

旋回失速と翼列動特性に関する研究

滝 沢 正 明*
高 田 浩 之
八 田 桂 三

A Study on Rotating Stall and Dynamic Performance of Blade Row

by

Masaaki TAKIZAWA Hiroyuki TAKATA
and Keizo HATTA

Abstract: To investigate the effects of blade row interference on the aspects of rotating stall and also to measure the detailed structures of the flow fields of rotating stall to contribute to the theoretical analysis, an axial compressor with special construction was built: The compressor has perfectly axisymmetrical flow passage without any obstacles such as struts. It also has enough length of parallel flow both upstream and downstream of the blade rows. Rotor discs, four in all, are to be driven independently to each other.

Experiments were carried out with two counter-rotating blade rows attached to this compressor. Under certain operating conditions the flow pattern of rotating stall was brought to rest, and detailed measurements of the flow such as distributions of velocities and static pressures were performed through the whole flow fields.

Thus flow conditions just upstream and downstream of each blade row being known, the dynamic performances of the blade row in unsteady flow were estimated, and a clue to the magnitude of the boundary layer time delay was acquired.

概 要

旋回失速における翼列間などの干渉の影響を調べたり、失速パターンの構造の詳細を測定して理論解析の基礎的資料を提供したりする目的で特殊な構造を有する軸流圧縮機を設計、製作した。すなわち空気流路は完全に軸対称に作られ、ストラットその他流れに拘束を与えるものは一切なく、かつ翼列上・下流にはかなりの長さの平行流れの部分をも有している。ロータ・ディスクは全部で4個あるがすべて独立に駆動される。このうちの2個に翼列をとりつけ、反転軸流圧縮機として運転した結果適当な条件のもとでは失速パターンを安定に静止させることができ、流れの場全域にわたって速度や圧力の分布を測定することができた。また翼列直前と直後の速度や圧力などがわかったので、これから翼列の非定常流中における動的な性能を推定することができ、剥離をともなう境界層のきょ動の時間遅れの大きさを知る手がかりを得た。

* 東大大学院工学系航空学課程

1. は し が き

旋回失速に関する研究については主として単独の翼列を対象として従来多くの報告がなされてきた。しかしその後の我々の理論的な研究[1]によれば、2列以上の翼列がある場合にはその翼列相互間の干渉が、旋回失速の様相に非常に大きな影響を与えることが明らかであり、かつ実際の軸流圧縮機にはかなり多数の翼列が並んでいるわけであるから、この干渉の影響を考慮に入れなければ実際の様子を正確に把握できないのは当然である。さらにこの干渉というのは単に翼列どうしの中の干渉に限らず、たとえば問題とする翼列の上流あるいは下流にあるストラットや流路面積の急激な変化（ベルマウスや絞りなど）もその翼列に発生する旋回失速に大きな影響を与えることが理論的に予測され、また実験的にも我々はこの種の確証を得ている。このような意味で旋回失速の実験を目的とする試験機を作る場合には、その構造に特別な注意を払わなければならないわけであるが、この点で従来の多くの実験結果をふり返ってみるとかなり疑問を有するものが多いようである。従って我々はかねてからこの点に十分注意して設計した試験機を製作し、干渉の影響を純粋な形で調べることができる機会を持ちたいものと考えてきた。

さらに現在我々は数値計算による非線形の解析を行なって、旋回失速の様相のうち非線形な要因を通じてはじめて決まってくるような面——たとえば失速パターンの波形や変動の大きさなどを量的に明らかにすることを試みるとともに、前述の干渉の理論の考え方を非線形の解析にも持ち込んで失速パターンの安定性やその遷移の機構を調べようとしている[2]、[3]、[4]。このような目的のために解析の理論モデルを作り上げていく上では、実際の旋回失速の様子の詳細な観察の結果たとえば速度や圧力の流れの場における分布の測定などがあれば非常に有用であることは当然である。旋回失速の流れの量的な測定は、それが時間的に変動する流れであるために一般にはかなり困難で、高度な技術を要する割合に精度はよくないのが普通である。これに対してもし何かの方法で失速パターンを圧縮機ケーシングに対し静止させることができれば、3孔ピトー管や静圧タップ等の定常流に対する測定技術がそのまま使用できて測定精度を非常によくすることが期待できる。失速パターンを静止させようとする試みは以前にも Stenning ら[5]、Sovran [6] などによって行われたがこれらは共に動翼に入る流れに異常に大きな予旋回を与えることによって静止させようとするものであって、流れの角度や翼列の食違い角などがやや特殊な範囲に限られ、かつ失速パターンを安定な状態で静止させたり、あるいはその内部の流れを測定したりすることが比較的困難であった。最近船川[7]は反転軸流圧縮機を用いて失速セルを静止させ流れなどの一部の計測を行なったが、この反転圧縮機を用いることは各翼列の回転数を任意に変更できるようにしておけば、流れの角度などを翼列に相対的な状態と無関係に変えることができるなど、いろいろな点で有望な方法であると思われる。

以上のような意味で我々は、今回 VTOL 機用エンジンに関する総合的な研究の一環として、旋回失速の研究を進めるにあたり、構造設計にとくに注意を払った反転軸流圧縮機を製作し、失速パターンの詳細な測定を行なって理論解析のための基礎を提供すると同時に、翼列間の干渉が旋回失速に及ぼす影響を純粋な形で調べることを計画した。

本報告はこの計画の今日までの経過を述べたものである。研究としてはまだ中途の段階であるが、試験機製作の意図はほぼ達成されたといってよく、失速パターンを静止させ速度分布・圧力分布などを流れの場全域について測定することができて、その構造を明らかにすることができた。また翼列直前、直後の速度や圧力分布が測定できた結果これに附随して翼列の動的な性能を算出することができ、いわゆる翼の境界層のきょ動の時間遅れの大小その大きさを知る手がかりを得た。このような翼列の非失速領域から、失速した領域にまでまたがる動的な特性は従来の旋回失速の理論にもやや仮想的な形でとり入れられてきたものであるが、単に旋回失速に限らず失速フラッタの理論においても重要な地位を占めるものと考えられており、実験的にその性質を明らかにすることができれば非常に有意義なものである。ただし現在のところまだごく少数の測定しか行っていないのと測定値の精度や遅れ自体の表現の方法その他に多くの問題があるので、結論としてとりまとめるほどの結果は得られていないが、本報告ではとりあえずその手がかりを示すというほどの意味で、既に得られた1~2の測定例を示して考察を加えることとする。

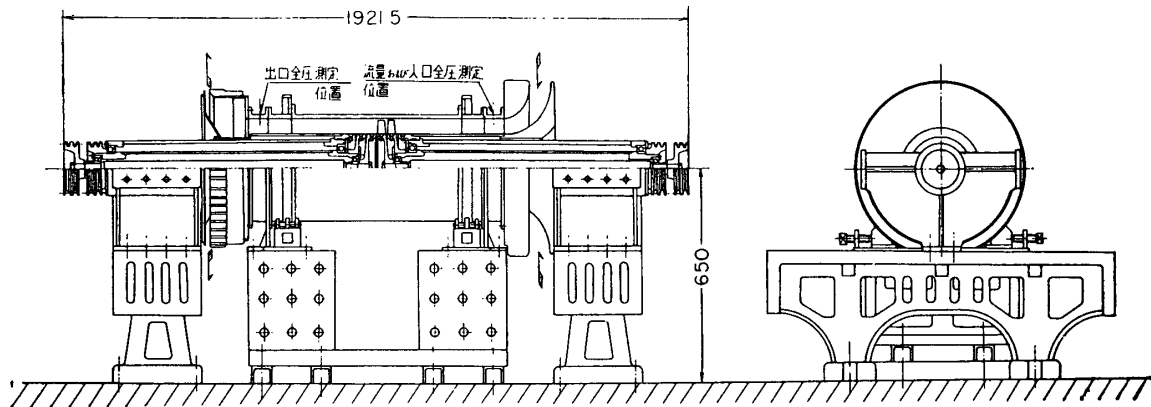
なお本試験機の製作にあたっては荏原製作所、とくに松波直秀、安心院誠三の両氏のご好意をかたじけのうした。また反転圧縮機という着想は既に述べたごとく川崎重工・船川正哉氏によるものである。ここに記して謝意を表わす次第である。

2. 反転軸流圧縮機の構造と性能

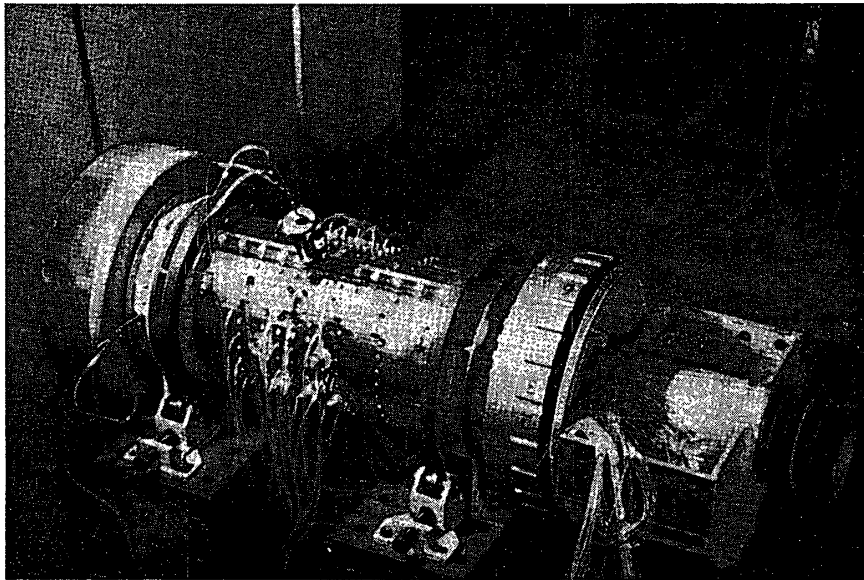
本試験機は前節に述べたような趣旨で構造設計にとくに注意を払ったがそのうち最も重要な点は

