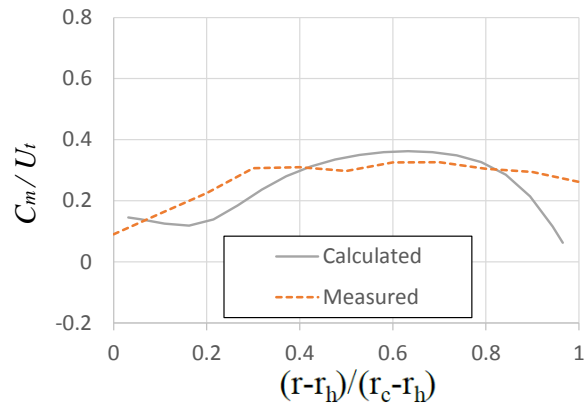
しかし、効率 45～47%という値は半開放型軸流ファンとしては大きい値であり、実用に適するものが製作できた。トルク係数は設計値、CFD 値、実験値ともに同程度であった。流量が変化したときの効率、静圧上昇係数、トルク係数の傾向は、CFD 値、実験値ともに似た傾向を示しているが、効率と静圧上昇係数のピーク値は、CFD 値の方が、実験値と比べて高流量側にシフトしている。

設計効率 60%に、CFD 値、実験値が届かなかった理由としては、上流から翼領域に流入する際の急縮小損失と翼領域から下流に流出する際の急拡大損失による圧力低下が考えられる。よって、ケーシング形状の最適化によってファン特性の改善が見込める可能性がある。ケーシング形状については、第 6 章で考察する。

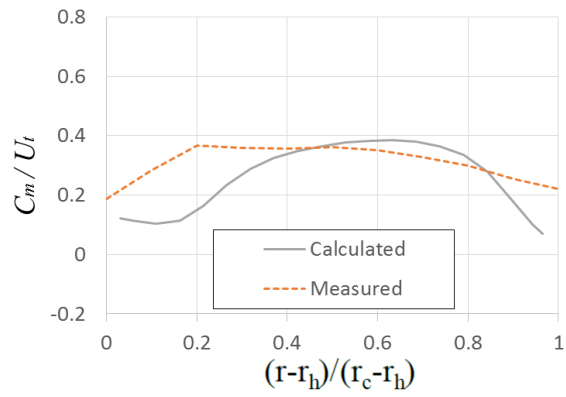
動翼出口で半径方向の周方向平均の流速分布を測定した。動翼出口における子午面方向速度、旋回方向速度、半径方向速度の設計値( $\phi=0.264$ のみ)、CFD 値、実験値の比較結果を図 5-16、図 5-17、図 5-18 に示す。



(a).  $\phi=0.264$

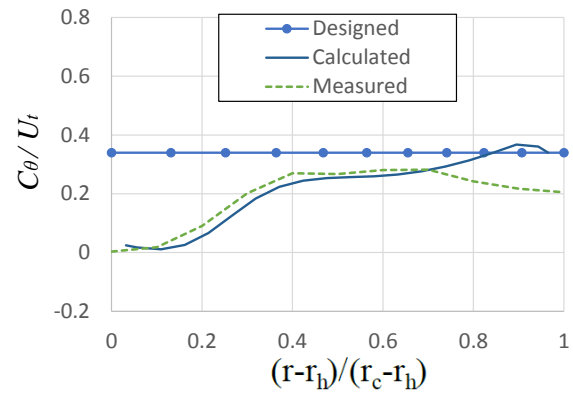


(b).  $\phi=0.290$

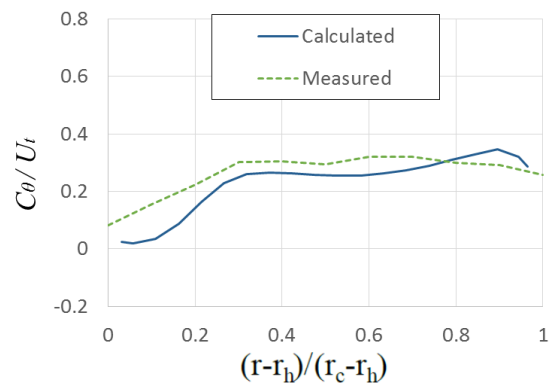


(c).  $\phi=0.317$

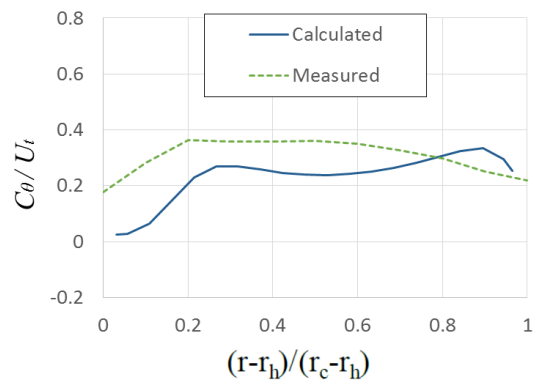
図 5-16. 動翼出口における周方向平均の子午面速度分布



(a).  $\phi=0.264$

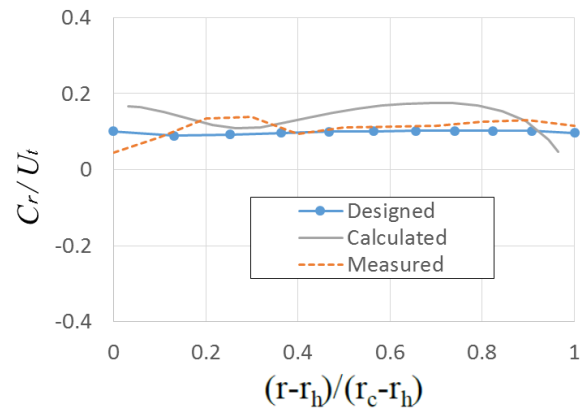


(b).  $\phi=0.290$

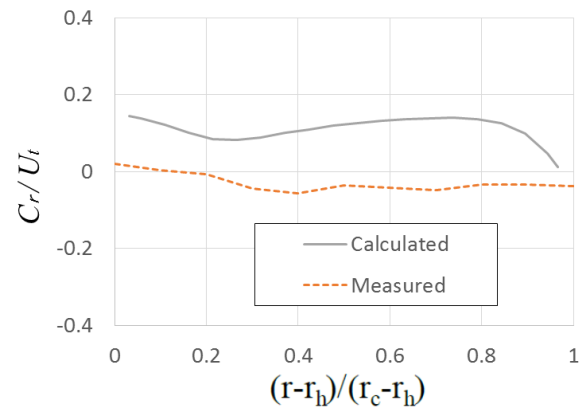


(c).  $\phi=0.317$

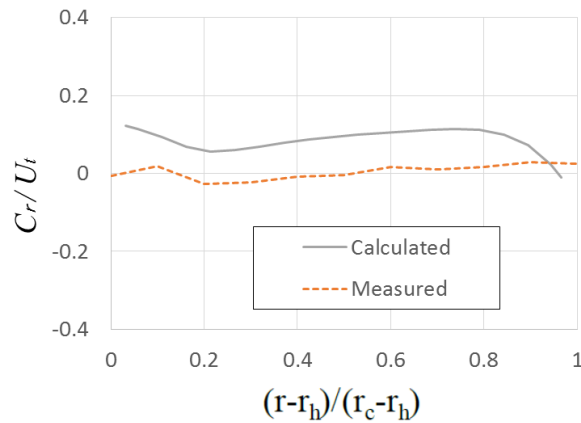
図 5-17. 動翼出口における周方向平均の旋回速度分布



(a).  $\phi=0.264$



(b).  $\phi=0.290$



(c).  $\phi=0.317$

図 5-18. 動翼出口における周方向平均の半径速度分布

子午面速度分布 (図 5-16)、旋回速度分布 (図 5-17)、半径速度分布 (図 5-18) とともに、設計値、CFD 値、実験値ともに、似た傾向を示している。子午面速度分布 (図 5-16) については、設計値が半径方向に向かって右肩上がりなのに対し、CFD 値、実験値では翼スパン中央付近にピーク値を取っている。旋回速度分布 (図 5-17) については、今回、一定旋

回速度形式で設計しているため、設計値は一定である。一定の設計値に対し、CFD 値と実験値の 2 つは半径方向に対してほぼ右肩上がりであり、両者ともよく傾向が一致している。この旋回速度の CFD 値と実験値の傾向より、一定旋回速度形式よりも、強制渦形式（半径に旋回速度が比例して大きくなる設計）の方が、より半開放型軸流ファンの設計には適しているのではないかという推論が成り立つ。設計渦形式による考察は第 6 章で後述する。

半径速度分布（図 5-18）では、設計値、CFD 値、実験値ともよく似た値を示しており、いずれも半径方向に対して+の値をとっている。すなわち、半開放型軸流ファンの動翼出口ではハブから翼先端側方向に向けて流出することを示している。これは、動翼の回転による遠心力の作用と考えられる。

次に性能試験において、図 5-19、図 5-20、図 5-21 に出口流れの各流量における位相固定平均値の軸流速度、旋回速度、子午面速度のコンターマップを示す。流れは図で、左から右方向に移動している。横軸は 2 ピッチ分のハブの長さを示している。1 ピッチが羽根車を周方向に 4 等分した 1 つの長さなので、2 ピッチ分で羽根車半周分の長さとなる。また縦軸はスパン方向で、ハブから翼先端までの長さを表している。マップ中にある 2 本の斜線は翼を示している。

図 5-19 の軸方向速度は図からわかるように流量が増加するにつれ流速が大きくなっている。また  $\phi = 0.264$  でのハブ近傍の軸流速度はマイナスを示していることから、流れが翼形状に沿わずにはく離が生じていると考えられる。このハブ面で発生したはく離によって流れが小さくなり、減った分の流れが翼の負圧面側に移動していると考えられる。また翼と翼の間には、翼先端の正圧面側で流速が減速している領域が確認でき、翼先端漏れ渦が発生している可能性がある。流量を増やしていくにつれ、漏れ渦が次の翼の負圧面に近づいていくことが分かる。

次に、旋回速度の位相固定平均（図 5-20）について、旋回速度は流量が増加するにつれ小さくなっていることがわかる。軸流速度成分は流量が増加するにつれて大きくなっているため、逆に旋回速度は弱まると考えられる。

次に、子午面速度の位相固定平均については、軸流速度と同様に流量が増加すると大きくなっている。子午面成分は軸方向速度と半径方向速度に依存しているためである。半径方向速度はとても小さく軸方向速度が大きく変化したのでこのような結果となったと考えられる。

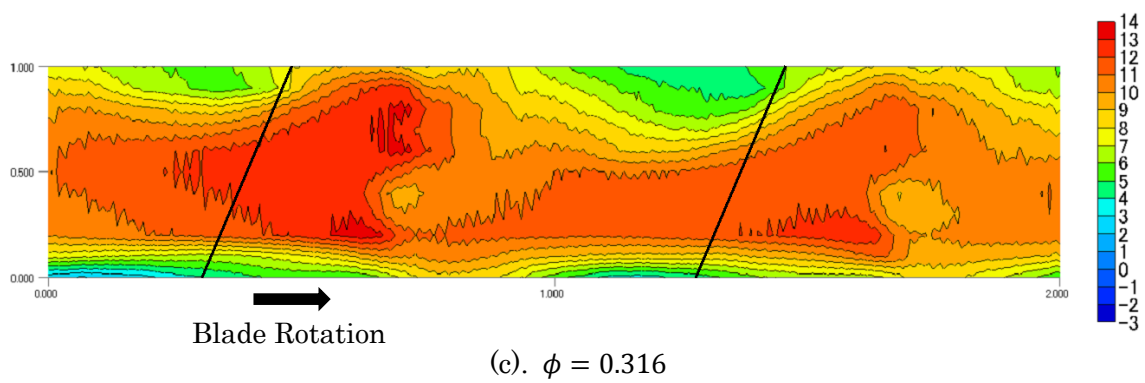
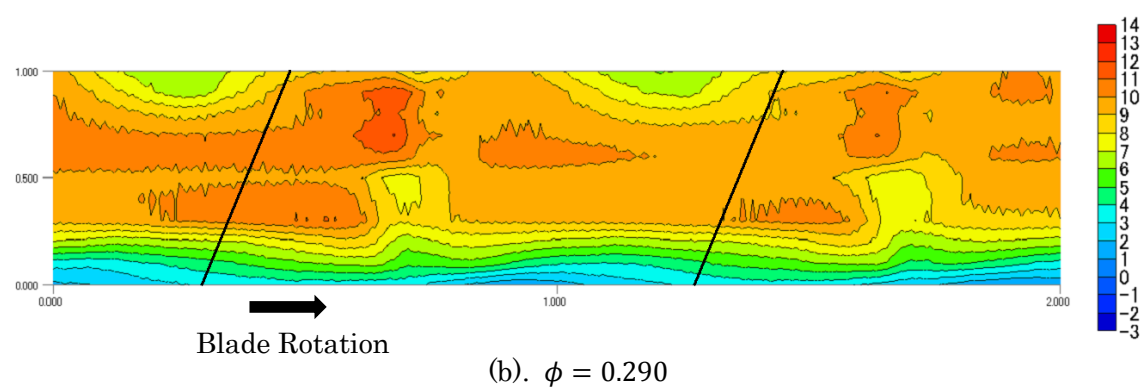
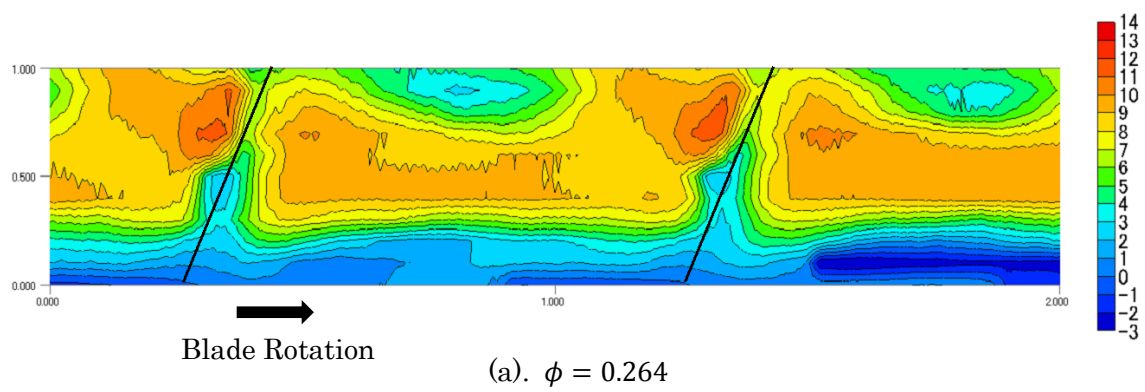
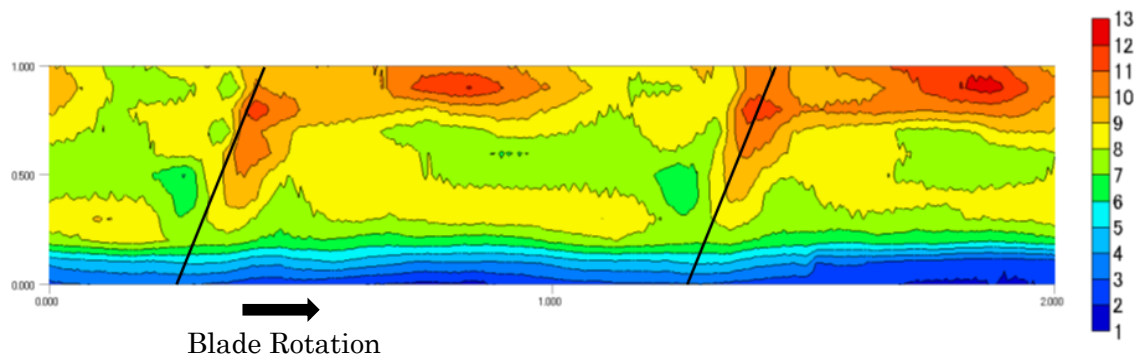
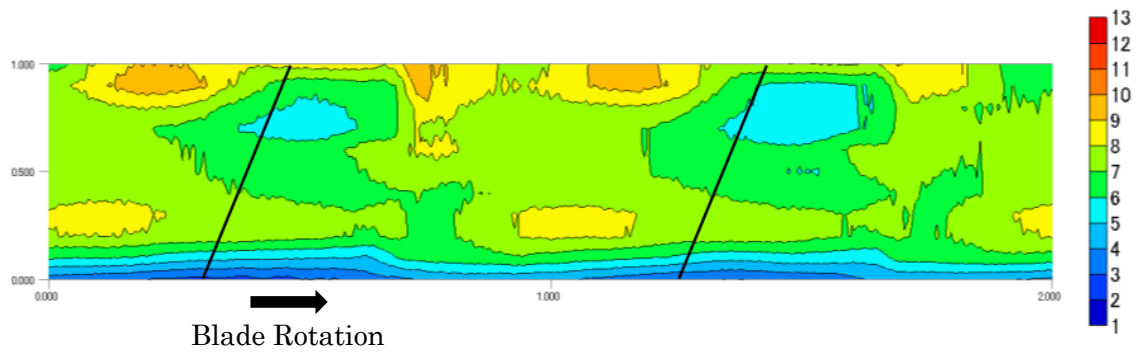


