

第1章 序 論

1. 1. まえがき

近年、私たちの生活にはますます流体機械の導入が進められている。その中でも送風機は身近な存在であり、多くの機器に用いられている。例えばトンネルや工場、あるいは事務所や家庭の換気用、また空気清浄機やエアコンあるいは加湿器や除湿機などに組み込まれる送風機などがそれに当たる。その場合に組み込まれる送風機は、風量や圧力などの性能と流れの方向などの使い勝手により使い分けられ、大きく分類すると軸流送風機、遠心送風機、斜流送風機、貫流送風機に分けられる。軸流送風機は比較的高効率、高流量、低圧力という特徴があり、また構造的に管内に容易に組み込み込むことが可能なためダクトを伴った排気送風用などに用いられる。遠心送風機は低流量、高圧力という特徴を持っているため長いダクトを有し、抵抗が大きい換気扇や空調機器等に組み込まれて用いられることが多い。斜流送風機は軸流送風機と遠心送風機の中間の性能を持っている。また貫流送風機は、軸方向に長くのばせる利点を有し、低圧力だが高風量となるので、空気清浄機やエアーカーテンなどに用いられる。

最近のハイテク産業の発展に伴い、研究開発や生産過程においてクリーンな空間が求められ、そのためにクリーンルームなどの工場でモジュールとして天井に埋め込まれたものがある。しかしクリーンルームなどで用いられるモジュール（クリーンモジュールユニット）から発生する騒音が周囲の人に不快感を与えることから騒音低減が望まれている。

また、クリーンモジュールユニットにおける騒音源は遠心送風機自身やフィルターから発生する騒音が考えられるが、主たる騒音発生源は遠心送風機であると考えられる。この遠心送風機の騒音問題に関してはいろいろな研究がなされているが、従来遠心羽根車の設計法には騒音面での配慮が見られないため、騒音を考慮した遠心羽根車の設計は困難であった。

遠心ファンの新しい用途として、スクロールケーシングのないファン、すなわちスクロールレス遠心ファンが工場やオフィス等で用いられている。この機器は機器自体の重量低減化と小型化がなされている。一方で、所要の流量と圧力を得るために比較的高圧の遠心ファンが用いられる傾向がある。

遠心ファンでさらに圧力を高める方法として、主羽根の入口にインデューサを設置する方法が試みられている。これを利用したものとしては、ポンプやターボチャージャがある。

しかしながら、遠心ファンにインデューサを付けたものについては、空力と騒音の両特性を議論した研究はほとんど無いように思われる。また、ポンプやターボチャージャとは構造が大きく異なる遠心ファンにおいて、インデューサが有効であるかどうかは不明である。

上述の背景に立脚して本研究では、インデューサ付き遠心ファンの空力と騒音の両特性について、その有効性を検証するとともに、その流体力学的・音響的メカニズムを明らかに

した。

まず、インデューサなし遠心ファンとインデューサ付き遠心ファンの2種類について比較を行ない、圧力上昇や効率などの空力特性の違いを調べ、その差異の理由を明確にした。

また、騒音特性についても考察を行なった。また、インデューサ付き遠心ファンの出口角が、空力特性と騒音特性に及ぼす影響について実験を行い、数値シミュレーション結果と比較検討して考察した。さらに、ベルマウスとの隙間の空力特性や騒音への影響についても考察した。

併せて、乱流騒音に関与するパラメータの一つである後流の幅の予測法を提案し、これを用いて全帯域乱流騒音のL特性とA特性の予測を行い、実測値と比較した。

1. 2 送風機の騒音

空力騒音の基礎式は Lighthill^{(1),(2)}によって最初に導かれた。これを Lowson⁽³⁾や Curle⁽⁴⁾あるいは Doak⁽⁵⁾らが修正拡張した。

Lighthill は音の発生と伝播を支配する式を流れに対する連続の式、運動量の式、エネルギー式から導いた。連続の式は、単位体積当たり単位時間に質量 Q の湧き出しがある場合は、式(1-1)となり、運動量の式は、式(1-2)で表される。

$$\text{連続の式} \quad \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i)}{\partial x_i} = Q \quad (1-1)$$

$$\text{運動量の式} \quad \frac{\partial(\rho v_i)}{\partial t} + a_0^2 \frac{\rho}{x_i} = \frac{\partial T_{ij}}{\partial x_j} + F_i \quad (1-2)$$