- i) 流路部分は完全に軸対称であること。
 - ii) 空気流路にはストラットその他流れに拘束を与えるものを一切置かない。従って圧縮機外側ケーシングと内側ケーシングはそれぞれ独立に支持される。
 - iii) 翼列上流および下流にそれぞれ圧縮機の円周長さ(これが旋回失速の基本波長となる)の約1/3の長さの平行流れの部分設ける。問題とする翼列が実質的に影響を及ぼす範囲は一般に上・下流にこの程度の距離であると考えられるから、この程度離れた位置にある空気吸込口や絞り弁などの影響はだいたい無視できる。
- の3点である。しかしこのほかにも構造上の特徴として次の点をあげることができる。
- iv) 翼列は最大4列まで備えることができるが、このうち2列は圧縮機吸込口側から、他の2列は吐出口側からそれぞれ2重軸によってすべて独立に駆動される(最大3,000 rpm)。翼のディスクに対する取付けはねじを用いているので食違い角は任意に変更できる。
 - v) 外側ケーシングはアクリル樹脂で作り内部の流れを観察することができる。かつこのケーシングには種々の計測用孔があげられているが、トラバースのためケーシング自体は周方向に回転できるようになっている。
 - vi) 翼列の軸方向間隔は必要に応じて変更できる。

第1図に本試験機の全体図を示す。また第2図に試験機全体の外観、第3図に翼列部、第4図に外側ケーシングの写真を示す。試験機のすえ付には吸込みおよび吐出に地面の影響が



第 1 図 反転軸流圧縮機全体図

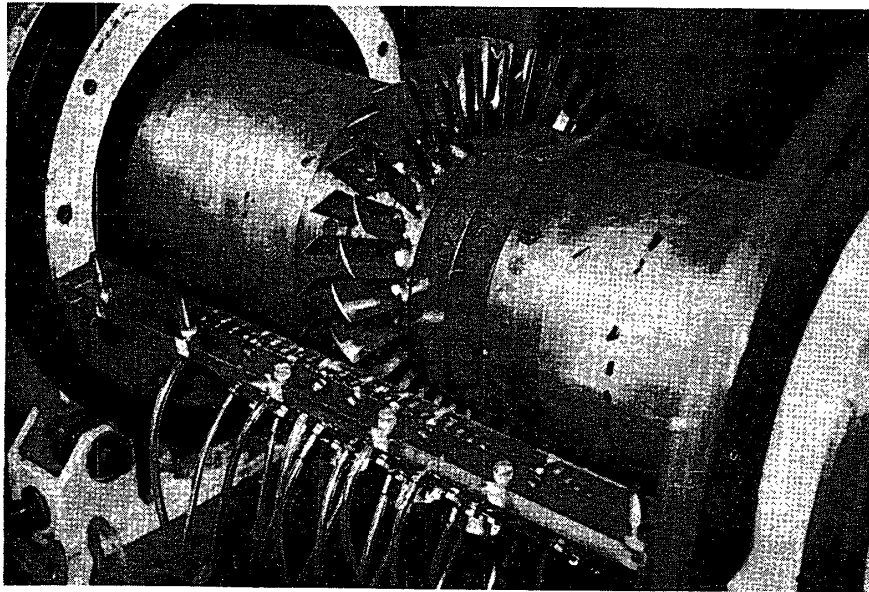


第 2 図 反転軸流圧縮機外観

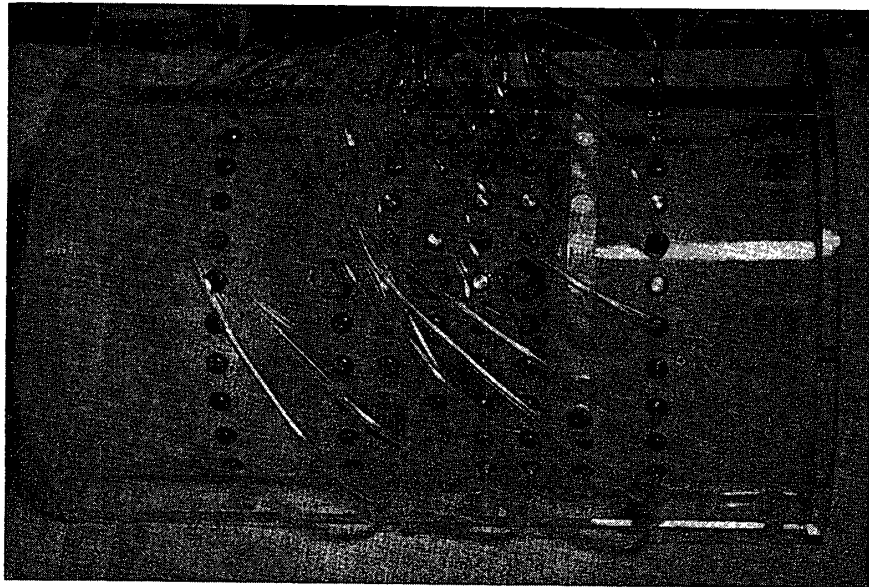
現われないよう注意した。また外側ケーシングと内側ケーシングが独立に支持されるために
すえ付の際の芯出しには少し手数を要するが、これは試験機の目的上止むを得ない。

現在この試験機に備えている翼列は 2 列だけである。そして翼列を入口側より数えて第 I
翼列、第 II 翼列と名づけることにすれば、現在の翼列は第 I 翼列を動翼、第 II 翼列を静翼と
して作動させたときに軸流圧縮機としては次の性能を有するように設計されたものである。

翼列部流路外径	300 mm
翼列部流路内径	200 mm
ボス比	0.67
フローパターン	自由渦（軸方向流入流出）型
理論圧力上昇	92 mmAq（15°C，1 気圧において）
流量	1.45 kg/s
動翼回転数	3,000 rpm



第 3 図 反転軸流圧縮機翼列部



第 4 図 アクリル樹脂製外側ケーシング

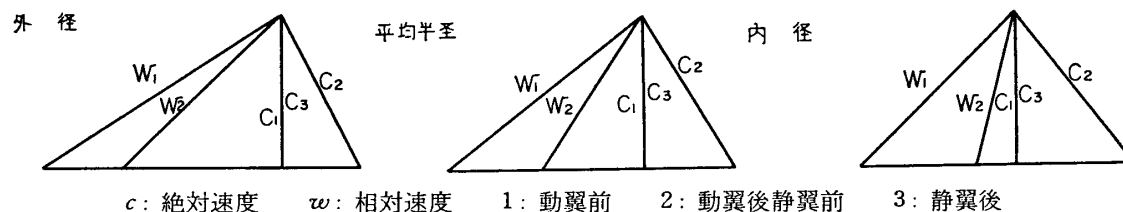
翼列の設計の詳細は第 1 表、速度三角形は第 5 図に示す。翼型はすべて NACA 65 系圧縮機用翼型（後縁半径を 1% に修正したもの）を使用した。

3. 旋 回 失 速

旋回失速に関する研究として本報告では、失速パターンを静止させてその構造を詳細に測定しようとする試みとその結果とについて述べる。実際の順序としては最初に 2 列の翼列を設計状態に取付けて軸流圧縮機としての特性曲線や旋回失速の一般的様相など普通の事項について一応調べたのち、第 II 翼列を回転させて（その際必要に応じて食違い角をも変更しな

第 1 表 翼列設計値詳細

半 径		mm	100	125	150	
周 速		m/s	31.4	39.3	47.1	
軸 流 速 度		m/s	30.0	30.0	30.0	
周方向速度変化		m/s	23.4	18.7	15.6	
動	相 对 流 入 速 度	m/s	43.4	49.3	55.8	
	“ 流 出 速 度	m/s	31.0	36.4	43.5	
	“ 流 入 速 度 周 成 分	m/s	31.4	39.3	47.1	
	“ 流 出 “	m/s	8.0	20.6	31.5	
	相 对 流 入 角		46.3°	52.7°	57.6°	
	“ 流 出 角		14.9°	34.5°	46.4°	
	転 向 角		31.4°	18.2°	11.2°	
	翼 枚 数			32		
	ピ ッ チ	mm	19.6	24.6	29.5	
	翼 弦 長	mm	28.0	26.0	24.0	
翼	ソリディティ		1.42	1.06	0.815	
	そ り	(C_{l0})	1.64	1.11	0.86	
	設 計 迎 え 角	(α_d)	18.9°	12.3°	8.7°	
	食 違 い 角		27.4°	40.4°	48.9°	
	静	流 入 速 度	m/s	38.0	35.3	33.8
		流 出 速 度	m/s	30.0	30.0	30.0
流 入 速 度 周 成 分		m/s	23.4	18.7	15.6	
流 出 “			0	0	0	
流 入 角			37.9°	31.9°	27.6°	
流 出 角			0°	0°	0°	
転 向 角			37.9°	31.9°	27.6°	
翼 枚 数				32		
ピ ッ チ		mm	19.6	24.6	29.5	
翼 弦 長		mm	28.0	28.0	28.0	
翼	ソリディティ		1.42	1.14	0.95	
	そ り	(C_{l0})	1.95	1.80	1.70	
	設 計 迎 え 角	(α_d)	21.5°	18.0°	15.6°	
	食 違 い 角		16.4°	13.9°	12.0°	

