

遠心過給機翼車内氣流の瞬間撮影

(模型實驗, シュリーレン法)

A Photographic Study of the Flow Patterns of a Centrifugal Supercharger (Model experiment, "Schlieren" method)

I. Watanabe., G. Onoue.

所員 渡部 一郎*
技手 尾上 伍市

| 目 次 | |
|------------------------------|----|
| 1 緒言..... | 1 |
| 2 實驗装置と方法..... | 1 |
| 3 翼車内流路の相對流れ..... | 4 |
| 4 翼車内流路の相對速度の理論計算..... | 10 |
| 5 性能實驗結果と翼車内相對速度分布の數値計算..... | 14 |
| 6 結言..... | 29 |

1. 緒 言

實物遠心過給機と同様の形をした模型遠心過給機に依り、直線放射狀翼々車で翼數 12, 8, 4 の 3 種につき翼内流路に於ける相對流れをシュリーレン法で撮影して見た。ガス焰による加熱空氣を吸ひ込ませて流れを觀察した。翼車回轉數は 9100 r. p. m., 7000 r. p. m. の 2 種に就てである。

以上の實驗の結果として、翼車内流路の相對流れは翼數の如何を問はず、翼車負壓側を多く流れること、空氣流量の多い場合は相對流れの方向は翼數の如何に拘らず放射方向であり、空氣流量の少ない場合は放射方向より幾分回轉方向にねて來ることが判つた。翼車の翼幅が一定でない場合の翼内流路の相對速度分布を求める理論計算を誘導して、性能實驗結果を用ひて理論と實際の傾向とを比較して見ると或程度傾向が一致してゐることが知れた。又翼數の多い場合は空氣流量の少ない領域に於て、翼數の少ない場合は空氣量の多い領域から、翼車壓力面に沿つた別の小流の發生すること、及びこれが空氣を絞つた場合時として渦流、逆流を起すことが氣流寫眞から觀察された。

2. 實驗装置と方法

實驗に用ひた模型遠心過給機は第 1 圖に示す如きもので、これは吸入口附近の流れの實驗

* この實驗はこの外三谷和郎、大園久光、押鐘孝の諸君の盡力並びに田邊邦行君の援助による處が多い。

1) 渡部一郎、尾上伍市；遠心過給機翼車吸入口附近の流れ（模型實驗），航研報告第 261 號，昭和 18 年 7 月

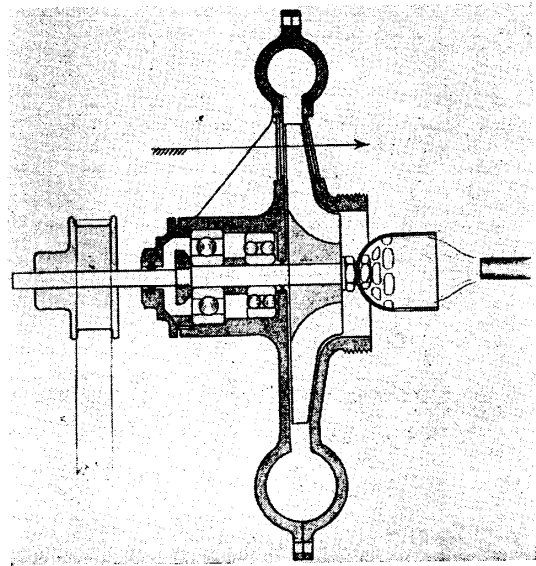
正 誤

航空研究所報告第286号「遠心過給機翼車内気流の瞬間撮影，渡部一郎」13頁上より7行目の式を下の如く訂正す。

正
$$\frac{1 + \frac{db}{2}}{1 + db} \circ \frac{b_2 + \frac{r_2 - r_0}{2} \tan \alpha}{b_2 + (r_2 - r_0) \tan \alpha} = \frac{1 + \frac{r_2 - r_0}{2b_2} \tan \alpha}{1 + \frac{r_2 - r_0}{b_2} \tan \alpha}$$

誤
$$\frac{1 + \frac{db}{2}}{1 + db} \bullet \frac{b_2 + \frac{r_2 - r_0}{2} \tan \alpha}{b_2 + (r_2 - r_0) \tan \alpha} = \frac{1 + \frac{r_2 - r_0}{2b_2} \tan \alpha}{1 + \frac{r_2 - r_0}{b_2} \tan \alpha}$$

に用いたものと同じものである。即ち翼車は片持式であり、翼車軸は電動機から調帯によつて増速駆動する。デیفューザは平行壁で導流翼のないものを用いた。翼車内の相対流れを撮影するのであるから、両側のケーシングには第1圖に示してある様に一部分に扇形の窓をあけて、これに光學的に平行な硝子を1枚づゝ装着して、此處を光を通して流れをシュリーレン法で撮影することとした。更に翼車内の相対流れを撮影するのであるから、翼車内に吸ひ込ませてやるガス焰は翼車と共に回轉してゐなければならない。この目的のためには、翼車吸入口に第1圖の如き電氣のプラグの蓋に小孔を多數穿つたものを取付けて、これが翼車と共に回轉する如くし、これに圖の如くガス焰を導入する方法を採つた。



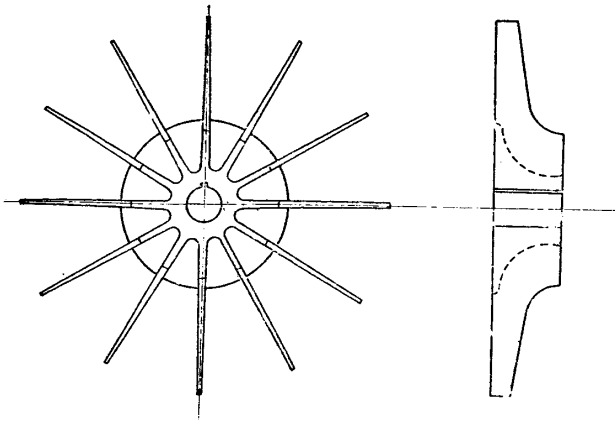
第1圖 模型遠心過給機

實驗に用いた翼車は12枚、8枚、4枚の3種であり、何れも直線放射状で多少の背板を持つてゐる。(第2圖~第4圖)。何れも翼車外径110mmφ、入口径45mmφ、ハブ径20mmφ、翼車出口幅6mmのものである。

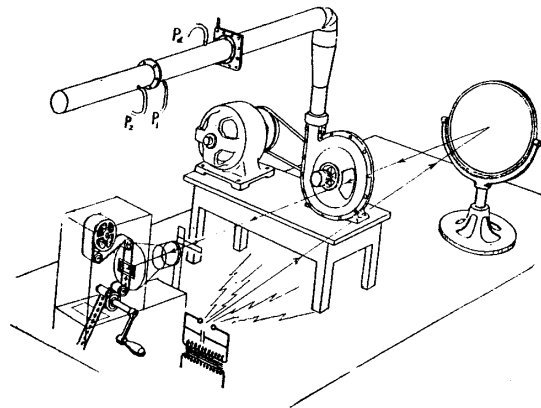
實驗装置の骨組圖は第5圖に示してある。即ち過給機の吸入口は直接大氣中から空氣を吸ひ、吐出側には圖の如き管路に絞弁及び空氣流量計を取付けてある。過給機の吸入口には前述した如きプラグの蓋に小孔を多數穿つたものを取付け、これにガス焰を當て、加熱空氣を翼車内に吸ひ込ませてやる。シュリーレン装置は前の實驗と全く同様のものであり、即ち電氣火花を誘導コイルにより飛ばせて、これを凹面鏡で反射させ、この光線が丁度ケーシングに穿つた硝子窓の部分を通過してカメラに達する様にしてある。カメラの直前にある遮光板に電氣火花の焦點を合せて置き、更にカメラに取付けてあるレンズにより翼車内の氣流を撮影しようとする部分を丁度フィルム上に焦點が合ふ様に調整して置く。ガス焰によつて加熱された空氣が翼車内を通過すると、この加熱空氣の處を通過した光線は屈折率の相違によつて屈折されるから、遮光板によつてこの屈折された光を遮つてやると加熱空氣の部分が暗いシュリーレンの像を明るい視野に作ることになり、遮光板の切り方を逆にすると像も逆に出る。(この實驗では前者で即ち加熱空氣の流れは黒く出てゐる)。

第6圖は實驗装置の寫眞、第7圖は電氣火花發生装置とカメラの寫眞である。火花發生装置としては誘導コイルに交流200Vの1次電壓を用ひて、2次高壓電流を大理石ではさんだマグネシウム極の間に導いて火花を飛ばせるのであり、ライデン瓶を火花間隙に並列に入れてある。右手に見えるのはカメラであり、フィルムは手廻しである。

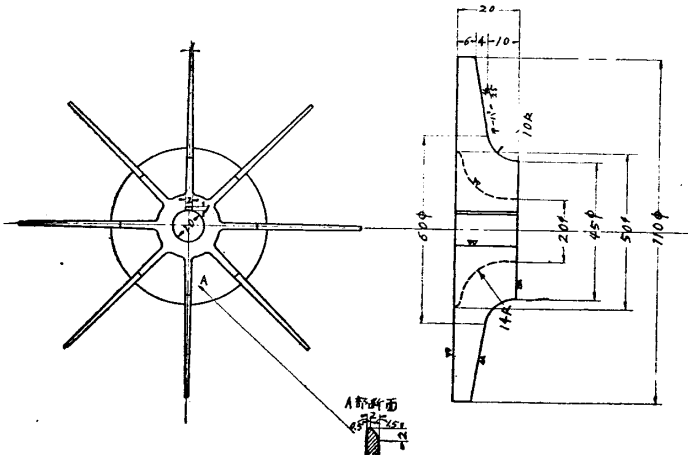
尙翼車内相対速度の理論計算を行ふためにこの過給機の性能實驗を行つた。この場合は氣流撮影の場合と同様に加熱空氣をガス焰によつて送りつゝ、性能實驗を行つた譯で、この場合空氣量の外に翼車入口附近の壓力 p_1 、溫度 t_1 、翼車出口の壓力 p_2 、溫度 t_2 及び吐出壓力



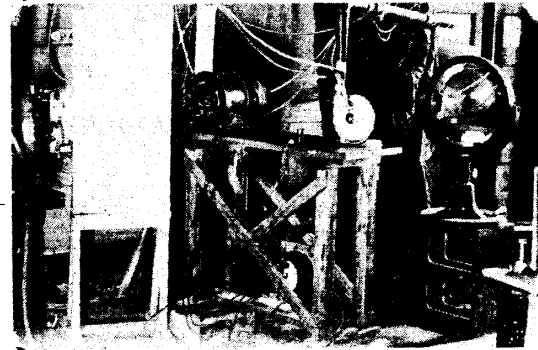
第2圖 12枚翼車



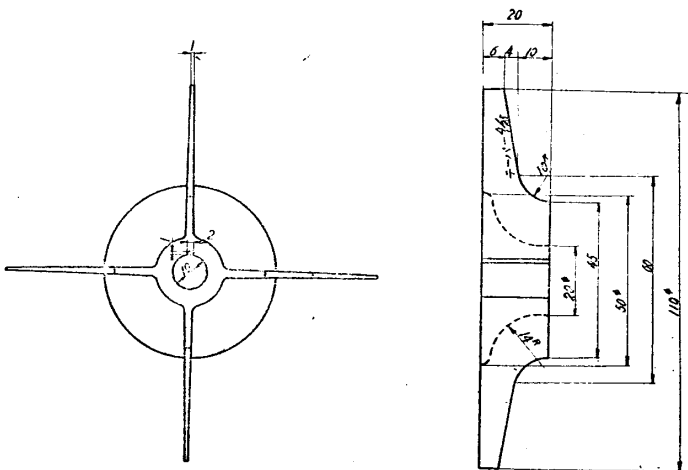
第5圖 實驗装置の骨組圖



第3圖 8枚翼車



第6圖 模型遠心過給機と凹面鏡

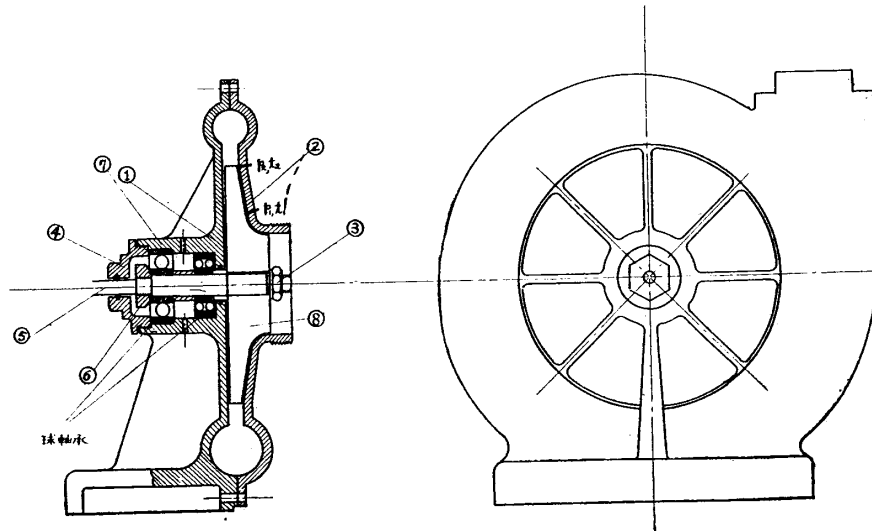


第4圖 4枚翼車



第7圖 電気火花発生装置とカメラ

p_a , 温度 t_a を測定した (第8圖参照). p_1, t_1 の位置は $67\text{ mm } \phi$ の箇處, p_2, t_2 は丁度翼車出口であり $110\text{ mm } \phi$ に於ける値である. 壓力は水マノメータ, 温度は熱電對及び温度計に依つた. 翼車回轉數は寫眞撮影の場合同様, $n=7000\text{ r. p. m.}, 9100\text{ r. p. m.}$ の2通りの場合に就き性能實驗を行つた.



