

# 水回転翼列試験機による旋回失速の研究

浅 沼 強  
斎 藤 芳 郎  
谷 田 好 通

Visualizing Studies on Rotating Stall

By

Tsuyoshi ASANUMA, Yoshiro SAITO and Yoshimichi TANIDA

**Abstract :** Most of the blades failures in axial-flow fluid machines, especially in a lifting jet-engine for VTOL, seem to be due to an aerodynamically forced vibration of cascade blades, which is caused frequently by the so-called rotating stall with a large cell in an annular cascade.

In order to observe directly the rotating stall itself and to examine its features in detail, some experiments have been carried out by means of a vertical rotary-cascade testing machine, simulating a typical axial-flow compressor and using water as a working fluid to visualize the stream-lines in cascade.

A number of photographs of such stream-lines have been taken by a high speed camera with 3000 or 6000 frames per second. From the successive films, there have been made clear some features of the rotating stall, that is, size dimensions and internal aspect of stall cell, stall propagating process according to change in inlet flow-angle, radial flow in stall cell and so on. Consequently each pattern of rotating stall may be established with the aid of the measurements of static pressure-rise and pressure variation obtained by capacitance-type indicators.

Furthermore, the transient process between rotating stall and non-stall state are examined and then, beyond expectations, the transient periods seem to be extremely larger than the time lag of blade boundary layer hitherto obtained.

## 概 要

軸流機械における翼の破損はいわゆる large stall の旋回失速による空力的な強制振動によることが多い。特に VTOL のジェットエンジンのような場合には、性能および構造上の要求がきびしく、それにともなって旋回失速等の非定常現象に対する配慮を充分払う必要がある。そこで、旋回失速の現象を直接目で見てその性質を知るために、軸流圧縮機に相似な堅型の水回転翼列試験機を試作した。

本報告はこれを用いて旋回失速の現象を高速度カメラで撮影し、各翼列の圧力上昇や、圧力変動の測定結果を参考にして、高速度写真を解析し、旋回失速の種類、大きさ、逆流状態、旋回失速の伝ばに伴う流入角の時間的変化、失速領域における半径方向の流れなど

を明かにしようとするものである。

更に旋回失速の遷移域についても実験したところ、遷移に要する時間は予期に反して、翼の境界層の時間遅れよりもはるかに長いものであることが推定された。

## 1. 緒 言

軸流圧縮機における翼の破損は、翼の振動を誘起する非定常流れ、特に旋回失速等による場合が多い。なかでも大流量、高圧力比で、しかも軽量化の要求される VTOL 用のリフトエンジンにおいては、その圧縮機の翼は薄く、しかも長くなるために、振動および強度上からもかなり苦しくなり、このような旋回失速現象についての根本的な研究が必要とされる。

従来旋回失速に対する実験的研究としては、熱線風速計や指圧計等による間接的方法が主として用いられているが、勿論現象を直接観察せんとする試みもかなり行われている。たとえば Sovran [1] は、煙を使用して旋回失速における失速領域の大きさなどを観察した。しかしながら煙は拡散しやすいために失速領域内部の状態を詳細に調べるのは困難のようである。また Stenning [2] はシュリーレン写真を利用して境界層の時間遅れを求めており、Kriebel [3] はシュリーレン法および干渉計により翼後流の渦を写し、その理論のモデルの作成に役立てている。しかしこのような光学的方法では二次元流か、それに準じた特別の場合に限定される。いずれにしても流れの中にトレーサーを入れ、その動きを追跡することにより内部流れを解析した例は、今までのところほとんど見当らないようである。

他方旋回失速に対するすぐれた理論的研究[4] も行なわれある程度の説明がついているようである。然しながら、特に強い振動応力を誘起するいわゆる large stall と呼ばれる旋回失速についての理論的取扱いは、その極端な非線型的要素のためにきわめて困難であり、その発展のためにも、旋回失速自体の性質を明かにする必要が痛感されている。

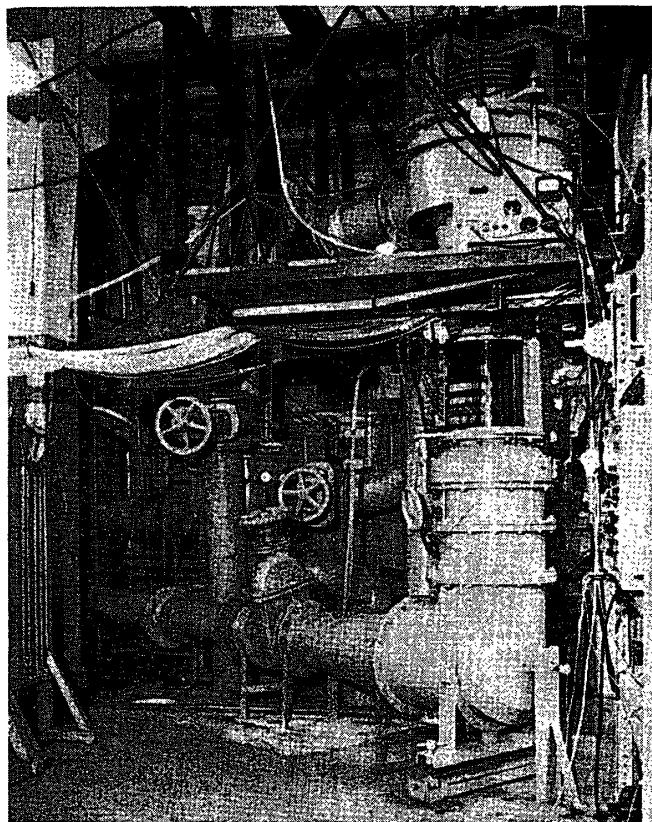
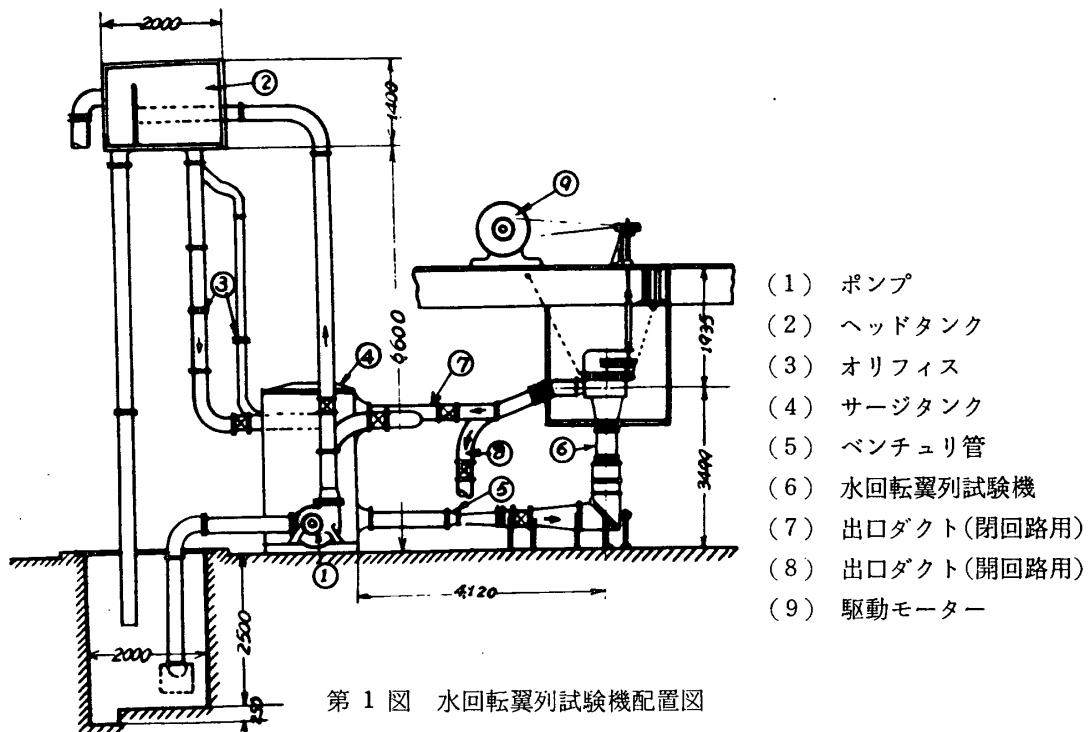
よって旋回失速の諸性質、たとえば失速領域内部の逆流の様子やそれらの大きさは勿論、旋回失速の発生、消滅の現象を明かにすることを目的として、まず比較的可視観察の容易な水を使用して竪型の水回転翼列試験機を試作し実験を行なった。すなわち流れにトレーサとして空気泡を入れて、流線の模様を観察するとともに、旋回失速の様子を直接高速度カメラで撮影記録し、それらの解析結果から、従来不明であった上記の諸性質を明らかにすることができたので、ここに報告する。

## 2. 実験装置および方法

### 2.1 実験装置

実験に使用した水回転翼列試験機の機能や構造については既にかなり詳しく報告しているので[5]、ここでは簡単に述べることにする。

第1図には水回転翼列試験機の全体配置図が示してある。本実験においては階上にある直流駆動モーター⑨により試験機⑥をポンプとして運転し、ダクト⑧の弁を閉じダクト⑦の弁を開いて、水をサージタンク④と試験機⑥とを結ぶ閉回路で回流させる。これを閉回路運転と称する。なお運転中キャビテーションの発生を防ぐために試験機を含む回流水路全体には



第2図 水回転翼列試験機の外観

ヘッドタンク②により一定水頭を加えてある。また各接合部からの水漏れやサージタンク④の上部にある細管からの空気抜きなどによる水の補給のために、別に用意した小型ポンプによりヘッドタンクに絶えず水を供給する。

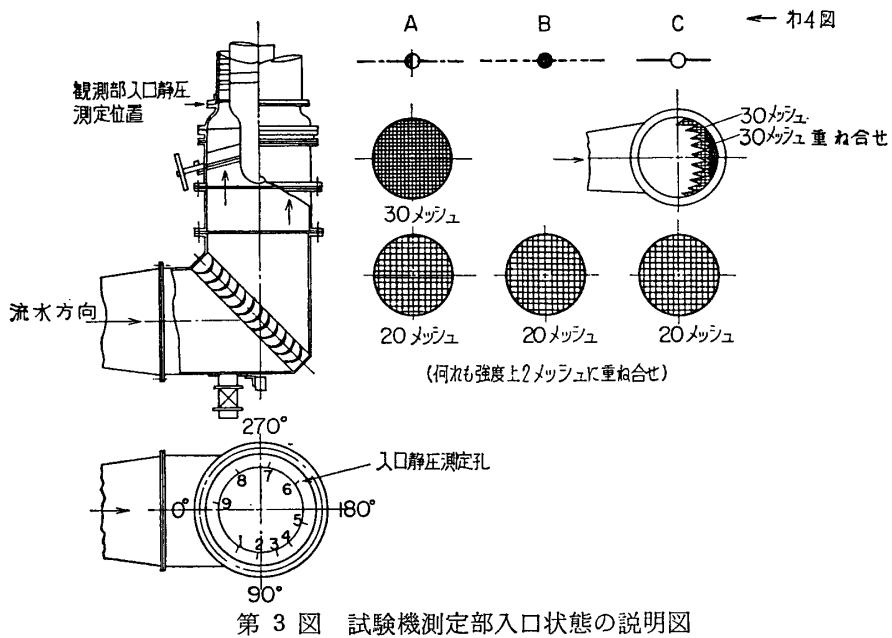
なお閉回路運転のほかに、地下水槽に貯えた水をポンプ①によりヘッドタンク②に上げ一定水頭の下に試験機本体⑥に供給し、出口ダクト⑧より再び地下水槽にもどす開回路運転も行なうことができる。

水回転翼列試験機（第2図）は入口案内翼、動翼、静翼および出口案内翼より成り、単段の全翼列構成をもつものであるが、その特徴とするところは、環状翼列内部の流れを観察する際に気体トレーサーと使用流体（水）の比重の相違にもとづく流れのかたよりを避けるために豎型とし、かつ流れを可視観察するのに便利なように透明な観測部が観察記録に適した高さに設けてあることである。試験機観測部は全円周にわたり透明なアクリル樹脂で作られており、半割りのフランジ部以外は全翼列および上下流の相当の範囲にわたり観察が可能である。また二つ割りの正面側の一方はケーシング外面に水を張った箱を設けることによって照明の全反射を防ぐようになっている。なお試験機の仕様は第1表に示してある。

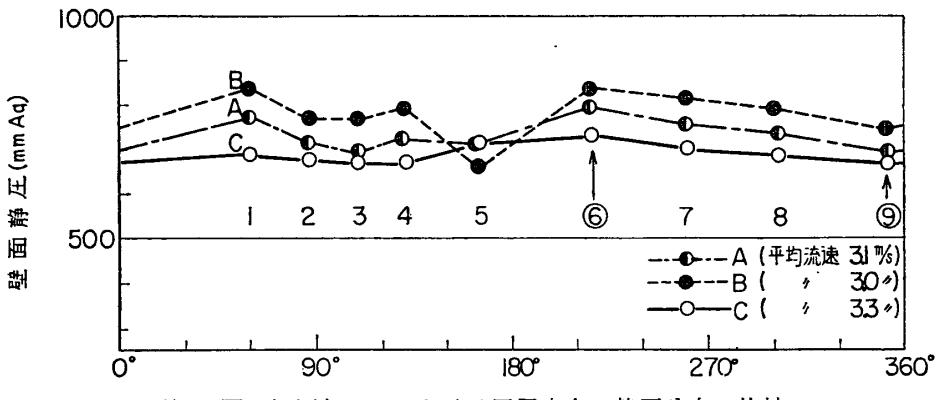
第1表 水回転翼列試験機の仕様

理論圧力上昇	4.2 mAq	翼列外径	350 mm $\phi$
流 量	0.27 m <sup>3</sup> /s	翼列内径(ボス比)	250 mm $\phi$ (0.714)
回 転 数	700 rpm	翼 枚 数	30枚(入口案内翼は24枚)
所 要 馬 力	20HP	翼 型	NACA 65-010
フローパターン	自由渦型、50%反動度(動翼根元)		

試験機に入る流れは第3図に示すように、コーナーベンにより直角に上向きに曲げられ、それぞれ20および30メッシュの金網（図A）を経て観測部の環状通路に入るが、ここで流れは1/8に縮流され均一な流速分布が得られるように配慮されている。しかしながら、入口案内翼の上流に設けてある静圧測定孔（第3図における1~9）によって測定した壁面の静圧分布は、コーナーベンの効果が不充分のためか第4図のA曲線のように、周方向にかなり不均一な分布を示しており、最大の静圧差は観測部平均軸流速度の動圧の11.2%に達している。試みに30メッシュの金網を除いて20メッシュのみとすると、図のB曲線のように最大静圧差は動圧の18%となり静圧分布はかなり悪くなっている。よって第3図のCのように曲り部の外側に30メッシュの金網を局部的に取付けた結果、第4図C曲線のように円周方向の最大静圧差は5.4%とかなり改善された。それゆえ本実験では常に第3図のCのように金網を入れた状態で実験した。