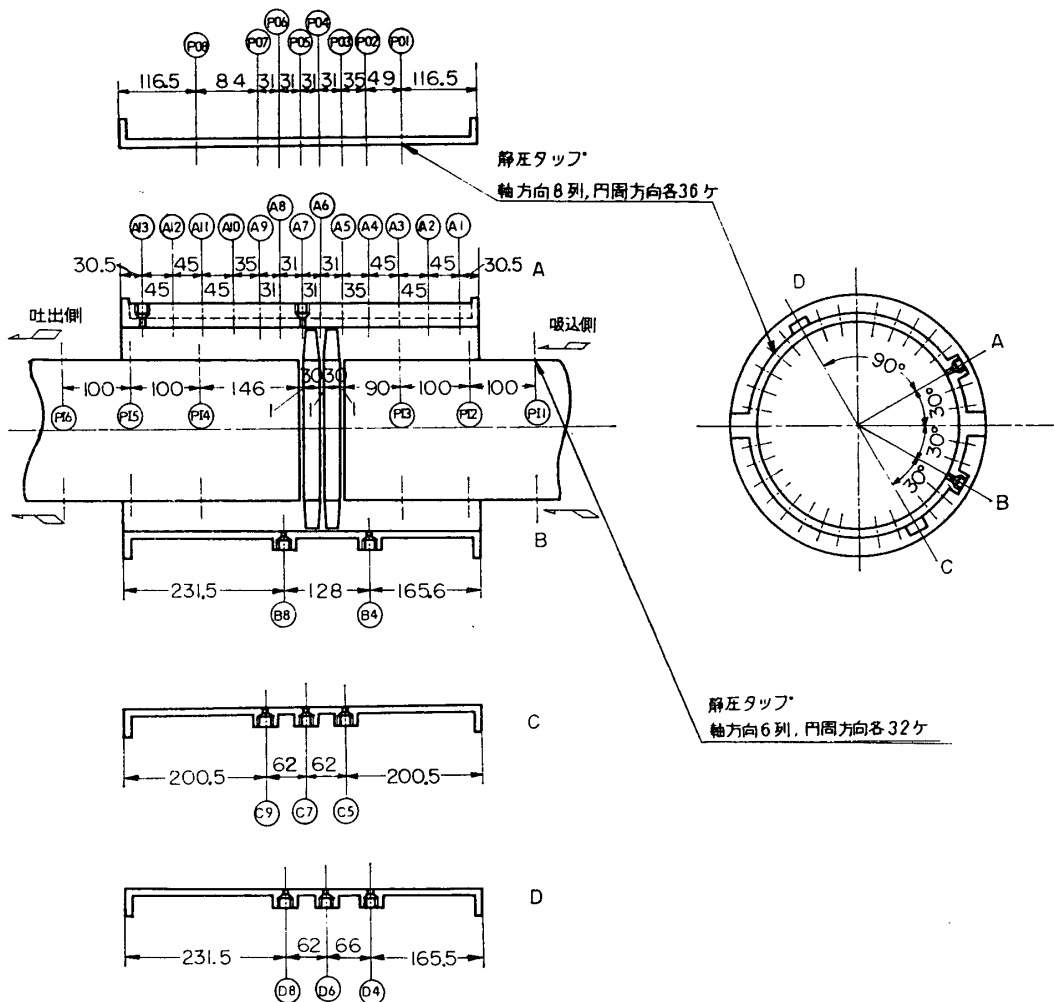


第 5 図 設計点速度三角形

がら) 旋回失速の様相の変化を調べた。そして遂には失速パターンを静止させて、速度や圧力などの分布を 1~2 の例について詳細に測定した。

3.1 実験方法

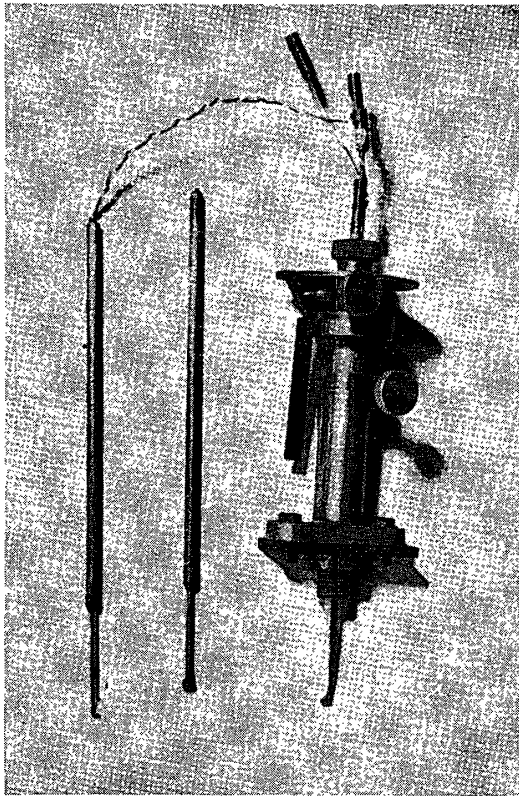
本報告の実験はすべて第 1 図の配置で、2 列の翼列をともに吸込側側の翼車に取りつけて行なった。従って 2 列の翼列の間隔は最も近く、平均半径で約 8.5 mm (設計状態の食違い角のとき) である。各翼列は 2 個の交流可変速モータで別々に駆動し、その回転数は軸端にとりつけた切り欠き円板とフォト・トランジスタによってパルス・カウンタで測定した。圧縮機出入口の全圧は、キール・プローブにより測定しその差圧をもって圧縮機の全圧上昇と見なした。これらキール・プローブは第 1 図に示した位置に円周方向 1 箇所ずつそう入してあるだけであるが、圧縮機が旋回失速を起こしていない状態では円周方向に全圧の変動があまりないことはあらかじめ確かめてある。流量も圧縮機入口 (第 1 図参照) にそう入した 3 孔ピトー管によって測定したが、やはり円周方向にあまり速度の不同が大きくないことはあらかじめ確かめてある。旋回失速を静止せしめた場合の流れの場合における速度および圧力分



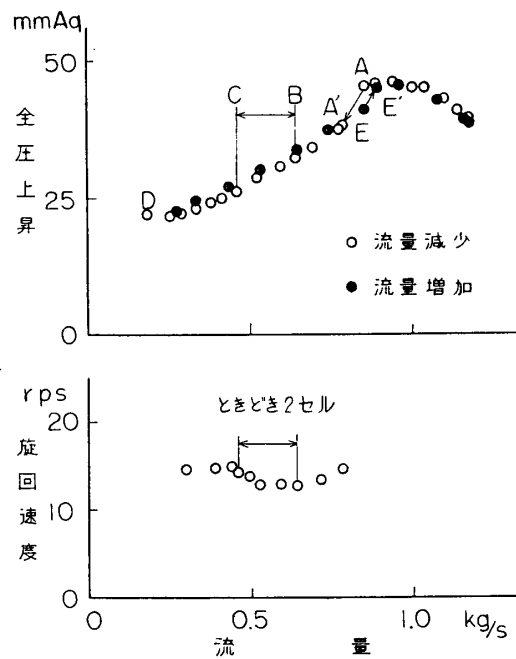
- A. B. C. D. 測定孔
- PO 外側ケーシング静圧タップ
- PI 内側ケーシング静圧タップ

第 6 図 測定孔および静圧タップ位置

布は外側ケーシングにあけた多くの測定孔を適当に利用して、3孔ピトー管を用いて行なった。このほか外側および内側ケーシングは静圧測定用のタップをも多数備えており（外側：軸方向8箇所、円周方向各36個；内側：軸方向6箇所、円周方向各32個）、これらの圧力をマンメータに導くことによって圧力分布は一見して知ることができる。これらの測定孔の位置および名称は翼列の位置とともに第6図に示す。また失速パターンが静止またはこれに近い状態を観察するには、圧縮機出口近くにそう入した毛ばによった。これはテロン糸を細くほどいたものを環状の針金にはりつけたもので、失速セルの停止位置や低速で旋回する場合の回転方向などをよく観察することができる。このほか動的な測定には15 μ タングステンの熱線風速計を用い必要に応じて、ブラウン管オシロまたはペン書きオシロによって記録した、第7図は右より順に3孔ピトー管、キール・プローベ、熱線風速計を示す。



第7図 3孔ピトー管，キールプローベ，
熱線風速計（右より順に）

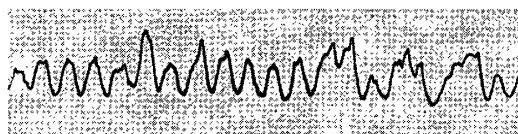


第8図 設計点の実験結果
($n_I = 2,400$ rpm, $n_{II} = 0$)