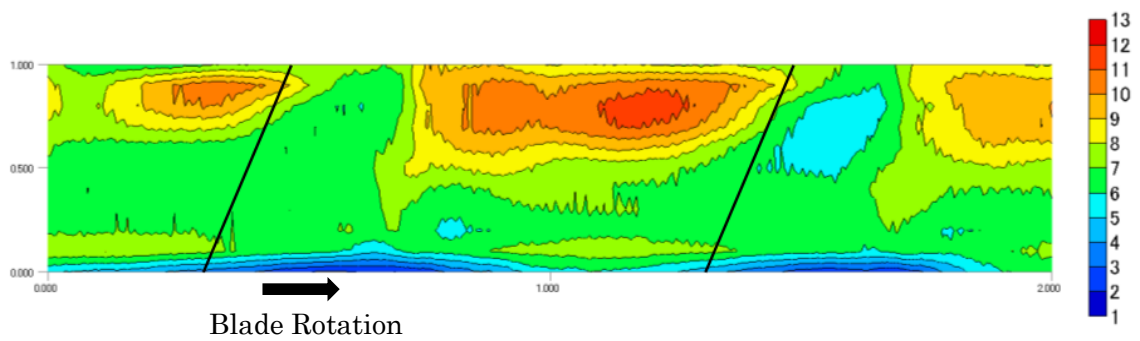
図 5-19. 軸流速度の位相固定平均



(a).  $\phi = 0.264$



(b).  $\phi = 0.290$



(c).  $\phi = 0.316$

図 5-20. 回転速度の位相固定平均



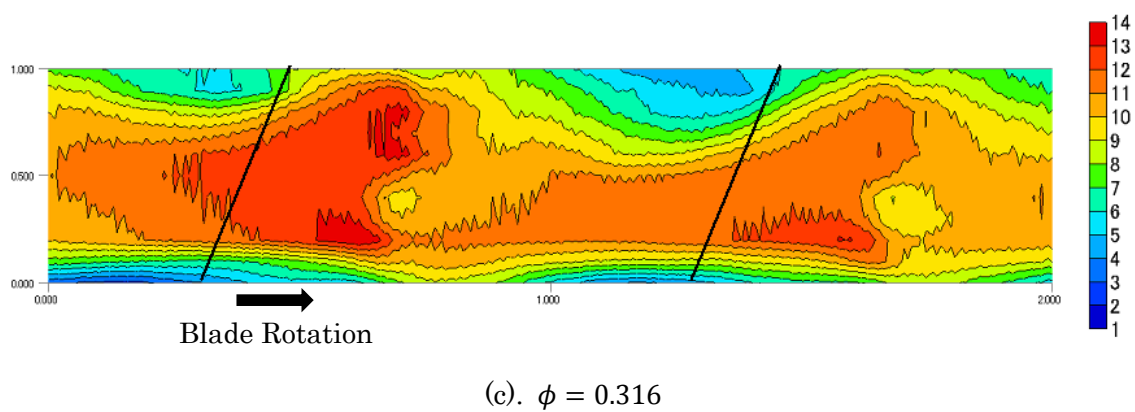
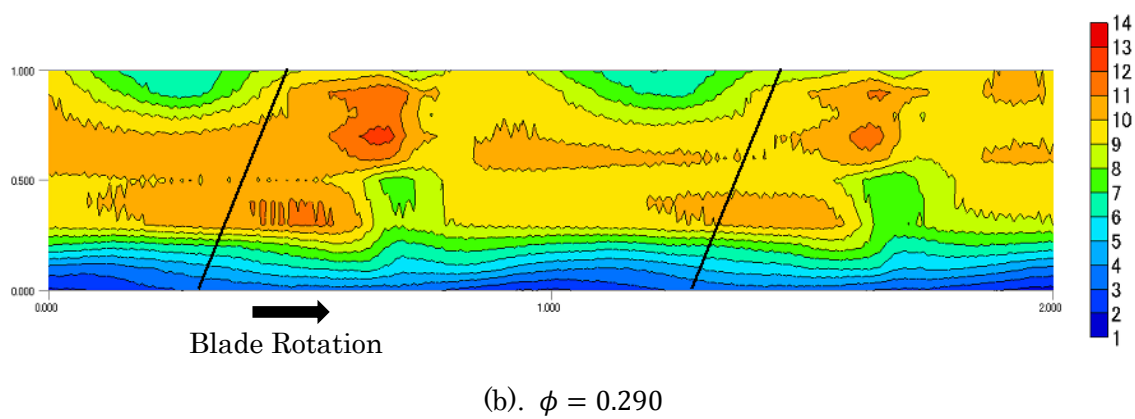
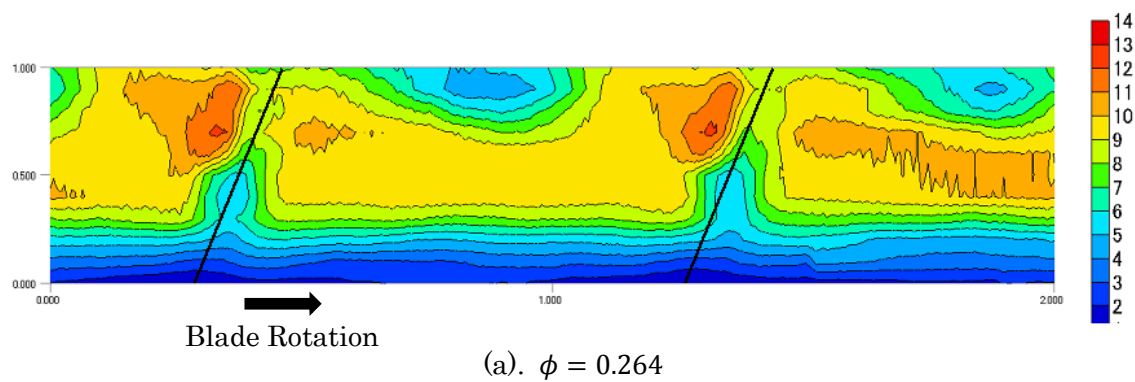


図 5-21. 子午面方向速度の位相固定平均

## 第6章. 半開放型軸流ファンの特性改善の試み

第 5 章において、本研究の斜流ファンの設計法を半開放型軸流ファンの設計に取り入れる手法が有効であることを示した。また、供試ファンの実験的検証を行うことにより、CFD による半開放型軸流ファンの流れ場予測が実際の流れ場を良く再現できていることも確かめられた。

しかし、今回の半開放型軸流ファンの効率 $\eta$ は、設計流量 $\phi=0.264$ で設計値 60%に対して、CFD 値 47.3%、実験値 45.4%(表 5-3)と低い値を示しており、さらなる特性改善が望まれる。

本章では、2 種類の検討項目について、CFD を用いて本設計法を利用した半開放型軸流ファンの特性改善を検討した。

### 6.1. ケーシング形状の検討

第 5 章の結果より、上流側から動翼領域に流入する際の急縮小損失と、動翼領域から下流側の流出する際の急拡大損失の影響を検討する必要がある旨を示した。動翼領域への流入、動翼領域からの流出を考える際、動翼領域のケーシング形状が大きく影響を与えられと考えられる。

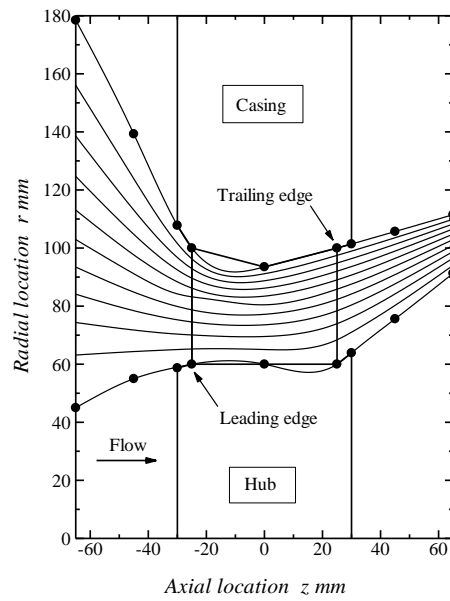
本節では、ケーシング側の軸流方向に対する傾斜が半開放型軸流ファンの特性に与える影響について考察する。

検討したのは、2 種類の形状である。

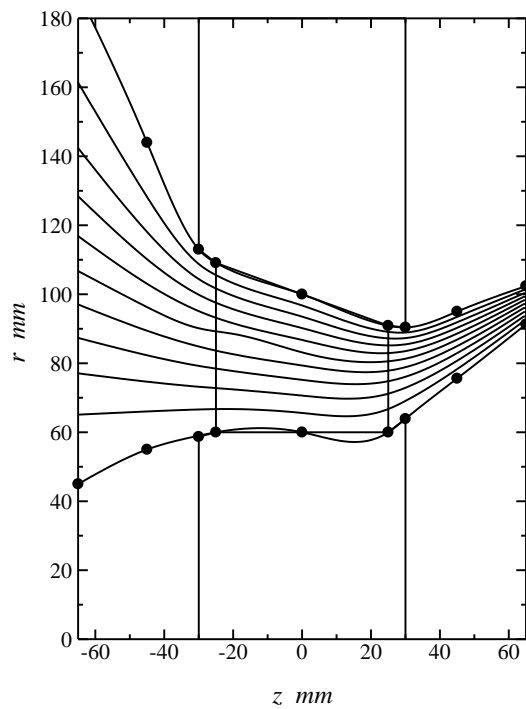
動翼領域のボリューム（体積）は変えず、軸流方向にケーシングに傾斜をつける。

1 つは動翼入口が広く (Tip 径 : 220mm)、動翼出口に向かって収縮する (Tip 径 : 180mm) 構造 (以下、Converge 構造)、もう 1 つは動翼の入口が狭く (Tip 径 : 180mm)、動翼出口に向かって広がる (Tip 径 : 220mm) 構造 (以下、Diverge 構造) である。

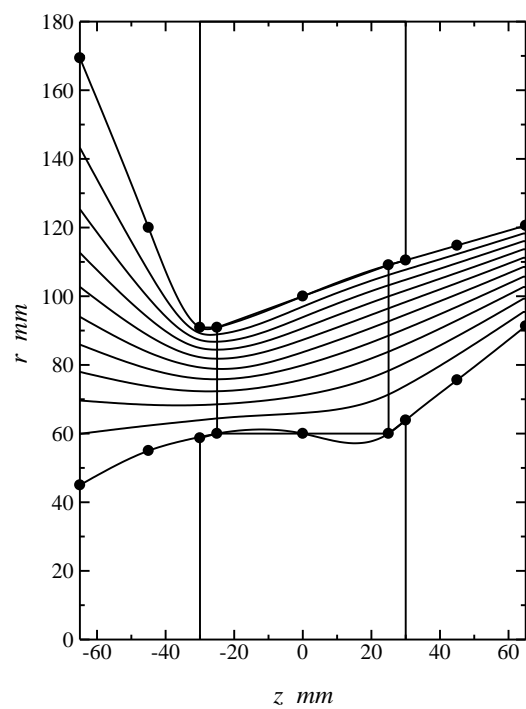
一定旋回速度形式で、Converge 構造と Diverge 構造の子午面流れを設計した。(設計手法は第 2 章を参照のこと。) 第 5 章で設計したケーシング傾斜無し通常形状の子午面流れと合わせて図 6-1 に示す。



(a). 通常構造 (図 5-1 と同一。)



(b). Converge 構造



(c). Diverge 構造

図 6-1. ケーシング傾斜による子午面流れの比較

第 5 章と同様に、回転流面から翼形状を設計した。図 6-2 に示す。

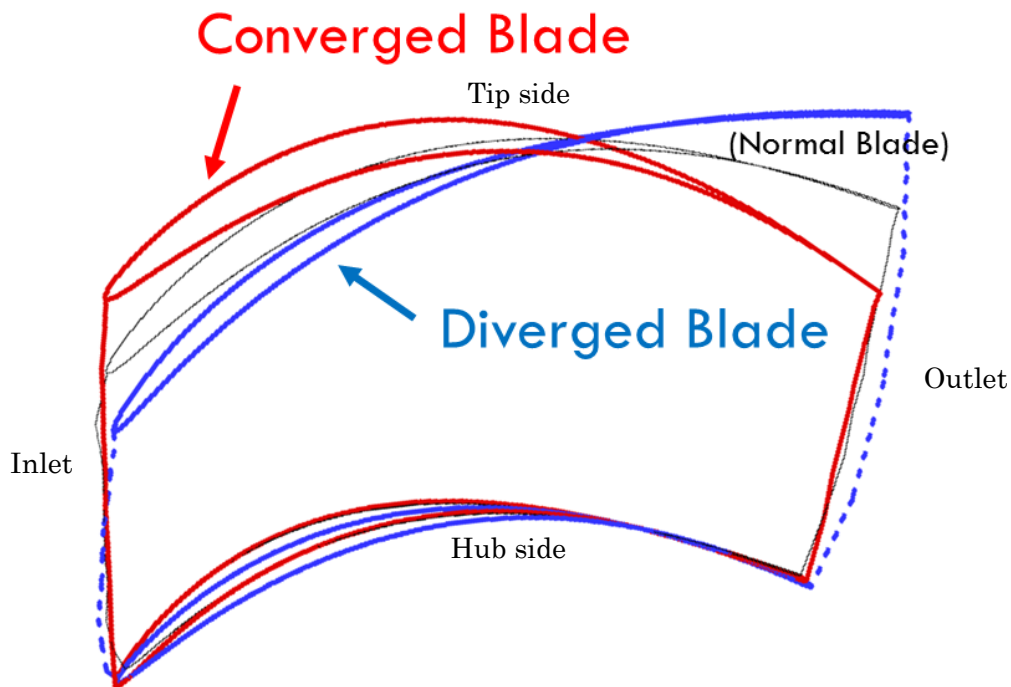


図 6-2. 一定旋回速度形式で設計した Converge 翼と Diverge 翼

赤線が Converge 構造の翼（以下、Converge 翼）、青線が Diverge 構造の翼（以下、Diverge 翼）、黒線が第 5 章で設計した通常構造の翼（以下、Normal 翼）である。ケーシング形状が異なると、合わせて翼形状もそれぞれ異なることが分かる。しかし、基本的にケーシング形状の傾斜の違いだけであるので、ハブ側や翼先端側での断面の 2 次元翼形状の食違い角の違いはあまり存在していない。