第8圖 模型遠心過給機

3. 翼車内流路の相對流れ

前述した様に翼數 12, 8, 4 の翼車に對し, 翼車回轉數 $n=7000\text{ r. p. m.}, 9100\text{ r. p. m.}$ の2通りの場合に就き瞬間撮影を行つた.

3.1 12枚翼車の場合

$n=9100\text{ r. p. m.}$ で絞弁開度を種々にかへた場合の氣流寫眞を第9圖~第15圖に示してある. 何れも前述した様に加熱空氣の流れは明暗の交叉した部分である. たゞ扇形の左側の



第9圖 $z=12, n=9100\text{ r. p. m.}$
 $\phi=69\%, G=0.00855\text{ kg/sec}$



第10圖 $z=12, n=9100\text{ r. p. m.}$
 $\phi=28\%, G=0.00671\text{ kg/sec}$

部分がどの寫眞も一面に暗く出てゐるが, この一面に黒く出てゐる部分は流れではなくて, スリットを切る場合にシュリーレンの感度を高めるためにどうしてもこの部分を一部暗くなる程度までスリットを切つて置かないと, 氣流がよく出ないのでこのスリットによる影がこ

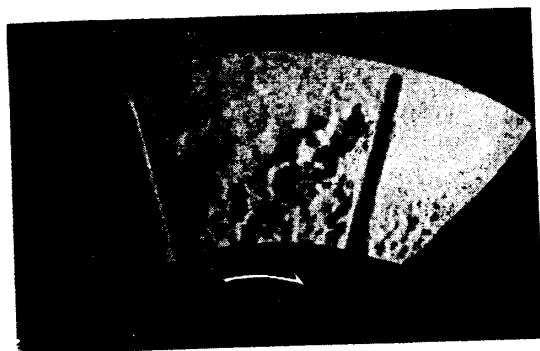
の部分に表はれてゐるのである。



第 11 圖 $z=12, n=9100$ r. p. m.
 $\phi=19\%$, $G=0.00475$ kg/sec



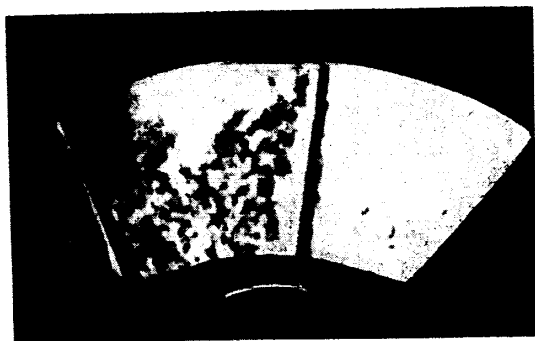
第 12 圖 $z=12, n=9100$ r. p. m.
 $\phi=3.5\%$, $G=0.00045$ kg/sec



第 13 圖 $z=12, n=9100$ r. p. m.
 $\phi=1.8\%$, $G=0.00023$ kg/sec



第 14 圖 $z=12, n=9100$ r. p. m.
 $\phi=1.8\%$, $G=0.00023$ kg/sec



第 15 圖 $z=12, n=9100$ r. p. m.
 $\phi=0\%$, $G=0$

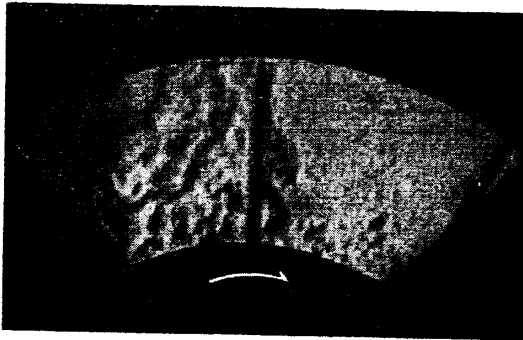
流れは全般的に見て翼内流路の中央部より翼車負圧側寄りの部分即ち理論的に空気相対速度の大きい領域を殆んど流れてゐる。圧力側は殆んど流れてゐない。

絞弁開度 ϕ の大きい領域即ち空気流量の多い場合 (第 9 圖～第 11 圖), 気流は負圧側に近い部分を放射方向に流れてゐる。割合に流れとしては良いと思へる。圧力側は殆んど流れてゐないことは右隣りの流路の圧力側を見るとよく判る。空気量の少ない領域に於ては例

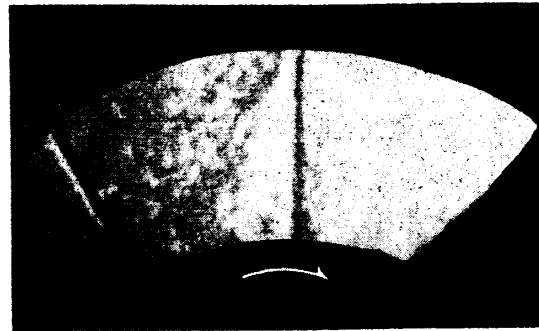
へば第 12 圖に見る如く, 流れが放射方向より多少回轉方向にねて来る。そして翼車壓力側に沿つて別な小さな流れが表はれる。更に空気量の少ない場合 (第 13 圖, 第 14 圖) 邊りになると流れの回轉方向への傾き方は更に甚しくなり, 翼車壓力側には矢張り翼に沿つた小さな流れが見受けられる。第 15 圖は $\phi=0\%$, 空気量 $G=0$ の場合であり, 翼車壓力側に於ける逆流の有様を良く觀察するために, 初め絞弁は全開にしておき, 加熱空気を十分に流して置いてから, 吐出管の出口を塞いで, 吐出側にある加熱空気の翼車内への逆流の有様を撮

影しようと試みたものである。結果は圖に見る如くあまり良くは逆流が撮れてはゐない。

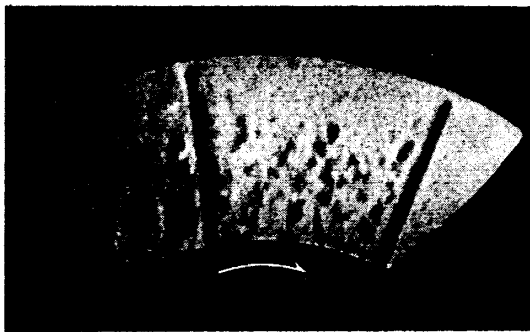
第 16 圖～第 18 圖は $n=7000$ r. p. m. の場合であり、これ等は何れも絞弁開度 ϕ の比較的小さい時の寫眞であり、流れの方向が多少回轉方向にねてゐる。たゞ第 18 圖だけは空氣量が極めて少いにも拘らず流れがねてゐないが、これはこの邊の流れが定常でなく刻々に變化してゐるので、こんな流動の場合もある譯である。又第 16 圖～第 18 圖の右側流路の



第 16 圖 $z=12$, $n=7000$ r. p. m.
 $\phi=10\%$, $G=0.0013$ kg/sec



第 17 圖 $z=12$, $n=7000$ r. p. m.
 $\phi=3.5\%$, $G=0.00038$ kg/sec



第 18 圖 $z=12$, $n=7000$ r. p. m.
 $\phi=1.8\%$, $G=0.0002$ kg/sec

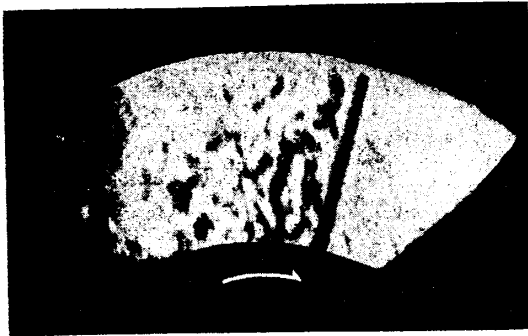
壓力側には翼に沿つた流れが見受けられる。

以上大體の傾向としては、流れは翼車の負壓側に近い領域を流れ、空氣量の多い場合は流れの方向は放射方向であるが、空氣量の少い場合には相對流れは翼車回轉方向にねて來て、翼車壓力側には別に翼に沿つた小さな流れが見受けられると云ふ傾向である。この小さな流れは後述する 8 枚翼車、4 枚翼車の場合には空氣量の多い場合にも既に發生してゐるので、その原因は翼數がへると翼内流路と

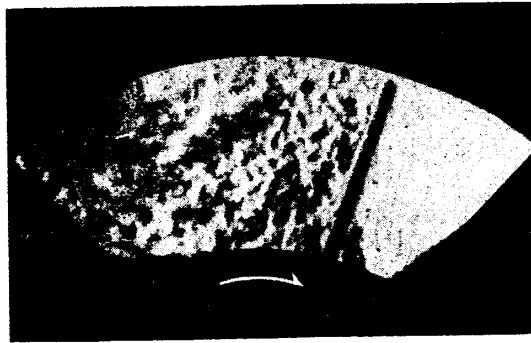
して流れを束縛しておくこと云ふ機能が減り、翼が極端に云ふと一枚だけ回轉した場合空氣はどう流れるかと云ふ問題になり、これは恐らく翼の壓力側に沿つて流れると考へられるが、この傾向が出てゐるのではないかと思はれる。翼數が 12 枚の場合でも空氣量の少い領域では翼流路の機能は減つて、翼數の少い場合と同様になる譯で、このために翼數の多い場合は空氣量の少い領域だけに翼壓力面に沿つた小流が發生するのではないかと考へられる。

3.2 8 枚翼車の場合

$n=9100$ r. p. m. の場合を第 19 圖～第 21 圖に示す。何れも比較的に流量の多い場合であるために、流れの方向は放射方向であり、この場合も翼内流路の負壓側に近い領域を多く流れてゐる。たゞこの場合は、12 枚翼車に就て前述した如き、翼の壓力面に沿つての小流が既に空氣量の多い場合にも認められる。これは翼數がへつたために翼内流路の拘束力とも云ふべきものが前述の如く減つたためではないかと考へられる。そして絞りの小さい場合はこれが逆流乃至渦流を起してゐる様である(第 20 圖～第 21 圖)。



第19圖 $z=8$, $n=9100$ r. p. m.
 $\phi=100\%$, $G=0.00852$ kg/sec



第20圖 $z=8$, $n=9100$ r. p. m.
 $\phi=28\%$, $G=0.00642$ kg/sec

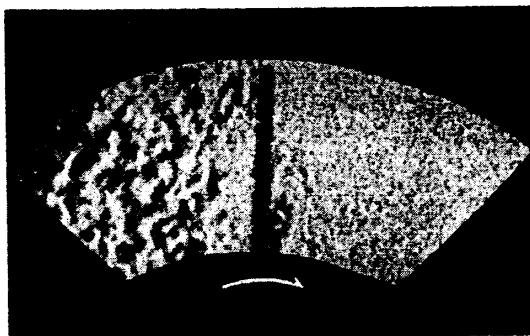


第21圖 $z=8$, $n=9100$ r. p. m.
 $\phi=19\%$, $G=0.00445$ kg/sec

$n=7000$ r. p. m. の場合は第22圖～第25圖に示してある。第23圖の翼車壓力側寄りに大きな逆流が見受けられる。又、この場合も翼の壓力側に沿つた小流動が表はれてゐる。

3.3 4枚翼車の場合

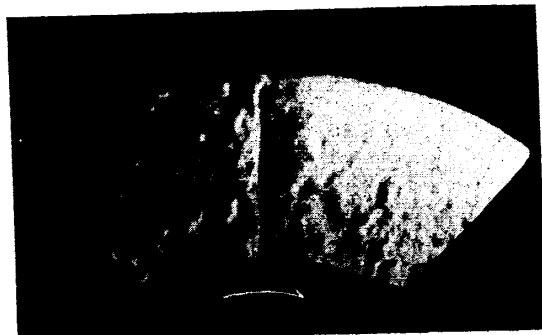
$n=9100$ r. p. m. の場合を第26圖～第33圖に示す。 $\phi=100\%$ の場合(第26圖)、流れは翼車負壓側を放射方向に流れてゐる。 $\phi=69\% \sim 19\%$ 邊り(第27圖～第29圖)