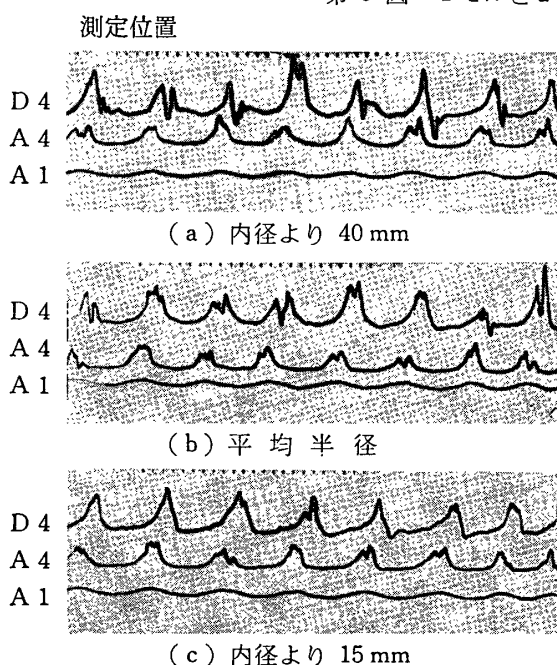
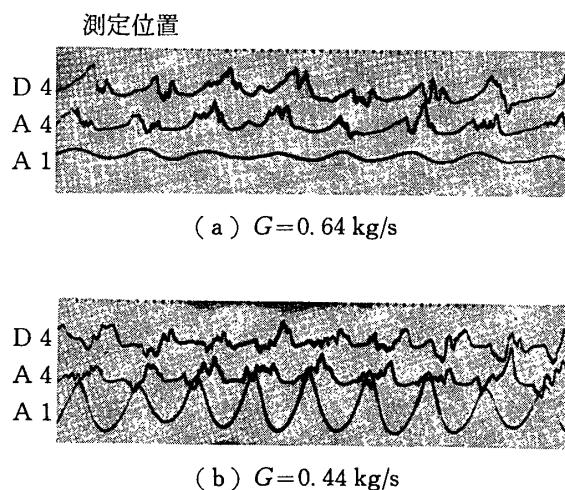
3.2 設計状態における実験結果

第8図に第I翼列回転数 $n_I = 2,400$ rpm, 第II翼列回転数 $n_{II} = 0$ の場合（食違い角はいずれも設計状態すなわち $\xi_I = 40.4^\circ$, $\xi_{II} = 13.9^\circ$ ）の特性曲線および旋回失速の伝ば速度を示す。一般的な様相は普通の低圧縮比の軸流圧縮機または送風機の場合とまったく同様であって、絞り弁全開の状態から徐々に流量を減少させていくと、圧力上昇は次第に大きくなっていくが、A点で旋回失速を発生し作動点は不連続的にA'に移る。なおこの旋回失速は失速領域数（セル数）1個のパターンで周速の約1/3ぐらいの速度で第I翼列の回転方向に回転する。

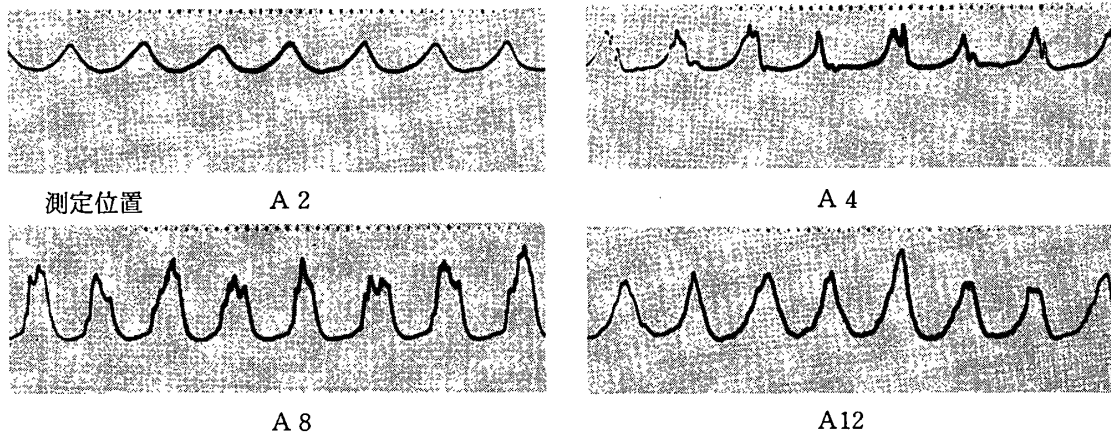
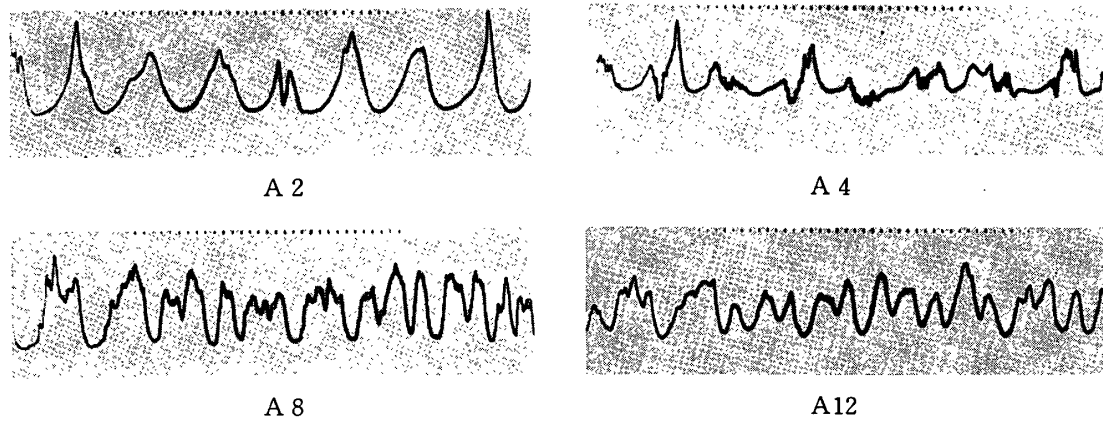
以後さらに流量を減らしていくと全圧上昇は徐々に減少していき、失速部分は次第に広がっていく。セル数は B 点附近までは 1 セルのままであるが BC 間では 1 セルと 2 セルのパターンが時間的に不規則に入り混って現れる。第 9 図はこの記録の一部を示す。C 点を過ぎると再び 1 セルのパターンが安定となり、やがて D 点に達すると失速がほぼ全周におよび以後旋回失速は不明瞭となる。D 点から逆に流量を増加させる場合にはほとんど上と同じ過程を反対に進むが、ただ旋回失速の消滅点 E, E' は発生点 A, A' より流量のやや大きい側にあり小さいながらヒステリシスが認められる。



第 9 図 1 セルと 2 セルのパターンの混合

第 10 図 旋回失速波形の半径方向
および軸方向分布
($G=0.76 \text{ kg/s}$)第 11 図 旋回失速波形の軸方向分布
(平均半径位置)

以上の計測はすべて補償なしの定電流型熱線風速計を用いて行なったが、その際同時に失速パターンの半径方向および軸方向における変化の様子にも注意を払った。もちろん使用した風速計は周波数特性の点からも風速による感度の相違（流速の低い所では感度は急激によくなる）の点からも量的な比較に対し適当なものではないが、それでも大よその比較や波形の検討には有用である。第 10 図に、流量 $G=0.76 \text{ kg/s}$ のときの熱線出力の記録を示す。測定位置 A 4 と D 4 は同一軸方向位置で円周方向にだけ 90° 位相がずれており A 1 は A 4 より 135 mm (円周の長さの約 17%) だけ上流に離れている。これよりこの試験機の旋回失速は発生直後においても既に full span stall であることがわかる。また翼列上流では翼列から離れるに従って変動波形の振幅が小さくなることおよび波形の高調波がより急に減衰して

第 12 図 旋回失速波形の軸方向分布 ($G=0.76 \text{ kg/s}$, 平均半径位置)第 13 図 旋回失速波形の軸方向分布 ($G=0.52 \text{ kg/s}$, 平均半径位置)

いくことがわかる。もっとも流量がさらに小さくなっていくと第 11 図のごとく測定孔 A 1 での振幅も次第に大きくなっていく。しかしこのことは、翼列前の逆流領域が次第に上流にまで及んでくるゆえという可能性もあるが、その他にもこのあたりでは前述した熱線風速計の感度の特性の問題もからんでくるので量的な検討にあまり立ち入ることはできない。翼列下流での軸方向分布をも含めて調べるために第 12 図は $G=0.76 \text{ kg/s}$ の場合、第 13 図は $G=0.52 \text{ kg/s}$ の場合の測定孔 A 2, A 4, A 8, A 12 における記録を示す。これらはいずれも相対的な感度を同じにするため同一の熱線風速計をさし変えて使用し増幅器の利得も同一にして記録したものである。変動の大きさは翼列下流の方が上流よりも大きいこと、上流では翼列から離れるにつれて高調波の減衰が著しいのに比し下流ではそれほど波形の変化が見られないことがわかる。波形の軸方向分布に関するこのような性質は、理論的にも当然予想されることで、これについては 3.4 で検討を行なう。

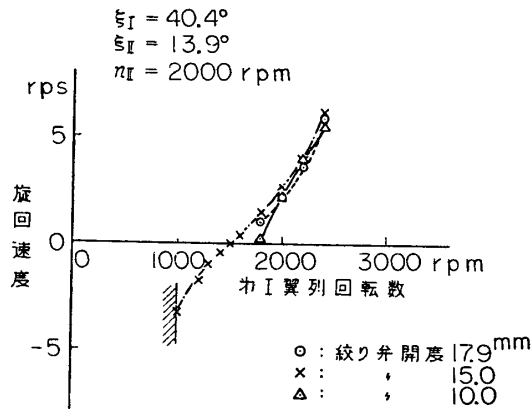
3.3 失速パターンを静止させる試み

第 II 翼列を静止させて行なった前節の実験では、旋回失速はすべて第 I 翼列の回転と同方向へ伝ばした。いま第 II 翼列を第 I 翼列と反対方向へ回転させてやれば伝ば速度を減少させることができ、ある状態ではちょうど伝ば速度 0 すなわち旋回失速を静止せしめることがで