ここで、 ρ は流体の密度、 v_i は*i*方向の流れの分速度、 a_0 は音速、 t は時間、 x_i は座標である。 F_i は単位体積に流体に与えられる外力、 T_{ij} は一般的に音響応力と呼ばれているもので、次式で定義される。

$$T_{ij} = \rho v_i v_j + P_{ij} - a_0^2 \rho \delta_{ij} \quad (1-3)$$
$$\delta_{ij} = 1(i = j) ; \delta_{ij} = 0(i \neq j)$$

式(1-1)を t で、式(1-2)を x_i でそれぞれ微分して ρv_i の項を消去すれば、次式を得る。

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} - a_0^2 \frac{\partial^2 \rho}{\partial x_i^2} = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} - \frac{\partial F_i}{\partial x_i} + \frac{\partial Q}{\partial t} \quad (1-4)$$

Lighthill はこの式を空力的に発生する音の基礎式であるとして、次のように解釈している。式(1-4)の右辺の T_{ij} の中には ρ と u_i が含まれているので、この式は非線形の微分方程式である。しかしながら、音波によって媒体に与えられる非線形効果が小さいと仮定すれば、 T_{ij} は単に外力と見なしうることになる。このように考えると、式(1-4)は線形の微分方程式と見なされ、これは静止媒体中に右辺で与えられる外力が加わったときの音の伝播を表しているとして理解することができる。また、式(1-4)の右辺の音源は第1項から順に四極子音源 (quadrupole source)、双極子音源(dipole source) および単極子音源(monopole source)と呼ばれている。式(1-4)は送風機から発生する騒音の解析に対しても適用できる。

Lighthill によれば、これらの音源はマッハ数の8乗、6乗、4乗に比例するので、これらの音源うち、単極子音源は後二者に比較して小さく、通常の場合は無視できると述べている。また、Sharland⁽⁶⁾は亜音速で回転する送風機の場合は、双極子音源が四極子音源より優勢であることを明らかにしている。

さらに、Lowson は式(1-4)の外力として1点に作用する力 F_i (point force)を考慮して、次の解を得、これを羽根車から発生する騒音を解析する基礎式とした。

$$\rho - \rho_0 = \frac{x_i - y_i}{4\pi(1 - M_r)^2 a_0^3 r^2} \left[\frac{\partial F_i}{\partial t} + \frac{F_i}{1 - M_r} \frac{\partial M_r}{\partial t} \right] \quad (1-5)$$

ここで、 M_r は観測者方向の音源の移動速度をマッハ数で表したものである。式(1-5)は、羽根の回転があるために発生する音を表す右辺第2項を陽に含んでいることが特徴的である。すなわち、右辺第1項は動翼の回転に基づく翼に働く定常的な力によって発生する騒音であり、第2項は音源の移動速度に基づく騒音である。また、この式から明らかなようにこれらの騒音エネルギーは翼負荷の大きさと回転速度に依存している。なお、Lowson は圧力の形で連続的に分布している翼に働く力を、これと等価な1点に働く力に置換して、この式を羽根車から発生する騒音の解析に適用している。