第3図 試験機測定部入口状態の説明図



第4図 観測部入口における円周方向の静圧分布の比較

## 2.2 実験方法

実験は普通、試験機をある一定回転数で運転しておいて流量を増減することによって行なう。

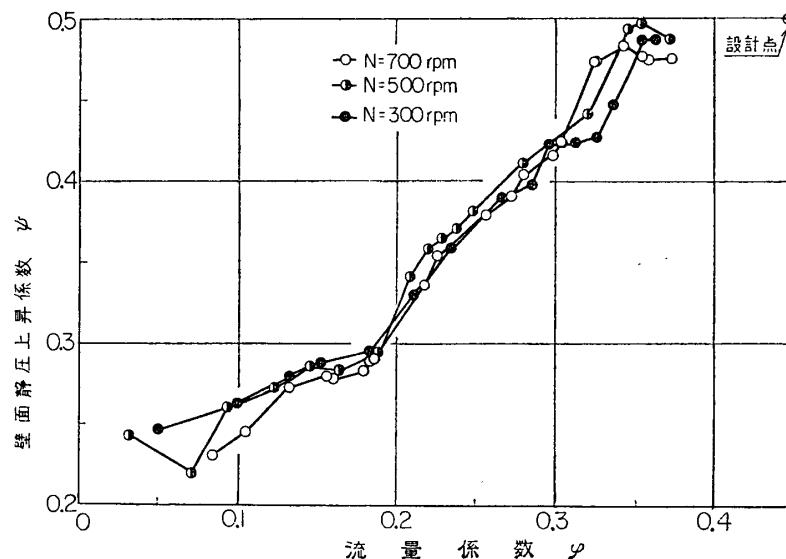
流量の調節は観測部下流（試験機上部）にある円錐状の絞り弁を小型電動機で開閉することにより行なっており、閉回路中のスルース弁はいずれも全開状態とし乱れの影響を防いでいる。流量は試験機の上流に設けてあるベンチュリ型流量計（第1図⑤）により測定し、これより観測部の平均軸流速度 ( $V_a$ ) を求めた。

試験機の回転数は駆動プーリに設けた 30 本（動翼枚数と同数）のピンが検出部を通過する際に生ずる電気容量の変化によるパルスを数えることにより行なう。したがってこのパルスと動翼とは一対一の対応をもつもので、今後これを動翼パルスと呼ぶことにする。

次に試験機の全圧上昇としては、入口、出口の各案内翼のそれぞれ上流と下流における全圧の差を求めればよいが、使用流体は水のために非圧縮性と考えてよく、また各翼列のある観測部の断面積は等しいので、それぞれの位置におけるケーシングの壁面静圧の差をもって

全圧上昇に代えた。壁面静圧としては入口案内翼前では第3図の測定孔⑥と⑨で測定した静圧の平均値をとり、出口案内翼後においては入口案内翼前の測定孔と対応した位置で測定した静圧の平均値を用いた。

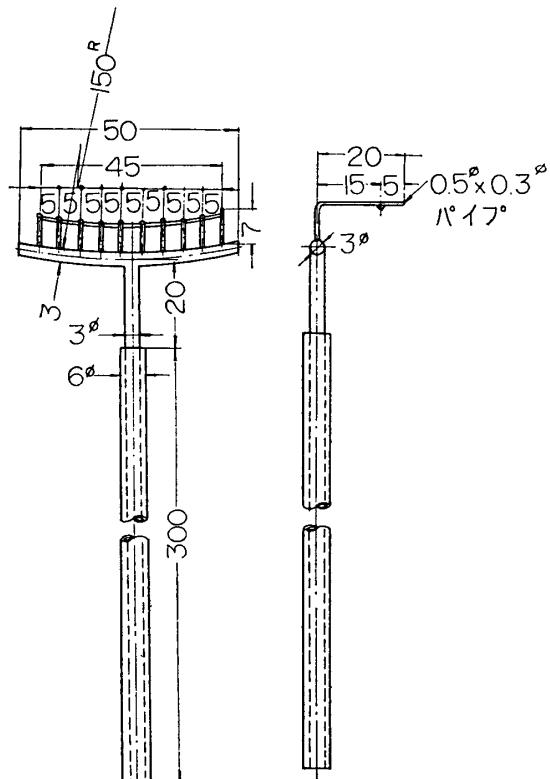
このように測定された観測部の平均軸流速度 ( $V_a$ ) と動翼先端周速 ( $U_t$ ) との比で表わされる流量係数 ( $\varphi$ ) と、入口案内翼上流と出口案内翼下流の間の壁面静圧上昇 ( $\Delta p$ ) と動翼先端周速に相当する動圧との比で示される壁面静圧上昇係数 ( $\psi$ ) との関係、すなわち本試験機の特性曲線の代表例を第5図に示す。図において設計回転数 700 rpm のほかに 500 および 300 rpm の場合も比較してある。



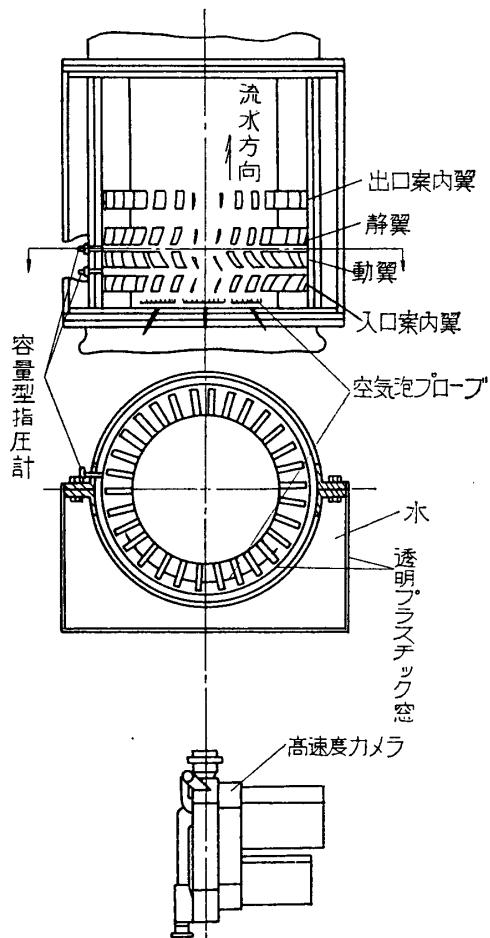
第5図 水回転翼列試験機の特性曲線の比較

本試験機は主として非定常な旋回失速の実験を比較的長時間にわたり連続して行なうことの目的とするが、観測部ケーシングが樹脂製でしかも各翼列の位置は観察に適した高さに配列してあるので、翼の破損による万一の危険を考慮して、実験は設計回転数(700 rpm)より低い回転数で行なうことにした。また高速度カメラで撮影する場合も可能な限り低回転の方が流線の可視観察の上からは好都合である。幸い第5図に示すように回転数によって特性曲線にはあまり大きな相違は見られないで、今後とくにことわらない限り比較的安定した回転をする 500 rpm で実験を行なった。なおこのときのレイノルズ数は約  $R_e = 2.7 \times 10^5$  である。

さて翼列内部観察用のトレーサーとしては、著者の一人が水の電気分解による水素気泡も充分利用できることを確かめているが [6]、いろいろ検討した結果とりあえず比較的取扱いが容易で、電撃の危険やブロンズ翼の電蝕などの心配のない空気泡をトレーサーとして用いることにした。第6図に、本実験においてトレーサー用の空気を流水中に供給する空気泡プローブを示す。図に見るよう空気泡プローブは外径  $3\phi$  の銅管の先端に直角方向に同じ径で大体環状翼列の曲率をもつ管をつけ、この曲り管からは内径  $0.3\phi$  外径  $0.5\phi$  の注射針 10 本(ピッチ 5 mm) を後流渦の影響を避けるために軸方向に 7 mm つき出し、さらに直角



第6図 空気泡プローブ



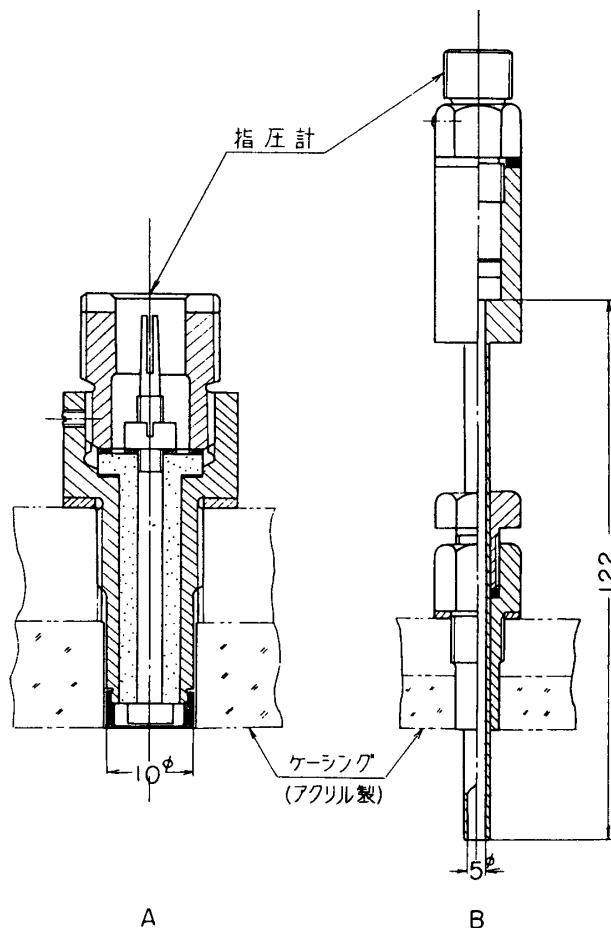
第7図 水回転翼列試験機の観測部

に曲げて流れの方向に約 20 mm 伸したものである。

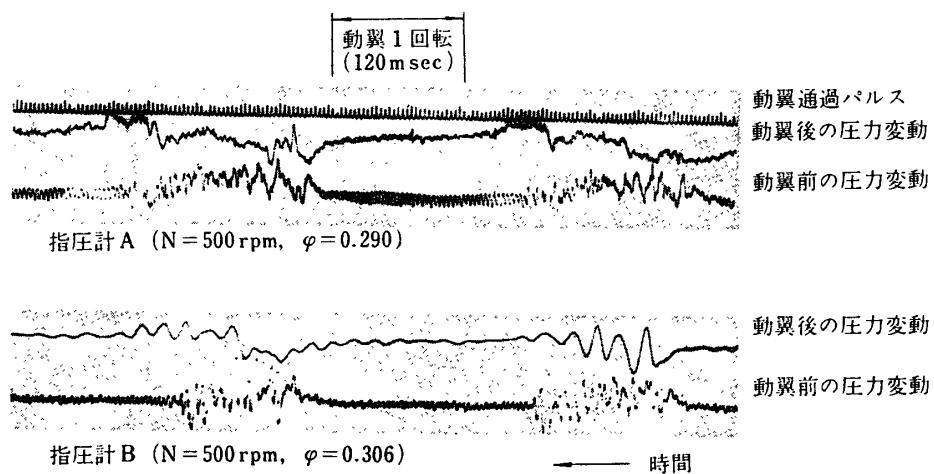
空気泡プローブは第7図に示すように入口案内翼の直ぐ上流側に 3 本同時にそう入される。その半径位置は任意に変えることができるが、本実験では主としてボス側から 10 mm, 25 mm および 40 mm (ケーシング側より 10 mm) のいずれかの位置において実験した。これらのプローブには小型空気圧縮機から  $2 \text{ kg/cm}^2$  の圧縮空気を微動調整弁により適当に減圧して供給した。

翼列内部流れの撮影は、第7図に示すように、観測窓の正面において日立工機製 16HB 型の高速度カメラによって行なった。これは 500~10,000 こま/秒の範囲の撮影速度をもっており、さらにブラウン管オッソロスコープの影像も同時に記録することができる。高速度カメラの撮影速度としては試験機の回転数 (500 rpm) を考慮して、主として 3,000 または 6,000 こま/秒を採用した。このときのフィルム 100 ft に対する有効な撮影時間は約 2 または 1 秒である。なお高速度カメラの撮影時には、写真用フラットライト ( $1 \text{ kW}$ ) 3 個を適当な距離に置いて照明した。

また現象をできるだけ適確に把握するために、流れの可視観察と併行して、流れの圧力変



第8図 圧力変動測定用容量型指圧計



第9図 指圧計 A, B による波形の比較 (ケーシング壁面)

動すなわち各翼列間における圧力変化を記録する。そのため第8図Aに示す電気容量型の指圧計を試験機観察窓のフランジ部の壁面に直接取付けた。また翼列間の各半径位置における圧力変動を記録するときには、同図Bに示すように指圧計の受圧面のさきに $6\phi$ のパ

イップをとりつけ、必要に応じて半径方向に移動するようにした。しかしこのパイプの取付けにより正しい圧力変動が記録されないおそれもあるので、B指圧計のパイプの先端をケーシング壁面に揃えて測定した結果とA指圧計の測定結果とを比較すると第9図のようになる。これを見るとB指圧計では動翼の通過による圧力変動（動翼枚数×回転数）のように高い周波数のものはかなり減衰するが、問題とする旋回失速の現象（基本周波数は回転数の数分の1程度）はほとんど忠実に示されていると考えられる。