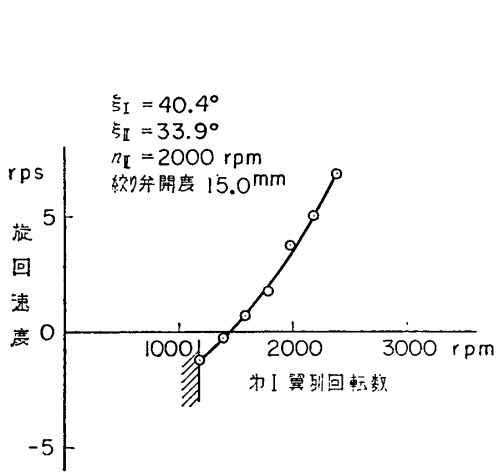
きる可能性がある。しかし第 II 翼列の食違い角 ξ_{II} を前項の設計点の値のままに保ってその回転数 n_{II} を上げると、両翼列の作動状態はひどく食違ったものとなるが、このことは ξ_{II} を適当に大きくしてやれば避けることができる。第 14 図～第 16 図に $\xi_{II}=13.9^\circ, 33.9^\circ, 48.9^\circ$ (平均半径での値) としたときの第 I 翼列あるいは第 II 翼列の回転数と伝ば速度(旋回速度 rps で示し第 I 翼列の回転と同方向を正, 第 II 翼列と同方向を負とす) との関係を示す。なお失速セルの数は常に 1 個である*。旋回速度の測定は周波数の比較的高いうちは熱線風速計の出力をペン書きオシロに記録して行なったが、1~2 c/s 以下の低周波数では毛ばの振れや直流増幅器のメータの指針の振れを目測して行なった。 $\xi_{II}=13.9^\circ$ のとき第 II 翼列回転数 n_{II} を一定にして第 I 翼列回転数 n_I をだんだん下げていくと、絞り弁開度が 15.0 mm のときには旋回失速が逆転するようになることは明らかに認められるが、伝ば速度が 0 になる附近は非常に流れの乱れが大きく失速パターンが安定な状態で静止するというところからはほど遠い。絞り弁開度がこの前後の 17.9 mm と 10.0 mm の場合には旋回失速が逆転することさえ見られなくて、 n_I を下げていくと全体が強い乱れの中にかくれていってしまう。第 II 翼列を設計点より 20° ねかせた $\xi_{II}=33.9^\circ$ の場合には失速領域の逆転はさらに明瞭に観察されるが、それでもなお失速パターンの静止は安定には得られない。第 II 翼列をさらに 15° ねかせて $\xi_{II}=48.9^\circ$ とすると $n_{II}=2,000$ rpm に保って n_I を下げていく場合にも、あるいは $n_I=2,000$ rpm に保って n_{II} を徐々に上げていく場合にも、失速パターンはある回転数の幅にわたって明らかに静止し、かつ旋回失速の正転から逆転に転ずる附近の様子なども明瞭に観察することができる。食違い角による以上のような変化は両翼列の作動状態の食違いに大きく起因するものと思われる。たとえば $n_I=2,000$ rpm としたとき $\xi_{II}=48.9^\circ$ ならば旋回失速は n_{II} がほぼ 2,000~2,200 rpm の範囲で静止するが、これは第 I 翼列が設計流入角 (NACA の低速翼列実験結果による) で作動しているとき $\xi_{II}=48.9^\circ$ とした第 II 翼列が同時に設計流入角で作動するようになる回転数 2,500 rpm に非常に近い。

以下第 17 図を例にとって失速パターンの静止する附近の様子を詳しく述べよう。この図は $\xi_I=40.4^\circ, \xi_{II}=48.9^\circ, n_I=2,000$ rpm でそれぞれ一定である点は第 16 図 (b) と同様であるが、絞り弁開度だけは少し異なった状態で n_{II} を 0~2,900 rpm の間を上下させた別の実験の結果を示したものであり、旋回速度のほかに全圧上昇および圧縮機流量をも同時にプロットしてある。ただし全圧上昇は 3.1 に述べたような測定方法をとったため失速パターンの静止中はその静止位置とキール・プローベそう入位置との相対関係でかなり相違を生ずる。あとで 3.4 でわかるように、失速セルは圧縮機軸方向にほとんど振れていないから、この全圧上昇の幅は大よそ失速セル中の全圧上昇と非失速部分中の全圧上昇との差に相当するものと考えてよいであろう。流量についてはその計測位置が翼列より十分上流にあって、その附近では変動がほとんど減衰しているため、失速パターンの静止位置によっては測定し

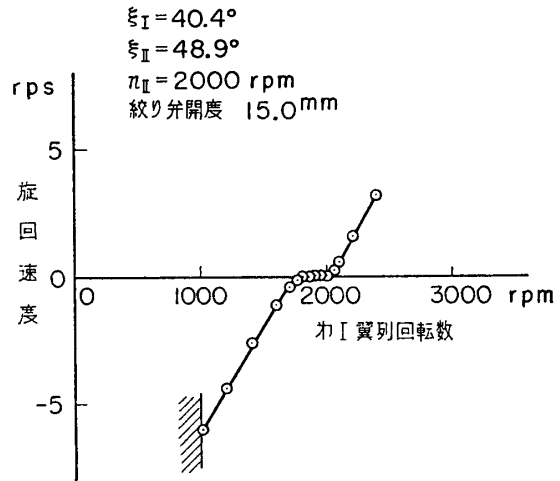
* 実際には第 14~16 図および第 17 図に斜線を引いて示した n_I あるいは n_{II} のごく低い範囲では多セルの非常に振幅の小さい旋回失速が見られた。これは両翼列の作動点の違いが著しくなったため、我々が前に small stall と呼んだ種類の旋回失速 [1] が発生したものであるが、本報告では一応考察のほかに置くこととした。これに対し本文中に取り扱おう 1 セルの旋回失速はすべて large stall に属するものである。



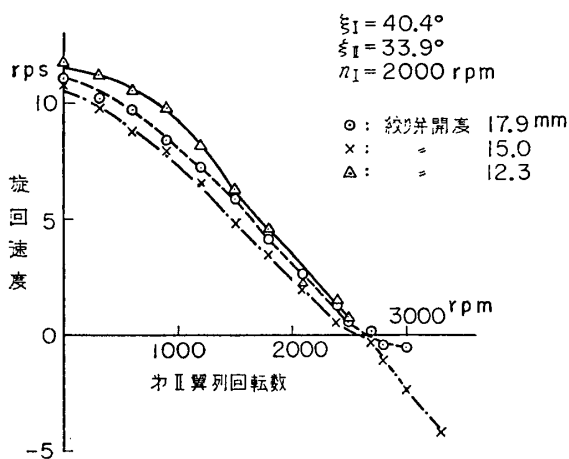
第 14 図 両翼列とも回転させた場合の伝ば速度($\xi_{II} = 13.9^\circ$, 第 II 翼列回転数一定)



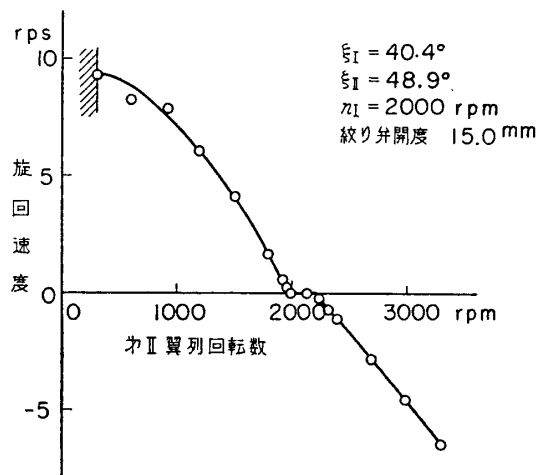
a) 第 I 翼列回転数一定



a) 第 I 翼列回転数一定



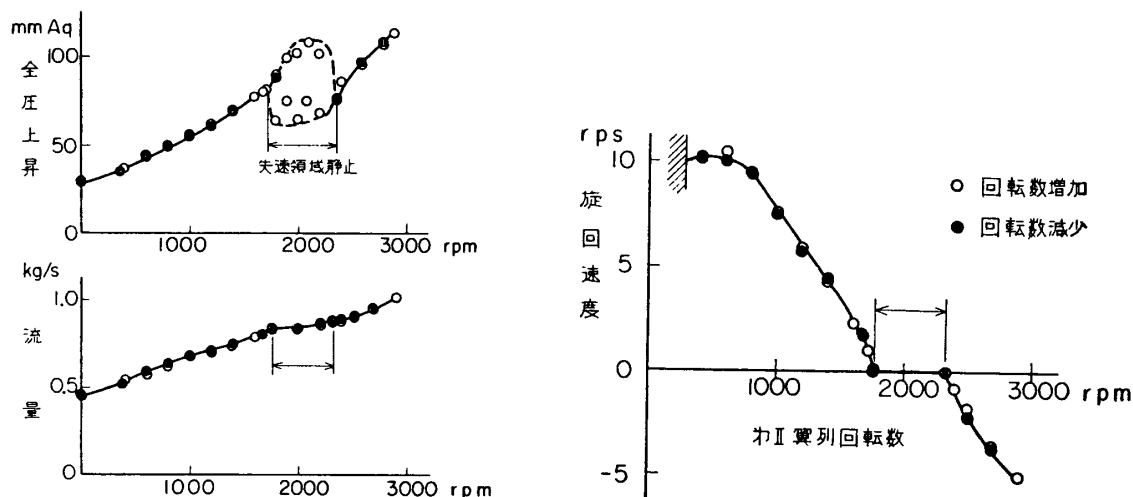
b) 第 I 翼列回転数一定



b) 第 I 翼列回転数一定

第 15 図 両翼列とも回転させた場合の伝ば速度 ($\xi_{II} = 33.9^\circ$)