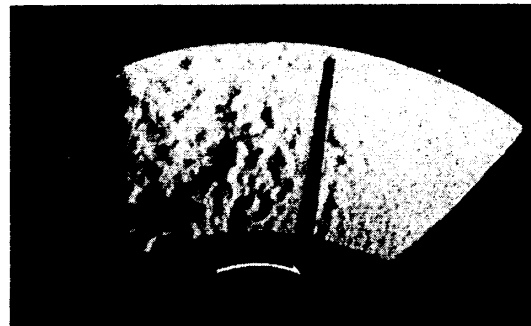
第22圖 $z=8$, $n=7000$ r. p. m.
 $\phi=100\%$, $G=0.00625$ kg/sec



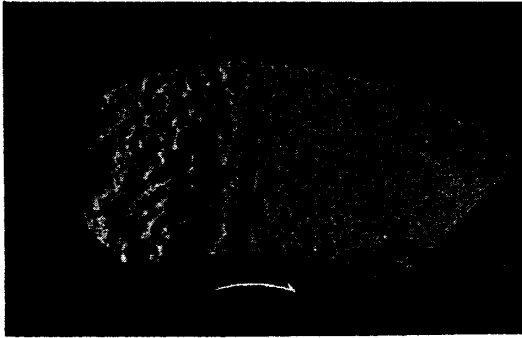
第23圖 $z=8$, $n=7000$ r. p. m.
 $\phi=69\%$, $G=0.00613$ kg/sec



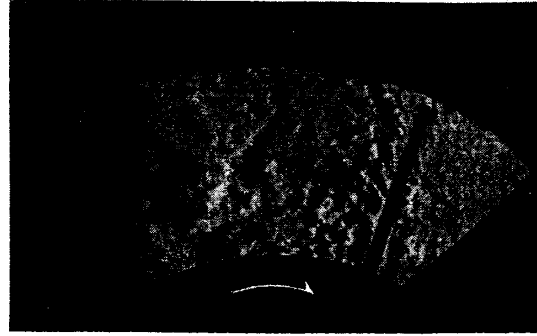
第24圖 $z=8$, $n=7000$ r. p. m.
 $\phi=69\%$, $G=0.00613$ kg/sec



第25圖 $z=8$, $n=7000$ r. p. m.
 $\phi=10\%$, $G=0.0012$ kg/sec



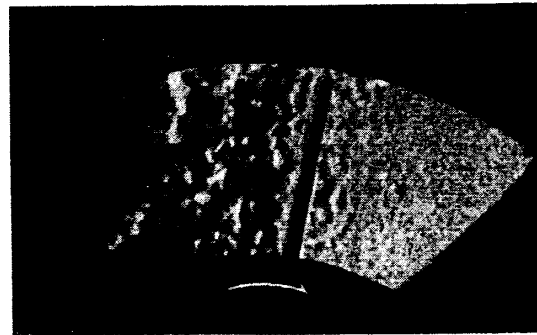
第 26 圖 $z=4$, $n=9100$ r. p. m.
 $\phi=100\%$, $G=0.0066$ kg/sec



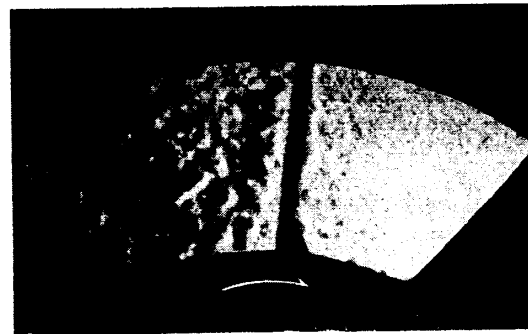
第 27 圖 $z=4$, $n=9100$ r. p. m.
 $\phi=69\%$, $G=0.00678$ kg/sec



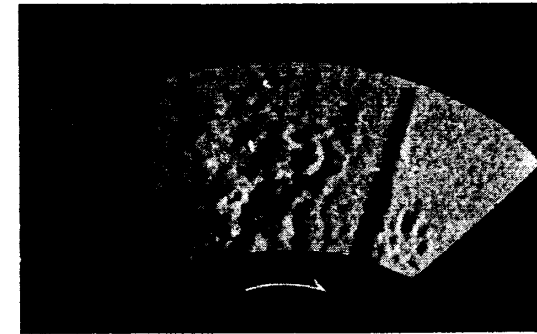
第 28 圖 $z=4$, $n=9100$ r. p. m.
 $\phi=28\%$, $G=0.00485$ kg/sec



第 29 圖 $z=4$, $n=9100$ r. p. m.
 $\phi=19\%$, $G=0.00325$ kg/sec



第 30 圖 $z=4$, $n=9100$ r. p. m.
 $\phi=10\%$, $G=0.0014$ kg/sec



第 31 圖 $z=4$, $n=9100$ r. p. m.
 $\phi=3.5\%$, $G=0.0004$ kg/sec



第 32 圖 $z=4$, $n=9100$ r. p. m.
 $\phi=1.8\%$, $G=0.0002$ kg/sec



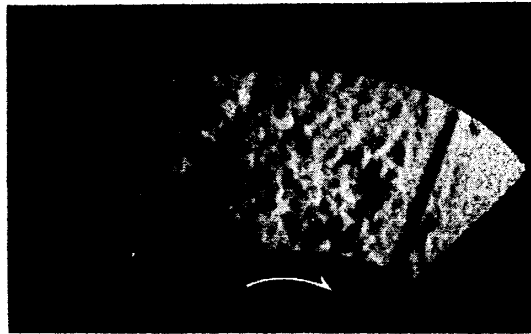
第 33 圖 $z=4$, $n=9100$ r. p. m.
 $\phi=0\%$, $G=0$

の流れも放射方向であつて、負圧側附近の流れは思つてゐたよりも良い。この場合も翼車圧力面に沿ふて小さな流動が見られる。第30圖は $\phi=10\%$ の場合であり、第31圖邊りと共に流れは放射方向に向つてゐるが、相當渦流が見受けられる。第32圖の $\phi=1.8\%$ の場合には流れが回轉方向にねて來てゐる。

$n=7000$ r. p. m. の場合の氣流寫眞は第34圖～第42圖に示してある。矢張り空氣量の多い場合、翼の負圧側附近の流れは放射方向で思つたよりも良い流れ方をしてゐる。又この場合も翼の壓力側も多少流れてゐる様である。空氣量の少い場合には流れは悪くなり渦流發生も増して、流れの方向も放射方向より回轉方向へ幾分傾斜氣味になつて來る。翼の壓力側



第34圖 $z=4$, $n=7000$ r. p. m.
 $\phi=100\%$, $G=0.0049$ kg/sec



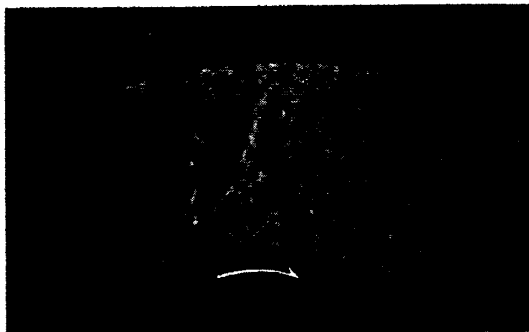
第35圖 $z=4$, $n=7000$ r. p. m.
 $\phi=100\%$, $G=0.0049$ kg/sec



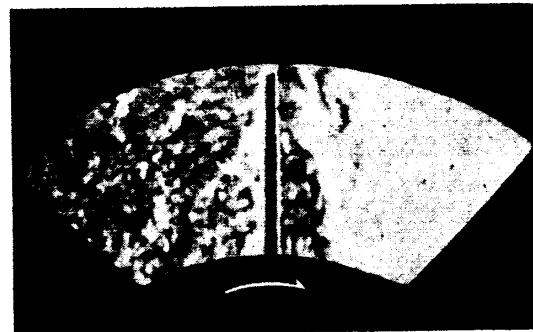
第36圖 $z=4$, $n=7000$ r. p. m.
 $\phi=69\%$, $G=0.00469$ kg/sec



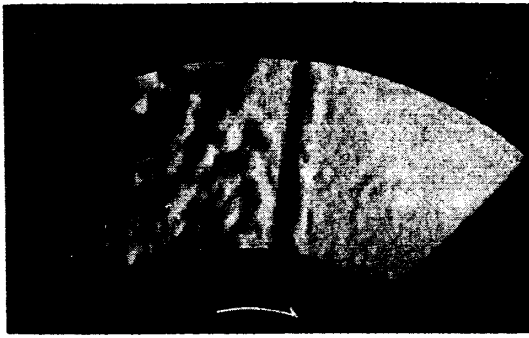
第37圖 $z=4$, $n=7000$ r. p. m.
 $\phi=28\%$, $G=0.00325$ kg/sec



第38圖 $z=4$, $n=7000$ r. p. m.
 $\phi=10\%$, $G=0.0010$ kg/sec



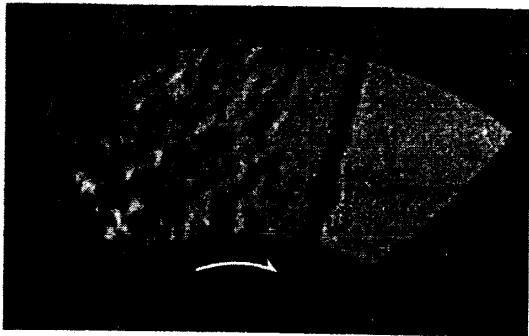
第39圖 $z=4$, $n=7000$ r. p. m.
 $\phi=10\%$, $G=0.0010$ kg/sec



第 40 圖 $z=4$, $n=7000$ r. p. m.
 $\phi=3.5\%$, $G=0.00025$ kg/sec



第 41 圖 $z=4$, $n=7000$ r. p. m.
 $\phi=1.8\%$, $G=0.0001$ kg/sec



第 42 圖 $z=4$, $n=7000$ r. p. m.
 $\phi=1.3\%$, $G=0.00006$ kg/sec

の流れは空気量の少ない領域では時には渦流、逆流となつてゐる。

以上翼数 12, 8, 4 の 3 つの場合に就ての氣流寫真から次の事柄が云へる。

1) 翼車内流路の相對流れは翼数の如何を問はず、翼車負壓側即ち理論的に相對速度の大なる領域を多く流れる。

2) 空氣流量の多い場合は相對流れの方向は翼数の如何に関らず放射方向である。

3) 空氣流量の少ない場合、相對流れの方向

は放射方向より幾分回轉方向に向つてねて来る。

4) 翼数の多い場合は空氣量の少ない領域に於て、翼数の少ない場合は空氣量の多い領域から、翼車負壓側を流れる主流の外に翼の壓力面に沿つた別の流れが表はれる。そしてこの流れは空氣流量の少ない領域では時に渦流、逆流を起してゐる。この翼壓力面に沿つた小さな流動は、翼内流路の拘束力とも云ふべきものが減つて、翼が一枚空氣中を回轉した場合に生ずる如き性質のものではないかと考へられる。

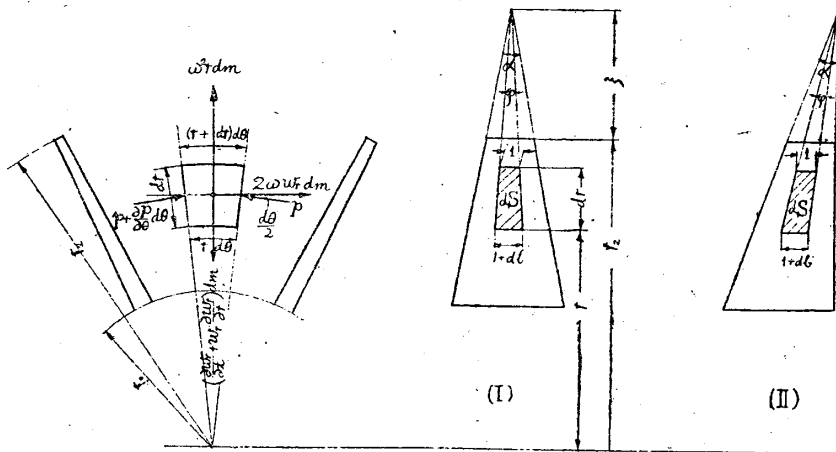
4. 翼車内流路の相對速度の理論計算

翼の幅が一定な場合の翼車内流路の相對速度の理論計算は既に W. J. Kearton²⁾ により一般的な彎曲翼の場合が解かれてゐる。又 Eck³⁾ の教科書にも示されてゐる。この方法に依ると直線放射狀翼々車で翼幅の一定の場合は容易に解ける⁴⁾。併し乍ら、この實驗の場合だけに限らず、一般に遠心過給機の翼車は翼幅が一定ではない。その場合に就ての相對速度の理論計算がまだないので、茲に直線放射狀翼々車の場合に就て誘導して見た。遠心過給機に限らず翼車は半径が大となるに従つて翼幅が減少するのが一般であるが、これには第 43 圖の I の