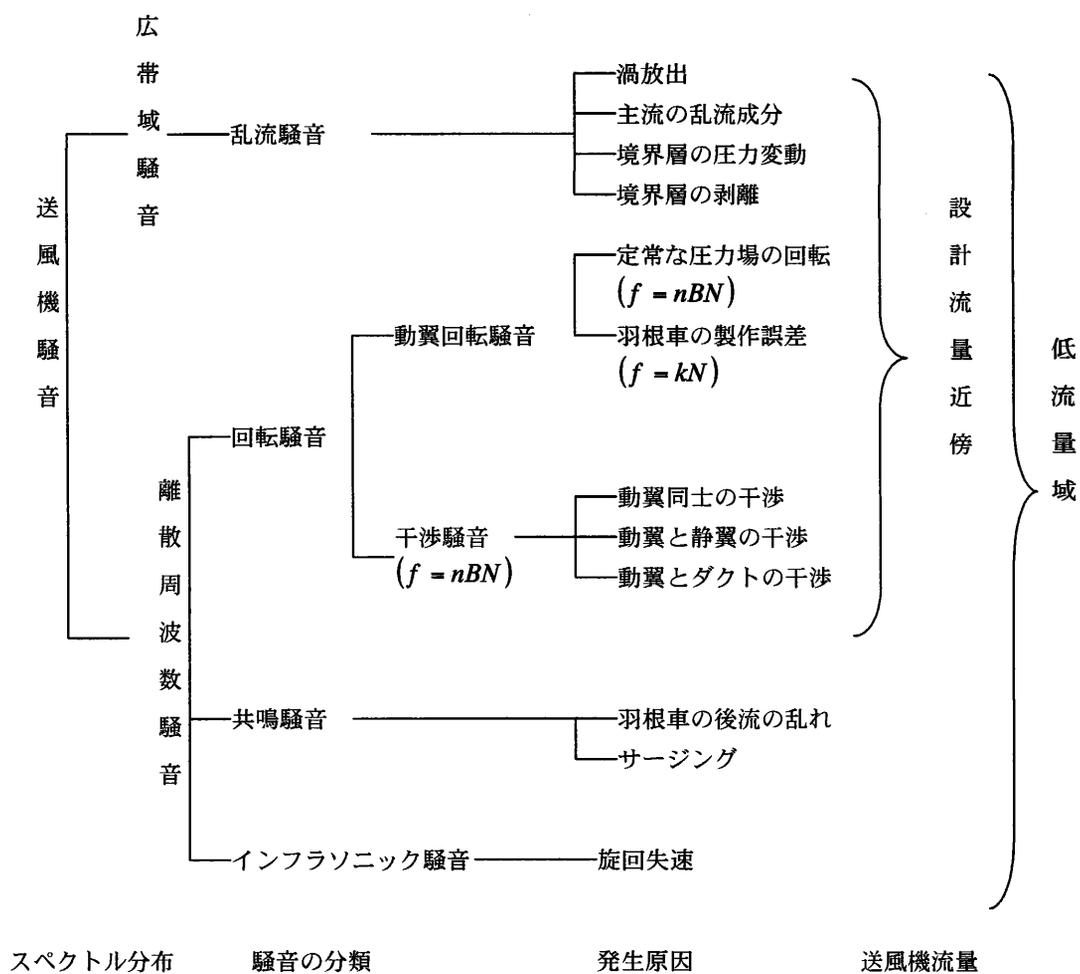
一般に送風機騒音のスペクトル分布はある特定の周波数帯域に音圧レベルのピークを有する離散周波数騒音と広い周波数帯域にわたって比較的滑らかな音圧レベルの分布を持つ広帯域騒音とから成り立っている^{(6),(7)}。前者には動翼の回転に基づく動翼回転騒音⁽⁸⁾や動翼と静翼(支持板)などとの干渉による干渉騒音^{(7),(8)}、動翼間干渉による干渉騒音⁽⁹⁾⁻⁽¹³⁾、ダクトとの気柱共鳴騒音^{(8),(14)}やサージングに因る騒音^{(15),(16)}、旋回失速に因るもの⁽¹⁷⁾などがある。

一方、後者は乱れに起因することが多いので乱流騒音⁽¹⁸⁾⁻⁽²³⁾とも呼ばれており、この騒音の発生機構も以下に示すように多岐にわたっている。

本研究で用いているインデューサ付き遠心ファンで問題になる騒音は乱流騒音であるが、羽根車と入口偏流との干渉に基づく回転騒音も問題になる場合がある。したがって、以下に回転騒音と乱流騒音について概説する。