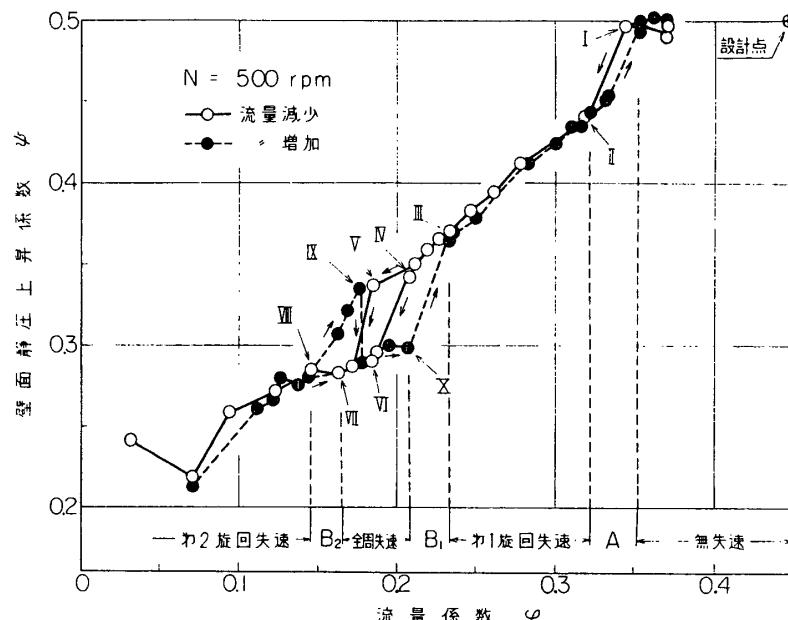
翼列前後の圧力変動は、2ヶの指圧計により同時に測定することが可能である。この圧力変動の波形は、試験機回転数を検出するための動翼パルスと共に、ブラウン管オシロスコープに入れ、連続撮影装置で通常記録されるが、必要に応じて高速度カメラにも圧力変動を記録するようになっている。また高速度写真撮影の際にはその起動信号などをオシログラムに記録し、圧力変動のオシロ記録と高速度写真のフィルム記録の間に対応をつけることもできる。ただし本実験では高速度カメラで撮影する場合、カメラの位置に対し指圧計は動翼の回転方向とは逆方向に約90°ずれた場所の変動圧力波形を示しているので、その対応をつけるためには変動（旋回失速）が伝ばす時間遅れを考慮しなければならない。

### 3. 実験結果および考察

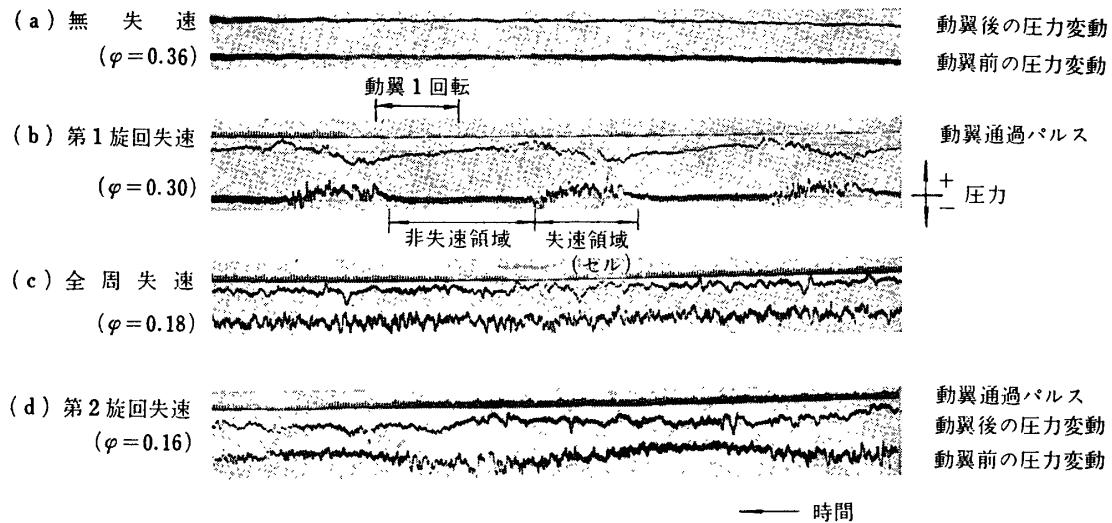
翼列の迎え角が失速に近い作動状態にあるとき、翼列中の一部の翼がなんらかの原因で失速すると、その部分の流れがせき止められるため、背側の翼の流入角は増大して失速に入り、腹側のそれは減少するので非失速状態に回復する。その結果失速領域が翼の腹側より背側に向って伝ばすことになる。かかる現象を通常旋回失速とよんでいる。

#### 3.1 旋回失速の種類

本試験機において生じた各種の旋回失速を、特性曲線（第10図）および代表的な圧力変動圧の記録（第11図）からとりあえず考察してみよう。



第10図 水回転翼列試験機の特性曲線



第11図 各流量係数における圧力変動（ケーシング壁面）

まず絞り弁がほぼ全開状態のとき、すなわち流量係数 ( $\varphi$ ) が 0.35 よりも大きい無失速状態では、動翼前後の壁面静圧には第 11 図 (a) に示すようにほとんど変動が認められない。この状態より流量を減少して行くと、 $\varphi=0.34$ 、圧力上昇係数  $\Psi=0.50$  付近（第 10 図 I）で単一の失速領域（セル）の旋回失速が発生し、絞り弁開度一定にもかかわらず流量と圧力上昇係数は不連続的に低下する（第 10 図 II）。この状態より逆に流量を増して行くと点線のような経路をたどり、比較的小さなヒステリシスを画いて無失速状態に回復する。この区間は無失速状態より单一セルの旋回失速が存在する領域へ移行する際（あるいはその逆）に過渡的に存在するもので“遷移域 A”と呼ぶことにする。

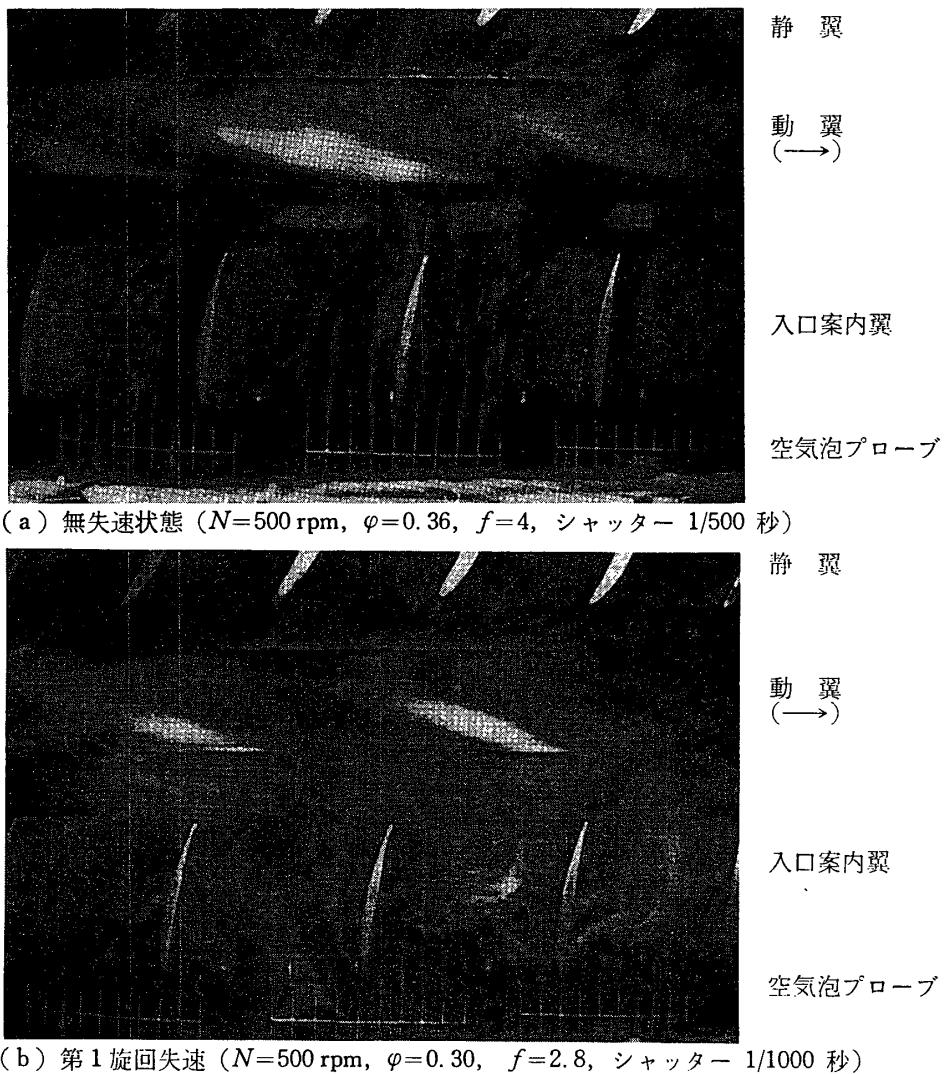
次に流量が  $\varphi=0.32 \sim 0.23$  の範囲では第 11 図 (b) の周期的な圧力変動の記録からも判るように、単一セルの安定した旋回失速が持続する。これを“第 1 旋回失速”と呼ぶ。第 1 旋回失速は流量の減少と共に、その失速領域が発達し、静圧上昇も徐々に減少する。流量係数  $\varphi=0.2$  近くになると（第 10 図 IV～V）突然その失速領域が全周に拡がり、それに伴なって流量および圧力上昇は不連続的に減少し（第 10 図 VI～VII），いわゆる“全周失速”に入る。このときの変動圧は第 11 図 (c) に示すように動翼の前後いずれも周期性が全く認められず、全周にわたり大きな乱れが見られる。第 1 旋回失速と全周失速の間に存在する過渡的な区間を“遷移域 B<sub>1</sub>”と名付ける。この第 1 旋回失速から全周失速への移行は、第 10 図に示されるように流れの状態によって IV→VI または V→VII のような範囲に変り、また逆の過程では全周失速は X の状態まで存在してかなり大きなヒステリシスを示す場合もある。このとき圧力上昇係数は  $\Psi=0.05 \sim 0.075$  程度のかなり大きい不連続な変化を示す。このように遷移域 B<sub>1</sub> は遷移域 A ほど明確に示すことができるものではなく、第 10 図にも便宜的に示してあるに過ぎない。

さらに流量を絞って行くとき、全周失速の状態は比較的狭い流量範囲にしか存在せず、“遷移域 B<sub>2</sub>”を過ぎて再び单一セルの強い旋回失速が発生する。この旋回失速は絞り弁が全閉近くの流量範囲にまで存在し、第 11 図 (d) の変動圧力波形からもわかるように第 1 旋回失

速とは全く別なものと考えられるので“第2旋回失速”と呼ぶことにする。逆に第2旋回失速から流量を増して行くときには全周失速への遷移が比較的早く起る場合(第10図VIII→VII), と比較的おそく起る場合(第10図IX→VI)とがある。

### 3.2 旋回失速の写真例とその解析

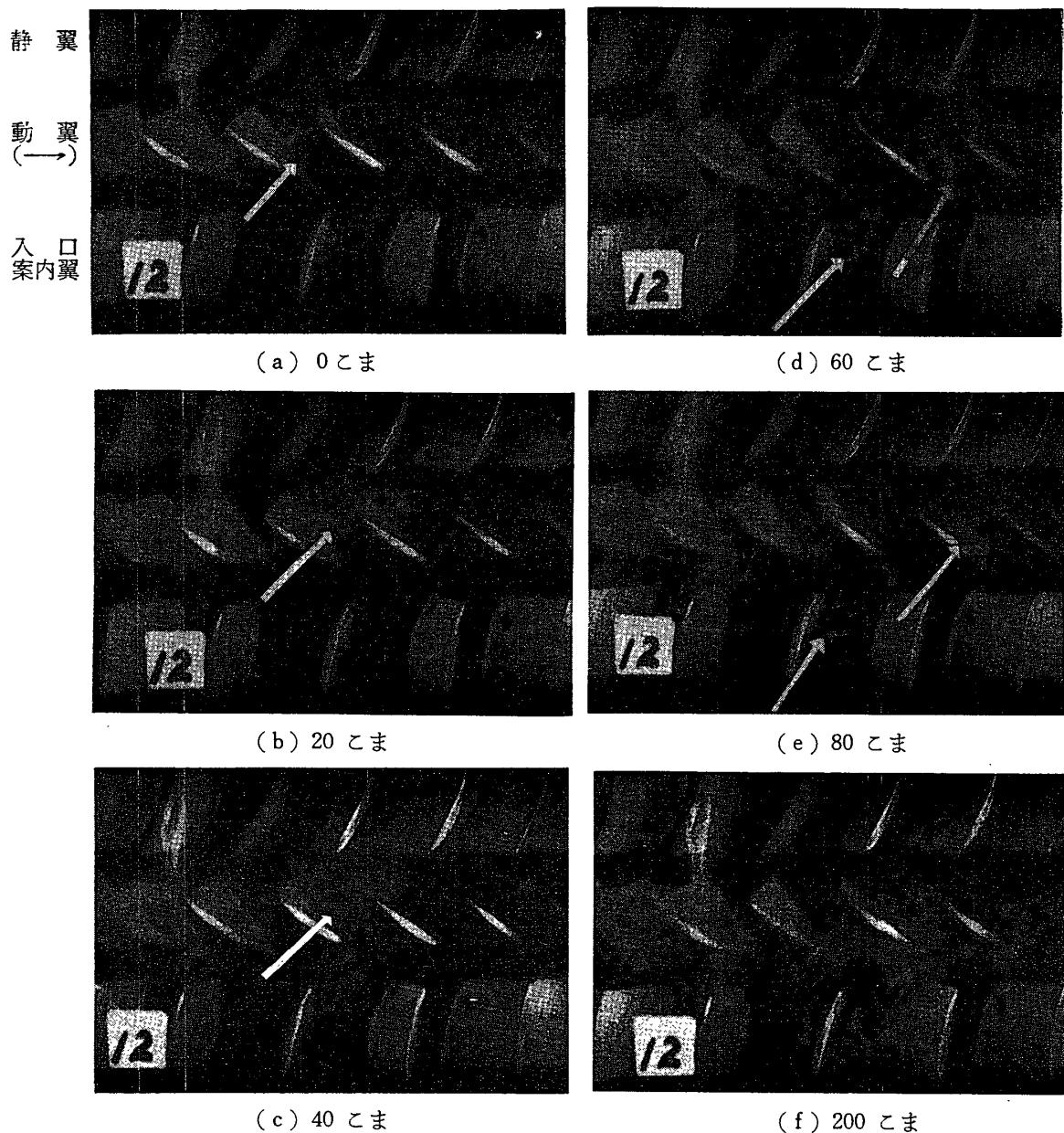
前節に述べたように各種の旋回失速が認められたので、それぞれの場合につき翼列内部の流れ模様を観察するために、普通および高速度写真撮影を行なった。ここではそれらの代表的な一例を示す。



第12図 代表的な翼列内部流れの普通写真

**旋回失速の写真例:** 第12図(a)は $f=4$ , 1/500秒でとった流れ写真で無失速時の流線を示し、同図(b)は第1旋回失速を $f=2.8$ , 1/1000秒でとったもので失速領域(セル)の通過によって、入口案内翼内の流れがせき止められ、また逆流している状態を示している。