2) W. J. Kearton : The Influence of the Number of Impeller Blades on the Pressure Generated in a Centrifugal Compressor and on its General Performance ; Proc. Institution of mech. Engineers, 124 卷 1933/4/28, 481~568 頁

3) Bruno Eck : Ventilatoren, 1937 年, Berlin, 10~24 頁

4) 1) と同じ。60~61 頁



第 43 圖

如き場合と II の如き場合とが一般に使はれてゐる。それで以下これ等の 2 つの場合に對して相對速度分布を求める計算を行つて見た。

4.1 I の場合

第 43 圖の圖に於て流路内に小さい扇形要素を採り、その幅は I に示す如く半径 $r + dr$ に於て 1 であるとする。これまでの方法と同様にこの要素に働く質量力は遠心力 $\omega^2 r dm$ 、コリオリの力 $2\omega w_r dm$ 、並びに流體の加速又は減速による質量力 $\left(\frac{\partial w_r}{\partial t} + w_r \frac{\partial w_r}{\partial r}\right) dm$ であり、又この要素には第 43 圖に示した如き壓力が働くが、今の場合必要な壓力としては $p + \frac{\partial p}{\partial \theta} d\theta$ が向つて左側の面に、又 p なる壓力が向つて右側の面にそれぞれ面に直角に働く。相對流れが全く放射狀に流れるためには、これ等の壓力とコリオリの力とが平衡を保たなければならない。これ等の壓力の掛る面の面積は第 43 圖 I の場合は $dS = 1 \cdot dr + \frac{db}{2} \cdot dr = \left(1 + \frac{db}{2}\right) dr$ であるから、平衡の條件として

$$-\left(p + \frac{\partial p}{\partial \theta} d\theta\right) \left(1 + \frac{db}{2}\right) dr \cos \frac{d\theta}{2} + p \left(1 + \frac{db}{2}\right) dr \cos \frac{d\theta}{2} = 2\omega w_r dm \dots\dots(1)$$

今の場合 $d\theta$ は小さいから、 $\cos \frac{d\theta}{2} \approx 1$ 、更に

$$dm = \frac{\rho}{RTg} r d\theta dr (1 + db)$$

の關係を用ひて (1) 式を整理すると

$$-\frac{\partial p}{\partial \theta} \left(1 + \frac{db}{2}\right) = 2\omega w_r \frac{\rho}{RTg} r (1 + db) \dots\dots\dots(2)$$

一方遠心壓縮機の理論式

$$K \frac{1}{g} (\sigma_2 u_2 - \sigma_1 u_1) = \frac{1}{2g} (w_2^2 - w_1^2) + \int_{p_1}^{p_2} v dp$$

5) 以下に使用する記號は 1) と同じ。

6) 第 43 圖ではこの力は減速する方向に採つてある。定常流れに於ては $\partial w_r / \partial t = 0$ であるから、この力は $w_r \frac{\partial w_r}{\partial r} dm$ となる、

に於て $(\sigma_2 u_2 - \sigma_1 u_1) = \frac{1}{2}(w_2^2 - w_1^2) + \frac{1}{2}(u_2^2 - u_1^2) + \frac{1}{2}(w_{r1}^2 - w_{r2}^2)$ の関係があるので、滑り係数 $K=1$ と置き、更に翼内の任意の點に就いても上の2式が成立すると考へると

$$\int_{p_1}^p v dp = \frac{1}{2g} \{ (u^2 - u_1^2) - (w_r^2 - w_{r1}^2) \}$$

となる。断熱變化の場合 $\int_{p_1}^p v dp = \frac{k}{k-1} (pv - p_1 v_1)$ であるから、

$$\frac{k}{k-1} (pv - p_1 v_1) = \frac{1}{2g} \{ (u^2 - u_1^2) - (w_r^2 - w_{r1}^2) \}$$

これを θ につき偏微分を行へば

$$\frac{\partial p}{\partial \theta} = - \frac{p}{RTg} w_r \frac{\partial w_r}{\partial \theta} \dots\dots\dots(3)$$

(2)式と(3)式から

$$\frac{\partial w_r}{\partial \theta} \left(1 + \frac{db}{2} \right) - 2\omega(1+db)r = 0$$

又は

$$\frac{\partial w_r}{\partial \theta} \frac{1 + \frac{db}{2}}{1 + db} - 2\omega r = 0 \dots\dots\dots(4)$$

第43圖に於て $\xi = \frac{b_2}{a}$, $\varphi = \frac{1}{\xi + r_2 - (r + dr)} = \frac{1}{b_2/a + r_2 - (r + dr)}$ であるから $db = \frac{dr}{b_2/a + r_2 - (r + dr)}$, $\frac{1 + db/2}{1 + db} = \frac{b_2/a + r_2 - r - dr/2}{b_2/a + r_2 - r}$ となり、これは dr を含んでゐるので取扱ひが面倒となる。それで普通 a が小であるから、 dS の左右の兩邊を近似的に翼の兩邊に平行と見做すことによつて計算を行つた。即ち

$$\frac{1 + \frac{db}{2}}{1 + db} = \frac{b_2 + (r_2 - r_0) \tan \frac{a}{2}}{b_2 + 2(r_2 - r_0) \tan \frac{a}{2}} = \frac{1 + \frac{r_2 - r_0}{b_2} \tan \frac{a}{2}}{1 + \frac{2(r_2 - r_0)}{b_2} \tan \frac{a}{2}}$$

であるから、(4)式を解いて

$$w_r = \frac{2\omega r}{1 + \frac{r_2 - r_0}{b_2} \tan \frac{a}{2}} \theta + w_{r0} \dots\dots\dots(5)$$

$$1 + \frac{2(r_2 - r_0)}{b_2} \tan \frac{a}{2}$$

茲に w_{r0} は半徑 r に於ける翼車壓力面の放射方向相對速度

w_r は半徑 r に於ける翼車壓力面から θ の點の放射方向相對速度、 b_2 は翼車出口幅

4.2 II の場合

第43圖 II の場合は壓力の働く要素の面積は

$$dS = 1 \cdot dr + \frac{1}{2} db \cdot br = dr \left(1 + \frac{1}{2} db \right)$$

従つて平衡の式としては

$$-\left(p + \frac{\partial p}{\partial \theta} d\theta\right) \left(1 + \frac{db}{2}\right) dr \cos \frac{\theta}{2} + p \left(1 + \frac{db}{2}\right) dr \cos \frac{d\theta}{2} = 2\omega w_r dm$$

この式は(1)式と全く同じである。以下前と全く同様の計算により

$$\frac{\partial w_r}{\partial \theta} \frac{1 + \frac{db}{2}}{1 + db} - 2\omega r = 0$$

これは(4)式と同じである。

今の場合

$$\frac{1 + \frac{db}{2}}{1 + db} = \frac{b_2 + \frac{r_2 - r_0}{2} \tan \alpha}{b_2 + (r_2 - r_0) \tan \alpha} = \frac{1 + \frac{r_2 - r_0}{2b_2} \tan \alpha}{1 + \frac{r_2 - r_0}{b_2} \tan \alpha}$$

であるから、

$$w_r = \frac{2\omega r}{1 + \frac{r_2 - r_0}{2b_2} \tan \alpha} \theta + w_{r_0} \dots \dots \dots (6)$$

$$\frac{1 + \frac{r_2 - r_0}{b_2} \tan \alpha}{1 + \frac{r_2 - r_0}{2b_2} \tan \alpha}$$

角 α の小さい場合は $\tan \frac{\alpha}{2} \doteq \frac{1}{2} \tan \alpha$ とすれば

$$\frac{1 + \frac{r_2 - r_0}{2b_2} \tan \alpha}{1 + \frac{r_2 - r_0}{b_2} \tan \alpha} = \frac{1 + \frac{r_2 - r_0}{2b_2} 2 \tan \frac{\alpha}{2}}{1 + \frac{r_2 - r_0}{b_2} 2 \tan \frac{\alpha}{2}} = \frac{1 + \frac{r_2 - r_0}{b_2} \tan \frac{\alpha}{2}}{1 + \frac{2(r_2 - r_0)}{b_2} \tan \frac{\alpha}{2}}$$

となり I の場合の (5) 式と II の場合の (6) 式とは一致することになる。

この実験の場合は II の場合である。翼の厚さを t 、翼数を z とすると

$$\theta = \frac{2\pi}{z} - \frac{t}{r}$$

半径 r に於ける流量 (体積) を V とすると

$$\frac{V}{z} = \int_0^\theta w_r br d\theta$$

$$= \int_0 \left(\frac{2\pi}{z} - \frac{t}{r} \right) \left[\frac{2\omega r}{1 + \frac{r_2 - r_0}{2b_2} \tan \alpha} \theta + w_{r_0} \right] br d\theta$$

$$\left[\frac{1 + \frac{r_2 - r_0}{b_2} \tan \alpha}{1 + \frac{r_2 - r_0}{2b_2} \tan \alpha} \right]$$

$$= br \left(\frac{2\pi}{z} - \frac{t}{r} \right) \left[\frac{\frac{\omega r}{1 + \frac{r_2 - r_0}{2b_2} \tan \alpha} \left(\frac{2\pi}{z} - \frac{t}{r} \right) + w_{r_0}}{1 + \frac{r_2 - r_0}{b_2} \tan \alpha} \right] \dots\dots\dots(7)$$

即ち半径 r に於ける流量 V が判れば (7) 式から w_{r_0} が求められ, (6) 式によつてその半径 r に於ける任意の點の相對速度 w_r が計算出来る譯である. このことは I の場合に就ても同様に誘導し得るが, 茲には省略した.

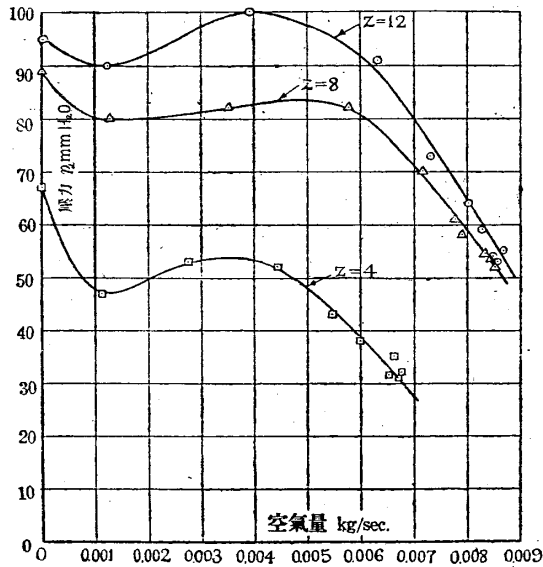
5. 性能實驗結果と翼車内相對速度分布の數値計算

この實驗に用ひた模型遠心過給機は前述の理論計算の II の場合に相當する. 性能實驗を行つてあるので, この結果を用ひて (6) 式, (7) 式により相對速度分布を求めて見た.

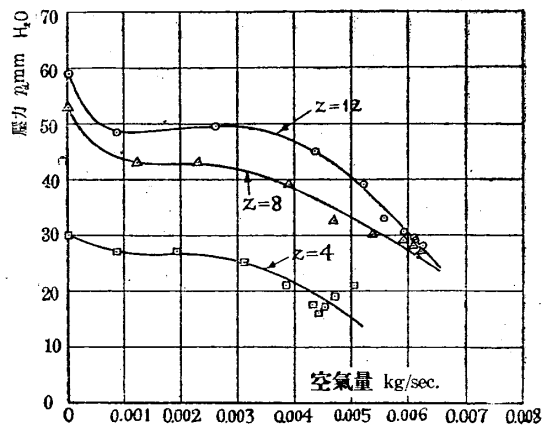
5.1 性能實驗結果

前述した様に, 模型遠心過給機にガス焰による加熱空氣を入れ, 氣流寫眞の撮影を行つた場合と同一の條件の下に性能實驗を行つた. 翼車回轉數は $n=9100$ r. p. m., 7000 r. p. m. の 2 通りの場合に就て空氣量, 吐出壓力 p_d , 吐出溫度 t_d の外に, 翼車入口附近 (67 mm ϕ) の壓力 p_1 , 溫度 t_1 , 翼車出口 (110 mm ϕ) の壓力 p_2 , 溫度 t_2 を測定した.