第 5 章と同様に、数値シミュレーション用の翼形状のモデルを作成した。図 6-3 に示す。

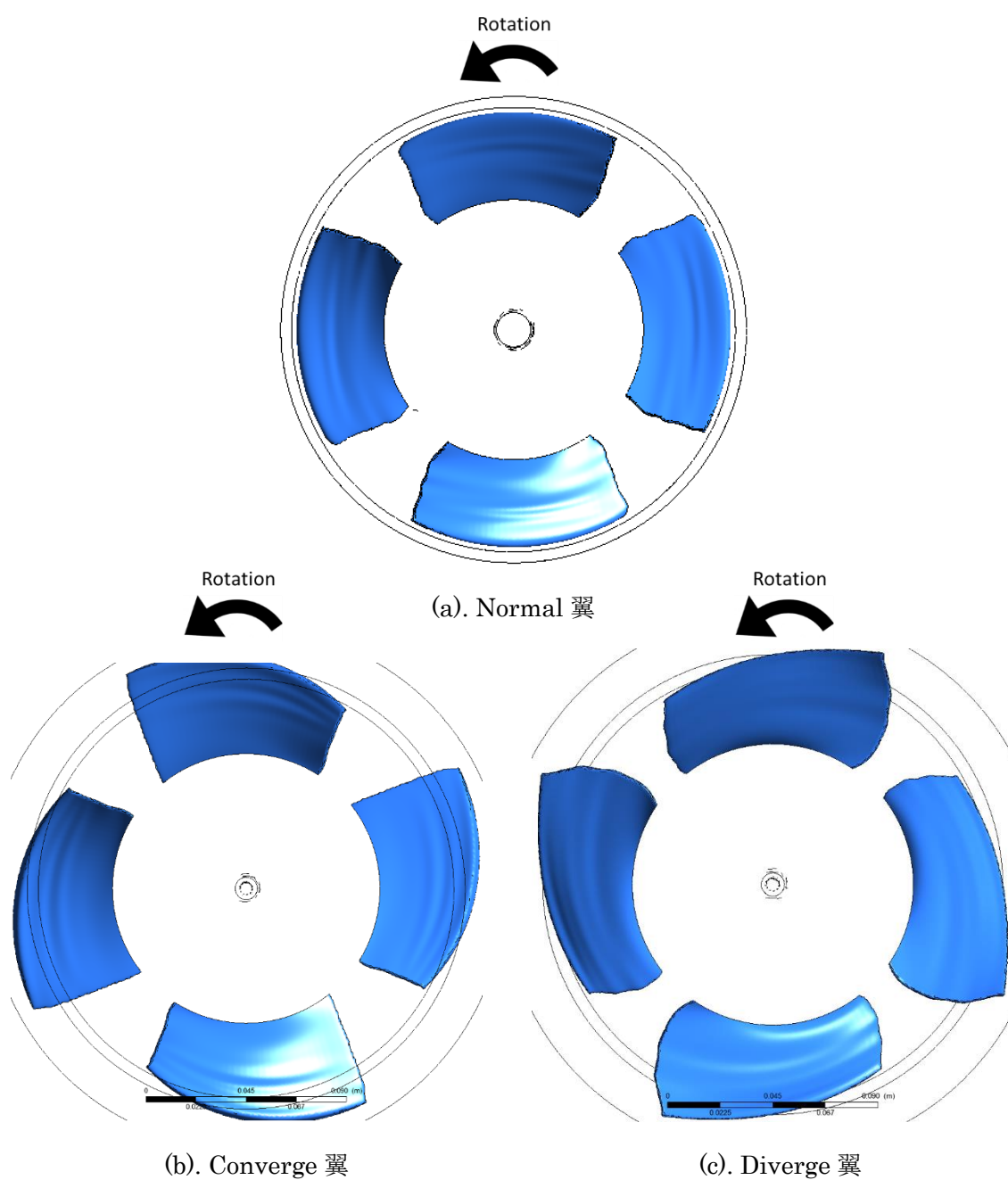


図 6-3. Converge 翼、Diverge 翼のシミュレーションモデル比較

シミュレーションレイアウトを図 6-4 に示す。動翼領域以外は、第 5 章の数値シミュレーションレイアウト（図 5-7）と同様である。

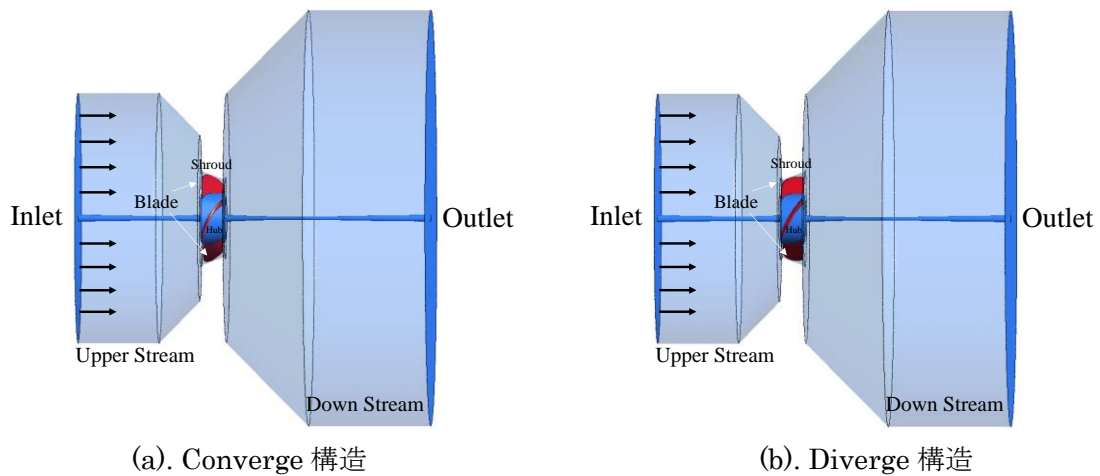


図 6-4. Converge 構造、Diverge 構造のシミュレーションモデル

総メッシュ数は、Normal 構造、Converge 構造、Diverge 構造でそれぞれ、5,497,132、8,497,161、5,643,321 であり、シミュレーション条件は、表 5-2 と同一である。レイノルズ数は Normal 構造、Converge 構造、Diverge 構造でそれぞれ、 $Re = 2.74 \times 10^5$ 、 $2.75 \times 10^5$ 、 $2.74 \times 10^5$ である。

設計流量  $\phi = 0.264$  における子午面速度ベクトル分布の CFD 結果を図 6-5、図 6-6、図 6-7 に示す。

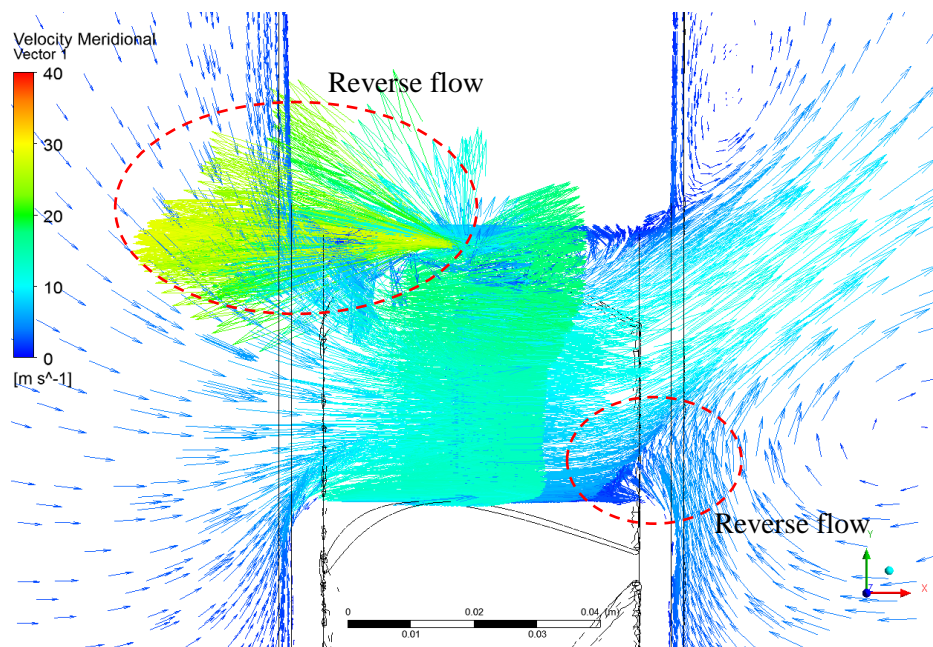


図 6-5. Normal 構造の子午面速度ベクトル分布 ( $\phi = 0.264$ )

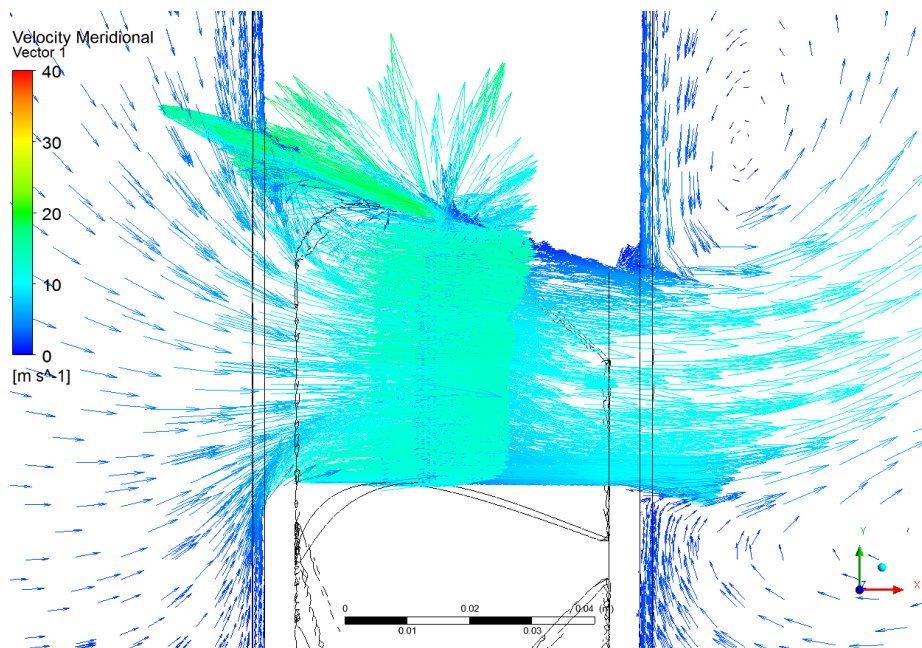


図 6-6. Converge 構造の子午面速度ベクトル分布 ( $\phi=0.264$ )

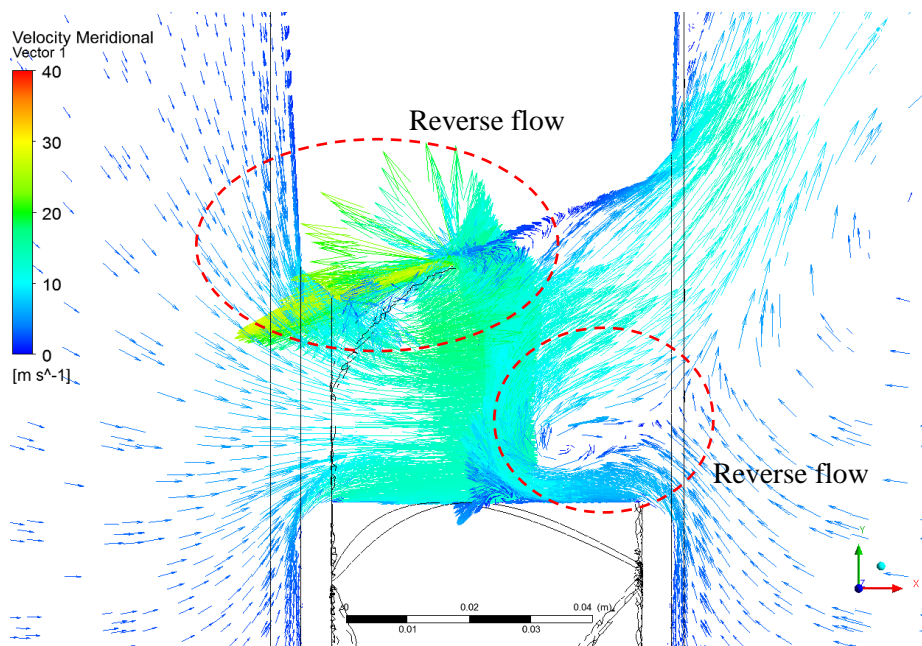


図 6-7. Diverge 構造の子午面速度ベクトル分布 ( $\phi=0.264$ )

Normal 構造（図 6-5）では、動翼入口～翼中央域での翼先端側や、動翼出口でのハブ側の逆流が見られる。Diverge 構造（図 6-7）では、特に動翼出口のハブ側での逆流がさらに悪化している。一方、Converge 構造（図 6-6）では、動翼出口のハブ側での逆流がほぼ見られず、動翼入口～翼中央域での翼先端側の逆流も、Normal 構造と比べて小さい。よって、