然しながらこのような普通写真では動翼列内の流れの模様を観察することができない。第13図は第12図(b)に近い流量における第1旋回失速の高速度写真の一例を示している。

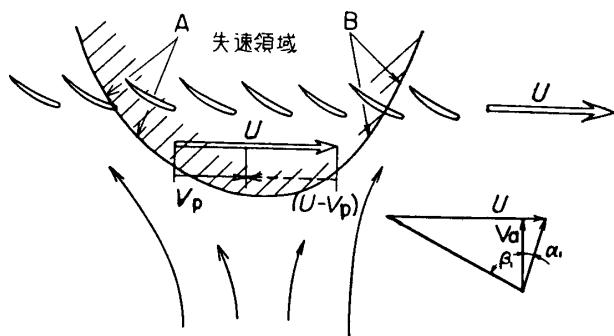


第13図 旋回失速時における翼列内部流れの高速度写真  
( $N=500$  rpm,  $\varphi=0.31$ , 撮影速度 6000 こま/秒)

これによると時間の経過と共に失速セルが漸次伝ばして行く様子や、動翼列内から入口案内翼列に逆流の及ぶ様子などがよくわかる。すなわち第13図(a)はセルが写真の左側より伝ばしてきており、一方セルの端にある動翼はまさにセルより抜けでようとしている状態を示している。矢印はその動翼がなお多少失速している状態を示す。図(a)から(b), (c)に移ると(動翼がほぼ1枚移動する時間ごとに示してある)、セルの移動とともに動翼の失速状態は矢印で示すように成長し、図(d), (e)においては写真に見えているすべての動翼はいずれも失速しており、しかもその影響によって入口案内翼内に逆流が生じている。(f)

は失速領域内の逆流の最も激しい所であり、その大きさは普通写真第12図(b)とほぼ同程度であって、入口案内翼前縁に達していることがわかる。

**第1旋回失速の解析例：**前述のように高速度写真を見ると翼列に流入する流れの速度や流入角がセルの通過によって時間的に変化する様子を知ることが可能である。そこで比較的流れの乱れも少なく、可視観察が容易な第1旋回失速の場合を取りあげ、動翼に対する流入速度、流入角および逆流の大きさなどの時間的变化を高速度写真より求めた結果を示す。

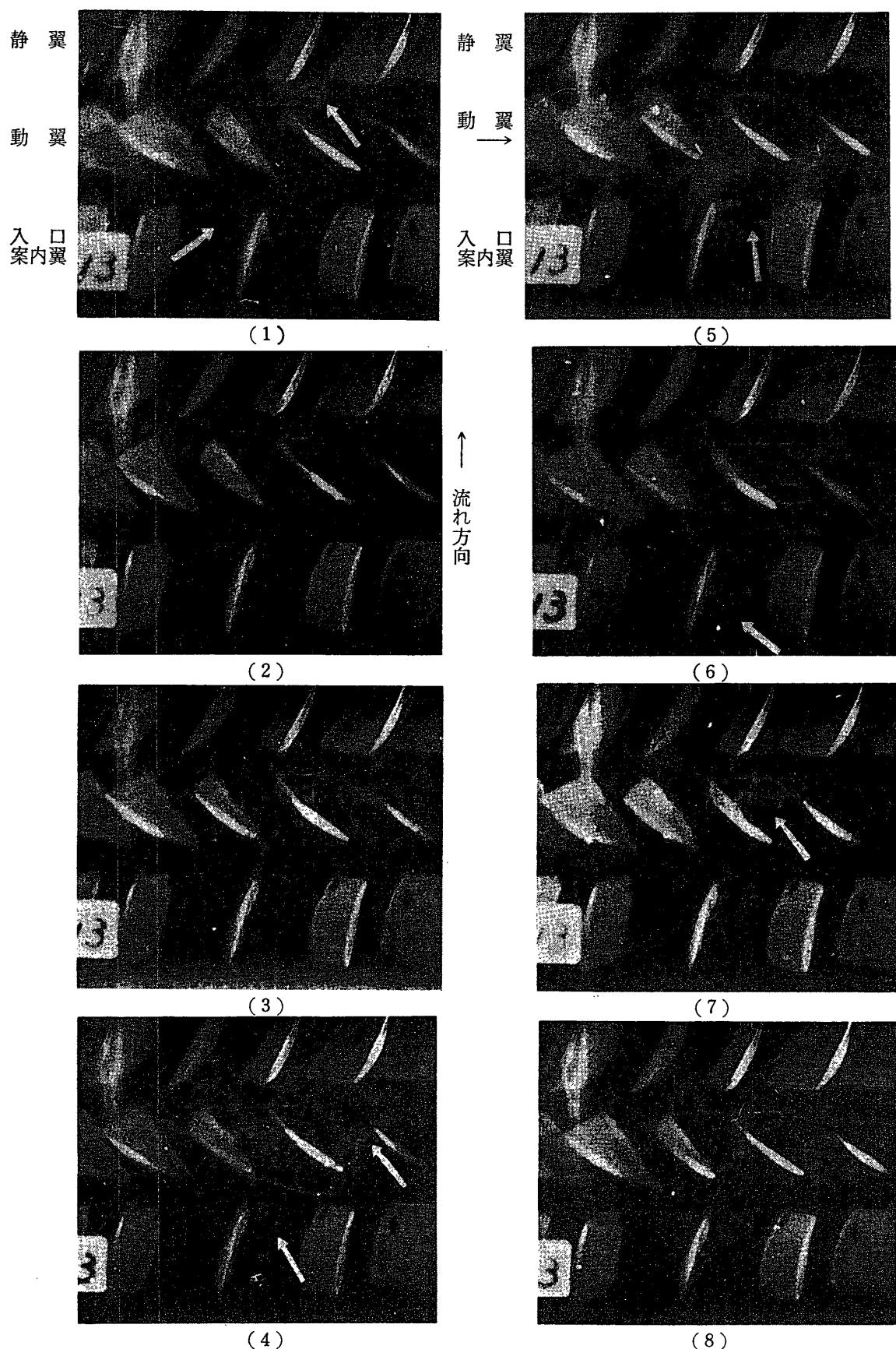


第14図 失速領域の伝ばの説明図

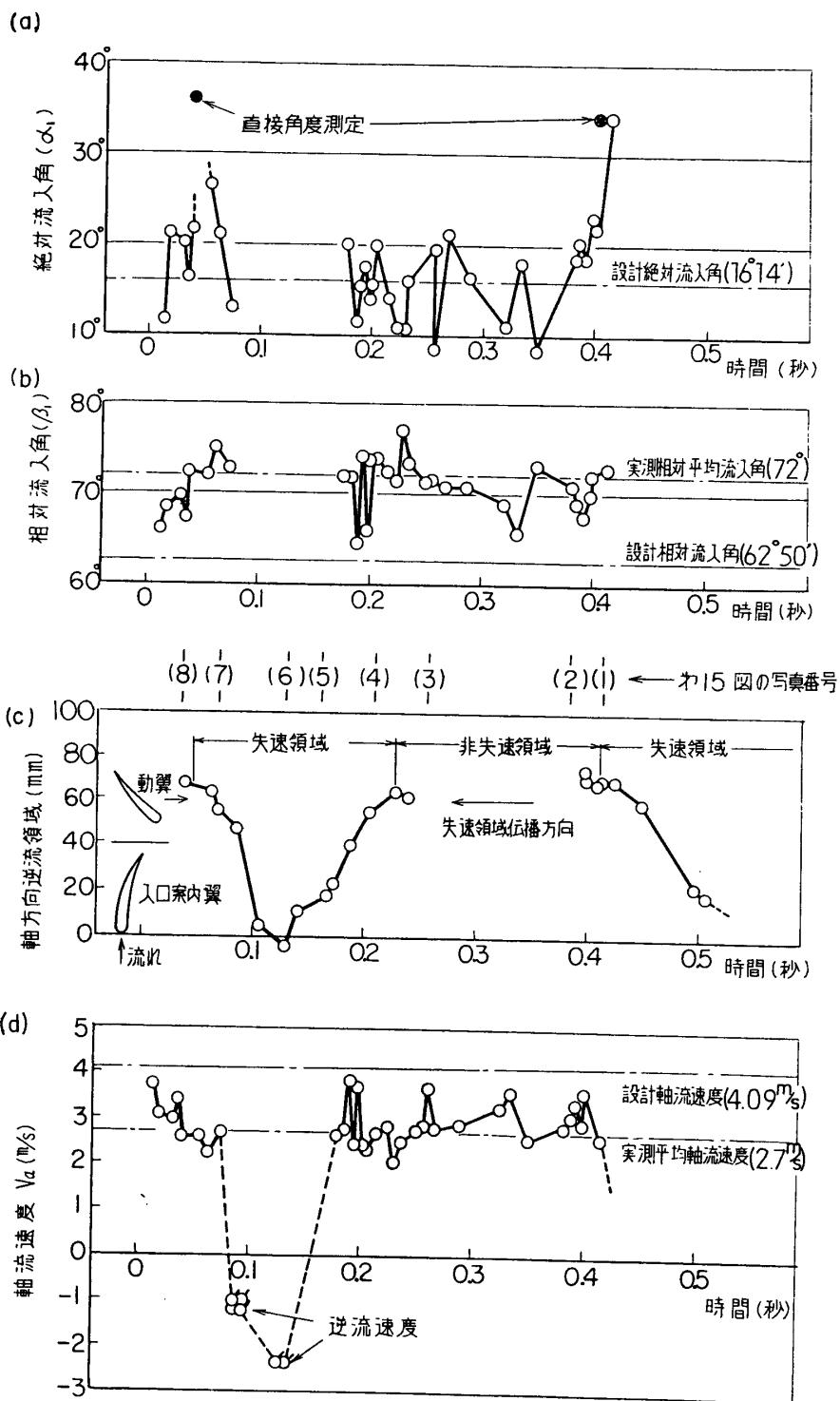
旋回失速を動翼に相対的に考えると、第14図においてAの部分が失速セルの頭部（動翼が失速セルに入る側であり、相対流入角 $\beta_1$ が大きくなる）であり、Bはその尾部（動翼が失速より回復する側であり、 $\beta_1$ は小さくなる）を示すことになる。高速度カメラではセルをBよりAに向って撮影するわけであるが、動翼に注目して旋回失速の時間的变化を調べるのには、動翼が経験するのと同様にAよりBに向って写真を配列する、すなわち実際の撮影時間とは逆にこれを並べて見るのが便利である。第15図はこのような順序で配列したものであり、各写真はその番号の順に従って、ある動翼が経験する流れを示しており、失速セルは右より左に伝ばすると考えればよい。

さて第15図の写真(1)では、入口案内翼内の流線の絶対流入角 $\alpha_1$ が矢印のように急に増大しており( $\beta_1$ は減少)，それに対応して動翼は失速状態から非失速状態に移ろうとしている。すなわちセルの尾部がまさに過ぎ去ろうとし、動翼後縁付近にわずかに剥離流れが残っているにすぎない。ついで写真(2)および(3)になると $\alpha_1$ はもとの値に回復し、各翼列内の流れも正常となり、いわゆる非失速状態となる。写真(4)は丁度旋回失速の頭部が右側に見えており、 $\alpha_1$ は矢印のように小さくなっているために右側の翼より次第に失速状態に入りつつある様子を示している。失速領域に突入すると流れはせきとめられ、その逆流領域は写真(5)(6)に明かなように入口案内翼の前縁近くまで及んでいる。写真(7)は旋回失速の尾部を示しており、(8)は写真(1)と同じ状態で、やはり $\alpha_1$ が急激に増加していることがわかる。

高速度写真を上述のように旋回失速のほぼ一周期にわたり解析すると、絶対流入角 $\alpha_1$ 、



第15図 第1旋回失速時における翼列内部流れの模様  
( $N=500$  rpm,  $\varphi=0.30$ , 6000 こま/秒, 空気泡プローブ位置; 半径比 0.94)



第16図 第1旋回失速時における翼列内部流れの解析例  
( $N=500 \text{ rpm}$ ,  $\varphi=0.30$ , 空気泡プローブ位置; 半径比 0.94, 写真番号 No. 13)

相対流入角( $\beta_1$ )、軸方向の逆流領域、および軸流速度( $V_a$ )の時間的な推移を求めることができる。すなわち  $\alpha_1$  および  $V_a$  はトレーサーである空気泡の入口案内翼流路のほぼ中央から動翼前縁近くまでの移動から求める。また逆流領域は写真から直ちに測定することができる。相対流入角( $\beta_1$ )はこのようにして得た  $\alpha_1$  と  $V_a$  の値から計算で求めることができる。これらの結果を第 16 図に示す(図中の番号(1)~(8)は第 15 図の写真的番号に対応する)。第 16 図(a)によると非失速領域でも  $\alpha_1$  はかなり変動しているが、平均値としては設計絶対流入角( $16^{\circ}14'$ )に近い値を示している。またセルの尾部では  $\alpha_1$  が著しく大きくなっているが、セルの頭部では  $\alpha_1$  に極端な変化は見られず、セルの内部では逆流のため  $\alpha_1$  の測定は不可能であった。なお絶対流入角( $\alpha_1$ )は例示した写真からも判るように流線の傾きからも直接求めることができるが、この値(黒丸印)は第 16 図(a)に示すように先に求めた  $\alpha_1$  の値(白丸印)とよく一致している。

第 16 図(b)の相対流入角( $\beta_1$ )は非失速領域内で漸次増加して、 $\beta_1$  がある値(この場合約  $75^{\circ}$ )を越えると失速領域に入ることがわかる。前掲の第 11 図(b)には同じ流量係数( $\varphi=0.30$ )における動翼前後の圧力変動を示してあるが、非失速領域内における動翼後の圧力は失速領域に近づくに従って漸次上昇しており(時間軸を逆にする)、上述の  $\beta_1$  の増加に対応しているようである。なお平均絶対流入角として設計値( $16^{\circ}14'$ )をとり、平均軸流速度としてベンチュリ流量計から求めた値(2.7 m/s)を採用して平均相対流入角( $\beta_1$ )を求めるとき  $72^{\circ}$  となり高速度写真の解析結果とはかなりよく一致していることがわかる。