第 16 図 両翼列とも回転させた場合の伝ば速度 ($\xi_{II} = 48.9^\circ$)



第 17 図 失速パターン静止付近の詳細

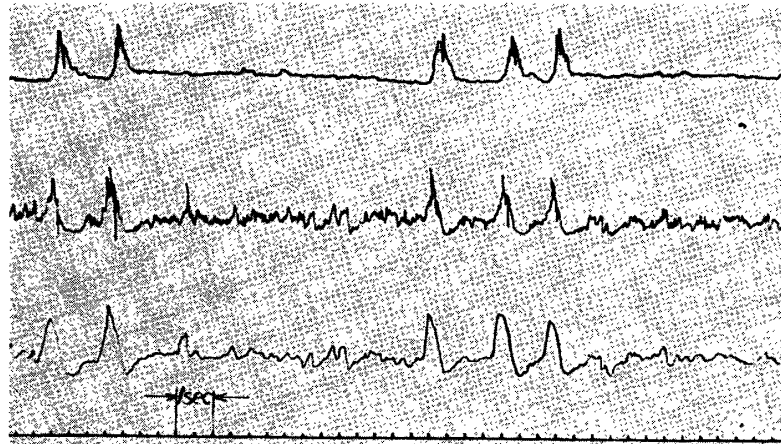
 $\xi_1 = 40.4^\circ$, $\xi_2 = 48.9^\circ$, $n_1 = 2,000$ rpm, 絞り弁開度 15.8 mm

た流量の値はあまり影響を受けない。さて n_2 を低い値から徐々に大きくしていくと、始めは第 I 翼列と同方向へ約 10 rps くらいであった伝ば速度が、だんだん遅くなってきて $n_2 = 1,740$ rpm のときに遂に失速パターンは静止し、 $n_2 = 2,310$ rpm になるまでは旋回しない。ただしこの間でも静止位置は圧縮機ケーシングに相対的に約 90° くらい移動する。失速パターンが静止することは翼列下流に入れたテトロン糸の毛ばや圧縮機ケーシングの静圧タップにつないだマンオメータの圧力分布などに明瞭に現れる。 n_2 が 2,310 rpm を越えると失速セルは第 II 翼列の回転方向へ旋回を始め、 n_2 を上げるとともに次第にその旋回速度は大きくなっていく。なおこの間失速セルは常に 1 個である*。 n_2 を 2,900 rpm から逆に下げていく場合は上と同じ過程を逆にたどるだけであって静止する附近などに関しても、とくにヒステリシスのような現象はない。

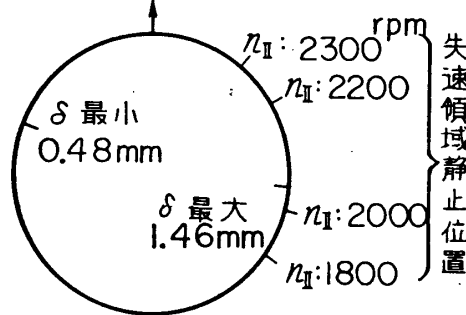
旋回速度が遅くて 1 rps 程度以下になるようなあたりでは失速パターンの旋回は定常なものではなく、とくに静止状態の直前または直後ではまったく不規則であって 2~3 回続けて旋回してはかなりの時間ある位置に静止するという状態をくり返す。第 18 図にこのような例の記録を示す。従ってこのようなあたりでは第 17 図の旋回速度はある一定時間 (30 秒~1 分) 内の平均旋回回数をプロットしたものである。このような時間平均ではなく、ペン書きオシロなどの記録を用いてちょうど、旋回しているときの瞬間の速度を推定することもできる。このようにして求めた旋回速度の値は非常にばらつきが大きいですが、それでも失速パターンが正回転しているときにも、逆回転しているときにもどちらもその絶対値が第 17 図の旋回速度よりは大きい方向にある。すなわち旋回失速が静止する n_2 の幅が小さくなる方向にあるが、その程度はごくわずかである。

さて以上に述べたような旋回速度が非常に遅い附近での失速パターンのきょ動や失速パタ

*219 頁脚注参照。



第 18 図 伝ば速度が 0 に非常に近い付近での失速パターンのきょ動
試験機上方



(試験機吸込口側から見る)

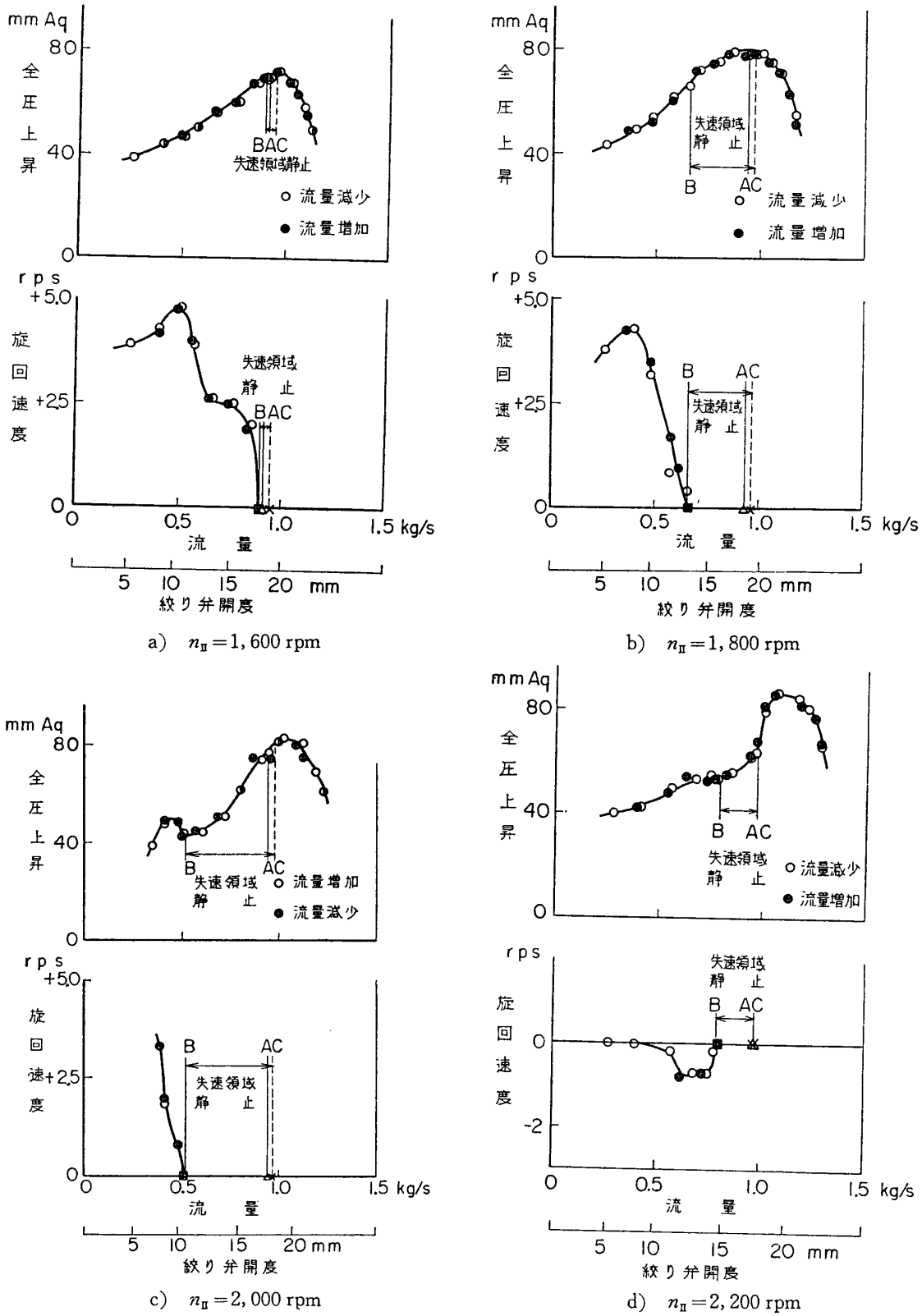
第 19 図 Tip Clearance (δ) の最大、最小の位置と失速セル位置 (翼列直前で速度最小の位置をとる) との関係

ーンが静止する n_t の領域にある幅があることなどは、この付近で旋回失速を静止に引き込む何らかの作用があることを想像させる。この引き込み作用の原因となるものを調べるために失速パターンの静止する位置やその安定度などを多くの実験から観察した結果、現在のところ我々はそれが tip clearance の影響によるものと考えている。すなわち一般的に言えば本試験機は完全に軸対照に設計してあるから、たとえ失速パターンが静止するとしても、その位置はとくに円周上どの位置と限られる理由は無いはずであるが、tip clearance のように小さい量 (半径で 1 mm として設計) はすえ付けのときにとくに注意しない限り非対称になる可能性は非常に多く、かつその上これの流れに及ぼす影響が比較的大きいということは十分考えられることである。事実、とくに意識して tip clearance に不同を生ずるようにすえ付けして行なった第 17 図の実験では失速セルの静止位置は tip clearance 最大の位置に相対的にいつも決まってしまう再現性は非常によい。第 17 図の実験の場合におけるこの関係を第 19 図に示すが、 n_t によって相対位置が変化することは失速セルの波形が変化するためであろう。本試験機の場合圧縮機外側ケーシングは測定器具をトラバースするために円周方向に動き得るようになっているが tip clearance に不同を多くした場合、熱線風速計や 3 孔ピトー管