$n=9100$ r. p. m., 7000 r. p. m. の場合の性能曲線は第 44 圖, 第 45 圖に示してある. 翼



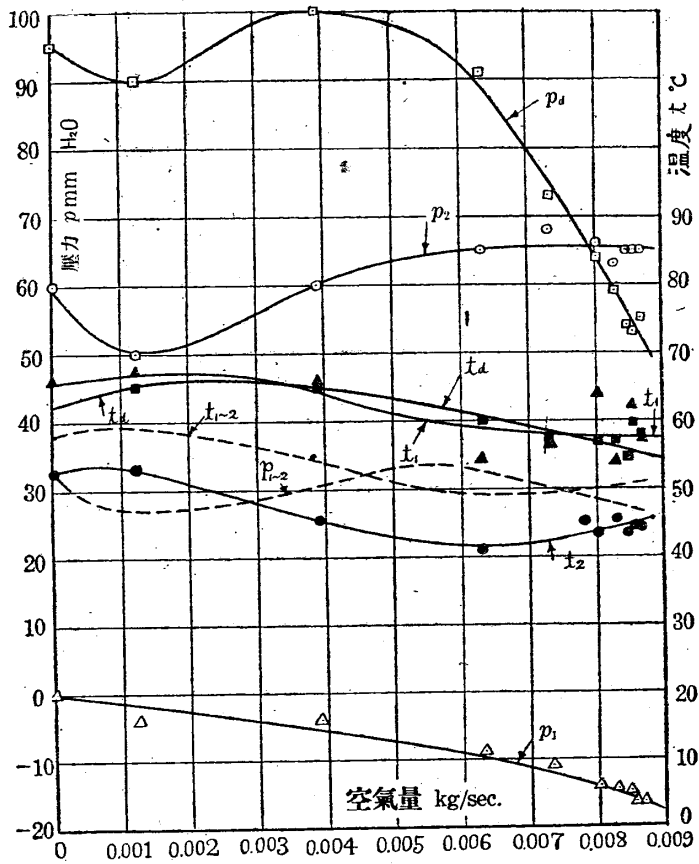
第 44 圖 性能曲線 [$n=9100$ r. p. m.]



第 45 圖 性能曲線 [$n=7000$ r. p. m.]

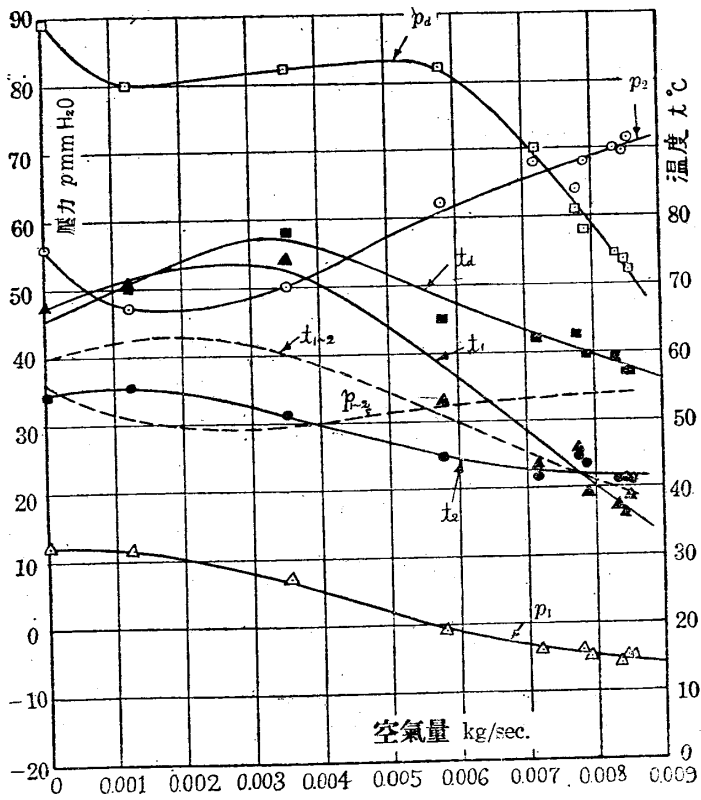
數の多い場合程, p_d が高くなることは既に知れてゐるが, この場合も同じ傾向を示してゐる.

更に空氣量に對する, 翼車内各部の壓力, 溫度を示すと $n=9100$ r. p. m. で翼數 $z=12, 8, 4$ の場合第 46 圖~第 48 圖, $n=7000$ r. p. m. で $z=12, 8, 4$ の場合第 49 圖~第 51 圖となる. これ等の線圖に p_{1-2}, t_{1-2} と示してゐるのは翼車内で半径 45 mm の點の壓力を p_1, t_1 及び p_2, t_2 から内挿によつて求めた値である. この場合壓力及び溫度は半径に



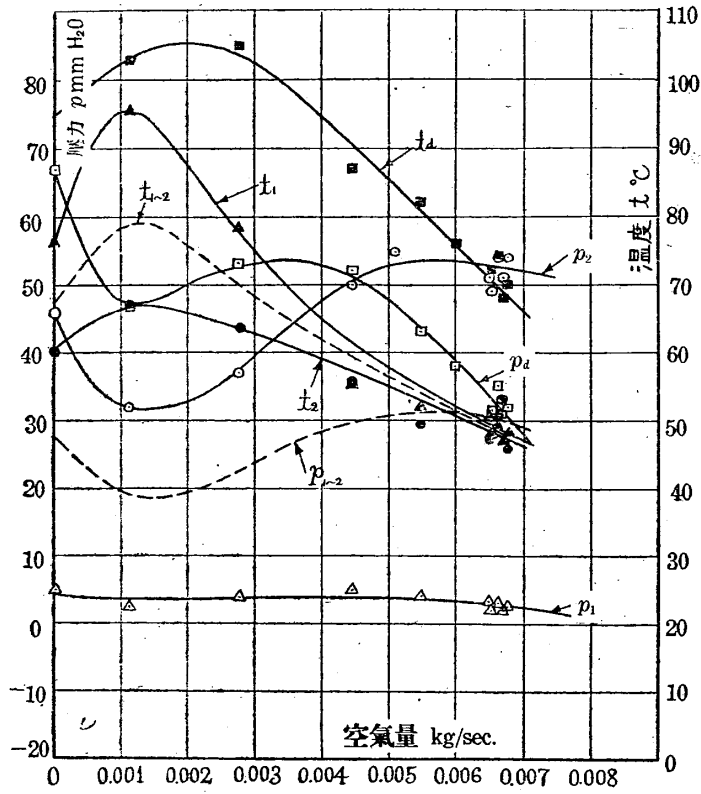
第 46 圖 壓力, 溫度分布

[$z=12, n=9100$ r.p.m.]



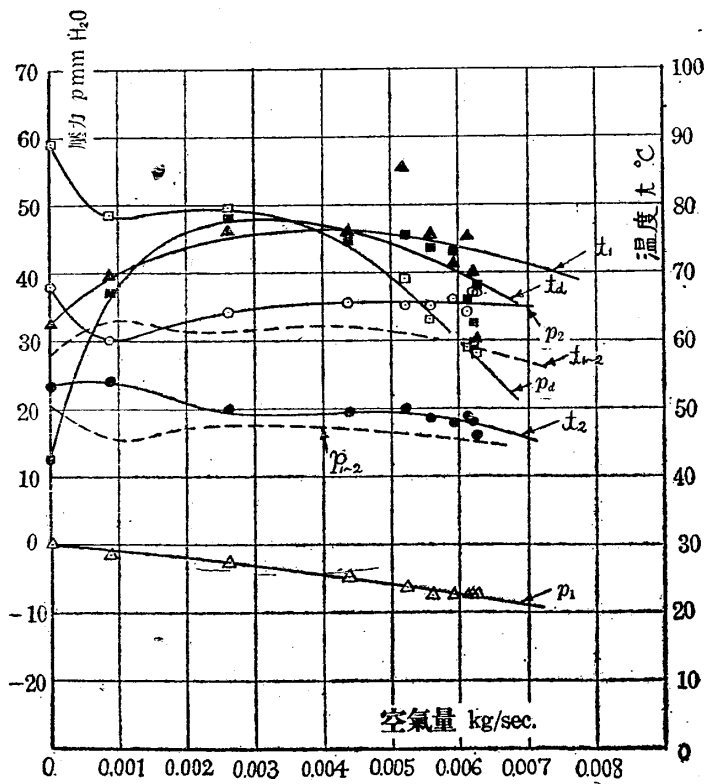
第 47 圖 壓力, 溫度分布

[$z=8, n=9100$ r. p. m.]



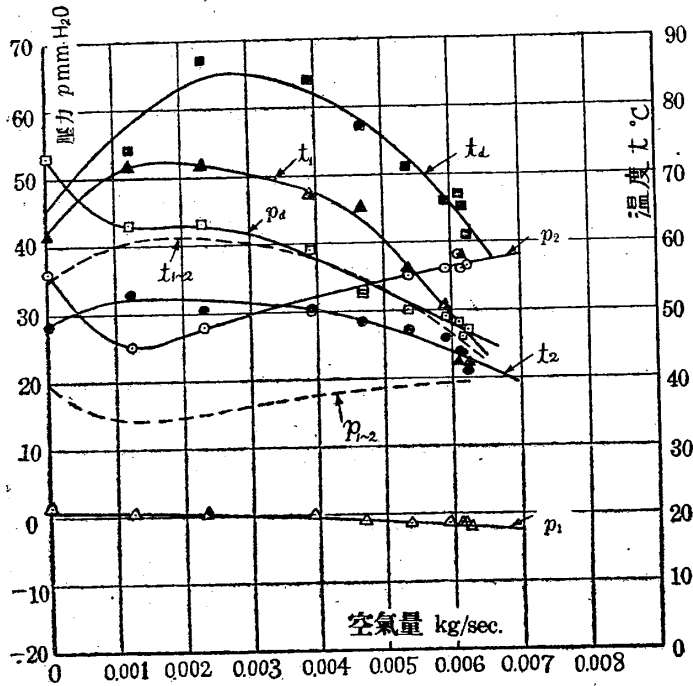
第 48 圖 壓力, 溫度分布

[$z=4, n=9100 \text{ r.p.m.}$]



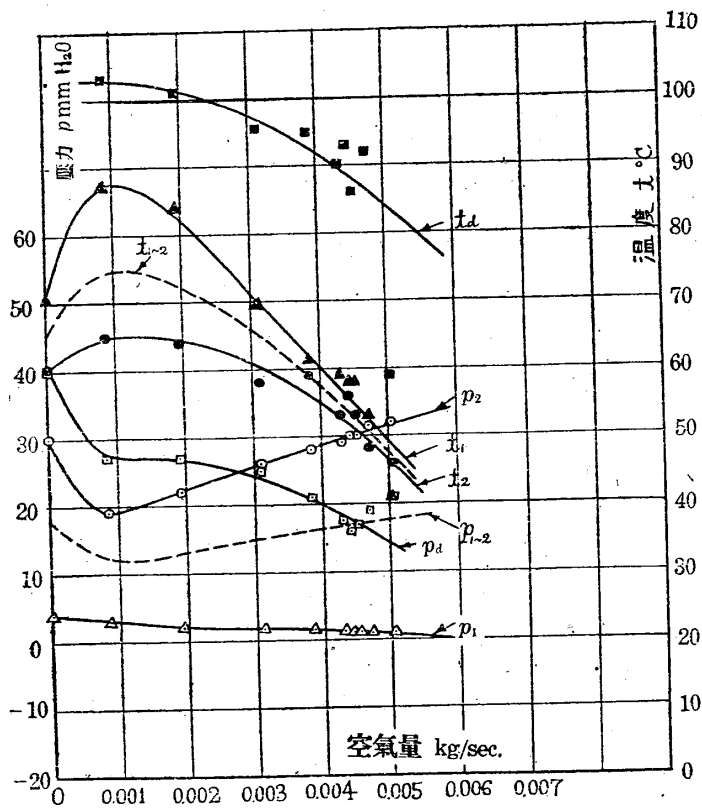
第 49 圖 壓力, 溫度分布

[$z=12, n=7000 \text{ r.p.m.}$]



第 50 圖 壓力, 溫度分布

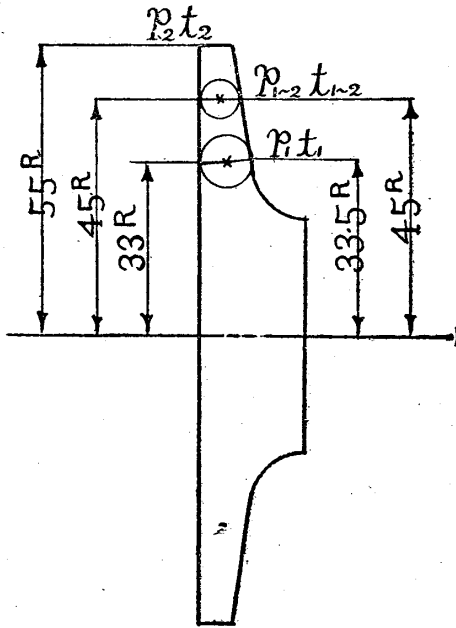
[$z=8, n=7000$ r. p. m.]



第 51 圖 壓力, 溫度分布

[$z=4, n=7000$ r.p.m.]