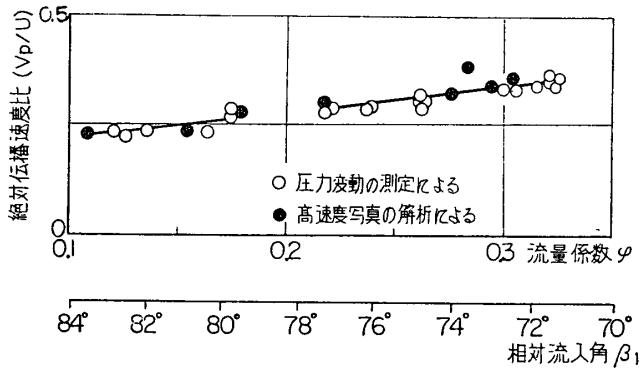
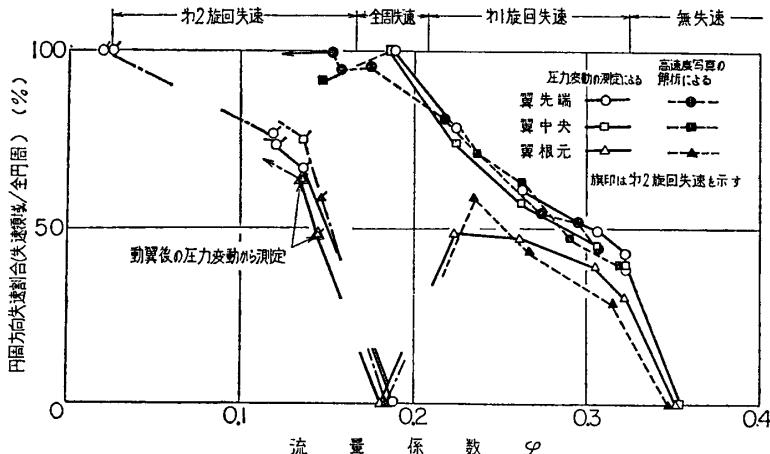
第 16 図(c)には逆流領域の軸方向への拡がりが示してある。図によると上流に向う逆流が予想外に大きいことがわかる。また軸流速度( $V_a$ )は図(d)に示されるが、非失速領域では約 3 m/s 程度を示しており、この値は翼先端付近の値であって、流路全体の平均値と見なすことはできないが、ベンチュリ流量計から求めた平均流速 2.7 m/s と一応よく一致している。なお失速領域内では局部的にかなり大きい逆流速度(1~2 m/s)をもつ流れもあることを示している。

### 3.3 定常な旋回失速

本節においては高速度写真および圧力測定の結果より旋回失速の様相を考察し、各旋回失速の特徴やパターンを調べることにする。

**伝ば速度:** 第 17 図は 3,000 または 6,000 こま/秒で高速度撮影した、2~4 周期にわたる旋回失速の記録結果からその絶対伝ば速度比( $V_p/U$ )を求めたものである。図には指圧計による圧力変動の測定結果から求めた伝ば速度比も示してあるが、両者はかなりよく揃っている。なお図において流量係数が小さくなり、動翼相対流入角が大きくなるにつれて伝ば速度比は、全周失速の範囲を除けば第 1 および第 2 旋回失速を通じてほぼ直線的に減少することがわかる。なお Sovran [1] も、本実験結果と同様に、動翼絶対流入角( $\alpha$ )が 0 または正のときには絶対伝ば速度( $V_p$ )が相対流入角( $\beta$ )増加とともに減少することを実験的に示している。

**円周方向の失速割合:** 旋回失速において、各半径位置における円周方向の失速割合を、高速度カメラによる記録および動翼前における圧力変動の測定結果(第 22 図参照)より求めたものを第 18 図に比較してあるが、両者の測定値はかなりよく一致している。さて第 18

第17図 旋回失速の伝ば速度と流量係数( $\varphi$ )との関係

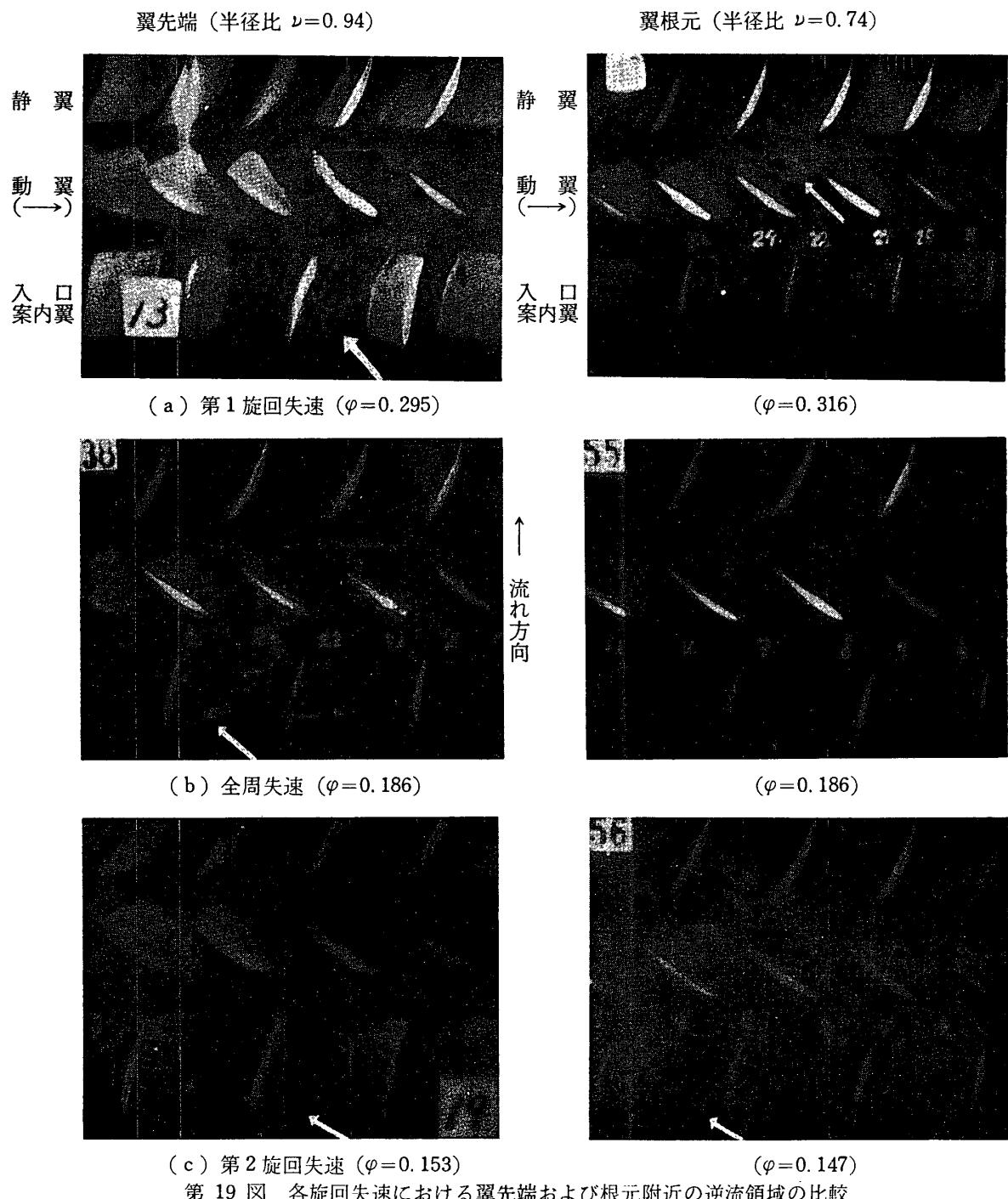
第18図 各半径位置における失速割合と流量係数との関係

図を見ると、第1旋回失速の範囲においては、流量を絞るにつれて翼先端と翼中央の失速割合はほぼ直線的に増加する。他方翼根元における失速割合も増加はするが、翼先端および中央の値に比べて約10%小さく、したがって失速セルはボス側に向ってすばまつた形をしていることがわかる。さらに流量を絞って  $\varphi=0.18$  近くになると翼先端および中央では翼列の全周にわたって失速するが(全周失速)，翼根元ではむしろ失速が消失している。ついで流量を減らすと、翼根元に強い旋回失速が現われ、いわゆる第2旋回失速に移る。

後述するように第2旋回失速は静翼根元に生じた失速に起因し、第1旋回失速とは全く性格を異にするものであると考えられるので、第18図では動翼前の実測値に旗印をつけて区別し、また静翼前の圧力変動から求めた翼根元の失速割合を図に併記する(△印で示す)。この値は、翼先端における失速割合(○印)とほぼ同じ大きさになっていることがわかる。

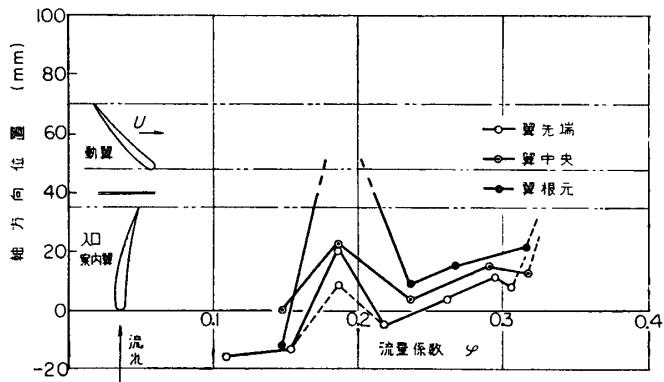
**軸方向の逆流領域：** さきに写真例にも示したように、本実験においては旋回失速の逆流が予想以上に大きい。そこで各旋回失速における失速領域内の流れ、特に逆流している模様を調べるために、空気泡プローブを半径方向に移動して翼列内の流線を撮影し、これに各半径位置で測定した圧力変動の記録を参照しつつ若干の考察を加えた。

第19図は翼先端および翼根元における失速領域の様子を比較した代表的な写真例である。このような翼の先端、中央、および根元における逆流領域の軸方向の拡がりを各流量について



(c) 第2旋回失速 ( $\varphi=0.153$ )  
第19図 各旋回失速における翼先端および根元附近の逆流領域の比較

てプロットしたものが第20図である。第1旋回失速における翼先端位置では、第19図(a)の矢印に示すように入口案内翼の前縁まで逆流が拡がっており、このため翼先端位置では入口案内翼の流路はほとんどふさがれている。他方翼根元も矢印で示すように、動翼列内に明瞭な渦が見られるけれども、軸方向の逆流領域は翼先端に比べてかなり小さく、入口案内翼の流路全体をふさぐことはない。したがって第20図に見るよう第1旋回失速の範囲では



第20図 各半径位置における軸方向の逆流領域と流量係数の関係

翼先端の逆流領域は翼根元のそれより大きく、また流量の減少に伴い、逆流領域は次第に上流に及んでいる。

全周失速では(第19図(b)), 翼先端においては、入口案内翼の翼弦の1/2位までの逆流が存在し、その大きさは多少変動をしているが、第20図からもわかるように軸方向の逆流領域は第1旋回失速の場合より減少している。これに対し翼根元側にはほとんど逆流領域、もしくはそれによる渦らしきものは認められない。

第2旋回失速においては(第19図(c)), 翼先端では入口案内翼の前縁よりも更に上流に達する激しい逆流領域が認められ、また第1旋回失速の場合と違って翼根元側にも矢印に示すように、同じ程度の強い逆流領域が存在している。しかし第20図に示されるように翼中央は、翼先端および根元に比較して逆流領域が小さくなっている、特異な失速状態を示している。

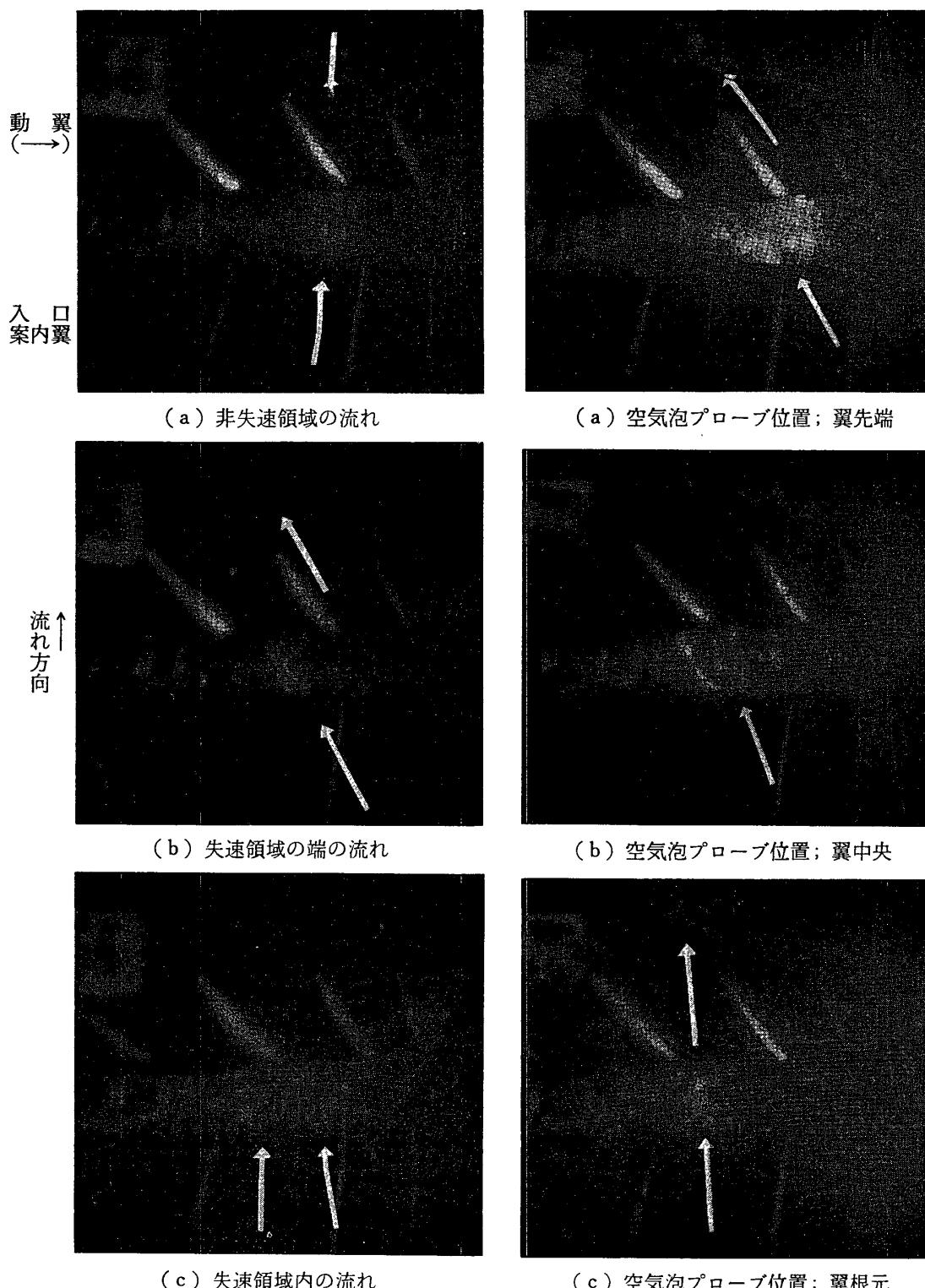
**半径方向の流れ:**さて各半径位置における逆流領域を調べたが、このような逆流領域によって流れは必然的に半径方向に大きく偏向されていると考えられる。