Converge 構造では比較的流れがスムーズであり、良好な流れ場を実現できていることが分かる。

図 6-8、図 6-9 に翼の負圧面、正圧面での静圧分布を示す。

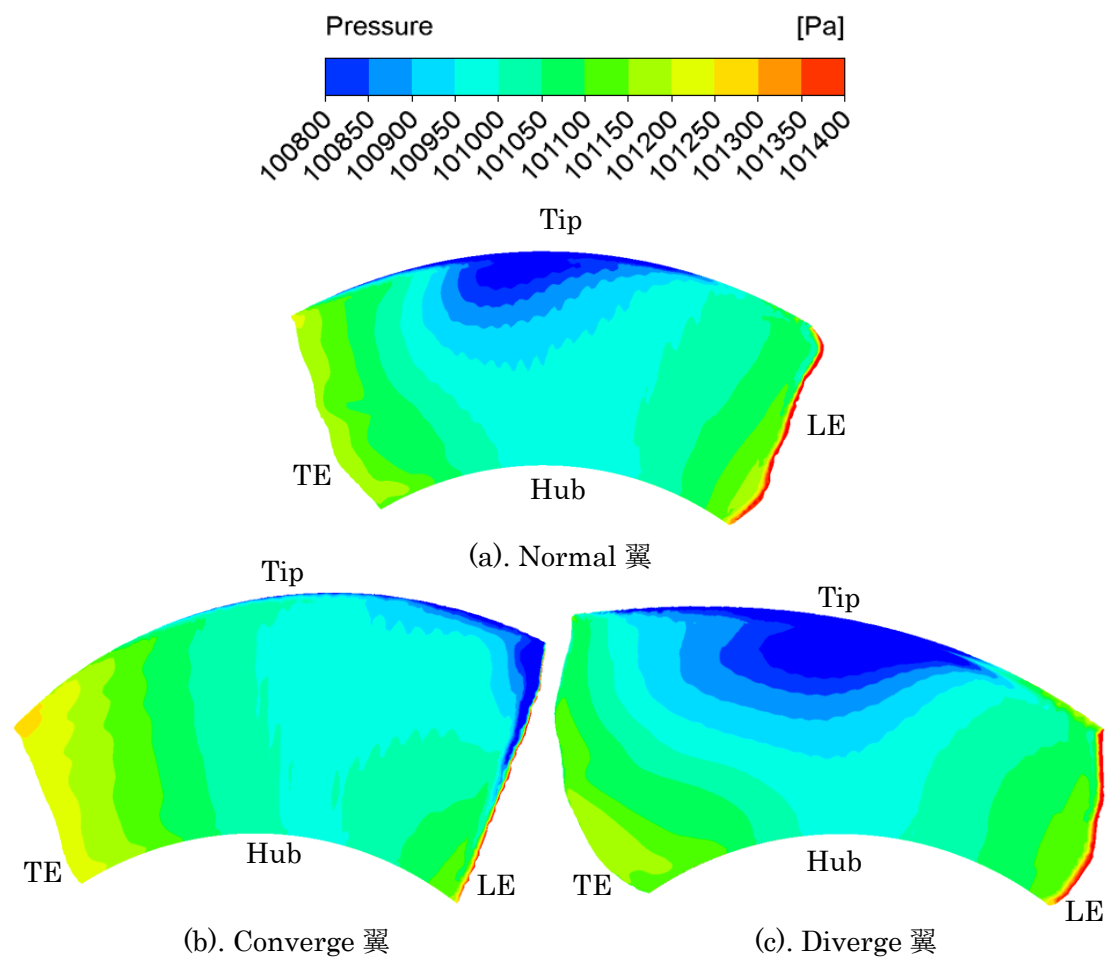


図 6-8. 翼負圧面における静圧分布 ( $\phi=0.264$ )



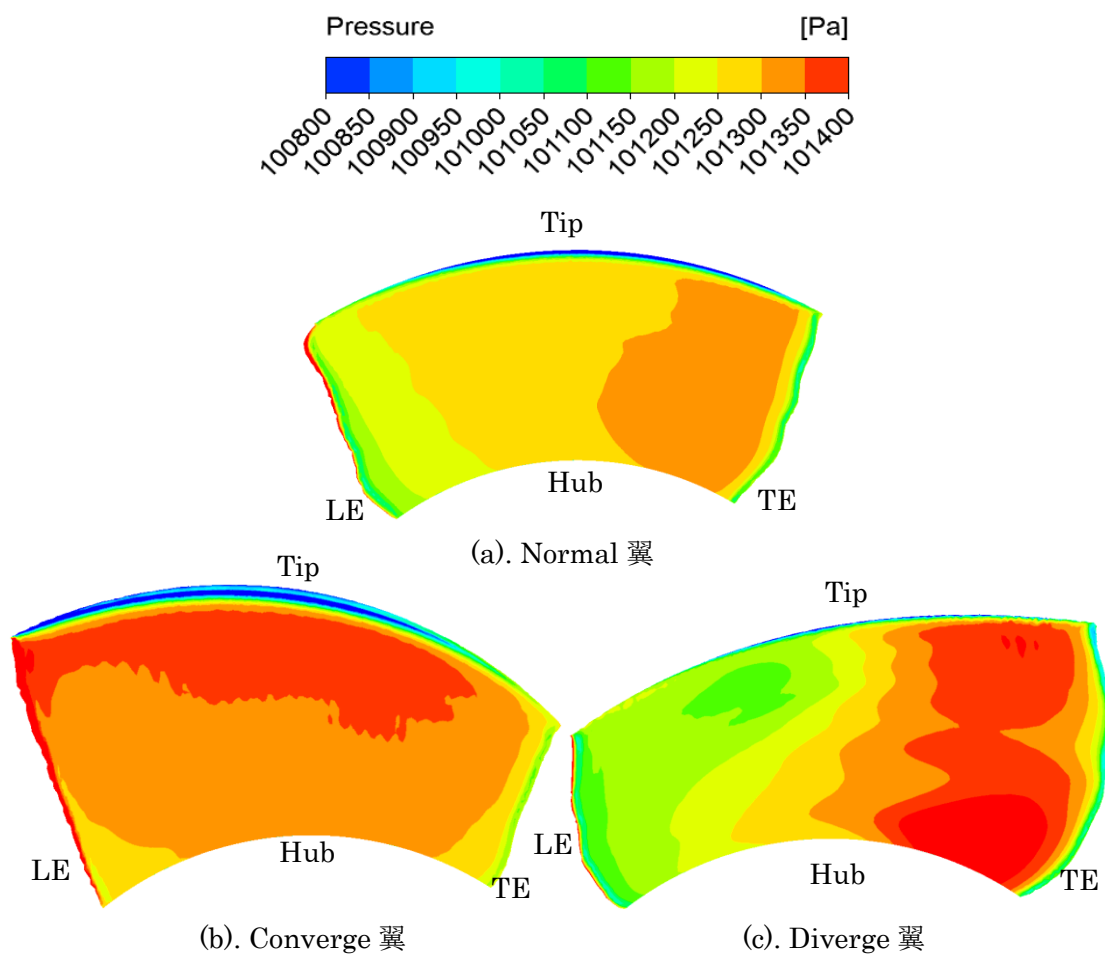
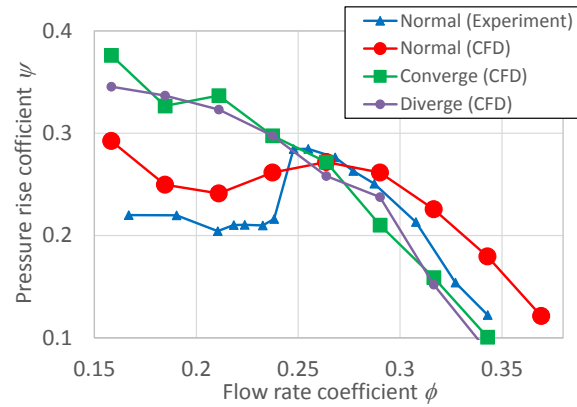


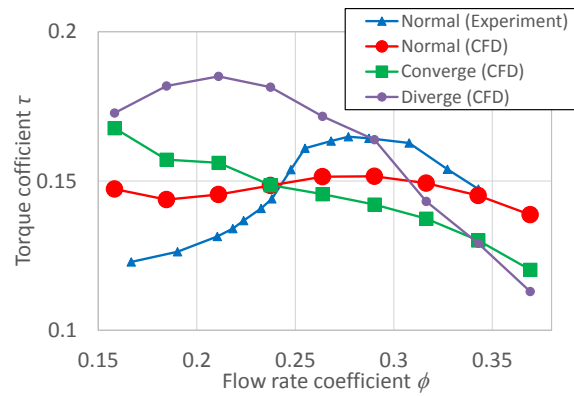
図 6-9. 翼正圧面における静圧分布 ( $\phi=0.264$ )

翼正圧面において、Normal 翼と比較し、Converge 翼では翼先端側で、Diverge 翼では TE 側で高い静圧分布となっている。

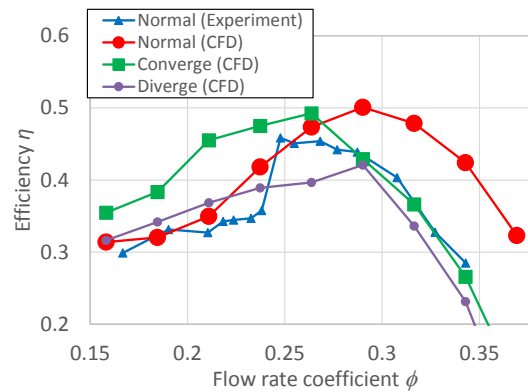
3 種類の構造について、特性曲線の CFD 結果を図 6-10 に示す。



(a). 静圧上昇係数



(b). トルク係数



(c). ファン効率

図 6-10. ケーシング傾斜による半開放型軸流ファンの特性曲線

静圧上昇係数は、Normal 構造と比べて Converge 構造と Diverge 構造では低流量側にシフトしており、高流量側において急激な低下が見られ、ほぼ同じ傾向を示している。

設計流量  $\phi = 0.264$  における特性パラメータを表 6-1 に示す。

表 6-1. ケーシング傾斜による半開放型軸流ファンの特性 ( $\phi=0.264$ )

	Normal	Converge	Diverge
Pressure-rise coefficient $\psi$	0.272	0.272	0.258
Torque coefficient $\tau$	0.151	0.146	0.172
Efficiency $\eta$	0.473	0.492	0.397

ファン効率は、設計流量  $\phi=0.264$  で、Normal 構造 47.3%に対して、Converge 構造で 49.2%と高いが、高流量側で急激な低下が見られる。Diverge 構造は全体的にファン効率が低い。設計流量において 3 種類の構造で大きく違うパラメータはトルク係数である。流れ場が良好ではない Diverge 構造 (図 6-7) で最もトルク係数が大きく、流れがスムーズな Converge 構造 (図 6-6) では小さいため、流れ場が良好でないほど、動翼回転で無駄なトルクが必要になって効率が低下していると考えられる。

設計流量においては、Converge 構造が Normal 構造よりも優れているが、高流量域で効率の急激な低下 (静圧上昇係数の急激な低下) が見られるため、不安定であり、現状のままでは適用が難しいと考えられる。

## 6.2. 設計渦形式の検討

第 5 章では、半開放型軸流ファンの動翼の設計渦形式に、一定旋回速度形式を採用して、設計・CFD・風洞実験を実施した結果を報告した。周方向平均の旋回速度分布の CFD 値と実験値 (図 5-17) の結果より、旋回速度は半径方向にしたがって、ほぼ右肩上がりとなっていたため、強制渦形式の方が半開放型軸流ファンの設計には有効なのではないかと考えられる。よって、半開放型軸流ファンのさらなる特性向上のため、設計渦形式に強制渦形式を適用することを試みた。

準三次元理論 (第 2 章) において、半径平衡方程式(2-3)を解く際の条件が、強制渦条件の場合とは異なる。

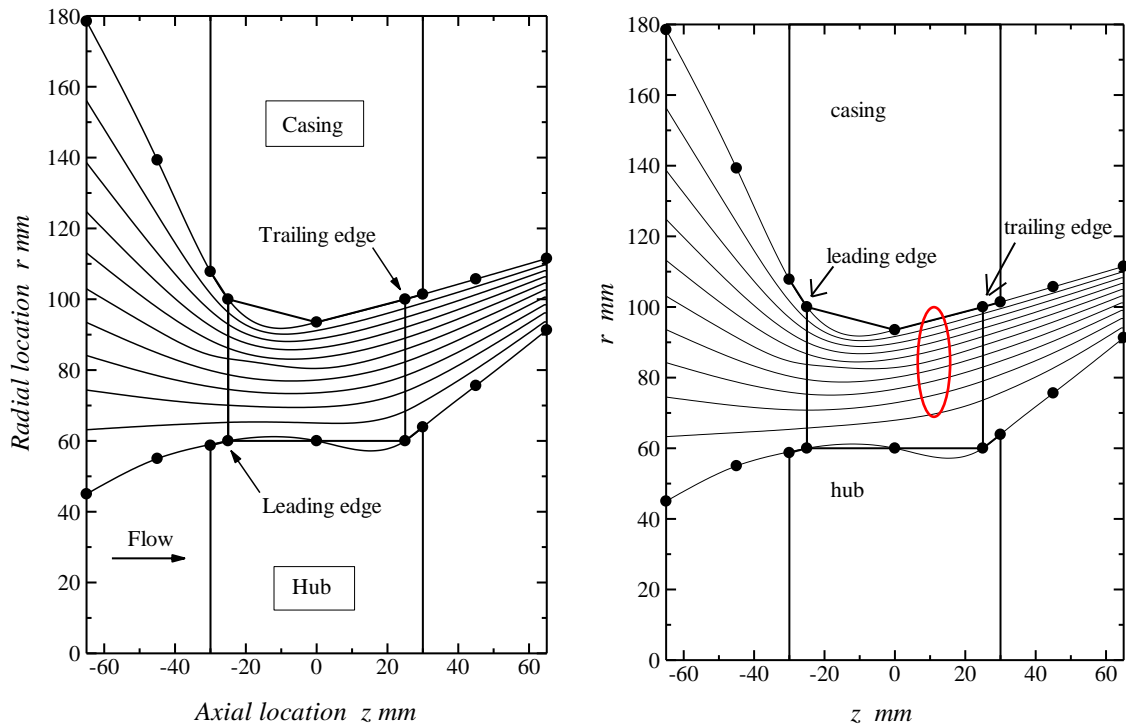
旋回速度  $C_\theta$  が半径方向 ( $q$  方向) に比例する強制渦形式の場合は、

$$C_\theta = K_V \cdot r \quad (K_V: \text{Proportional constant}) \quad (6-1)$$

となる。

第 5 章の一定旋回速度形式の場合と同様に、強制渦形式についても、子午面流れを計算し、回転流面から翼形状を計算した。

図 6-11 に、強制渦形式で計算した子午面流れを示す。比較のため、一定旋回速度形式のデータも掲載する。



(a). 一定巡回速度形式

(b). 強制渦形式

図 6-11. 設計渦形式による子午面流れの比較図

一定巡回速度形式の流線と比較し、強制渦形式の流線は、翼領域で、翼先端側に集中しているのが分かる。強制渦形式では翼先端側にかけて巡回速度が大きくなるよう設定しているためである。