表 1 - 1 は送風機騒音の分類を行い、これを表にまとめたものである。

表 1 - 1 送風機騒音の分類



1.2.1 回転騒音

1.2.1.1 概要

羽根車のそれぞれの翼に作用する力は回転騒音の音源として、すべて同じ効果をもっているため羽根車の動翼枚数が B で、回転数が N の場合には BN の基本周波数の回転騒音が発生し、 n 次の高調波の周波数は nBN となる。また、周方向の n 次のモードは $m = nB$ となる。この m (ロブ数という) は圧力の周方向の山と谷がそれぞれ m 個存在することを示す。

回転騒音は動翼の回転に基づく動翼回転騒音と動翼—静翼 (支持板)、動翼—動翼あるいは動翼—舌部 (遠心送風機の場合) との干渉による干渉騒音とに分けられる。低圧の軸流送風機に関して妹尾・児玉⁽⁷⁾は、動翼回転騒音は管内で急速に減衰するので問題ないことを明らかにしている。

動翼と静翼の交差角を変えて翼間の干渉をスパン方向にずれるようにして動翼と静翼の干渉騒音を低減させる研究がなされている^{(28)–(33)}。Embleton⁽³⁴⁾は遠心送風機の舌部と羽根車との間に交差角を付けることで前傾、後傾、半径翼のファンの全帯域騒音を約 12dB 低減させている。Neise⁽³⁵⁾は羽根通過周波数の相似則について議論している。

Hanson⁽⁹⁾は自由空間内の二重反転式プロペラの干渉騒音について理論式を提示し、両羽根車の干渉によって、両羽根車の羽根枚数が同一の場合は 2 倍音、4 倍音、6 倍音などの翼通過周波数の偶数倍に音圧レベルの高い干渉騒音が発生すると述べている。

児玉ら⁽¹³⁾は前・後段動翼のソリディティを同じにして、両動翼の羽根枚数の組合せを変えることによって、ファン効率を約 3% 増加させ、音圧レベルを約 5 dB 低減させたことを明らかにしている。

干渉騒音に関する従来の研究のほとんどが高圧の送風機や圧縮機に限られており、主として動翼と静翼のポテンシャル干渉と後流干渉による干渉騒音が議論されている^{(24)–(33)}。

回転騒音の周波数 f は次式で与えられる。

$$f = nBN \quad (n=1,2,3 \cdots) \quad (1-6)$$

ここで n は高調波の次数、 B は動翼枚数、 N は動翼の回転数である。

1.2.1.2 回転騒音の理論

軸対称なダクトを有し、動翼と静翼を備えた軸流送風機に関して、回転騒音の吸い込み管内における減衰について、Tyler と Sofrin⁽²⁷⁾は次の理論式を導いている。

$$\Delta \text{dB} / \Delta X = 8.68 |m| [(M_m^*)^2 - M_m^2]^{1/2} / R \quad (1-7)$$

$$m = nB + kV \quad (1-8)$$

$$M_m = nB2 \pi RN / (|m| a_0) \quad (1-9)$$

ここで Δ dB は音圧レベルの減衰量、 ΔX は軸方向の距離、 M_m^* は臨海先端マッハ数、 R は動翼半径、 m はロブ数、 k は整数、 V は静翼枚数、モード m は羽根先端マッハ数、 a_0 は音速である。

1.2.2 乱流騒音

1.2.2.1 概要

本研究のようにファンの流速が音速に比較して十分小さいときは、前述したように双極子音源が支配的となる^{(1),(2),(6)}。この双極子音源に基づく音の発生機構を分類すると、次の三つに分けられる⁽⁶⁾。

- (a) 翼面上に発達する乱流境界層によるもの
- (b) 翼に流入する主流の乱れによるもの
- (c) 翼後縁から放出される渦によるもの

以下にこれらの発生機構を対象とした研究について述べる。

(a) については Mugridge⁽³⁶⁾⁻⁽³⁸⁾ と Schloemer⁽³⁹⁾ の研究がある。Mugridge は騒音の予測式に含まれる圧力に関する相関面積として、Schloemer⁽³⁹⁾ によって求められた平板上の境界層の実験式を用いている。Morfey⁽²³⁾ は非一様流中に置かれた動翼の発生音の評価に適用される線形理論を再検討した。