そこで各旋回失速の半径方向の流れを見るために、入口案内翼前にそう入してある空気泡プローブのうちの1本に空気を通じ、側面から撮影した写真の代表例を第21図に示す。

第21-1図は第1旋回失速における、非失速領域と失速領域の半径方向の流れの変り方を示している。すなわち非失速領域内では(a)のように軸方向に流れているが、翼先端に発生した失速セルの端では(b)のように翼先端から翼根元に向って矢印のような半径方向の流れを生じている。また失速セル内では乱れが大きく、(c)図における2本の矢印が示すように気泡はかなり拡散している。

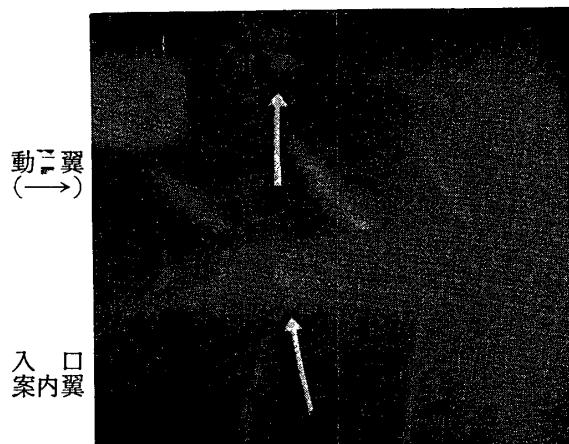
第21-2図は全周失速の場合で、空気泡プローブを各半径位置にそう入して、その部分の流れ模様を比較したものであって、図によると翼先端や中央では翼根元に向う流れが常に存在しているのに対し、翼根元では比較的正常な軸方向の流れをしていることがわかる。

さらに第21-3図は第2旋回失速の場合であるが翼根元においても著しく広がった失速領域が認められる。

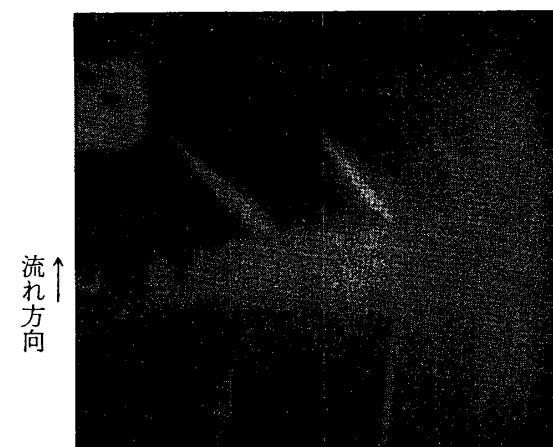


第 21-1 図 第 1 旋回失速時における翼列間の流れの側面写真 ( $N=500 \text{ rpm}$ ,  $\varphi=0.30$ , 翼中央に空気泡プローブそう入)

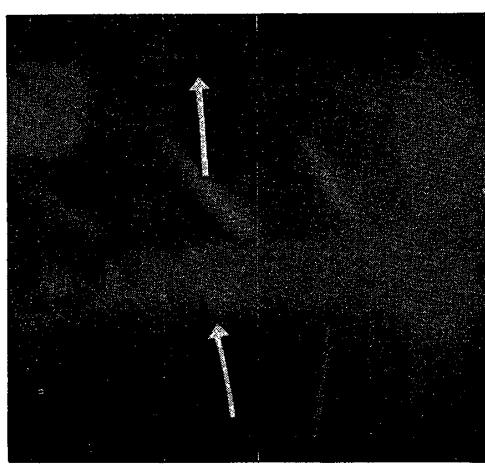
第 21-2 図 全周失速時における翼列間の流れの側面写真 ( $N=500 \text{ rpm}$ ,  $\varphi=0.18$ )



(a) 非失速領域の流れ



(b) 失速領域内の流れ



(c) 非失速領域の流れ

第 21-3 図 第 2 旋回失速時における翼列間の流れの側面写真 ( $N=500 \text{ rpm}$ ,  $\varphi=0.141$ , 翼根元に空気泡プローブそう入)

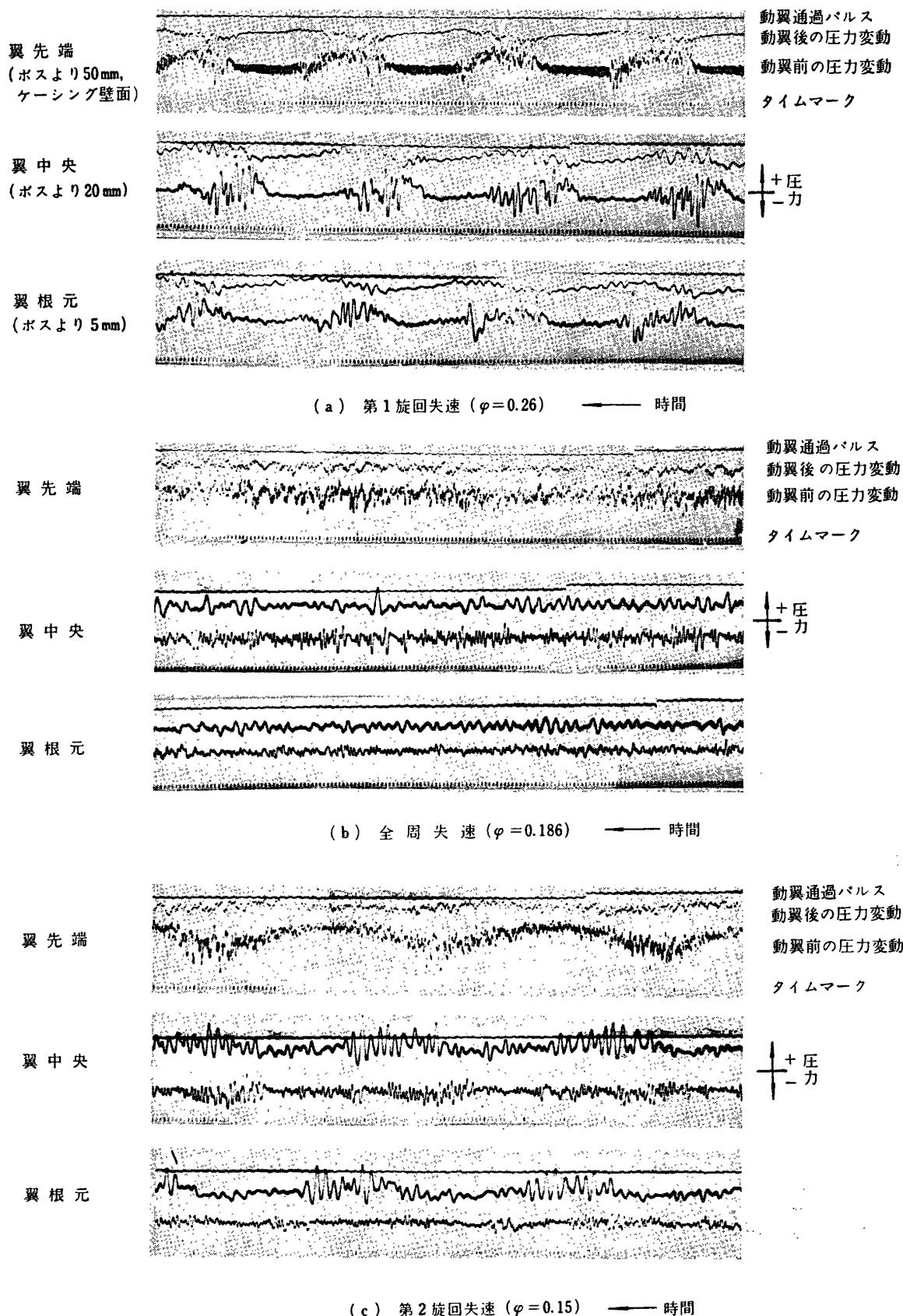
**旋回失速のパターン：**前述したように高速度写真によって各旋回失速の様相がかなり明らかになった。そして第1旋回失速と第2旋回失速とは、全周失速を間において、全く性格を異にするものであることが推定された。そこでこの点を更に明らかにするために、各翼列前後の圧力変動の測定、ならびに各翼列の圧力上昇特性を調べた。

第 22 図は各旋回失速において、各半径位置で圧力変動を測定した代表的な例である。これらの結果より各翼列前後における圧力変動をプロットすると第 23 図のようになる。

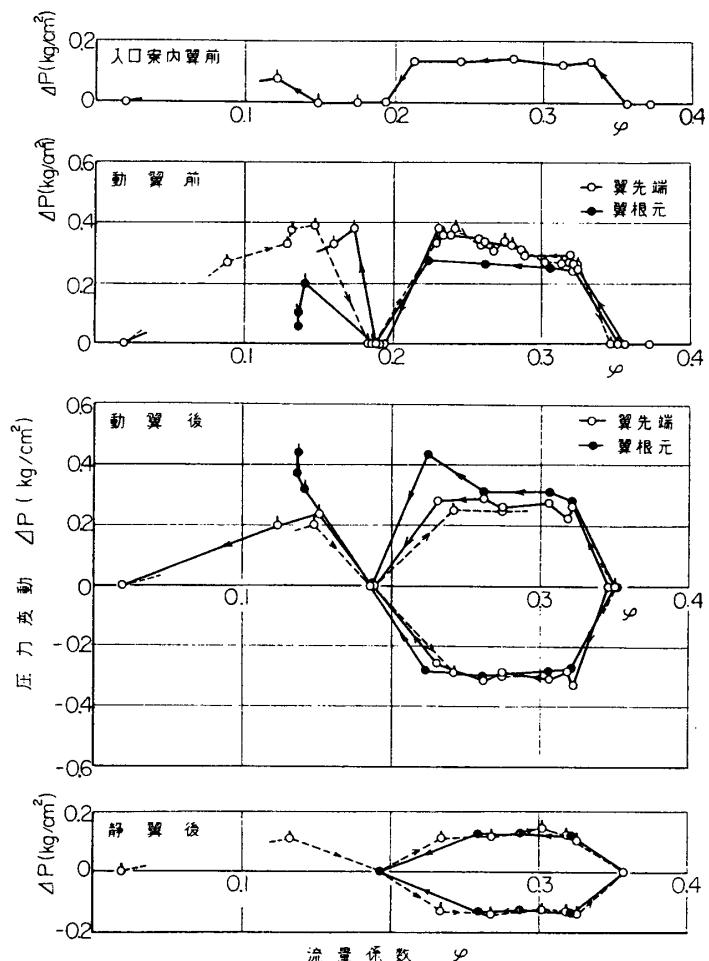
まず第1旋回失速の領域においては第 23 図からわかるように、動翼前においては失速領域内は常に正の圧力変化を示し、流量を減らすと圧力変動もそれにつれて大きくなっている。しかし翼の根元の圧力変動は先端に比べてやや低いようである。これに対し入口案内翼前では動翼前のほぼ  $1/2$  の圧力変化を示しており、流量を減少してもその値はあまり変わらない。一方動翼後では、いわゆるセルの頭部側では圧力が上昇し、尾部側では圧力が低下し、結局動翼後ではほぼ正負対称な圧力変動を示す。静翼後の圧力変動はやはり動翼後の  $1/2$  程度の大きさを示す。

さらに第2旋回失速領域に入ると、動翼前では翼先端での圧力変動が根元の値の数倍にも達しているが、動翼後では逆に根元の圧力変動の方が先端の倍にも達している。この傾向は、前述の翼先端および根元に生じた強い逆流と関係があるものと考えられ、第2旋回失速が第1旋回失速とは様相を異にすることが、この点からも推察できる。

次に各翼列前後の壁面静圧上昇を調べたところ、第 24 図を得た。図に示すように、無失速状態から第1旋回失速に入る遷移域 Aにおいては、主として、動翼前後の圧力上昇



第22図 旋回失速における各半径位置での圧力変動の代表例

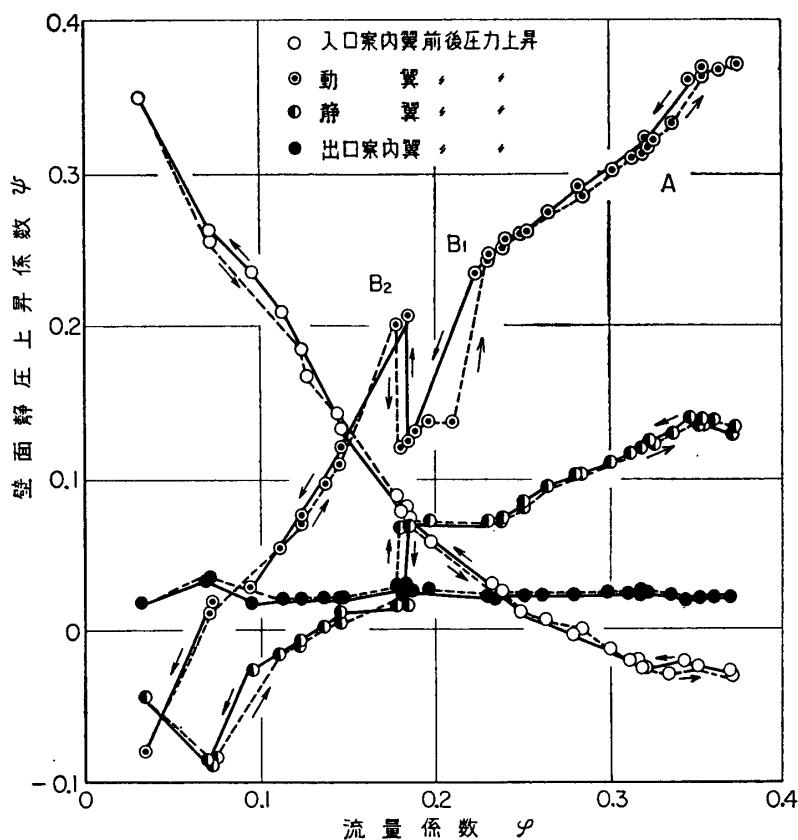


第23図 旋回失速時における各翼列間の圧力変動

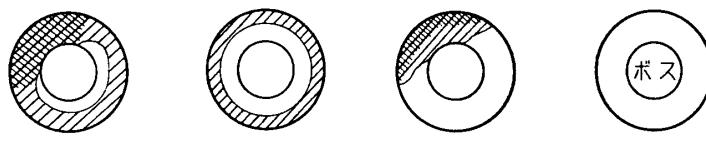
が急減している。このことからも第1旋回失速は動翼における失速が主な原因となっているものと考えられる。