次に、回転流面計算より、翼形状を決定した。

一定巡回速度形式と強制渦形式により設計した翼形状を図 6-12 に示す。

強制渦形式で設計した翼は、一定巡回速度形式の翼と比較して、ハブ側で食違い角が大きく、翼先端側で食違い角が小さい形状となった。

図 6-13 に、式(2-11)を用いて計算した翼の全圧損失係数 $\zeta_p$ を示す。

主に翼先端側で、強制渦形式の方が損失の低い翼形状となっていることが分かる。

図 6-14 に、CFD における翼形状のシミュレーションモデルを示す。

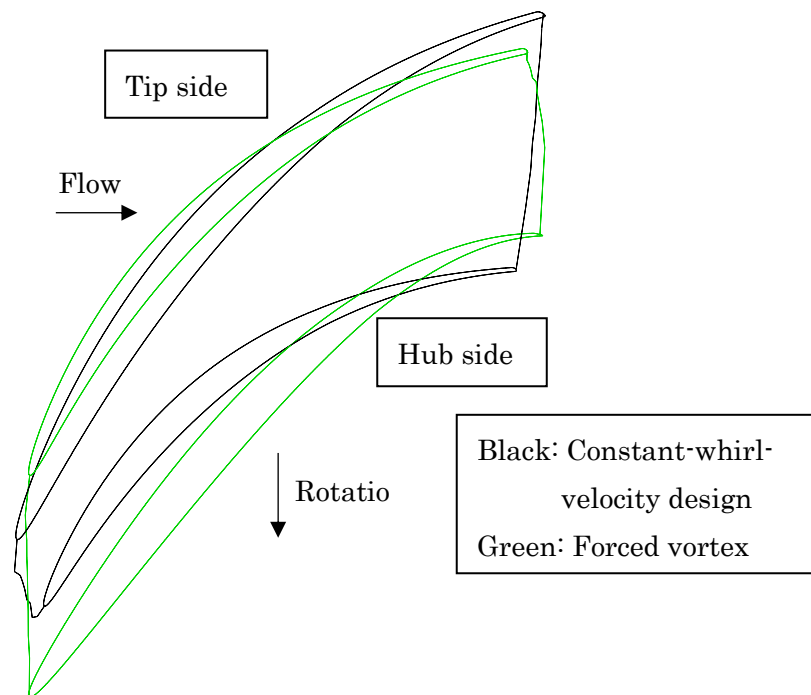


図 6-12. 設計渦形式による翼形状比較

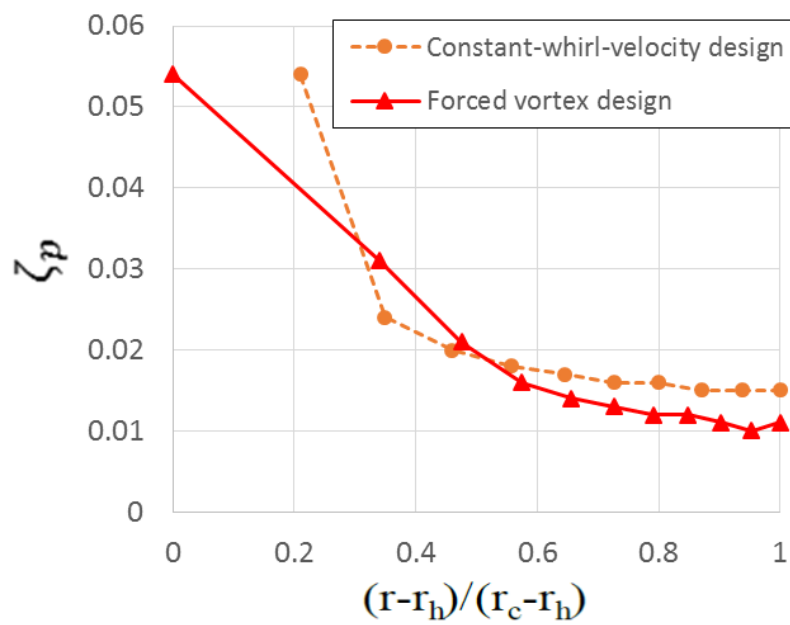


図 6-13. 設計渦形式による翼の全圧損失係数 $\zeta_p$

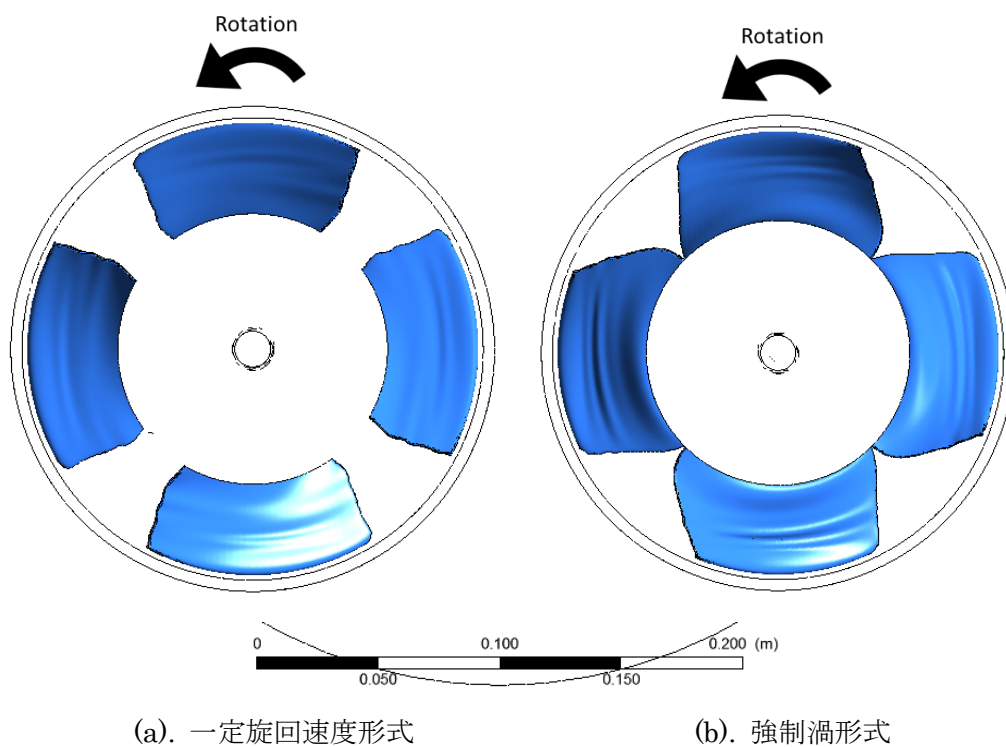
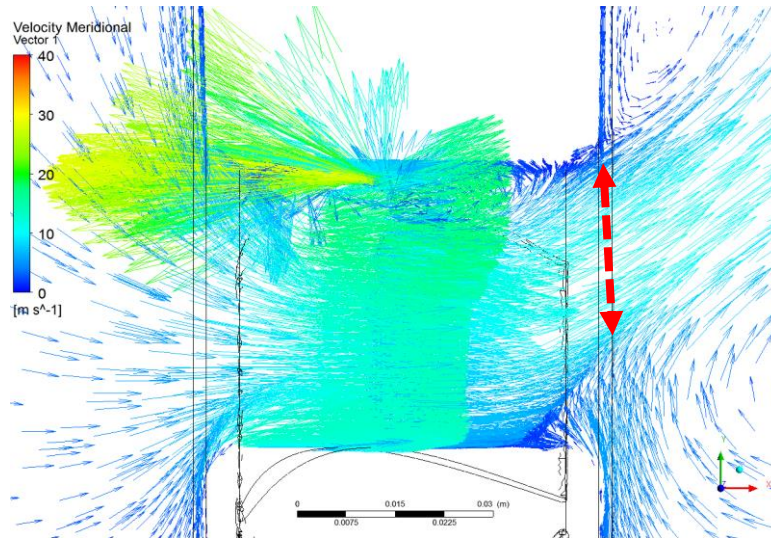


図 6-14. 設計渦形式による動翼のシミュレーションモデル比較

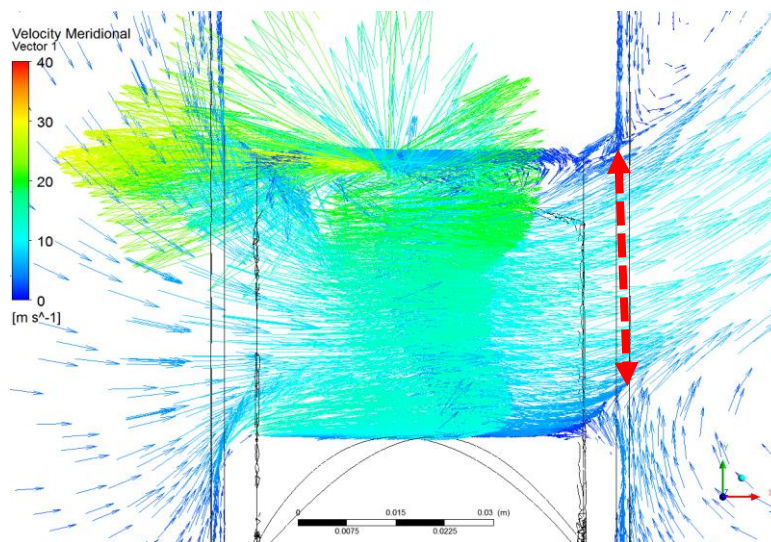
図 6-12、図 6-14 より、設計渦形式によって大きく異なる翼形状が得られている。

強制渦形式による翼形状で、CFD を実施した。シミュレーション条件は、表 5-2 と同条件である。シミュレーションモデルの総メッシュ数は一定回転速度形式の場合で 5,497,132、強制渦形式で 5,569,489 である。レイノルズ数は、一定回転速度形式、強制渦形式でそれぞれ、 $Re = 2.74 \times 10^5$ 、 $2.30 \times 10^5$  である。

図 6-15 に、設計流量  $\phi = 0.264$  における子午面の子午面速度ベクトル分布を示す。



(a). 一定回転速度形式



(b). 強制渦形式

図 6-15. 設計渦形式による子午面速度ベクトル分布の比較 ( $\phi=0.264$ )

強制渦形式で設計した動翼による流れ場では、一定回転速度形式と比較して、動翼出口のハブ側で渦によるブロッケー効果小さく、流れがスムーズであることが分かる。

この原因について、動翼出口における半径方向の静圧分布をシミュレーションで比較した。図 6-16 に示す。

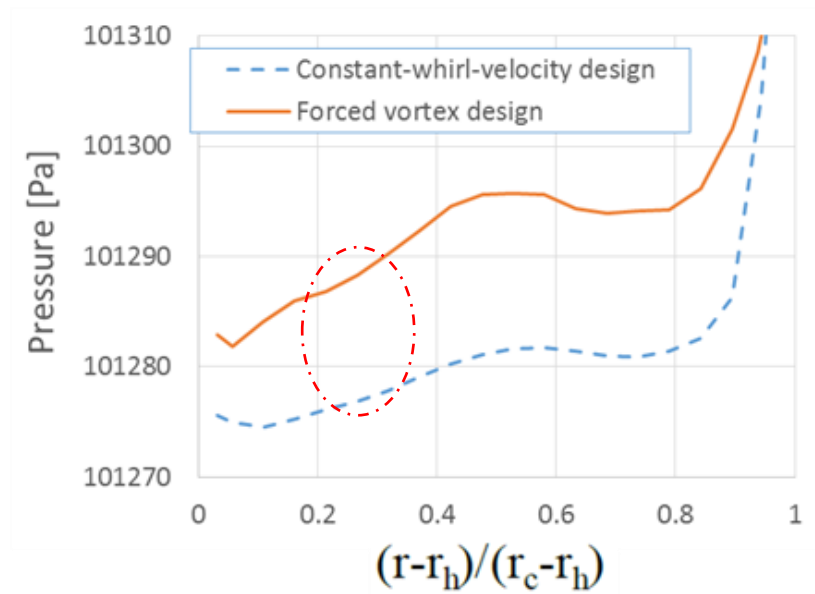
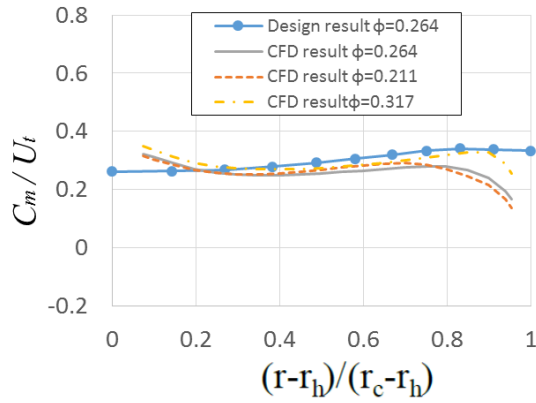


図 6-16. 動翼出口における静圧分布

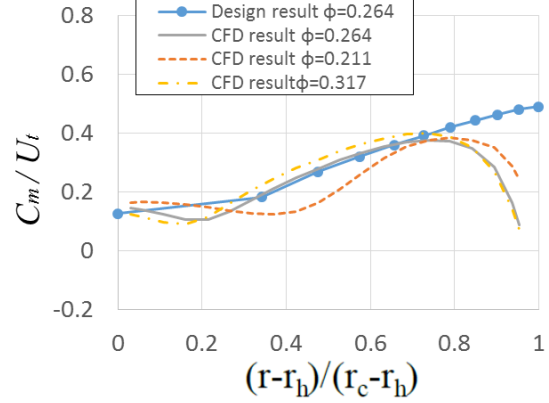
全体的に強制渦形式の方が静圧がわずかに大きく、ハブ近傍の静圧勾配が大きい。これにより、流れをハブ側に押さえることができ、後流の渦のはく離によるブロッキングを低減できたと考えられる。

次に、強制渦形式の翼形状の動翼入口、出口での半径方向の周方向平均速度分布を図 6-17、図 6-18、図 6-19 に示す。



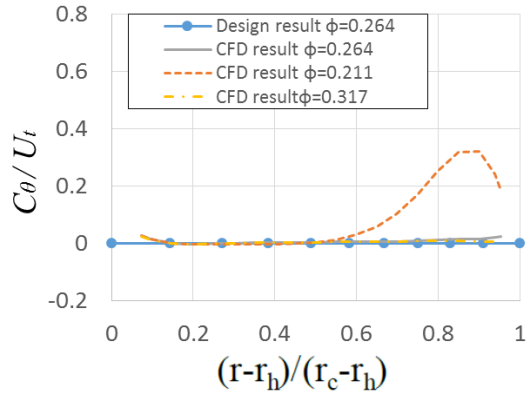


(a). 動翼入口

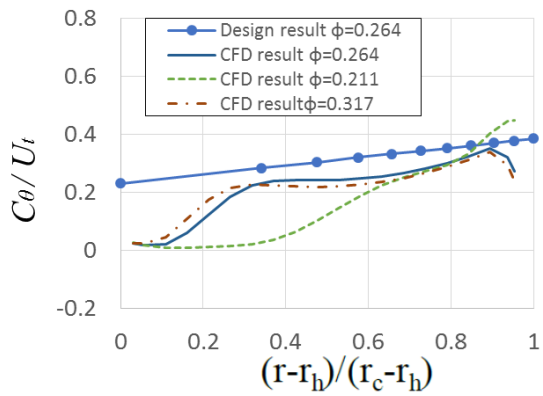


(b). 動翼出口

図 6-17. 強制渦形式の動翼 周方向平均の子午面速度分布 ( $\phi=0.211$ 、 $0.264$ 、 $0.317$ )