對し直線的變化をなすとして内挿によつて求めた。この場合、半徑の擇び方としては第 52



第 52 圖

圖の如き接圓を描く方法により、 $p_1, t_1, p_{1-2}, t_{1-2}, p_2, t_2$ の半徑としては $33R, 45R$ 及び $55R$ を採用した。

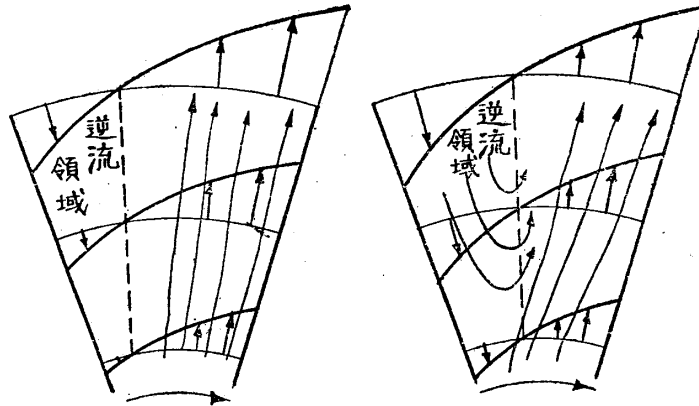
5.2 翼車内相對速度分布の數値計算

(6) 式にこの模型遠心過給機翼車の寸法 $b_2 = 0.006 \text{ m}, r_2 = 0.055 \text{ m}, r_0 = 0.0225 \text{ m}, \alpha = 10^\circ$ を代入すると、

$$\frac{1 + \frac{r_2 - r_0}{2b_2} \tan \alpha}{1 + \frac{r_2 - r_0}{b_2} \tan \alpha} = 0.7545$$

となる。前述した如く性能實驗結果より各半徑に於ける空氣流量(體積) V を求め、(6)式、(7)式を用ひて前掲の氣流寫眞に相當した翼車回轉數、空氣量に於ける相對速度分布を求めて見た。

斯様にして求めた相對速度分布の一般的傾向は第 53 圖の如くなり、即ち翼の負壓側は相對

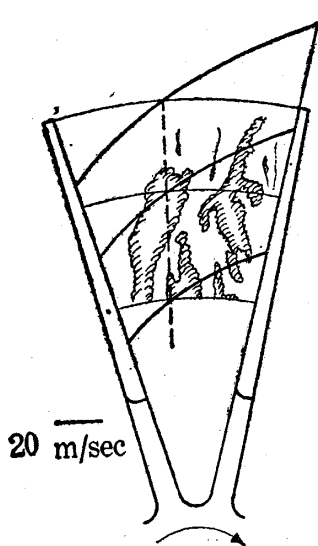


空氣量の多い場合 第 53 圖 空氣量の少い場合

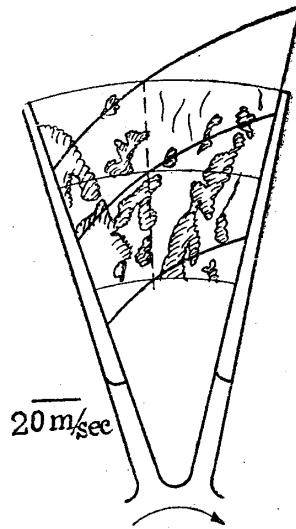
速度分布が正であるが、翼の壓力側の相對速度分布は負となる。即ち各半徑に於ける相對速度 $w_r = 0$ の點を結んで見ると點線の如くなり、この點線より負壓側は $w_r > 0$ 、壓力側は $w_r < 0$ となる。 $w_r < 0$ の領域を逆流領域と名付けるとして、空氣は吸入口から流れる場合この逆流領域の部分は流れて行けないのである。空氣量の多い場合は第 53 圖左圖の如く逆流領域は比較的小であり、逆流の理論的相對速度も小さいから、實際にはなかなか逆流が起り難くて、流れは放射方向に $w_r > 0$ の領域即ち負壓側を流れるのであらう。空氣量の少い場合には理論的の計算によると第 53 圖右圖の如く逆流領域が増して來る許りでなく、逆流の速度も大となるので逆流し易い状態になる譯で、圖の如く逆流領域を通して逆流が起り、吸入口からの流れはこのために翼車の回轉方向にねて來るものと考へられる。これによつて空氣量の少い場合、實際の氣流寫眞でも氣流が回轉方向に傾いて來ることが質的には説明出来る

と思ふ。ただこの逆流がどの邊の空氣量から起るか、又逆流が起つた場合流線がどう理論的には、ねて來るか云ふ様な問題は今後の研究に屬する處である。

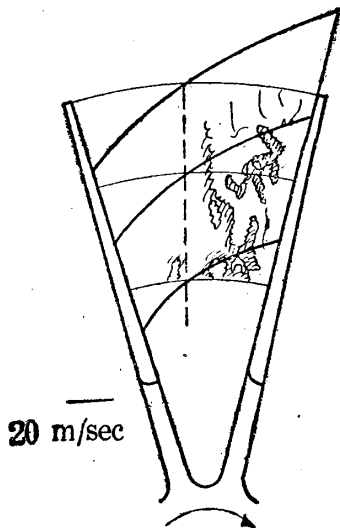
以下氣流寫眞に相當した理論的の相對速度分布を線圖にして示して見ると、 $n=9100$ r. p. m. で翼數 $z=12$ の場合第 54 圖～第 59 圖、 $z=8$ の場合第 60 圖～第 62 圖、 $z=4$ の場合第 63 圖～第 69 圖となる。



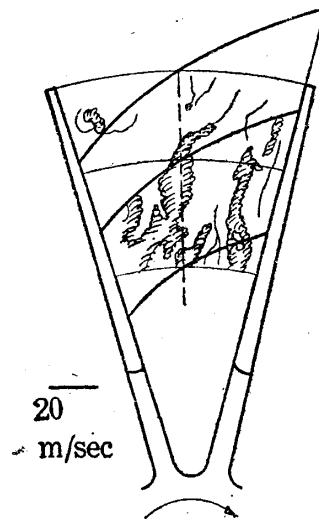
第54圖 $z=12, n=9100$ r. p. m.
 $\phi=69\%$, $G=0.00855$ kg/sec
(第 9 圖參照)



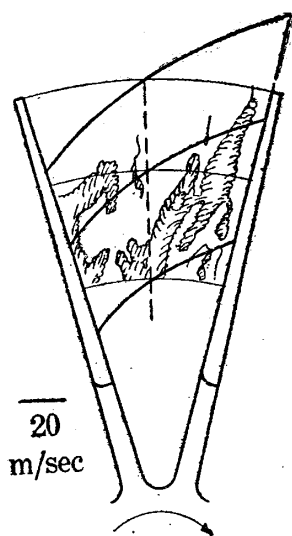
第55圖 $z=12, n=9100$ r. p. m.
 $\phi=28\%$, $G=0.00671$ kg/sec
(第 10 圖參照)



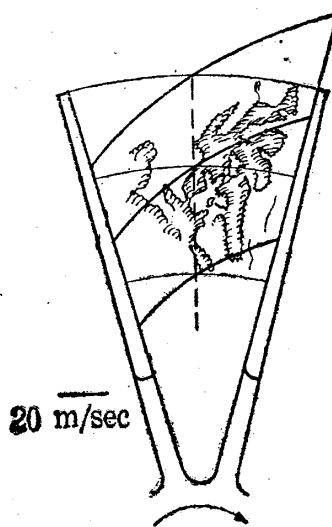
第56圖 $z=12, n=9100$ r. p. m.
 $\phi=19\%$, $G=0.00475$ kg/sec
(第 11 圖參照)



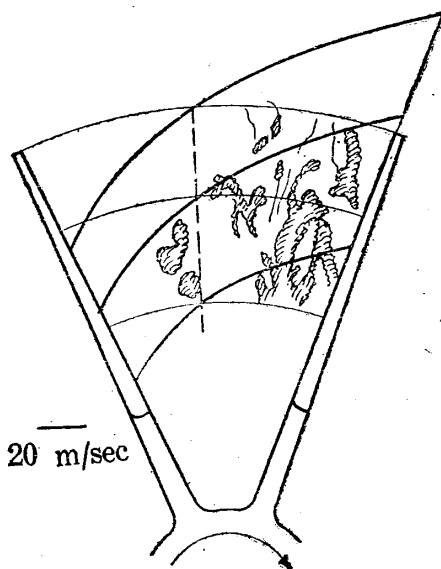
第57圖 $z=12, n=9100$ r. p. m.
 $\phi=3.5\%$, $G=0.00045$ kg/sec
(第 12 圖參照)



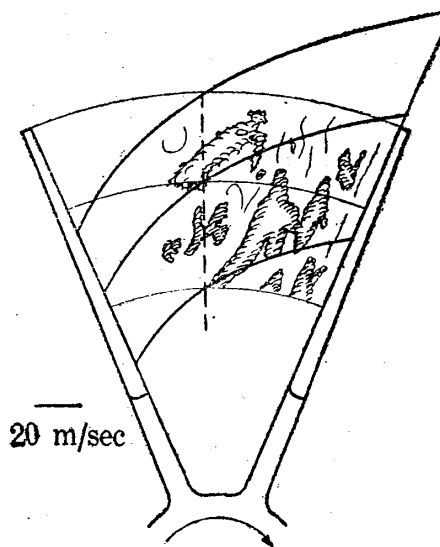
第 58 圖 $z=12$, $n=9100$ r. p. m.
 $\phi=1.8\%$, $G=0.00023$ kg/sec
 (第 14 圖參照)



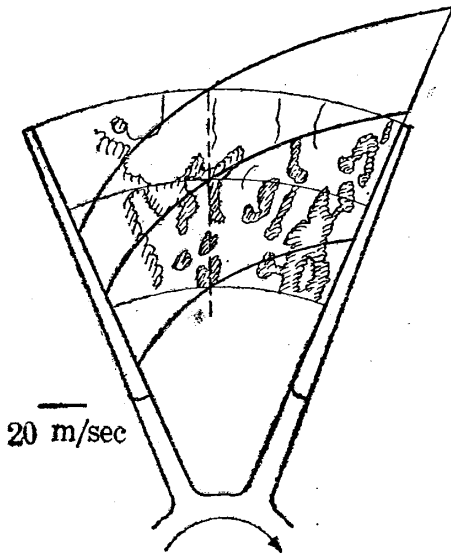
第 59 圖 $z=12$, $n=9100$ r. p. m.
 $\phi=0\%$, $G=0$ (第 15 圖參照)



第 60 圖 $z=8$, $n=9100$ r. p. m.
 $\phi=100\%$, $G=0.00852$ kg/sec
 (第 19 圖參照)



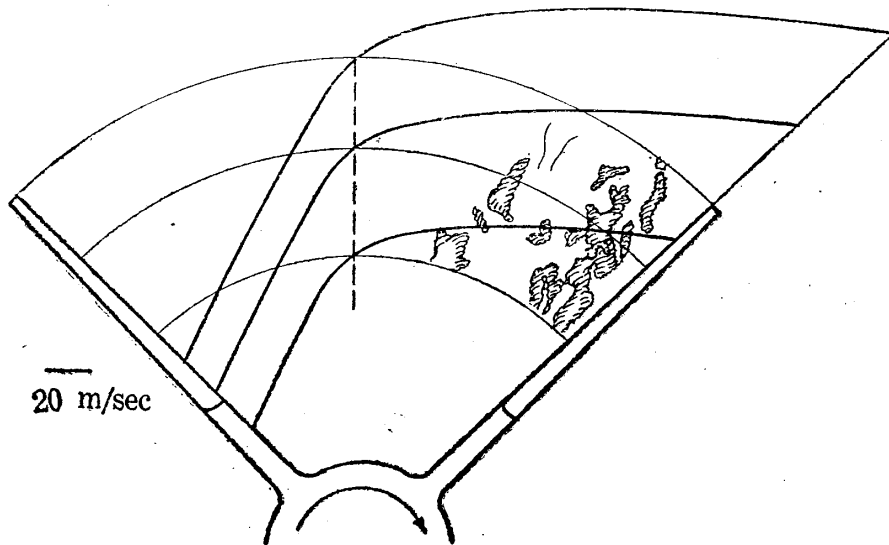
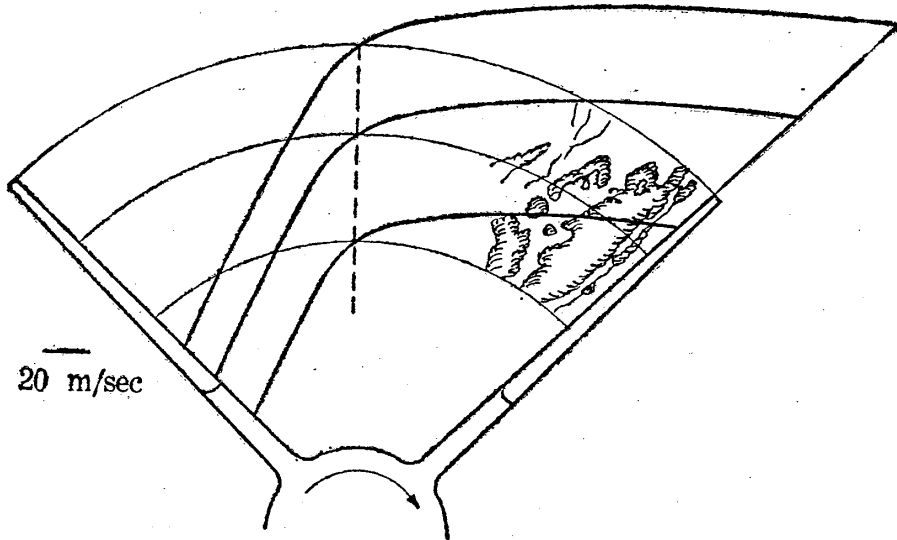
第 61 圖 $z=8$, $n=9100$ r. p. m.
 $\phi=28\%$, $G=0.00642$ kg/sec
 (第 20 圖參照)