また遷移域  $B_1$ においては、動翼において圧力上昇の著しい低下が見られるが、静翼における圧力上昇は低下を示さないばかりか、むしろほぼ一定の値を保っており、静翼において流れの状態がむしろ回復していることが示唆される。これは全周失速に入ると第21-2図のように翼先端から半径方向の流れが生ずるため、静翼ボス側の流入角が減少した結果、かえって静翼の特性は改善され、壁面静圧上昇は低下することなくほぼ一定を保つものと推定される。しかるに遷移域  $B_2$ では、動翼での圧力上昇が第1旋回失速時の延長線上に急激に回復するのに対し、静翼では著しい圧力上昇の低下が生じている。これより第2旋回失速が主として静翼の失速に基づくものであると考えることができる。

以上のように各半径位置および側面の流れの高速度写真を解析し、また変動圧力の記録や個々の翼列の特性曲線を考察した結果第1および第2旋回失速のパターンは第25図のように考えることができる。即ち第1旋回失速および全周失速においては動翼の失速が支配的であると考えられ、第1旋回失速の失速領域は翼根元ほど弱く、また全周失速では翼先端の全



第24図 各翼列における壁面静圧上昇

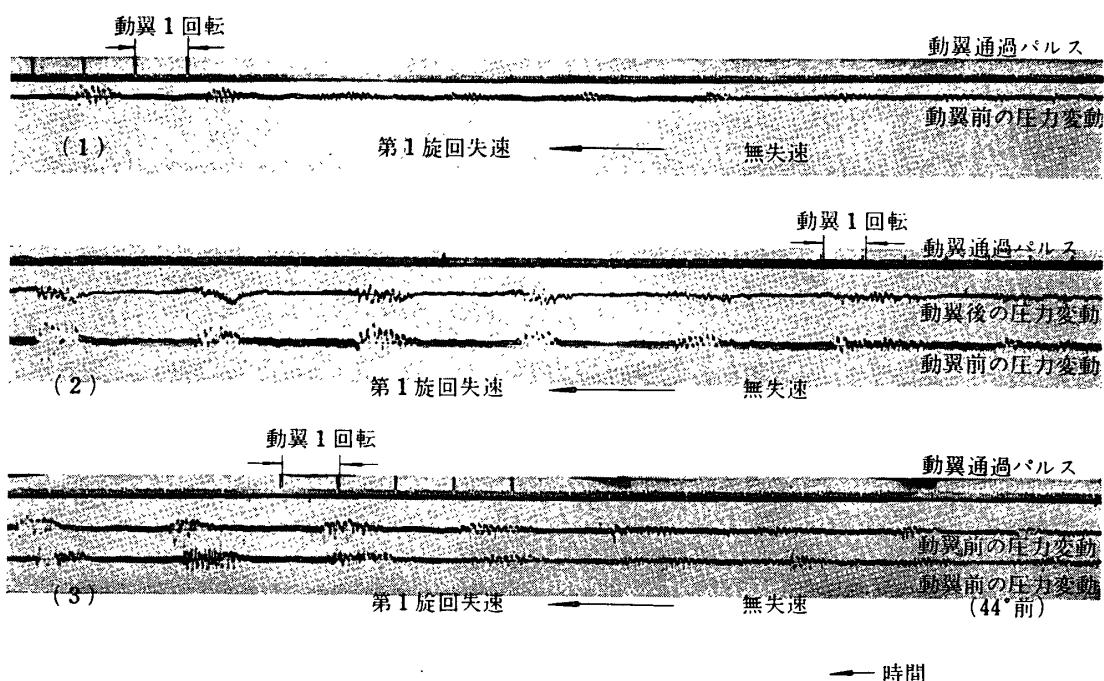


第25図 旋回失速のパターン

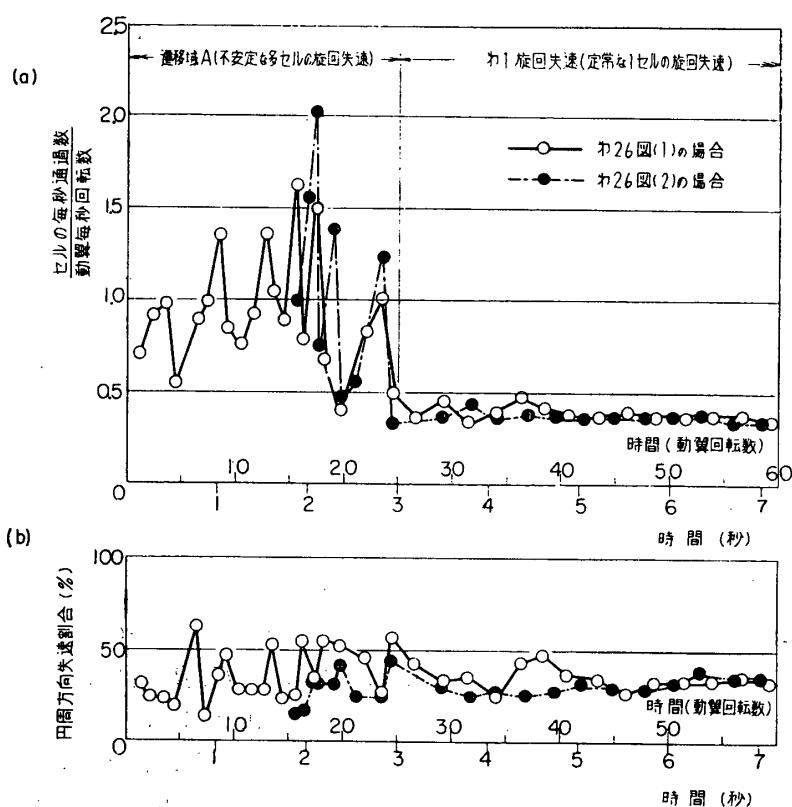
周にわたり失速領域が拡がっているが、翼根元ではむしろ失速は回復し大体正常な流れを示している。これに対し第2旋回失速では動翼については依然として全周失速状態であるが、これに加えて静翼の翼根元に強い旋回失速が新たに発生し、その影響を受けているものと考えることができる。

### 3.4 遷移域における現象について

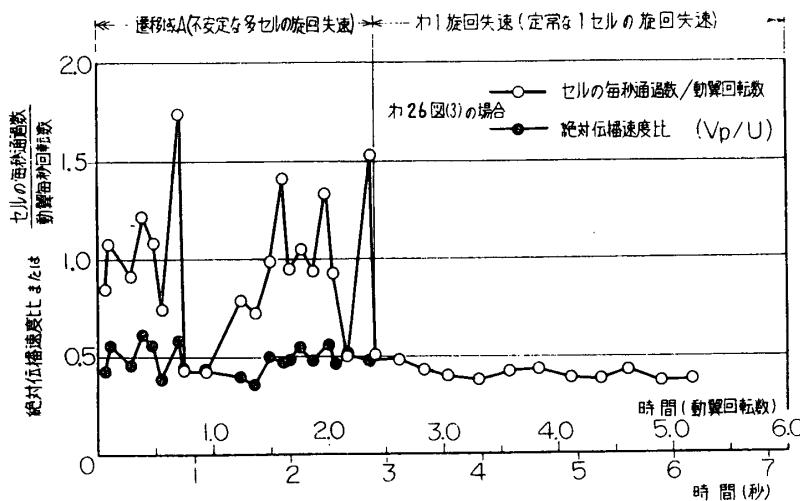
たとえば無失速状態より徐々に絞り弁を絞って行くとき、遷移域Aに達すると弁開度一定の状態でも、最初無失速状態であったものが何らかの原因で単一の失速領域（セル）をもった第1旋回失速に不連続的に移って行くようになる。また逆に流量を増すとある流量で同様に無失速状態にもどる。このような旋回失速の発生および消滅の過程は、各種の流体的な条件（流れの乱れや不均一性）によって大きな影響を受けるものと考えられ、また失速にともなう境界層の時間遅れの問題とも関連して、興味ある問題である。そこで遷移域AおよびBにおける圧力変動を記録し、その結果に解析を加えた。



第26図 遷移域Aにおける遷移過程(ケーシング壁面の変動圧)



第27図 遷移域A(無失速→第1旋回失速)における各測定値の時間的変化

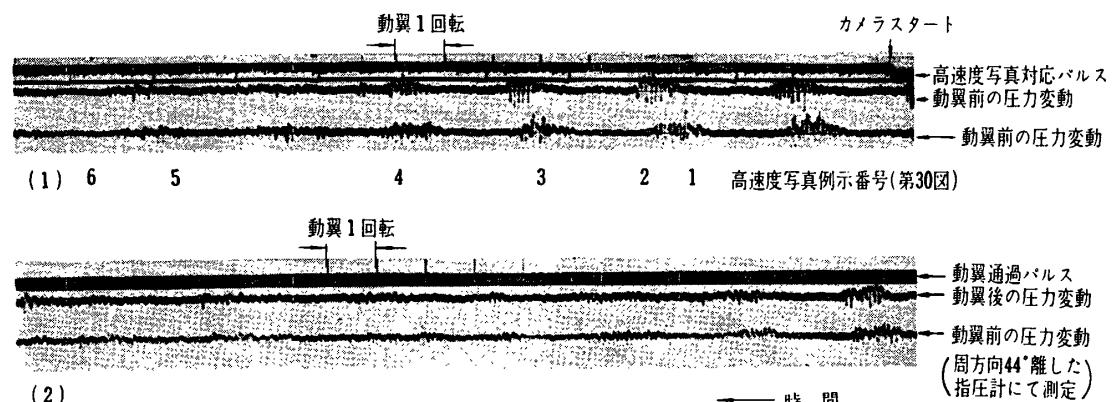


第28図 遷移域A（無失速→第1旋回失速）における伝ば速度と失速領域数について

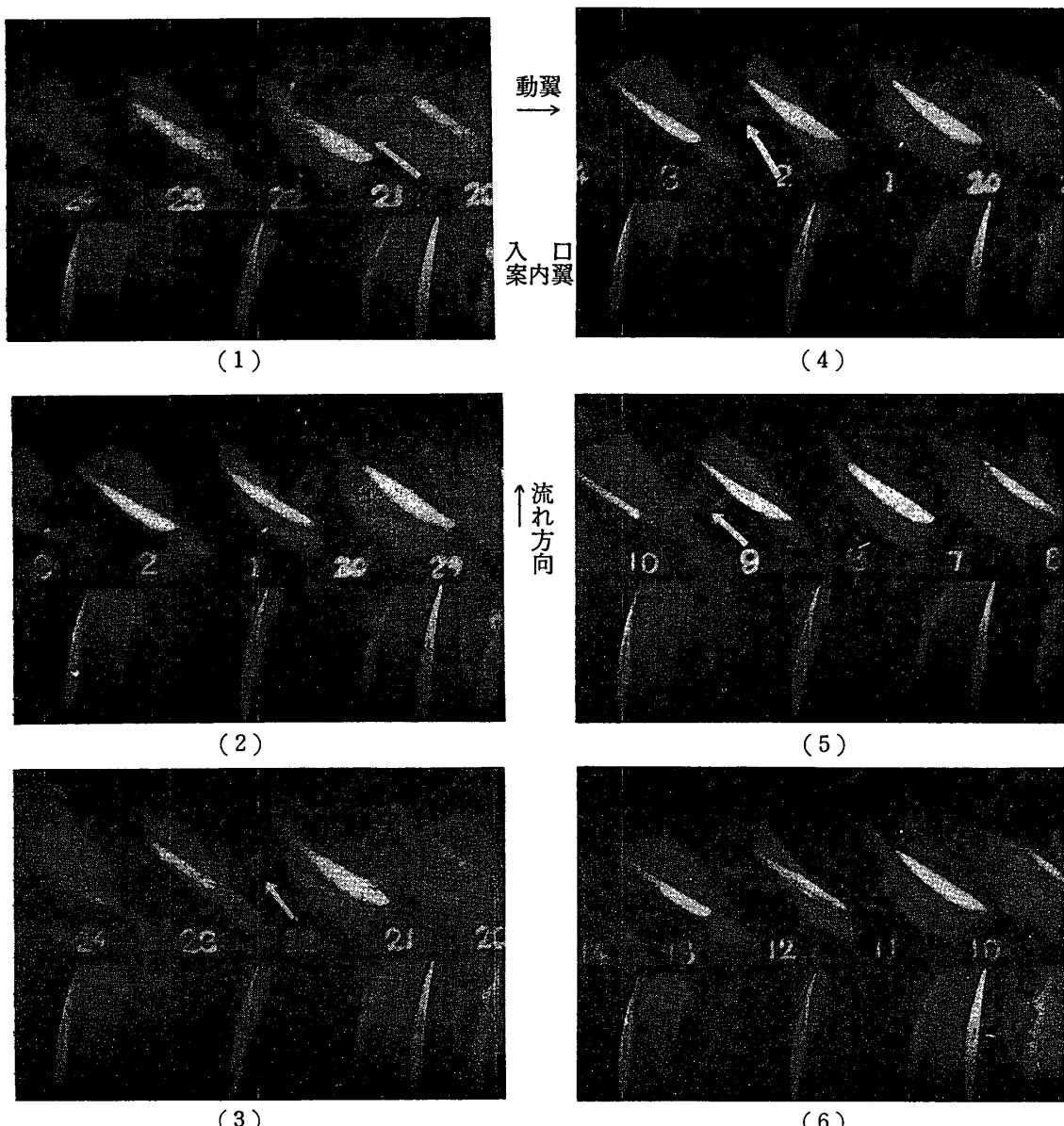
**遷移域Aの場合：**いま絞り弁の開度一定の状態で無失速から第1旋回失速へ遷移する場合、すなわち遷移域Aにおける変動圧の代表例を第26図に示す。無失速時には既に第11図(a)に示したように、動翼前においては動翼通過によるパルスのほかにはほとんど圧力変動は認められない。然しながら遷移域Aに近い流量になると、第26図の右側(初期)に見られるようにやや不規則な小さな圧力変動が現われ、やがてこれが成長して明瞭な周期をもった第1旋回失速に入る。