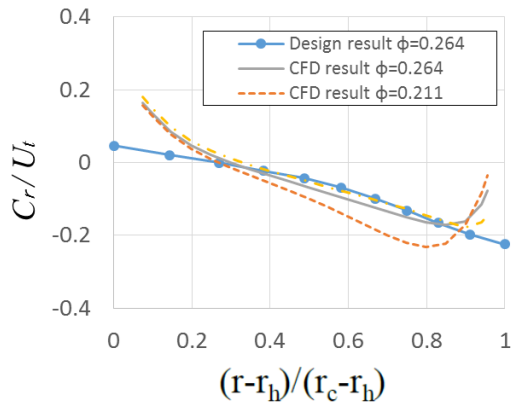


(a). 動翼入口

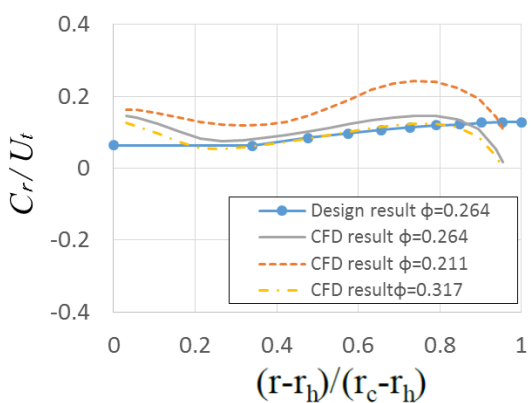


(b). 動翼出口

図 6-18. 強制渦形式の動翼 周方向平均の旋回速度分布 ( $\phi=0.211$ 、 $0.264$ 、 $0.317$ )



(a). 動翼入口

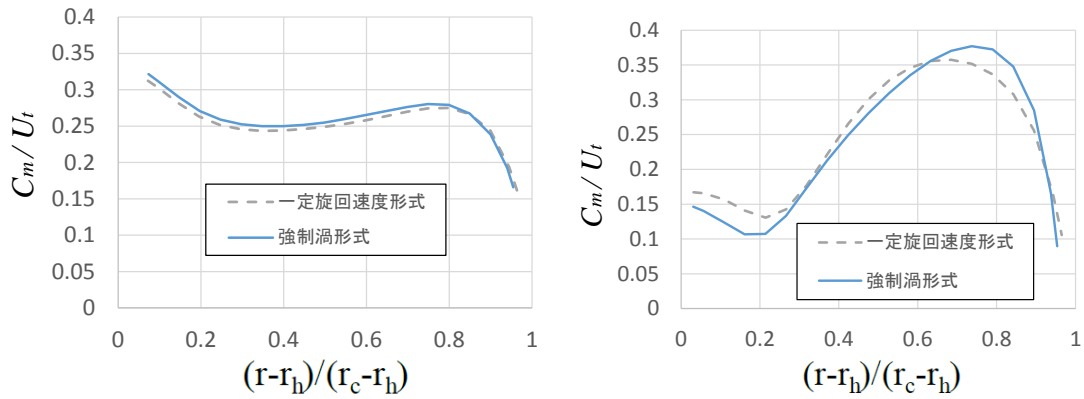


(b). 動翼出口

図 6-19. 強制渦形式の動翼 周方向平均の半径速度分布 ( $\phi=0.211$ 、 $0.264$ 、 $0.317$ )

一定旋回速度形式の速度分布（図 5-11、図 5-12、図 5-13）と比較し、設計流量  $\phi=0.264$  における設計値と CFD 値はよく一致していることが分かる。特に動翼出口の旋回速度分布（図 6-18）では、CFD 値は設計値には満たないものの、半径方向に従ってほぼ同じ傾きで右肩上がりの特性を示しており、強制渦形式による旋回速度条件と同じ傾向を示している。

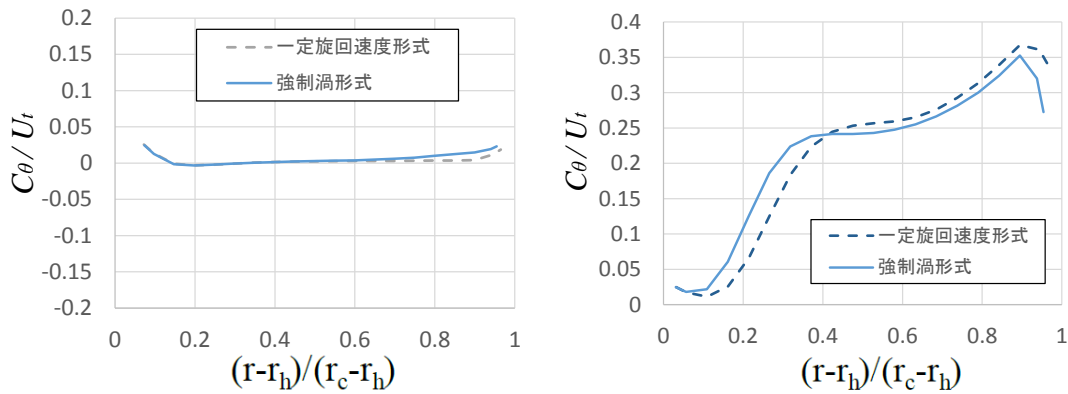
一定旋回速度形式と強制渦形式の場合の周方向平均速度分布について、設計流量  $\phi=0.264$  の場合の比較を図 6-20、図 6-21、図 6-22 に示す。



(a). 動翼入口

(b). 動翼出口

図 6-20. 設計渦形式による周方向平均の子午面速度分布比較 ( $\phi=0.264$ )



(a). 動翼入口

(b). 動翼出口

図 6-21. 設計渦形式による周方向平均の旋回速度分布の比較 ( $\phi=0.264$ )

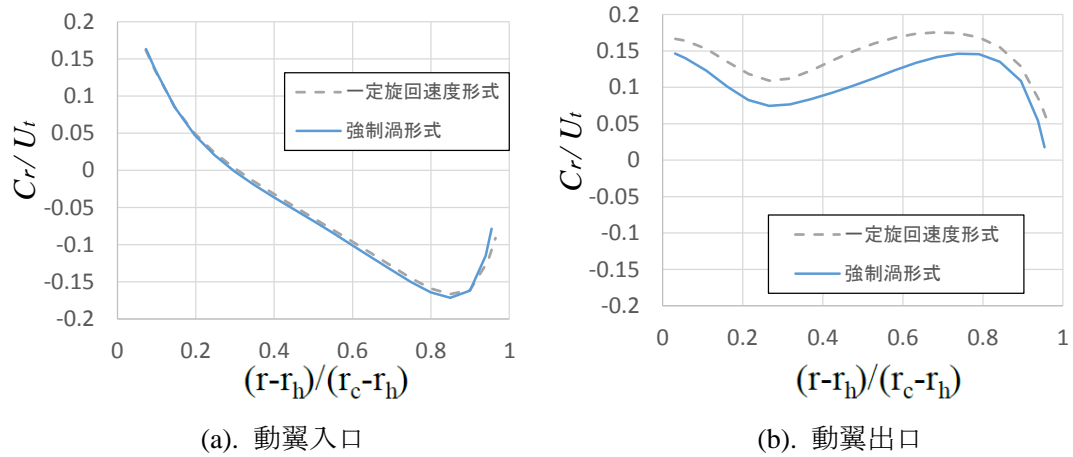


図 6-22. 設計渦形式による周方向平均の半径速度分布の比較 ( $\phi=0.264$ )

動翼入口における子午面速度、旋回速度、半径速度は、どちらの設計渦形式の場合でもほぼ同じ値を示している。動翼出口では、一定旋回速度形式と比べて強制渦形式では、子午面速度のピーク値は翼先端側にシフトしており、半径速度は全スパン方向で小さい。特に翼先端側において速度成分が大きく、強制渦形式で想定する流れ場を実現できていることが分かる。

図 6-23、図 6-24 に、翼面の静圧分布を示す。

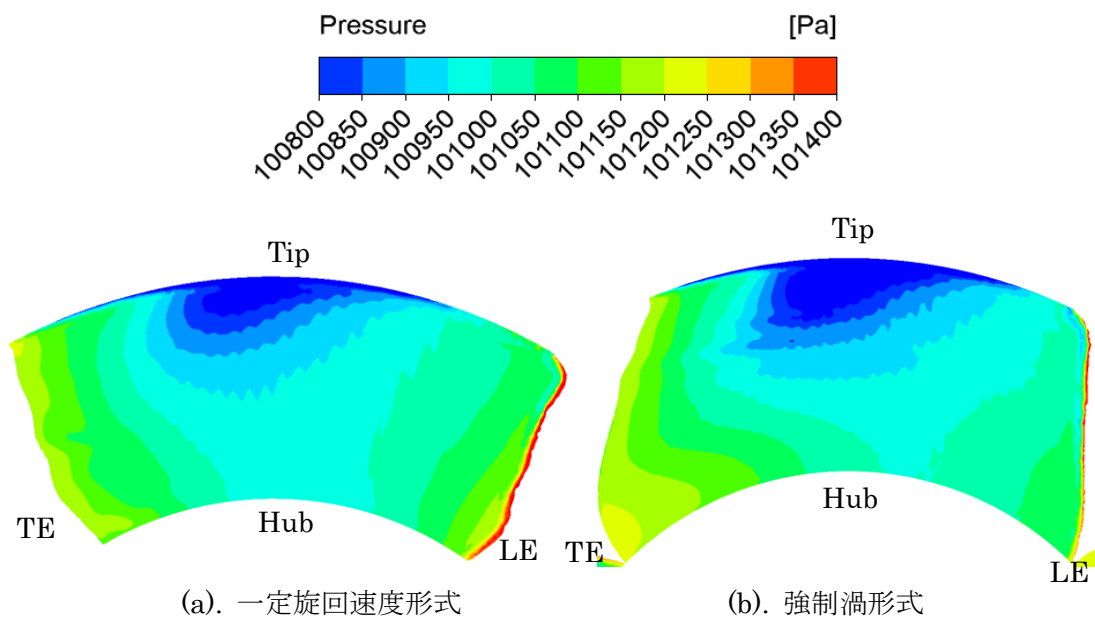


図 6-23. 翼負圧面の圧力分布 ( $\phi=0.264$ )

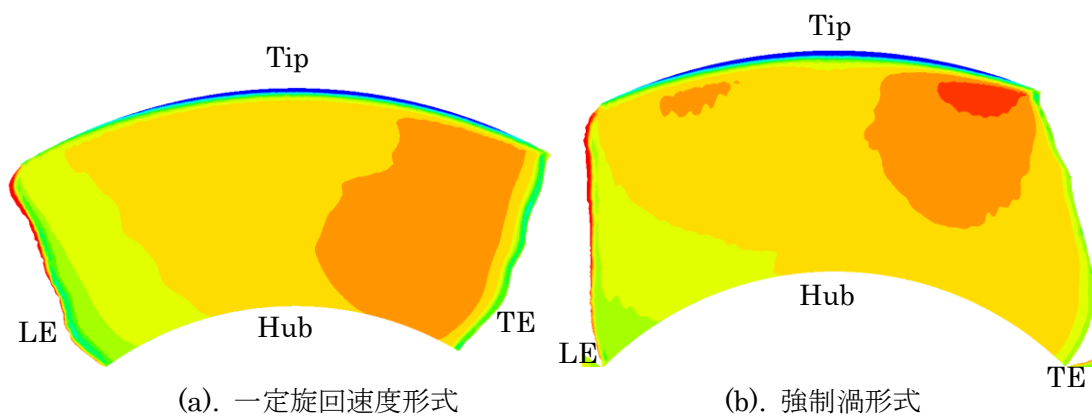
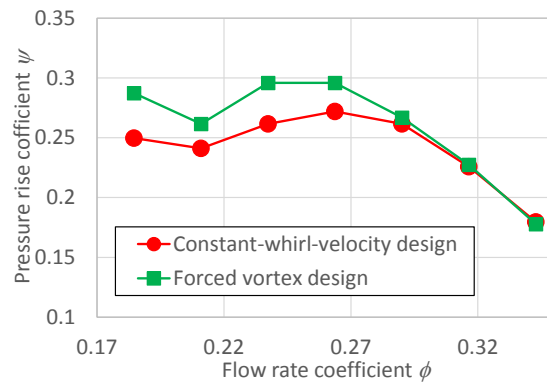


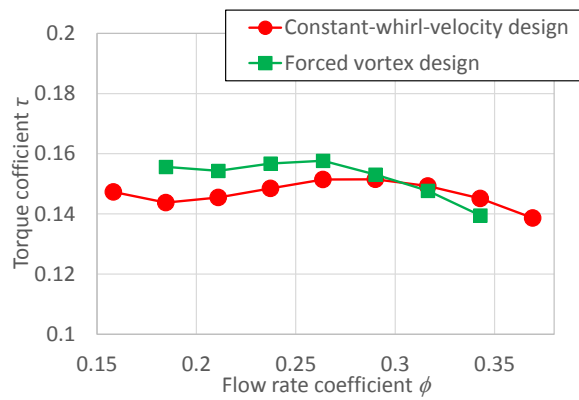
図 6-24. 翼正圧面の圧力分布 ( $\phi=0.264$ )

一定回転速度形式の正圧面の圧力分布は、翼スパン方向に対して圧力勾配が緩やかであるのに対して、強制渦形式では特に翼先端部の圧力が一定回転速度形式よりも高い傾向が見られる。

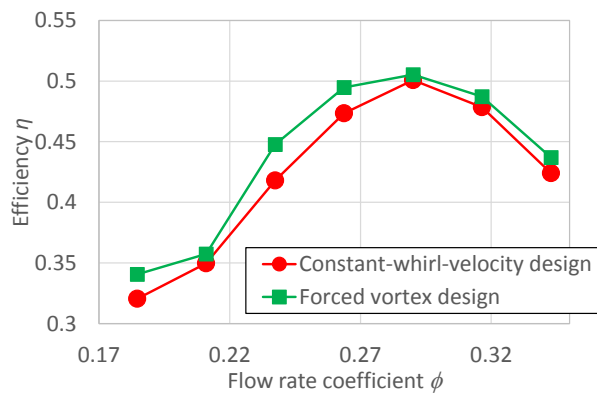
設計渦形式による特性曲線の比較を図 6-25 に示す。



(a). 静圧上昇係数



(b). トルク係数



(c). ファン効率

図 6-25. 設計渦形式による特性曲線の比較

ファン効率は、全流量域にわたって、強制渦形式の方が高い結果となった。設計流量  $\phi = 0.264$  における一定旋回速度形式と強制渦形式の特性の比較を表 6-2 に示す。

表 6-2. 設計渦形式による特性パラメータ比較 ( $\phi=0.264$ )

	一定回転速度形式	強制渦形式
Pressure-rise coefficient $\phi$	0.272	0.296
Torque coefficient $\tau$	0.151	0.158
Efficiency $\eta$	0.473	0.495

強制渦形式を採用することにより、設計流量 $\phi=0.264$ において、静圧上昇係数は0.024、効率は約2.2%程度向上している。これは、前掲の実際の半開放型軸流ファンの回転速度分布が設計の強制渦形式と近い事(図 5-17、図 6-18)や、流れ場の改善(図 6-15)、翼先端部の高い静圧上昇(図 6-24)等が原因として挙げられる。