(b) については Robbins⁽⁴⁰⁾、Homicz と George⁽⁴¹⁾、Clark と Ribner⁽⁴²⁾ の研究がある。

Robbins は気流の乱れと動翼との干渉を明らかにするために、乱れの強さ、乱れの大きさ、動翼の速度、流量係数および翼のピッチの影響を軸流ファンを用いて実験的に調べ、乱れの強さの増加と共に放射音が増加することを明らかにしている。

Homicz と George は円周上に点音源を分布させ、それによる放射音を求める方法で気流の乱れと動翼との干渉によって発生する騒音の解析を行っている。

Clark と Ribner は強い乱れ成分を持った主流の中に置かれた翼から発生する騒音を実験的に調べた。

(c) については Clark と Chalupnik⁽⁴³⁾、Davis⁽⁴⁴⁾、小竹⁽⁴⁵⁾、深野ら⁽⁴⁶⁾ の研究がある。

Clark は翼を含む空間に対して翼表面と直角方向に運動量の式を適用して、圧力として翼に作用する応力を流れの乱れ成分と関連付けて音圧の予測式を誘導したが、その中には実験値から求めなければならないパラメーターが含まれている。

Davis は半無限平板の後縁から放出される渦に起因する騒音を解析的に検討している。

小竹は翼近傍に渦度を分布させて、その渦が誘起する圧力場を求めて、これから音圧を算定している。

深野らは渦放出モデルを設定し、翼表面上の圧力に関する相関面積と翼の圧力係数の値を理論的に決定し、これらに基づく乱流騒音の理論音響出力の誘導を行っている。理論値と実験値は音響出力に関するパラメーターを大幅に変えてもよく一致している。

Chanaud⁽⁴⁷⁾は、広帯域騒音はランダムな流体の運動の結果生じるものであり、双極子型の音源であることを明らかにしている。森主は多翼ファンの騒音の発生源と発生機構⁽⁴⁸⁾を明らかにしている。Bartenwerferら⁽⁴⁹⁾はライニングを施したケーシングが発生騒音に及ぼす影響を明らかにしている。遠心送風機に関しては翼形状と騒音の関係を調べて騒音の低減化を図った研究⁽⁵⁰⁾、遠心ブロワの騒音に及ぼすハウジングの影響に関する研究⁽⁵¹⁾がある。

小型の遠心ファンに関しては、翼付き多層円板ファン^{(52)–(54)}や多翼ラジアルファン^{(55)–(57)}及び二重翼列遠心ファンの空力特性と騒音特性に関する研究^{(58)–(60)}などがなされている。また、横流ファンの騒音低減化の研究^{(61)–(63)}も行われてきた。

1.2.2.2 乱流騒音の理論

Sharlandによれば、主流の速度 W が音速 a_0 に比べて十分小さいとき、流れの中に置いた物体から発生する音は双極子形が支配的で、その音響パワー E は次式で示される⁽⁶⁾。

$$E = \int_S \left[\frac{\partial p}{\partial t}(t, x, z) \right]^2 S_C dx dz / (12\pi\rho a_0^3) \quad (1-10)$$

ここで p は翼の上面と下面との圧力差、 S は物体の投影面積、 x と z はそれぞれ翼弦方向とスパン方向の座標、 S_C は翼両面の圧力変動に対する相関面積、 ρ は空気の密度である。この式を基礎として翼から発生する乱流騒音に対する音圧レベルの予測式の導入を以下に示す。

翼に流入する主流の乱れや翼後縁から放出される渦が存在する場合には、それらによって翼の周りの圧力が時々刻々変化する。このため、翼の圧力係数に変動が生じ、これが乱流騒音の発生の原因であると Sharland は考えている⁽⁶⁾。積分の項が全て z 方向に一定と仮定して、 $p = \rho W^2 C_L / 2$ とすれば、次式を得る。

$$E = \rho \int W^4 C S_C \left[\frac{\partial C_L}{\partial t} \right]^2 dx / (48\pi a_0^3) \quad (1-11)$$