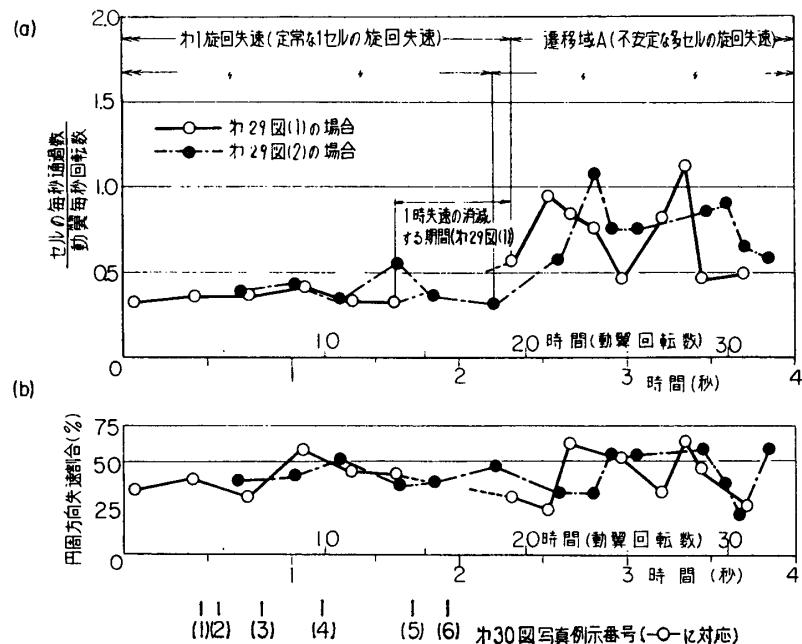
このようにして遷移域Aにおいて、小さな圧力変動が認められるようになってから、定常な第1旋回失速に移行するまでの状態を時間軸に対してプロットしたものが、第27図である。図にはセルの毎秒通過数と動翼の回転数との比(セル数1の時には旋回失速の絶対伝ば速度比に等しい)と円周方向の失速割合が示してある。第27図はさきに示した第26図(1)(2)の測定結果の各々について、定常な第1旋回失速が開始する点を揃えて重ね合わせて比較したものであり、現象の再現性があることがわかる。これを見ると遷移域においてはかなり不規則にセルが生じており、指圧計に感ずるセルの通過数は定状な第1旋回失速時のそれの約2~3倍の値を示し動翼回転数よりも多い場合もある。

このように失速セルの通過数が動翼列の回転数より大きいことは、少くともセル数が1よりも大きいことを示すものと考えられるので、これを確認するため、動翼前のケーシング壁面の周方向に44°離れた位置に2個の指圧計を取り付けて圧力変動を記録した。その結果まれには3個のセルが存在するが、大体において2個のセルの存在することがわかった。このようにして求めたセル数を用いて、旋回失速の絶対伝ば速度比( $V_p/U$ )を第26図の(3)の場合につき求めたものが第28図である。これを見ると遷移域に生じた不規則なセルは伝ば速度比約0.5で伝ばしており、第1旋回失速に移行するに従って伝ば速度比は0.4に漸減している。遷移域Aにおける多セルの旋回失速は、無失速から第1旋回失速のような大きなセルをもつ旋回失速に入る際に、静翼の位置をかえることにより自由に発生させることができるものといわれているものと同じ性質のものと推測される。なおこれについてはひきつき実験をすすめる予定である。



第29図 遷移域 A (第1 旋回失速→無失速) における高速度写真と圧力変動の対応

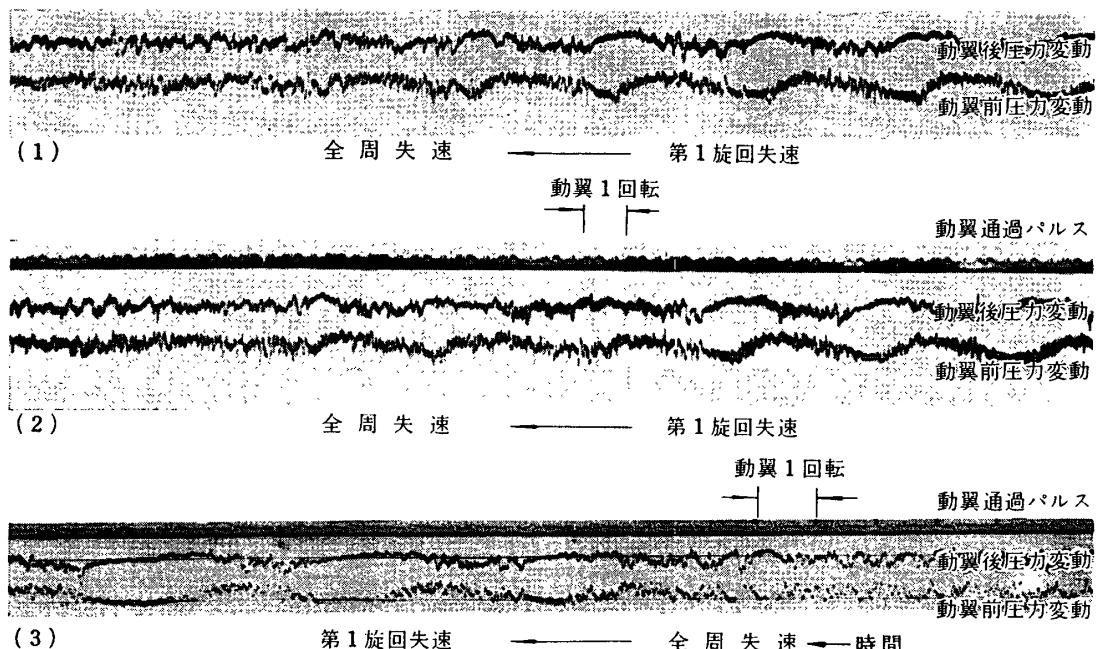
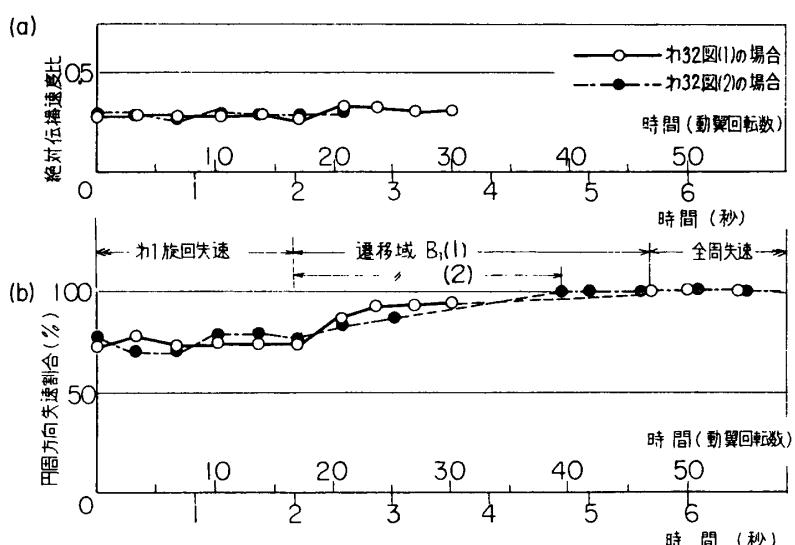
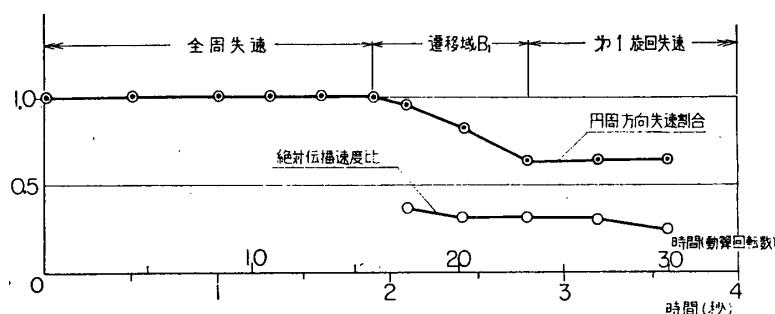
第30図 遷移域 A (第1 旋回失速→無失速) における翼列内の流れ ( $N=500 \text{ rpm}$ , 3,000 こま/秒)



第31図 遷移域A（第1旋回失速→無失速）における各測定値の時間的変化

次に今までとは逆に第1旋回失速から流量を増して無失速状態に回復する場合の、遷移域Aにおける圧力変動を第29図に示してある。これと同時に高速度撮影も行なったが、その際第1旋回失速から遷移域Aに移行する時刻を推定し、あらかじめ陰極線オシロスコープの連続撮影装置を始動させておき、ついで高速度カメラをスタートさせる。いま約3,000こま/秒で撮影する場合の有効な撮影時間は約2秒であり、この間に遷移域の状態をうまくつかまえて記録することは困難であって成功した例は少ないが、第30図はこのようにして得られた高速度写真の1例である。なおオシログラムは高速度カメラの始動のマークが記録されるほか、高速度写真とオシログラムとの時間的対応をつけるための信号が同時記録されている。第30図の番号は第29図例(1)の下方に示す数字と互に対応するものである。第30図より遷移域全般にわたり、動翼への絶対流入角( $\alpha_1$ )の変化は比較的小さく、定常な第1旋回失速において失速領域から非失速領域に移るときに観察されたような $\alpha_1$ の大きな変動は見られない。写真番号(1)～(4)は比較的失速の激しい所であり、動翼翼列内には逆流は認められるが、その影響は入口案内翼の上流までには及んでいない。写真(5)(6)は動翼内の流れが正常にもどっている場合である。第29図の圧力変動から第27、28図と同様にセルの通過数や失速割合を求めてプロットすると第31図のようになる。この場合にも遷移域Aにおいてはやはり多セルが発生するらしく、セルの通過数は急にふえ、その値も不規則に変化している。しかし流量を絞った場合(第27図)に比べ、その変動が比較的小さく、セル数も大体2のようである。また円周方向の失速割合も、遷移域ではやや変化が激しいが、傾向は流量を絞った場合とよく似ている。

また遷移域の継続時間は絞り弁開度などによってかなり相違があると思われるが、少くとも遷移域Aについては2秒以上続くようである。

第32図 遷移域  $B_1$  における遷移過程（ケーシング壁面圧力変動）第33図 遷移域  $B_1$  (第1旋回失速→全周失速) における各測定値の時間的変化第34図 遷移域  $B_1$  (全周失速→第1旋回失速) における各測定値の時間的変化

**遷移域  $B_1$  の場合：** 絞り弁開度を一定に保ちつつ、第1旋回失速から全周失速に移るときの圧力変動の測定例を第32図(1)および(2)に示す。また(3)は全周失速から第1旋回失速にもどる場合である。これから絶対伝ば速度比（この場合は多セルの旋回失速が発生しない）と円周方向の失速割合の時間的な変化をプロットすると第33図のようになる。これを見ると遷移域  $B_1$  の継続時間はほぼ3~4秒とやはり相当長い。なお図の点線は周期性が不明瞭なため、失速割合の求められない範囲を示している。

また全周失速から第1旋回失速に移る場合（第32図(3)）を同様にプロットすると第34図のようになる。図において遷移域  $B_1$  は前図の場合に比べ短く、約1秒内外となっている。

いづれにしても上述のように遷移域の継続時間は1秒以上の値をとるようである。この値は微小振動現象の発散成長を考えるときには予想以上に大きい、このことから遷移域  $A$  において見られた多セルの旋回失速は安定なものであって、これより第1旋回失速への移行はもっと短かい時間範囲で生ずるのではないかと考えられるが、遷移域  $B$  においてはこのような多セルも発生していないようであるし、今のところ明らかでない。

#### 4. 結 言

旋回失速時における翼列内部の流れを観察する目的で単段軸流圧縮機と相似な水回転翼列試験機を試作した。この試験機は回転数一定で無失速状態より流量をへらしてゆくと、遷移域  $A$  をへて、大きな单一の失速領域をもつ第1旋回失速が生ずる。更に流量をへらしてゆくと遷移域  $B_1$  をへて周期性のない全周失速に入るが、これは比較的狭い流量範囲にしか存在しないが、その後、遷移域  $B_2$  をへて第2旋回失速が生ずる。

このような試験機の各翼列内部の流れに空気泡による流線の可視化を施し、高速度カメラにより撮影した。この写真記録を、圧力変動の測定結果を参照しながら解析した結果上述の各旋回失速の構造は勿論、遷移域における旋回失速の遷移の様子が明らかになった。それらを要約すると次の通りである。

(1) 高速度写真の解析から、第1旋回失速の失速セル内外の模様が明らかになった。すなわちセルの伝ばに伴う絶対および相対流入角の時間的变化が明らかとなり、これは動翼後の変動圧によく対応することが認められた。また失速領域内の逆流の大きさを求めることができ、なかでも入口案内翼の前縁近くまで逆流の達することがわかった。

(2) 圧力変動の測定結果を参照しつつ、翼列内の流れの各半径位置および側面方向の高速度写真を解析した結果、本試験機に生ずる各旋回失速における流れ、とくに半径方向の流れが旋回失速のパターンに対し大きな影響をもつことがわかった。

(3) これら高速度写真や圧力変動の測定結果のほかに、各翼列における壁面静圧上昇を調べた結果、各旋回失速のパターンを求めることができた。すなわち、第1旋回失速および全周失速は主として動翼における失速によるものであり、第2旋回失速は静翼に主として起因するものと推定することができた。

(4) 遷移域における旋回失速の発生、消滅の過程を、主として遷移域  $A$  および  $B_1$  について調べ、とくに遷移に要する時間に対して検討を加えた。その結果、いわゆる境界層の

時間遅れなどに比べ、予想以上に長いことがわかったが、この点についてはさらに検討しなければならない。

最後に、本実験に終始協力された、本研究所の谷勝達哉君に感謝したい。

1965年7月8日 原動機部

### 参考文献

- [1] Sovran, G.: The Measured and Visualized Behavior of Rotating Stall in an Axial-Flow Compressor and in a Two-Dimensional Cascade. Trans. ASME, Vol. 81, Series A, No. 1, Jan. 1959.
- [2] Stenning, A.H., Kriebel, A.R. and Montgomery, S.R.: Stall Propagation in Axial-Flow Compressors. NACA TN 3580, June 1956.
- [3] Kriebel, A.R., Seidel, B. S. and Schwind, R.G.: Stall Propagation in a Cascade of Airfoils. NACA TR R-61, 1960.
- [4] 高田：多段軸流圧縮機の旋回失速、東大 航研集報 第2巻 第6号, 1961年6月.
- [5] 浅沼, 谷田, 斎藤：新設回流水路関係の実験設備について, 東大 航研集報 第3巻 第7号 1963年9月.
- [6] 浅沼, 武田：水の電気分解による流れの可視化について, 日本機械学会論文集 31巻 222号, 昭和 40 年 2 月. 223 頁.