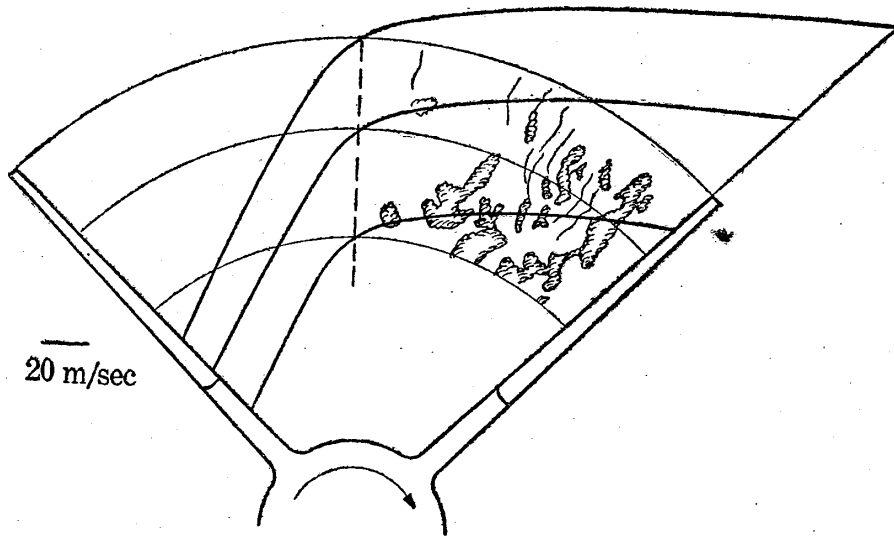


上) 第 62 圖 $z=8$, $n=9100$ r. p. m.
 $\phi=19\%$, $G=0.00445$ kg/sec
 (第 21 圖参照)

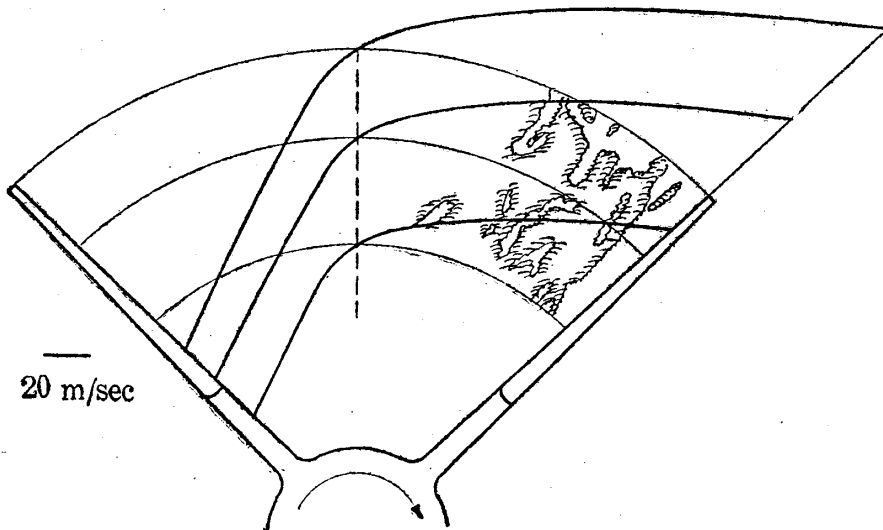
中). 第 63 圖 $z=4$, $n=9100$ r. p. m.
 $\phi=100\%$, $G=0.0066$ kg/sec
 (第 26 圖参照)

下) 第 64 圖 $z=4$, $n=9100$ r. p. m.
 $\phi=69\%$, $G=0.00678$ kg/sec
 (第 27 圖参照)

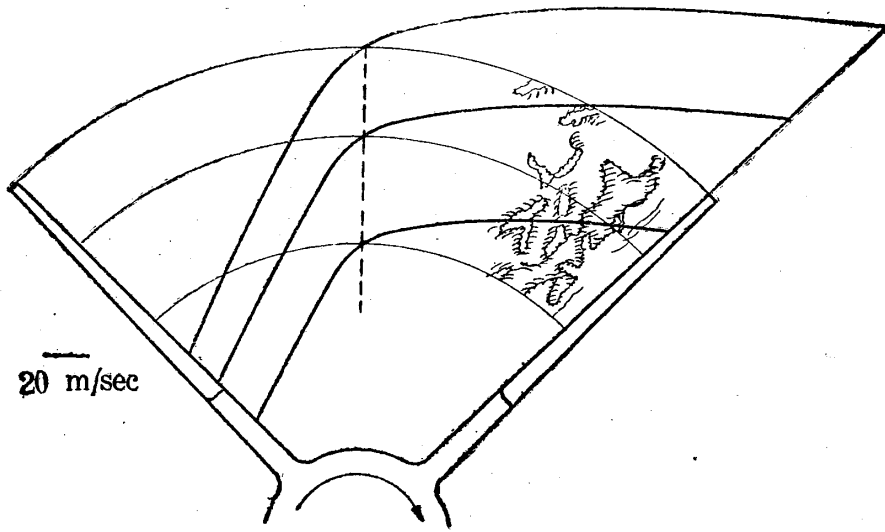




第 65 圖 $z=4$, $n=9100$ r. p. m., $\phi=28\%$, $G=0.000485$ kg/sec
(第 28 圖參照)

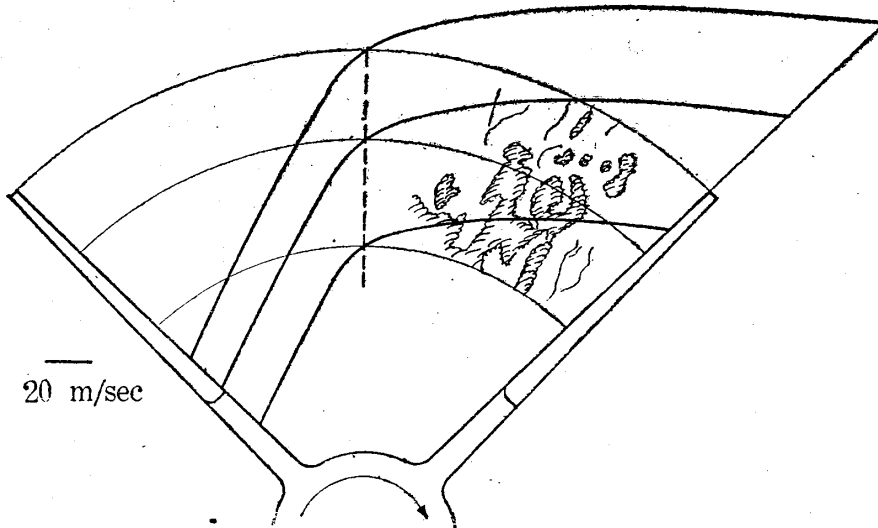


第 66 圖 $z=4$, $n=9100$ r. p. m., $\phi=19\%$, $G=0.00325$ kg/sec
(第 29 圖參照)



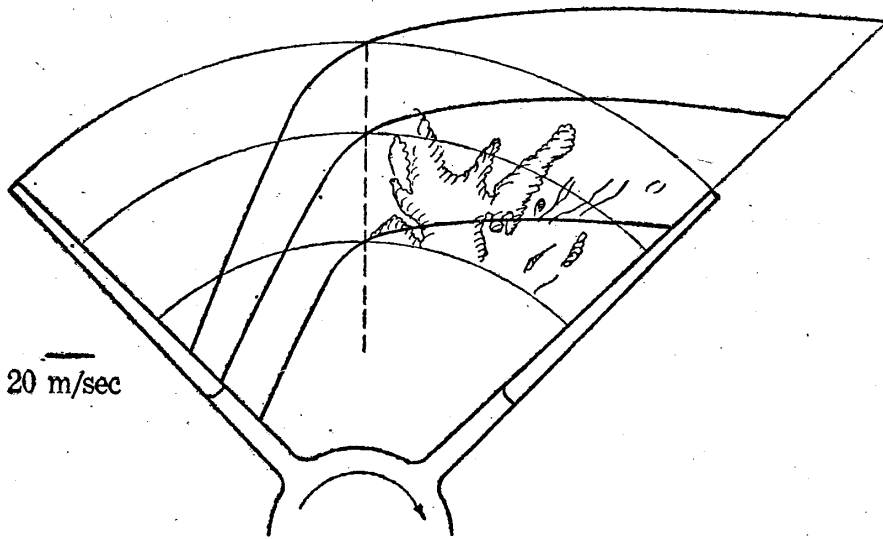
第 67 圖 $z=4$, $n=9100$ r. p. m., $\phi=10\%$, $G=0.0014$ kg/sec

(第 30 圖参照)



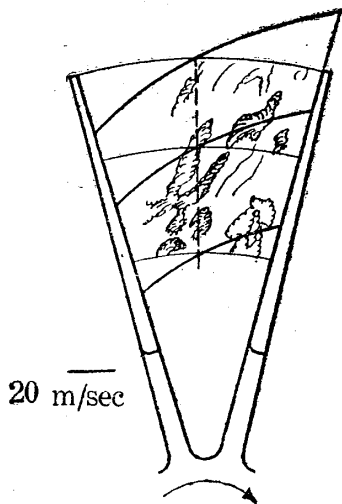
第 68 圖 $z=4$, $n=9100$ r. p. m., $\phi=3.5\%$, $G=0.0004$ kg/sec

(第 31 圖参照)



第 69 圖 $z=4$, $n=9100$ r. p. m., $\phi=1.8\%$, $G=0.0002$ kg/sec

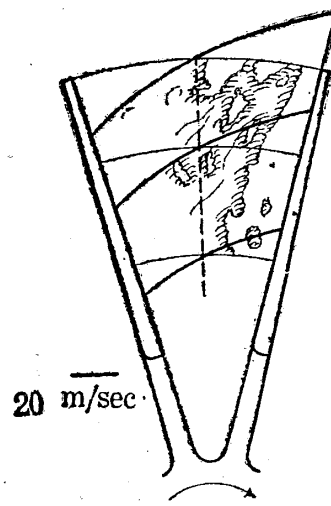
(第 32 圖參照)



第 70 圖 $z=12$, $n=7000$ r. p. m.

$\phi=10\%$, $G=0.0013$ kg/sec

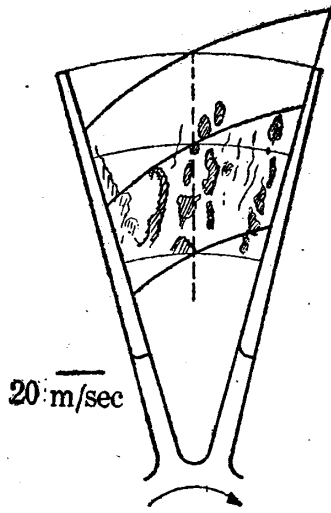
(第 16 圖參照)



第 71 圖 $z=12$, $n=7000$ r. p. m.

$\phi=3.5\%$, $G=0.00038$ kg/sec

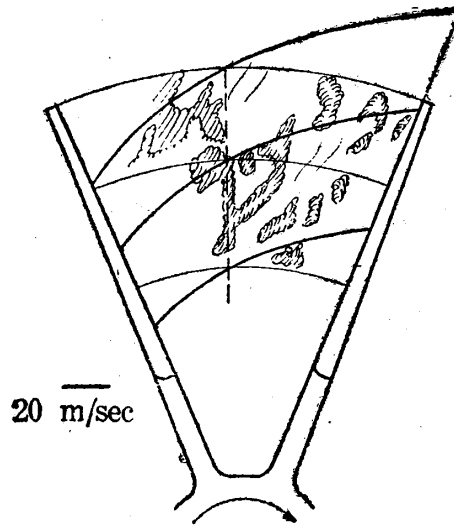
(第 17 圖參照)



第 72 圖 $z=12, n=7000$ r. p. m.

$\phi=1.8\%$, $G=0.0002$ kg/sec

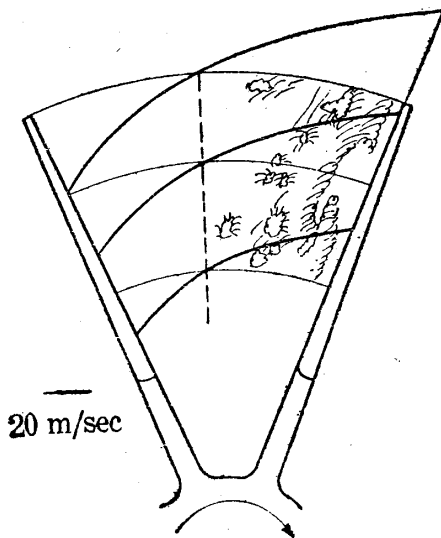
(第 18 圖参照)



第 73 圖 $z=8, n=7000$ r. p. m.