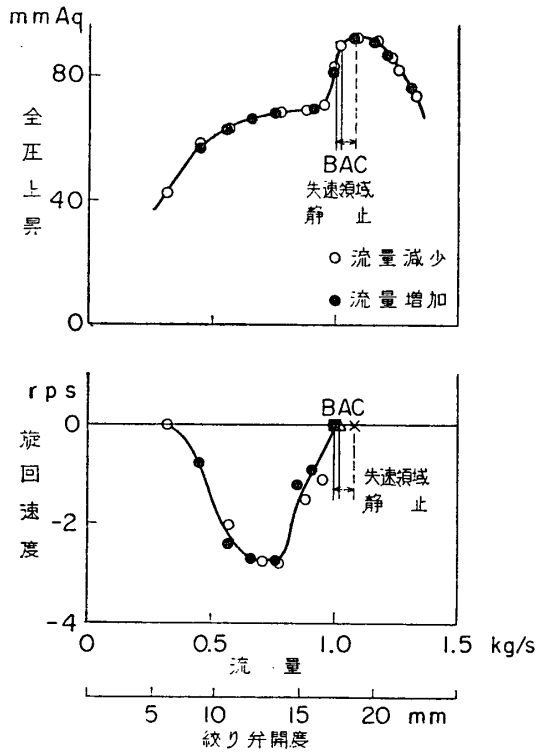
などをそう入したままでケーシングを回転させても、この程度の非対照やかく乱のために失速セルの静止位置が移動することはない。しかし円周方向に離れて2本の熱線風速計をそう入して行なった tip clearance が、ほとんど一樣になっていると思われる他の実験の場合には、失速セルは熱線風速計の位置に静止することが明らかに観察され、しかも失速セルが正回転するとき逆回転するときとはそれぞれ別の熱線風速計位置に静止した。すなわち使用した熱線風速計（第7図参照）などよりは、tip clearance の方が失速パターンの静止を安定させる作用としては、はるかに強力なものであるが、tip clearance に注意してその差をなくすれば、次いでは熱線風速計程度のわずかの影響も失速パターンの静止位置を決定するようになるわけである。またこのように考えると tip clearance の不同の程度により引き込み作用の強さも量的に異なってくるであろうと考えられる。第17図と第16図(b)がよく似た実験であるにもかかわらず、失速セルが静止する n_r の幅がかなり異なるのは、単に絞り弁開度が異なるゆえだけでなく、意識して tip clearance の不同を大きくした第17図の方に引き込みの影響が強く現われているゆえもあると考えられる(後述第21図参照)。この点に関しては今後 tip clearance の不同を系統的に変えた幾種類かの実験によって確かめてみたいと思っている。

なお以上の tip clearance による影響とは全く別に、失速パターンを静止に引き込む作用として流れのケーシング壁に沿う境界層(一般にはねじれ境界層)の影響も考えられる。しかしもしこの影響が大きいものならば、翼列下流の流れの方向が全体として軸方向に近い(翼列上流は常に軸方向)状態を中心として上記の引き込みの現象が起きるものと想像されるが、実際にこの流れの角度を測定してみると、一般に軸方向ということとは無関係のようである。たとえば第17図の実験では $n_r=1,800$ rpm の場合には翼列下流の流れの角度は $-10^\circ \sim -22^\circ$ (軸方向を基準として第I翼列の回転と同方向にねじれる場合を正とする)の範囲にあるが、逆に失速パターンが静止する n_r の最も大きい方の端に近い $n_r=2,250$ rpm の場合にはこの角度はだいたい $-19^\circ \sim -38^\circ$ の程度であり、結局失速パターンが静止しているすべての領域にわたり流れは第II翼列回転方向にねじれていることになる。従って壁のねじれ境界層が失速パターンの静止を大きく支配するとは考えにくい。

最後に絞り弁開度(流量)の変化に対して旋回失速の静止附近の様子がどのように変わるかを調べるために、第17図と同じ実験状態すなわち $\xi_1=40.4^\circ$, $\xi_2=48.9^\circ$, $n_1=2,000$ rpm とし tip clearance についても第17図と全く同じ状態で n_r をそれぞれ 1,600 rpm, 1,800 rpm, 2,000 rpm, 2,200 rpm, 2,400 rpm としたときの絞り弁開度(流量)に対する旋回速度と、全圧上昇とを第20図に示す。絞り弁開度をだんだん小さくして流量を減らしていくと、A点で静止した旋回失速が発生し、B点までは静止の状態を保つ。しかしこの点を過ぎると失速セルはそれぞれ図のごとき速度で旋回しだす。この場合 n_r が 2,000 rpm 以下では第I流列の回転の方向へ、 n_r が 2,200 rpm 以上では第II翼列の回転と同方向へ失速は伝ばする。流量を逆に増していく場合にはB点で静止した旋回失速はC点まで静止したままであり、この点で旋回失速自体が消滅する。なおこの図で失速パターンが静止する範囲での全圧上昇の測定値は、第17図について述べたのと同じく失速セルとキール・プローベとの相対的位置の関係でありあまり意味がない。第21図は第20図の結果から失速パターンの静止す

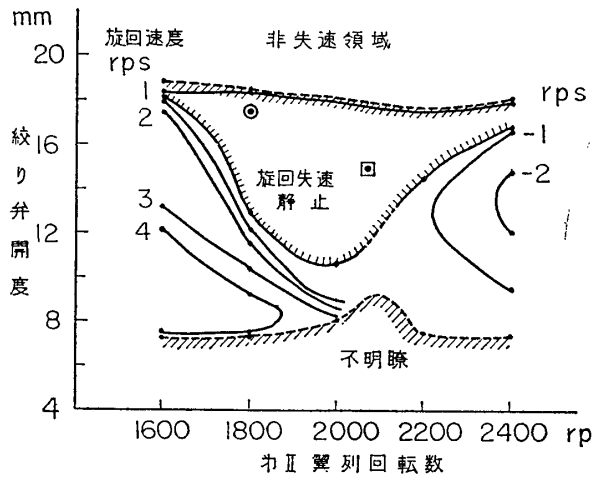


第 20 図 失速パターン静止付近の特性 ($\xi_1 = 40.4^\circ$, $\xi_{II} = 48.9^\circ$, $n_I = 2,000$ rpm)



e) $n_{II} = 2,400 \text{ rpm}$

第 20 図 失速パターン静止付近の特性(つづき)
($\xi_I = 40.4^\circ$, $\xi_{II} = 48.9^\circ$, $n_I = 2,000 \text{ rpm}$)



第 21 図 旋回失速静止領域
($\xi_I = 40.4^\circ$, $\xi_{II} = 48.9^\circ$, $n_I = 2,000 \text{ rpm}$)

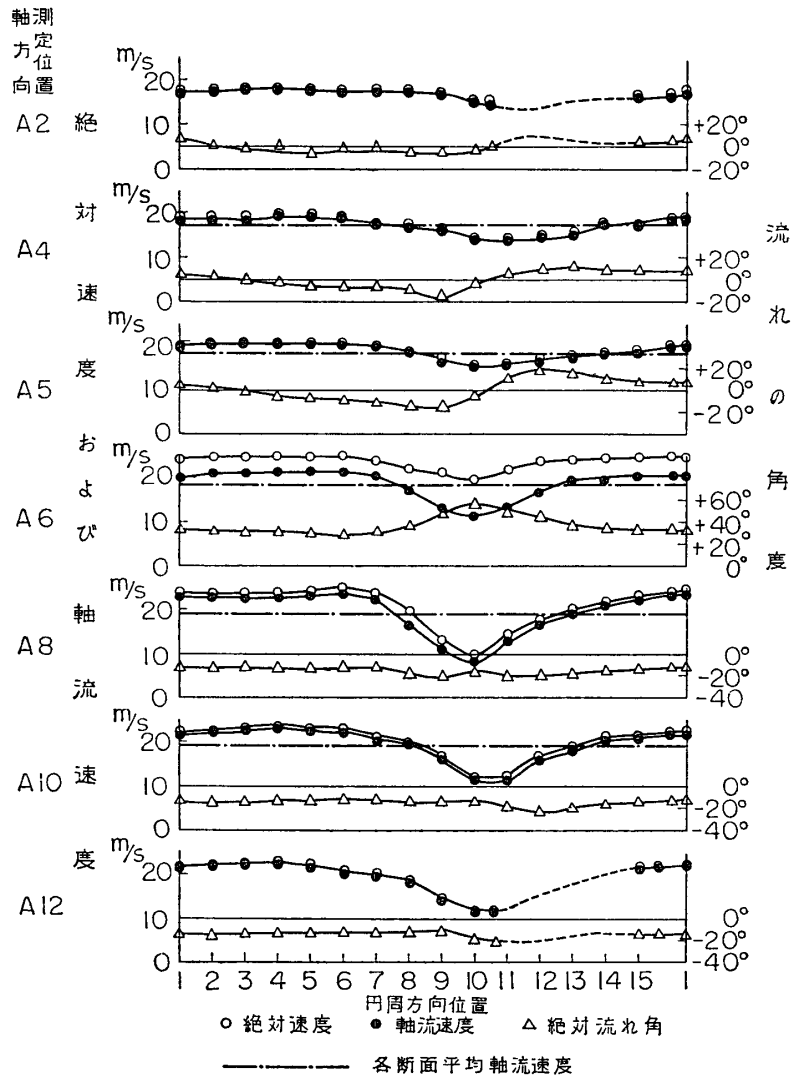
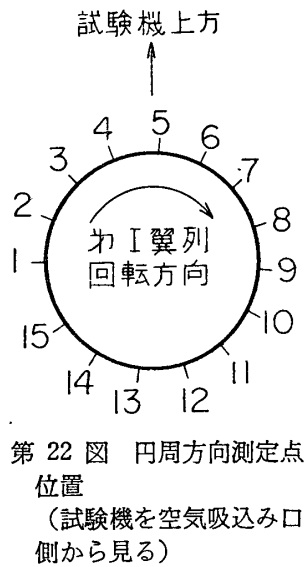
る範囲を絞り弁開度と第 II 翼列回転数の平面上にプロットしたものである。絞りが深くなるほど静止する n_{II} の範囲が狭くなること、 n_{II} が約 2,000 rpm のとき静止する流量範囲が最も広くなることがわかる。なお第 17 図の実験はこの図中で絞り弁開度を 15.8 mm とした場合に相当する。