よって、強制渦形式を採用することにより、半開放型軸流ファンの特性向上が見込めると言える。

## 第7章. 結論

本研究では、半開放型軸流ファンの設計に、斜流ファン設計法を適用することを提案した。実際に提案した手法を用いて、半開放型軸流ファンの設計・CFD 解析・製作・性能試験を実施し、本設計法が半開放型軸流ファンの設計法として有効であることを確かめた。また、さらに半開放型軸流ファンの特性を向上する方策として、ケーシング傾斜や強制渦形式の採用による流れ場の改善を検討し、CFD 解析によって特性改善の見込みが得られた。

本研究で得られた結論を以下に示す。

1) 半開放型軸流ファンの設計に、斜流ファン設計法を適用し、動翼を設計した。設計渦形式には一定旋回速度形式を用いた。設計した動翼形状について、CFD を用いて粘性を含めた三次元流れ場解析を実施した。動翼入口、出口における周方向平均流速分布は、設計値と CFD 値で良く一致しており、本半開放型軸流ファンの設計法が有効であることが確かめられた。

2) 設計、CFD に加え、実験的検証を実施した。設計した動翼を 3D プリンタで製作し、風洞で流動計測を実施した。特性曲線 (流量に対するトルク係数、静圧上昇係数、効率) は CFD 結果と似た傾向を示しており、設計流量  $\phi = 0.264$  で、効率の CFD 値、実験値はそれぞれ、45.4%、47.3%と近い値が得られている。また、動翼出口で測定した周方向平均の子午面速度分布、旋回速度分布、半径速度分布は、設計値、CFD 値、実験値ともに、同程度の値を示している。子午面速度分布については、設計値が半径方向に向かって右肩上がりなのに対し、CFD 値、実験値では翼スパン中央付近にピーク値を取っている。旋回速度分布については、今回、一定旋回速度形式で設計しているため、設計値は一定である。一定の設計値に対し、CFD 値と実験値の 2 つは半径方向に対してほぼ右肩上がりであり、両者ともよく傾向が一致している。半径速度分布は、設計値、CFD 値、実験値ともよく似た値を示しており、いずれも半径方向に対して正の値をとっている。すなわち、半開放型軸流ファンの動翼出口ではハブから翼先端側方向に向けて流出することを示している。これは、動翼の回転による遠心力の作用と考えられる。以上、CFD 値と実験値の比較より、実験的にも本設計法が有効であることを実証できた。また、CFD と流動実験が良く一致していることより、半開放型軸流ファンの実際の流れ場を、CFD で良く再現できていることが確かめられた。

3) さらに半開放型軸流ファンの効率改善のため、ケーシング傾斜の影響を CFD で見積もった。1 つは動翼入口が広く、動翼出口に向かって収縮するコンバージ構造、もう 1 つは動翼の入口が狭く、動翼出口に向かって広がるダイバージ構造の 2 種類を比較検討した。結果、コンバージ構造で動翼まわりの流れ場の改善が見られ、設計流量  $\phi = 0.264$  において約 2% の効率改善が見られた。しかし、高流量域で効率の急激な低下 (静圧上昇係数の急激な低下) が見られるため、不安定であり、現状のままでは適用が難しいと考えられる。

4) 半開放型軸流ファンの効率改善のため、強制渦形式の採用を検討した。CFDにより、一定回転速度形式と強制渦形式の特性を比較検討したところ、強制渦形式の方が、動翼周りの流れ場が改善され、効率も全流量域において一定回転速度形式よりも1-3%程度の効率改善の見込みが得られた。よって、半開放型軸流ファンの設計には強制渦形式を採用することが有効であることが分かった。



## 謝辞

本研究の実施にあたり、常に適切なご指導をいただき、また本論文のまとめに至るまでの全般にわたり、終始変わらぬご教示とご鞭撻を賜りました佐賀大学大学院工学系研究科機械システム工学専攻の木上洋一教授に対し、厚く御礼申し上げます。

そして、本論文をまとめるにあたり、佐賀大学の松尾繁教授、光武雄一教授、塩見憲正准教授、瀬戸口俊明名誉教授より、多くの貴重なご意見をいただきました。ここに心より感謝の意を表します。

さらに、本研究における CFD や実験装置の製作および実験の遂行においては、佐賀大学理工学部機械システム工学科環境流動システム学講座の皆様に多大なるご協力を頂きました。心より感謝の意を表します。

2017 年 9 月 梶 敦次

## 参考文献

- [1]生井武文、井上雅弘、1998、「ターボ送風機と圧縮機」 コロナ社.
- [2]M.Inoue, T.Ikui, Y.Kamada, M.Tashiro, 1980, “A quasi three-dimensional design of diagonal flow impellers by use of cascade data”, Proceeding of 10 symposium of IAHR, pp.403-414.
- [3]K.Kaneko, T.Setoguchi, M.Inoue, 1991, “Passive control of unstable characteristics of a high specific speed diagonal-flow fan by an annular wing”, Transaction of the ASME, Journal of turbomachinery, Vol.113, No.3, pp.703-709.
- [4]M.Furukawa, K.Saiki, K.Nagayoshi, M.Kuroumaru, M.Inoue, 1997, “Effect of stream surface inclination on tip leakage flow fields in compressor rotors”, Transaction of the ASME, Journal of turbomachinery, Vol.120, No.4, pp.683-694.
- [5]重光亨、井内一博(2011)、「高出力空冷ファンの性能と内部流れについて」ターボ機械第39巻第12号 pp.42-48.
- [6]新井幹彦、石間経章、小保方富夫(2003)、「ファン周り流れのPIV計測と数値予測-ベルマウス形状と位置の影響-」可視化情報学会誌Vol.23, No. Supplement1, pp.203-206.
- [7]P. Liu, N. Shiomi, Y. Kinoue, T. Setoguchi and Y. Jin, 2014, “Effect of Inlet Geometry on Fan Performance and Inlet Flow Fields in a Semi-opened Axial Fan”, International Journal of Fluid Machinery and Systems, Vol. 7, No. 2, April-June, pp.60-67.
- [8]N.Shiomi, P.Liu, Y.Kinoue, T.Setoguchi and Y.Z.Jin, 2013, “Three dimensional inlet flow fields of half-ducted propeller fan: Effect of inlet geometry”, Proc. of the 12th Asian International conference on fluid machinery, Yagyakarta, Indonesia, Sep.25-27th.
- [9]塩見憲正、木上洋一、瀬戸口俊明(2012)、「半開放型プロペラファンの渦を含む流れ場の実験的解明」、ターボ機械2012年11月号.
- [10]塩見憲正、木上洋一、瀬戸口俊明(2012)、「半開放型プロペラファンの動翼出口三次元流れ場」ターボ機械第40巻第4号, pp.26-33.
- [11]C.M. Jang, M. Furukawa, and M. Inoue, 2001, “Analysis of vertical flow field in a propeller fan by LDV measurements and LES—Part I: Three-dimensional vortical flow structures”, Transaction of the ASME, Journal of Fluids Engineering, Vol.123, No.4, pp.748-754.
- [12]C.M. Jang, M. Furukawa and M. Inoue, 2001, “Analysis of vertical flow field in a propeller fan by LDV measurements and LES—Part II: Unsteady nature of vortical flow structures due to tip vortex breakdown”, Transaction of the ASME, Journal of Fluids Engineering, Vol.123, No.4, pp.755-761.
- [13]K. Sawada, 1995, “A convenient visualization method for identifying vortex centers”, Trans. Japan Society of Aeronautical and Space Science, Vol.38, No.120, pp.102-116.
- [14]M. Inoue., M. Furukawa, K. Saiki and K. Yamada, 1998, “Physical explanations of tip leakage flow field in an axial compressor rotor”, ASME paper No.98-GT-91.

- [15]古川雅人、山田和富、才木一寿、井上雅弘(2002)、「複雑内部流れ場における渦構造の同定」可視化情報Vol.22, Supplement No.1, pp.107-110.
- [16]古川雅人(2000)、「軸流圧縮機動翼の失速点近傍における翼端漏れ渦の崩壊に伴う異常流動現象」日本機械学会論文集 (B編) 66巻644号, pp.1029-1037.
- [17]C.M. Jang, M. Furukawa, M. Inoue, 2001, "Noise reduction by controlling tip vortex in a propeller fan", JSME, series B, Vol.44, No.4, pp.748-755.
- [18]C.M. Jang, M. Furukawa, M. Inoue, 2003, "Frequency characteristics of fluctuating pressure on rotor blade in a propeller fan", JSME, series B, Vol.46, No.1, pp.163-172.
- [19]A. Nashimoto, N. Fujisawa and H. Sasaki, 2006, "Visualization of Noise Sources and Surface Flows over a Rotating Fan Blade", Journal of Visualization, Vol. 9, No. 3, pp.245-246.
- [20]塩見憲正、金子賢二、蔡文新、佐々木慶介、瀬戸口俊明(2011)、「開放型軸流ファンにおける翼先端渦の特性」、ターボ機械第31巻第9号、pp.33-41.
- [21]N. Shiomi, Y. Kinoue, T. Setoguchi, K. Kaneko, 2011, "Vortex features in a half-ducted axial fan with large bellmouth (Effect of tip clearance)", International Journal of fluid machinery and systems, Vol.4, No.3, pp.307-316.
- [22]J.B. Wang, K.Q. Wu, 2007, "Numerical analysis of the tip vortex in the air-conditioner's propeller fan", Task quarterly, Vol.10, No.2, pp.101-112.
- [23]古川雅人、草野和也、山田和富(2011)、「半開放形プロペラファンにおける流動現象と空力音との関係」第65回ターボ機械協会総会講演会.
- [24]鈴木優太郎、猪口雄三、山崎伸彦 (2012)、「Fan騒音の能動制御」ターボ機械第40号、No.4、pp.226-233.
- [25]草野和也、古川雅人、山田和豊(2014)、「半開放形プロペラファンにおける翼端渦の三次元構造」日本機械学会論文集Vol.80, No.810.
- [26]山田和豊、古川雅人(2015)、「半開放形プロペラファンにおける翼端渦の挙動」ターボ機械第43巻1号, pp.22-28.
- [27]J.C. Emery, 1957, "Low-speed cascade investigation of thin low-camber aeronautics", Research memorandum, NACA RM L57E03.
- [28]L.J. Herring, J.C. Emery, J.R. Erwin, 1951, "Effect of section thickness and trailing-edge radius on the performance of NACA 65-series compressor blades in cascade at low speeds", Research memorandum, NACA, RM L51J16.
- [29]L.J. Herring, J.C. Emery, J.R. Erwin, 1957, "Systematic two-dimensional cascade tests of NACA 65-series compressor blades at low speed", Research memorandum, NACA TN 3916, Supersedes NACA, RM L51G31.
- [30]W. Merchant, A.R. Collar, 1941, "Flow of an ideal fluid past a cascade of blades (Part 2)", A.R.C.R. &M.No.1893.
- [31]J.P. Gostelow, 1963, "Potential flow through cascades: a comparison between exact and

- approximate solutions”, Ministry of aviation aeronautical research council, C.P.No.807.
- [32]生井武文、井上雅弘、九郎丸元雄(1971)、「二次元減速翼列の研究（第1報、翼列における縮流効果）」The Japan Society of Mechanical Engineers, 37巻302号, pp.1881-1888.
- [33]生井武文、井上雅弘、九郎丸元雄(1971)、「二次元減速翼列の研究（第2報、二次元翼列試験法について）」The Japan Society of Mechanical Engineers, 37巻302号, pp.1889-1896.
- [34]生井武文、井上雅弘、九郎丸元雄(1972)、「二次元減速翼列の研究（第3報、高流入角領域における翼列性能）」The Japan Society of Mechanical Engineers, 38巻310号, pp.1370-1378.
- [35]生井武文、井上雅弘、九郎丸元雄(1972)、「二次元減速翼列の研究（第4報、減速翼列の翼素選定法）」The Japan Society of Mechanical Engineers, 38巻310号, pp.1379-1385.
- [36]生井武文、井上雅弘、金子賢二(1974)、「二次元減速翼列の研究（第7報、円弧翼の翼列性能）」The Japan Society of Mechanical Engineers, 40巻330号, pp.426-434.
- [37]T. Ikui, M. Inoue, 1977, “A quasi three-dimensional design of axial flow compressor blades by use of cascade data”, 6th Australasian Hydraulics and Fluid Mechanics Conference Adelaide, Australia, pp.374-377.
- [38]M. Inoue, T. Ikui, Y. Kamada and M. Tashiro, 1979, “A design of axial flow compressor blades with inclined stream surface and varying axial velocity”, Bulletin of the JSME, Vol.22, No.171.
- [39]井上雅弘、呉克啓(1985)、「翼列資料による斜流羽根車の翼素選定法」日本機械学会論文集中（B編）51巻472号, pp.4280-4285.
- [40]Y. Kamada, S. Yamaguchi, K. Sasaki and M. Inoue, 1986, Vortex design of a diagonal flow impeller with high specific speed”, Bulletin of JSME, Vol.29, No.255, pp.2925-2931.
- [41]M. Zangeneh, 1991, “A compressible three-dimensional design method for radial and mixed flow turbomachinery blades”, International Journal of numerical methods in fluids, Vol.13, pp.599-624.
- [42]M. Zangeneh, 1996, “Inverse design of centrifugal compressor vaned diffusers in inlet shear flows”, Journal of Turbomachinery, Vol.118, pp.385-393.
- [43]M. Zangeneh, A. Goto, H. Harada, 1998, “On the design Criteria for suppression of secondary flows in centrifugal and mixed flow impellers”, Journal of Turbomachinery, Vol.120, pp.723-735.
- [44]W.T.Tiow, M.Zangeneh, 2002, “A novel 3D inverse method for the design of turbomachinery blades in rotational viscous flow: Theory and applications”, Task quarterly, Vol.6, No.1, pp.63-78.
- [45]岡本秀伸、北村正史(2008)、「3次元逆解法設計とCFDを用いた冷却塔ファンの開発」エバラ時報No.218, pp.3-7.
- [46]J.Vad, 2001, “Incorporation of forward blade sweep in the non-free vortex design method of axial

- flow turbomachinery rotors”, *Periodica Polytechnica, Mechanical Engineering*, Vol.45, No.2, pp.217-237.
- [47]J. Vad, A. R. A. Kwedikha, et al., 2007, “Aerodynamic effects of forward blade skew in axial flow rotors of controlled vortex design”, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, Vol.221, No.7, pp.1011-1023.
- [48]S. J. Gallimore, J. J. Bolger, et al., 2002, “The use of sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading-parts 1 : University Research and Methods Development”, *ASME Transactions on Journal of Turbomachinery*, Vol.124, No.4, pp.521-532.
- [49]S. J. Gallimore, J. J. Bolger, et al., 2002, “The use of sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading-parts 2 : Low and High-Speed Designs and Test Verification”, *ASME Transactions on Journal of Turbomachinery*, Vol.124, No.4, pp.534-541.
- [50]J. Vad, F. Bencze, 1998, “Three-dimensional flow in axial flow fans of non-free vortex design”, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol.19, No.6, pp.601-607.
- [51]A.Bolcs, V.Tsamourtzis, 1991, “Quasi-three-dimensional characteristics method for a supersonic compressor rotor. International gas turbine and Aeroengine congress and exposition”, Orlando.
- [52]H. Spring, 1992, “Affordable quasi three-dimensional inverse design method for pump impellers”, *Proceedings of the 9th International Pump User Symposium*, pp.97-110.
- [53]Li Zhe, Wu Keqi, 1996, “Quasi 3-D flow design and characteristics of diagonal flow impeller with circular arc plate”, *Proceedings of the international compressor engineering conference*, Purdue, Vol.2, pp.675-679.
- [54]You Bin, Wu Keqi, 2004, “Three-dimensional numerical analysis of internal flow phenomena in a diagonal rotor”, *Task quarterly*, Vol.8, No.1, pp.27-40.
- [55]A.Demeulenaere, R.Van den Braembussche, 1998, “Three-dimensional inverse method for turbomachinery blading design”, *Journal of turbomachinery*, ASME, Vol.120, pp.247-255.
- [56]杉尾孝(2003)、「ルームエアコン室外機用2枚翼斜流ファンの開発」ターボ機械第31巻第9号, pp.520-524.
- [57]山川寛展、岩瀬拓(2015)、「空調機室内ユニット用ファンの研究開発事例」ターボ機械第43巻第1号, pp.10-14.
- [58]鄭志明(2015)、「空調用プロペラファンの効率向上技術に関する開発事例」ターボ機械第43巻第1号, pp.15-21.
- [59]三崎仁郎、黒川淳一(2004)、「翼の傾斜技術の動向：スイープ(sweep)とダイヘドラル(dihedral)の効果について（その1：流れに対する制御機構）」ターボ機械第32巻第10号, pp.1-9.
- [60]三崎仁郎、黒川淳一(2004)、「翼の傾斜技術の動向：スイープ(sweep)とダイヘドラル(dihedral)の効果について（その2：各種のターボ機械への適用）」ターボ機械第32巻第12号, pp.7-16.