ここで、 C は翼弦長、 W は相対速度である。

深野らは主流の乱れが相当強くない限り、翼後縁から放出される渦に因る騒音が乱流騒音の支配的要因であると考え、これに基づいて渦放出のモデルを設定し、乱流騒音の予測式を導入した⁽⁴⁶⁾。これによれば、渦放出に基づく乱流騒音の発生は、その渦が放出される時翼素周りの循環の変動を引き起こし、これが翼面上の圧力変動になると仮定している。図 1-1(a)はスパン方向に D の大きさをもつ渦 V が放出されることを示したものである。このような渦は翼の両面から周期的に交互に放出されるから、翼素のまわりの循環も周期的に変化する。放出渦のもつ循環は、図 1-1(b)より次式のようなになる。

$$\gamma = W_1 \overline{OP} + W_2 \overline{PQ} + W_3 \overline{QR} + W_4 \overline{RO} \quad (1-12)$$

ここで、 $W_1 \sim W_4$ はそれぞれ $OP \sim RO$ に沿って平均した流速である。式(1-12)において、 $W_1 > W_2$ 、 W_3 、 W_4 であることと OP が $D/2$ であることを考慮に入れて、 $W_1 = W$ とおけば、 γ の最大値 γ_0 は $WD/2$ となる。ここで D は後流の幅 D を代表寸法にとり、翼弦長方向の渦の大きさは $D/2$ に等しい。放出渦は翼面上に発達する境界層に影響されるので、その代表寸法は境界層厚さを考慮に入れる必要がある。 γ による揚力は $\rho W \gamma$ であるから、揚力係数は $C_L = \rho W \gamma / (\rho W^2 C/2)$ になる。しかし渦が翼の両面から交互に放出されることを考慮すれば、揚力係数 C_L は時間的に変動するので、次式のようなになる。

$$C_L(t) = D \sin(\omega t) / C \quad (1-13)$$

したがって、 $\omega = 2\pi f$ とすれば、揚力係数の平均値は式(1-14)となる。

$$C_L(t) = D^2 (2\pi f)^2 / (2C^2) \quad (1-14)$$

渦放出に基づく相関面積 S_c については次のように考えている。翼素の循環が変わることによって圧力変動が起こると考えているから、スパン方向の大きさは統計的に考えて $D/2$ であるとし、翼弦方向の大きさは渦放出による音源の密度が翼後縁近傍に集中していることを考えて翼弦長の半分に等しいとすれば、 S_c は次式で表される。

$$S_c = CD / 4 \quad (1-15)$$

式(1-14)と式(1-15)を式(1-11)に代入し、各羽根は独立しているものと考え、羽根枚数 B とすれば次式を得る。

$$E = \rho \pi B \int W^3 D S_c^2 dx / (96 a_0^3) \quad (1-16)$$

ここで、 S_c はストロハル数で、 $S_c = fD/W$ で与えられる。ただし、 f は渦放出周波数である。また、式(1-16)を f を用いて表せば、式(1-17)となる。

$$E = \rho \pi B \int W^3 D^3 f^2 dx / (96 a_0^3) \quad (1-17)$$

吸込み管端と吐出管端とが十分離れている従来の送風機の場合は、吸込み管端から上流へ放射される音響パワーは全音響パワーの半分である⁶⁾。しかしながら本研究のように吸込み側と吐出側が近接しているファンの場合は、全音響パワーが吸込み側へ放射される。このことを考慮すれば、観測点の音圧 p と全音響パワー E との関係は次式となる。