$\phi=100\%$, $G=0.00625$ kg/sec

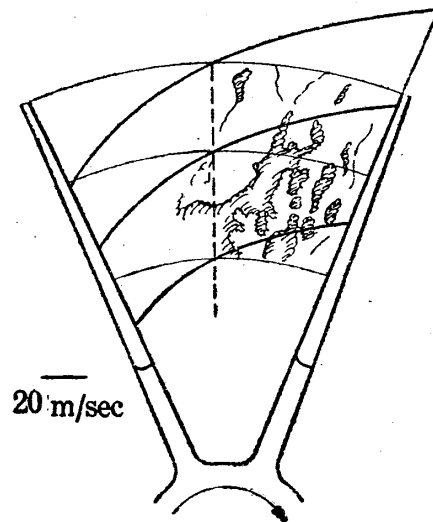
(第 22 圖参照)



第 74 圖 $z=8, n=7000$ r. p. m.

$\phi=69\%$, $G=0.00613$ kg/sec

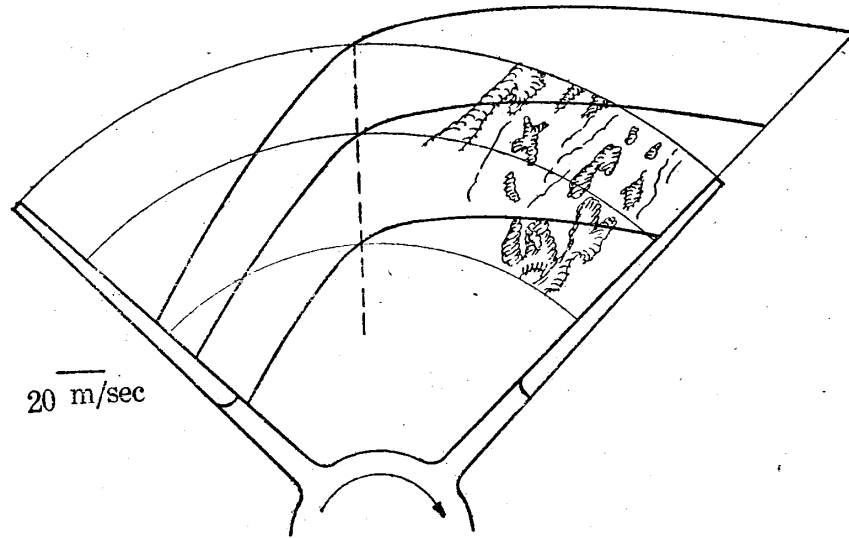
(第 24 圖参照)



第 75 圖 $z=8, n=7000$ r. p. m.

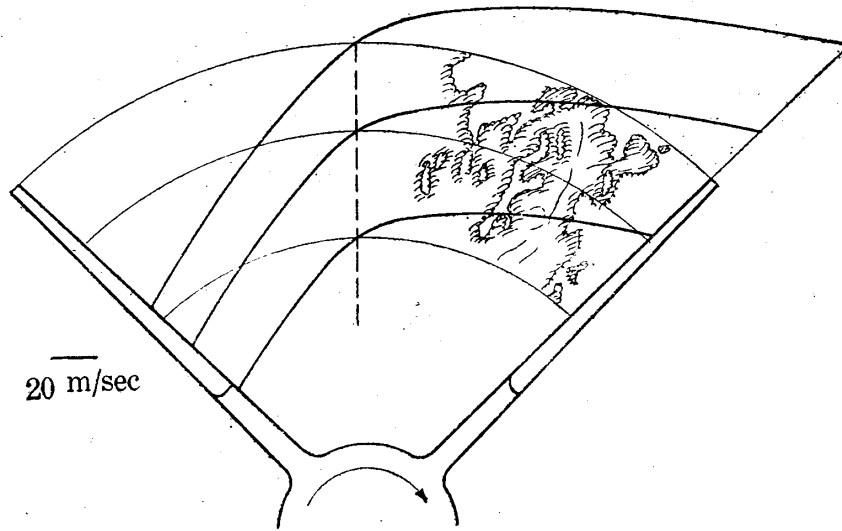
$\phi=10\%$, $G=0.0012$ kg/sec

(第 25 圖参照)



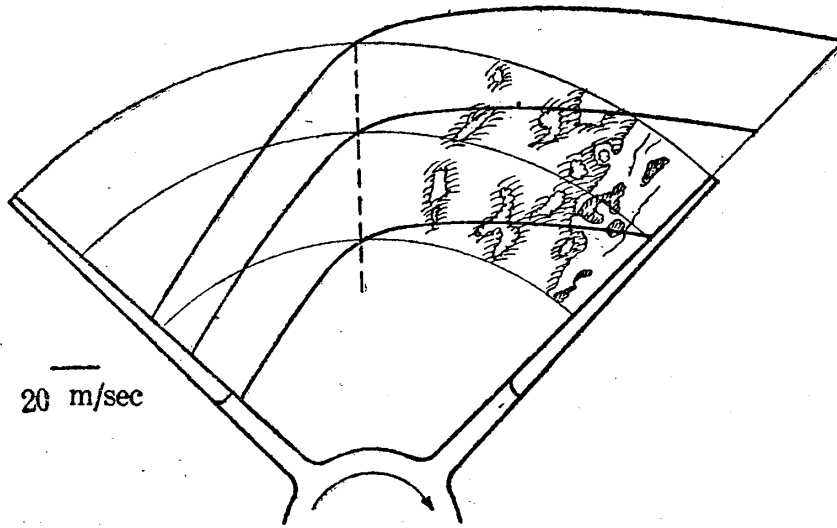
第 76 圖 $z=4$, $n=7000$ r. p. m., $\phi=100\%$, $G=0.0049$ kg/sec

(第 35 圖參照)



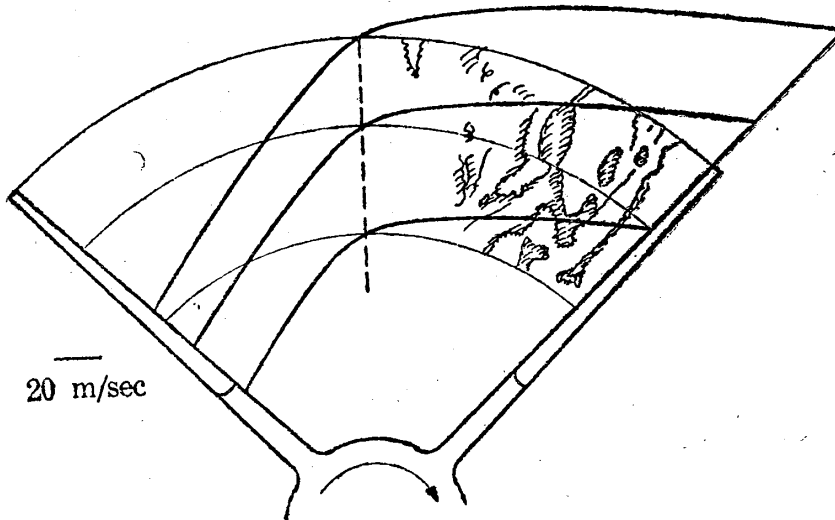
第 77 圖 $z=4$, $n=7000$ r. p. m., $\phi=69\%$, $G=0.00469$ kg/sec

(第 36 圖參照)



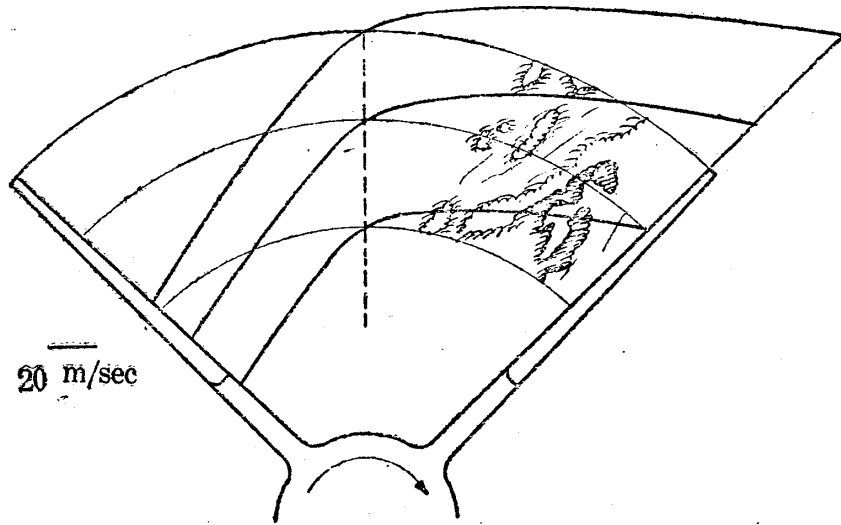
第 78 圖 $z=4$, $n=7000$ r. p. m., $\phi=28\%$, $G=0.00325$ kg/sec

(第 37 圖參照)



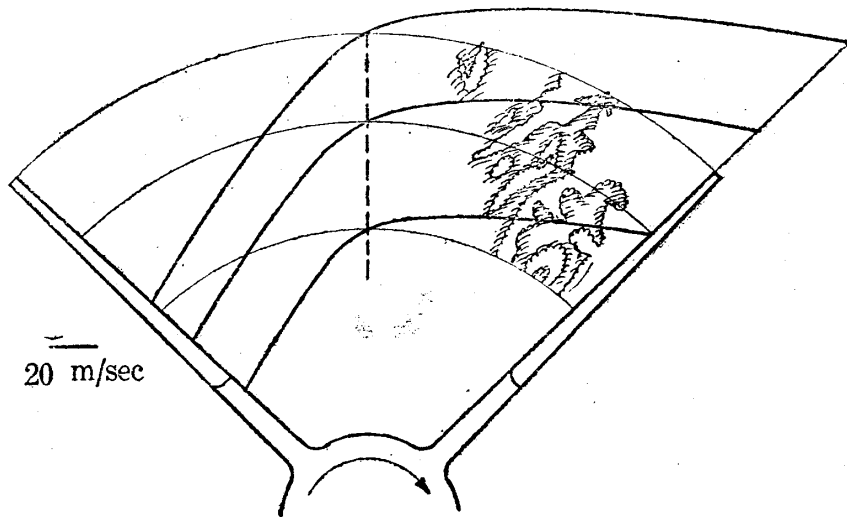
第 79 圖 $z=4$, $n=7000$ r. p. m., $\phi=10\%$, $G=0.0010$ kg/sec

(第 38 圖參照)



第 80 圖 $z=4$, $n=7000$ r. p. m., $\phi=3.5\%$, $G=0.00025$ kg/sec

(第 40 圖參照)



第 81 圖 $z=4$, $n=7000$ r. p. m., $\phi=1.8\%$, $G=0.0001$ kg/sec

(第 41 圖參照)

$n=7000$ r. p. m. で $z=12$ の場合は第 70 圖～第 72 圖, $z=8$ の場合は第 73 圖～第 75 圖, $z=4$ の場合第 76 圖～第 81 圖に示してある。

これ等の線圖で見ると, 前に述べた如く逆流領域は空気量の少い程, 又翼數の少い程大きくなつて来る。これ等の線圖には比較のために實際の氣流寫眞のスケッチを示してある。大體の傾向は理論計算と實際とが一致してゐると考へられる。

更に氣流寫眞の處で述べた翼壓力面に沿ふての小流はこの理論計算とは別の問題になる。更にどの邊の空氣量から逆流が起り出すか, 又逆流が起つたとき理論的に流線がどの程度ねて来るか等は今後の研究問題に屬する。

6. 結 言

以上の直線放射狀翼車翼内流路の氣流の觀察並びに理論的考察により次の事柄が結論として云へると思ふ。

- 1) 翼車内流路の相對流れは翼數の如何を問はず, 翼車負壓側を多く流れる。
- 2) 空氣流量の多い場合は相對流れの方向は翼數の如何に關らず放射方向である。
- 3) 1) 及び 2) の傾向は理論的に相對速度分布を計算して見ても, 傾向がある程度一致してゐることが判る。
- 4) 空氣流量の少い場合, 相對流れの方向は放射方向より幾分回轉方向に向つてねて来る。この傾向も理論計算により相對速度分布を計算して比較することにより, 逆流が起るとして質的には説明が出来る。
- 5) 翼數の多い場合は空氣量の少い領域に於て, 翼數の少ない場合は空氣量の多い領域から, 翼車負壓側を流れる主流の外に翼の壓力面に沿つた別の流れが表はれる。そしてこの流れは空氣流量の少い領域では時に渦流, 逆流を起してゐる。この翼壓力面に沿つた小さな流動は, 翼内流路の拘束力とも云ふべきものが減つて, 翼が一枚, 空氣中を回轉した如き場合に生ずる様な性質のものではないかと考へられ, これは理論計算とは別の問題である。