- [61]N. Oka, M. Furukawa, K. Yamada, Y. Tamura, S. Yamada, T. Tadokoro and N. Homma, 2015, “Improvement in Aerodynamic Performance of a Half-Ducted Axial Flow Fan using Meridional Viscous Flow Analysis”, The 13<sup>th</sup> Asian International Conference on Fluid Machinery, AICFM13-073.
- [62]田畑創一郎、古川雅人、石川雅一(2009)、「三次元空力設計による半開放形プロペラファンの高性能化」日本機械学会2009年度年次大会講演論文集（7）pp.9-10.
- [63]C. Sarraf, H. Nouri, F. Ravelet, F. Bakir, 2011, “Experimental study of blade thickness effects on the overall and local performances of a controlled vortex designed axial-flow fan”, Experimental Thermal and Fluid Science, Vol.35, pp.684-693.
- [64]Y. Kinoue, N. Shiomi and T. Setoguchi, 2013, “Design and experimental studies of radial-outflow type diagonal flow fan”, International Journal of Fluid Machinery and Systems, Vol. 6, No. 1, pp.18-24.
- [65]Y. Kinoue, N. Shiomi, et al., 2011, “Diagonal flow pump impeller with NACA65 series blade (correction of blade geometry)”, Proceeding of AJK Joint Fluids Engineering Conference, July 24-29, Hamamatsu, Shizuoka, Japan.
- [66]桑野裕、古川雅人、山田和豊、郡司嶋智、本間直彦、森川翔太(2016)、「半開放形軸流ファンの空力性能に及ぼす翼負荷分布およびスタッキングの影響」日本機械学会2016年度年次大会論文集, J0520305.
- [67]後藤彰(2012)、「ターボ機械流れの最適化技術の変遷と未来」エバラ時報No.237, pp.35-43.
- [68]K.Lee, K.Kim and A.Samad, 2008, “Design optimization of low-speed axial flow fan blade with three-dimensional RANS analysis”, Journal of Mechanical Science and Technology, Vol.22, pp.1864-1869.
- [69]K.Gaetan, R.R.A.Joaquim, 2008, “Aerostructural shape optimization of wind turbine blades considering site-specific winds”, 12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Sep.10-12th, Victoria, British Columbia, Canada.
- [70]M.G.Beiler, T.H. Carolus, 1999, “Computation and measurement of the flow in axial flow fans with skewed blades”, Journal of Turbomachinery, Vol.121, pp.59-66.
- [71]近藤文男、山口信行、青木美昭、新田堯(1991)、「空調用プロペラファンの騒音低減」ターボ機械第19巻第6号, pp.19-26.
- [72]深野徹(1985)、「低圧の軸流及び斜流ファンの騒音」ターボ機械第13巻第12号, pp.32-40.
- [73]釜谷周滋、金林新二(1990)、「小型軸流送風機の低騒音化」日本機械学会論文集（B編）56巻531号, pp.204-208.
- [74]川口清司、門田茂、鈴木昌彦、菊山功嗣(1992)、「低騒音ファンの研究（ファン周りの局所流れの可視化と圧力変動）」日本機械学会論文集（B編）58巻554号, pp.169-176.
- [75]伊藤孝宏、御法川学、長松昭男、鈴木昭次(2006)、「小型軸流ファンの性能と騒音に関

- する実験的研究（翼形状パラメータの影響）」日本機械学会論文集（B編）72巻715号, pp.110-117.
- [76]井上雅弘、九郎丸元雄、福原稔、川嶋康弘、沈文治(1985)、「軸流回転翼列における翼先端漏れ流れの実験的研究」日本機械学会論文集（B編）51巻468号, pp.2545-2553.
- [77]M. Inoue, 1997, “Vortex and turbomachinery”, The Fifth Asian international conference on fluid machinery, Seoul, Korea, Oct.6-8th, pp.117-131.
- [78]M. Furukawa, M. Inoue, K. Saiki, K. Yamada, 1999, “The role of tip leakage vortex breakdown in compressor rotor aerodynamics”, Journal of Turbomachinery, Vol.121, No.3, pp.469-480.
- [79]D.A. Hoying, C.S. Tan, H.D. Vo, E.M. Greitzer, 1999, “Role of blade passage flow structures in axial compressor rotating stall inception”, ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 121, pp.735-742.
- [80]S. Sasaki et al., 2011, “Prediction of aerodynamic noise in a ring fan based on wake characteristics”, Journal of Thermal science, Vol.20, No.2, pp.144-149.
- [81]古川雅人、才木一寿、山田和富、井上雅弘(1991)、「圧縮機における旋回失速初生の数値シミュレーションに向けて（翼先端漏れ渦の崩壊による失速現象）」航空宇宙技術研究所特別資料41号、pp.179-184.
- [82]Y. Gong, C.S. Tan, K.A. Gortan, E.M. Greitzer, 1999, “A computational model for short-wavelength stall inception and development in multistage compressors”, ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 121, pp.727-734.
- [83]井上雅弘、九郎丸元雄、谷野忠和、中村公也、古川雅人(2000)、「軸流圧縮機における小スケール多重旋回失速セル伝播のメカニズム」日本機械学会論文集（B編）66巻643号, pp.164-169.
- [84]出口智如、三宅裕(2002)、「軸流羽根車の旋回失速の数値シミュレーション」日本機械学会論文集（B編）68巻672号, pp.1-9.
- [85]N. Shiomi, W.X. Cai, A. Muraoka, K. Kaneko, T. Setoguchi, 2003, “Internal flow of a high specific-speed diagonal-flow fan (rotor outlet flow fields with rotating stall)”, International Journal of Rotating Machinery, Vol.9, pp.337-344.
- [86]N. Shiomi, W.X. Cai, K. Kaneko and T. Setoguchi, 2002, “Visualization of Transient Three-dimensional Flow Field with Rotating Stall in a Diagonal Flow Fan”, Journal of Visualization, Vol.5, No.2, pp.137-144.
- [87]山田和豊、古川雅人、才木一寿、井上雅弘(2000)、「軸流圧縮機動翼列における非定常全周流れの数値シミュレーション」第14回数値流体力学シンポジウム, D04-3.
- [88]N. Komerath, O. Wong and B. Ganesh, 2004, “On the formation and decay of rotor blade tip vortices”, AIAA Paper 2004-2431, Fluid Mechanics Meeting, Portland OR.
- [89]張春晚、古川雅人、井上雅弘(2001)、「プロペラファンの三次元渦構造」ターボ機械第

29巻第12号, pp.15-25.

- [90]P. Lampart, S. Yershov, 2002, “3D shape optimization of turbomachinery blading”, Task Quarterly, Vol.6, No.1, pp.113–125.
- [91]D. Quin, R. Grimes, 2008, “The effect of Reynolds Number on microaxial flow fan performance”, ASME, Journal of Fluids Engineering, Vol.130, pp.101101-1-101101-10.
- [92]T. Shigemitsu, J. Fukutomi and Y. Okabe, 2010, “Performance and flow condition of small-sized axial fan and adoption of contra-rotating rotors”, Journal of Thermal Science, Vol.19, No.1, pp.1-6.
- [93]笹島知佳、川口清司(2011)、「小型軸流ファンにおける翼周り流れの数値解析」日本機械学会論文集（B編）77巻774号, pp.16-69.
- [94]川口清司(2015)、「空調・電子機器冷却用ファンの研究動向と今後の展開」ターボ機械第43巻第1号, pp.3-9.
- [95]A. Akturk, C. Camci, 2011, “Tip clearance investigation of a ducted fan used in VTOL UAVs: part 1: Baseline experiments and computational validation”, Proceedings of ASME Turbine technical conference, Vancouver, Canada.
- [96]A. Akturk, C. Camci, 2011, “Tip clearance investigation of a ducted fan used in VTOL UAVs: part 2: Novel treatments via computational design and their experimental verification”, Proceedings of ASME Turbine technical conference, Vancouver, Canada.
- [97]E. Tannoury, S. Khelladi, B. Demory, M. Henner and F. Bakir, 2012, “Tonal noise prediction of an automotive engine cooling fan: Comparison between analytical models and acoustic analogy results”, Journal of Mechanics Engineering and Automation, Vol.2, pp.455-463.
- [98]山口住夫、佐々木一人、山下昇二、鎌田好久、井口博文、井上雅弘(1993)、「一次元LDVによる斜流羽根車内の三次元流れ場の測定」日本機械学会論文集（B編）59巻558号, pp.157-164.
- [99]加藤裕之、渡辺重哉(2003)、「粒子画像流速測定法（PIV）の大型風洞への適用」ながれ22, pp. 289-298.
- [100]飯田明由(2002)、「熱線流速計による乱流測定」墳流工学Vol.19, No.3, pp. 1-10.
- [101]Y. Kinoue, N. Shiomi, T. Setoguchi and Y.Z. Jin, 2009, “Experimental investigation on separated flows of axial flow stator and diagonal flow rotor”, International Journal of Fluid Machinery and Systems, Vol.2, No.3, pp.223-231.
- [102]N. Shiomi, Y. Kinoue, T. Setoguchi, 2011, “Three-dimensional velocity fields at rotor outlet of a semi-opened propeller fan”, TFEC8, GSF26-001.
- [103]D.Telionis, Y.H.Yang, 2009, “Recent developments in multi-hole probe (MHP) technology”, 20th international congress of mechanical engineering, Nov.15-20th, Gramado, RS, Brazil.
- [104]九郎丸元雄、井上雅弘、檜垣隆夫、Farouk Abd-Elaziz、生井武文(1982)、「周期的多点抽出法による羽根車後方の三次元流れ場の計測」日本機械学会論文集（B編）48巻427号,



pp.408-416.

- [105]F. Kameier, W. Neise, 1997, “Experimental study of tip clearance losses and noise in axial turbomachines and their reduction”, Trans. ASME, Journal of Turbomachinery, Vol .119, No.3, pp.460-471.
- [106]C.M. Jang, T. Fukano and M. Furukawa, 2003, “Effects of the tip clearance on vertical flow and its relation to noise in an axial flow fan”, JSME International Journal Series B Fluids and Thermal Engineering, Vol.46, No.3, pp.356-365.
- [107]N. Shiomi, K. Kaneko, M. Nishimura and T. Setoguchi, 2003, “The effect of zero clearance on internal flow in a high-speed diagonal flow fan”, The 7th Asian international conference on fluid machinery, Oct.7-10, Fukuoka, Japan.
- [108]塩見憲正、木上洋一、瀬戸口俊明(2011)、「低比速度斜流送風機の設計と内部流動計測」ターボ機械第39巻第10号, pp.577-586.
- [109]速水洋(1995)、「レーザ流速計によるターボ機械内流れ計測」ターボ機械第23巻第5号, pp.245-250.
- [110]福田貴子、太郎田敦、松本薫、小串正樹、川井洋一、大木直也、辻本良信(2011)、「小型軸流ファンの中域における流れ解析」ターボ機械協会講演会第65回, pp.91-96.
- [111]Y. Tsutsui, H. Matsumiya, N. Mizumachi, 1988, “LDV measurements of a flow field around a wind turbine”, Trans. of JSME, Series B, Vol.54, No.505, pp.2471-2477.
- [112]谷口英夫、船崎健一、高橋友恵(2012)、「狭湍場における小型軸流ファンの非定常流れ場及び騒音特性」ターボ機械第40巻第2号, pp.50-58.
- [113]Y. Arai, Y. Kasai, S. Nakamura, K. Sato, H. Ohtake, K. Nishibe, 2016, “Influence of Inlet Guide Vanes on Performance Characteristics of an Axial-flow Fan with an Obstacle”, The 27th International Symposium on Transport Phenomena, 058.
- [114]Y.C. Im, T. Saga, T. Kobayashi, T. Ito, 2001, “Measurement of three-dimensional flow structure around an axial flow fan by using stereoscopic PIV”, Visualization, Vol.21, Suppl. No.1, pp.117-120.
- [115]A. Aktürk, C. Camcil, 2010, “Axial flow fan tip leakage flow control using tip platform extensions”, ASME, Journal of Fluids Engineering, Vol. 132, pp.051109-1-051109-10.
- [116]塩見憲正(2015)、「半開放型プロペラファンの性能と入口翼端近傍流れ」ターボ機械第43巻第1号, pp.41-50.
- [117]R.A. Novak, 1967, “Streamline curvature computing procedures for fluid-flow problems”, Journal of Engineering for Power, Trans. ASME, Ser.A, Vol.89, No.4, pp.478-490.
- [118]S. Lieblein, 1959, “Loss and stall analysis of compressor cascades”, Journal of basic engineering, Trans. ASME, Ser.D, Vol.81, No.3, pp.387-400.
- [119]Ansys Inc, 「Ansys CFX 理論ガイド Release 16.0」.
- [120]S.J. Kline, 1985, "The purposes of uncertainty analysis", Journal of Fluids Engineering,

Vol.107, pp.153-160.

- [121]P. Liu, 2014, “Study of Half-Ducted Propeller Fan on Aerodynamic Performance and Internal Flow”, doctoral dissertation, Saga University.