$$E = 4 \pi r^2 p^2 / (3 \rho a_0) \quad (1-18)$$

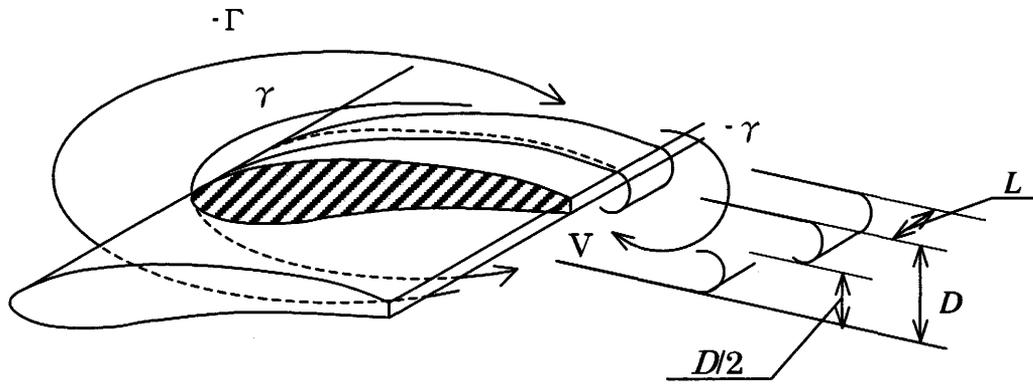
ここで、 r は音源から観測点までの距離である。式(1-18)に式(1-17)を代入すれば次得られる。

$$p^2 = \rho^2 B \int W^3 D^3 f^2 dx / (128 r^2 a_0^2) \quad (1-19)$$

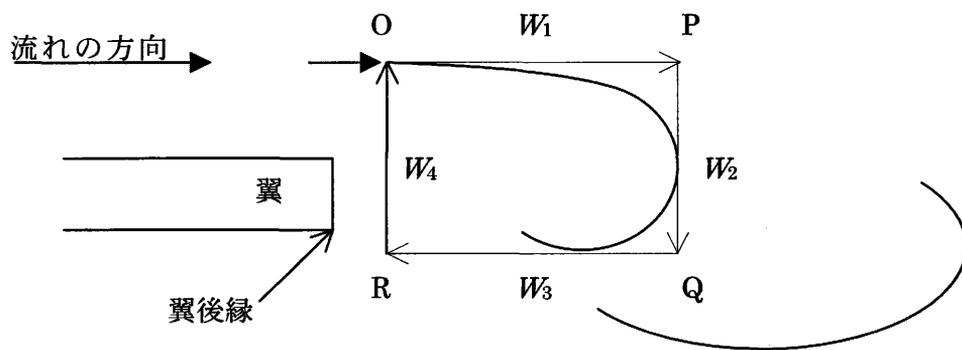
発生音の音圧レベル SPL は次式で定義される。

$$SPL = 10 \log_{10}(p^2 / p_0^2) \quad (1-20)$$

ここで、 p_0 は最小可聴音圧で $p_0 = 2 \times 10^{-5}$ (Pa) である。



(a)



(b)

図 1・1 渦放出モデル

1. 3 本論文の構成

以下に本論文の構成について述べる。

第1章では、スクロールレス遠心ファンの歴史的な背景と問題点およびその問題点を解決するためのインデューサ付き遠心ファンの提案と本論文において重要な送風機の理論について述べている。さらに、本論文の目的と構成について述べている。

第2章では、流れの解析理論について、1節で準一次元の場合の遠心ファンの理論揚程と諸圧力損失について述べ、2節で三次元の理論解析について述べている。

第3章では、本研究で用いられた実験装置と実験方法、さらに数種類の供試羽根車の特徴について詳述している。

第4章では、羽根入口角について通常のインデューサなしファンで調べた結果を述べ、インデューサ付きファンでの留意点を述べている。つぎに、インデューサ付き遠心ファンの空力特性に関与する諸因子すなわちインデューサ、羽根出口角、シュラウド隙間の空力特性に及ぼす影響について実験による解析および翼間流れの数値計算の両面から述べている。また、羽根入口角については通常のインデューサなしファンで調べた結果を述べ、インデューサ付きファンでの留意点を述べている。さらに、空力特性における実験と翼間流れの数値計算結果から騒音並びに空力特性に影響が大きいのはインデューサ翼端の漏れ流れであることを指摘している。

第5章では、インデューサ付き遠心ファンのインデューサ、羽根出口角、シュラウド隙間などの諸因子が騒音特性に及ぼす影響について実験による解析および翼間流れの数値計算の両面から述べている。これらに加えて、5節で全帯域音圧レベルの実験値と予測値の比較を行なっている。

第6章では、第2章から第5章までの本論文の成果についての総括を述べている。