一方第 16 図 (b) の実験は絞り弁開度 15.0 mm であったが、第 21 図で絞り弁開度 15.0 mm とした場合と第 16 図 (b) とを比較すると旋回失速が静止する n_{II} の範囲にかなり差があることがわかる。この原因は tip clearance の異なる程度の相違によるものと思われる。ただしその範囲が一方にかたよっている理由はよくわからない。

3.4 失速パターンの測定結果

試験機のすえ付けの際に翼列と外測ケーシングとの芯出しをわずかに狂わせ tip clearance に不同を作っておけば失速セルを安定に静止させることができ、しかもピトー管程度のものを流路中で動かしてもなお安定であることがわかった。従ってこのような状態で 3 孔ピトー管をトラバースすれば流れの速度分布や静圧分布を測定することができる。また圧縮機外側および内側ケーシングにつけた多くの静圧タップを利用して壁圧の分布を測定することもできる。

第 23~27 図に $\xi_I = 40.4^\circ$, $\xi_{II} = 48.9^\circ$, $n_I = 2,000 \text{ rpm}$, $n_{II} = 1,800 \text{ rpm}$, 絞り開度 17.5 mm, 流量 0.87 kg/s のとき (第 17 図の中に \odot 印で記した点に対応する) に以上のように

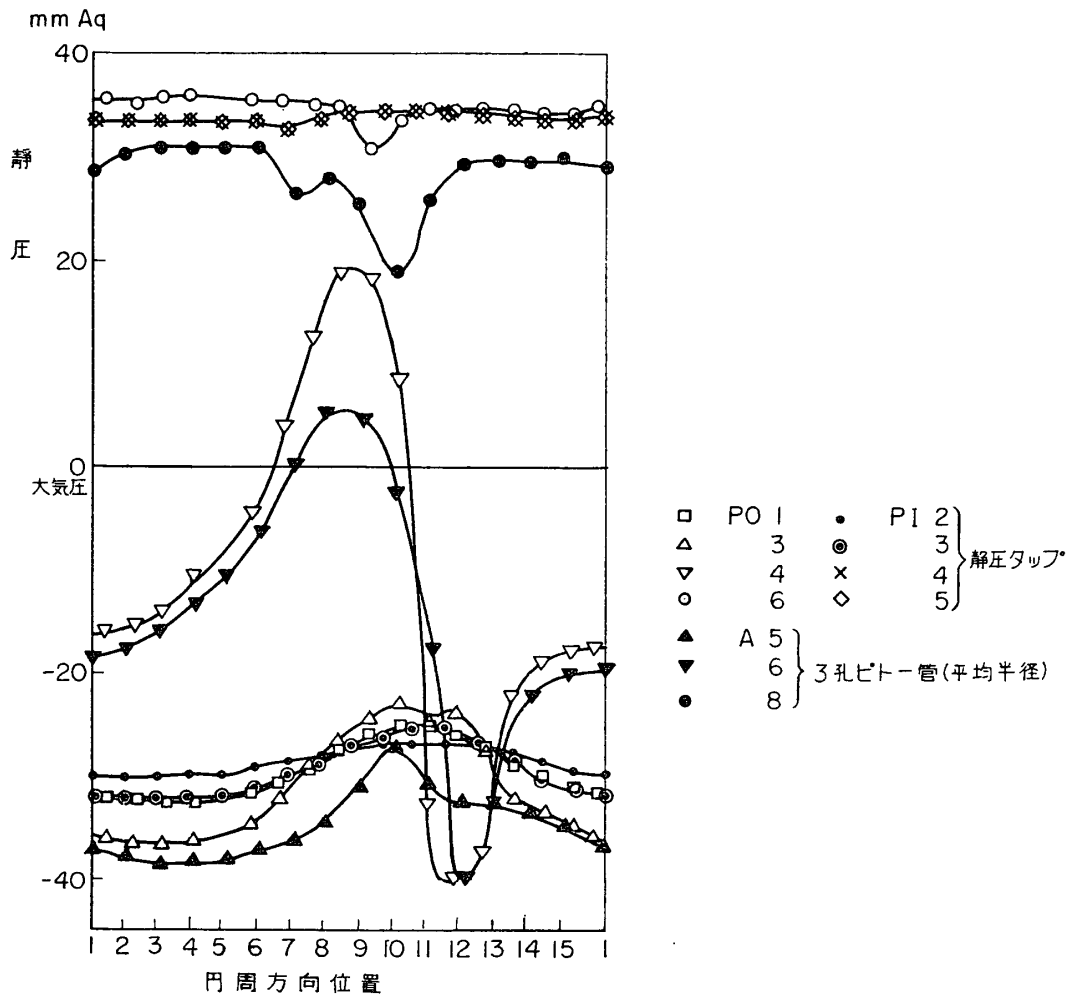


第 23 図 失速パターンの測定結果
 $\xi_I = 40.4^\circ$, $\xi_{II} = 48.9^\circ$, $n_I = 2,000 \text{ rpm}$, $n_{II} = 1,800 \text{ rpm}$
 絞り弁開度 17.5 mm

して行なった実験の結果を示す。ただし円周方向の位置は 1~15 の数字で記したが実際の測定点との関係は第 22 図のとおりである。またピトー管による計測はすべて平均半径の位置で行なっている。第 23 図は流れの絶対速度と流れの角度（軸方向から第 I 翼列の回転方向にねじれている場合を正とする）およびこの両者から算出した軸流速度成分を示す。ただし軸方向の測定位置は A2, A4, A5, A6, A8, A10, A12 の合計 7 箇所（第 6 図参照）について行なった。このうち A4, A5, A6, A8, A10 の 5 箇所の位置での平均軸流速度はそれぞれ 17.3 m/s, 18.6 m/s, 18.7 m/s, 19.2 m/s, 19.3 m/s であって最初の値を除いては相互に比較的良好に一致している。最初の位置での平均速度がとくに小さい理由はよくわからない。一般に下流へいくほど速くなっているが、これは半径方向に流れが少しずつ一様でなくなっていくためであり、全体として流れは下流へいくほど外周側にかたよると同時に

旋回失速の変動も外周の方で大きくなっていく。流れの角度は一般に翼列上流では平均として軸方向であるが失速セルの前方ではあたかも障害物を避けるかのようにその方向が変化している。また両翼列の間では第 I 翼列で曲げられて相当にねじれているが、第 II 翼列後方では逆向きにいくぶん軸方向に近くなっている。軸流速度分布は一般に翼列上流ではなだらかで比較的正弦波に近く、かつ翼列から離れるほど変動の幅は急激に減衰していくが、翼列下流ではより鋭い波形を有しており、失速セル内の速度の低下もより著しい。また翼列から下流へ遠ざかると速度変動の幅はいくぶん減少するが上流ほど急激ではない。しかしながら、この例ではとにかく失速セル内といえどもなおかなりの流速 (A 8 の位置で平均軸流速度の 43%) があるわけで、逆流が起きているという状態にはほど遠いわけである。速度変動の比較的小さい (A 8 の位置で $\Delta u/u_{mean} = 80\%$ 、ただし u_{mean} は平均軸流速度、 Δu は軸流速度の変動の最大振幅) 旋回失速ということができよう。

第 24 図は静圧分布を示す(軸方向測定位置は第 6 図参照)。翼列上流ではやはり比較的正弦波に近い分布を持ち翼列から離れるほど減衰していく。第 I 翼列を通過して失速セル内で静



第 24 図 失速パターンの静圧分布

圧が低下している部分があるが、逆に失速セルに入る直前のあたりでは静止上昇が著しい。第Ⅱ翼列を通過しては常に静圧は上昇しており、翼列直後では失速セル中で少し静圧が低いが、さらに下流に行くと静圧はほとんど一定となる。なおこの図の静圧には静圧タップによる壁圧と3孔ピトー管による平均半径での静圧とが同時にプロットしてあるが、同じ軸方向位置でのそれらの測定値（翼列直前の PO3 と A5, 両翼列間の PO4 と A6, 翼列下流の PO6 と A8）を比較すると、半径方向の流れや失速パターンの半径方向の分布の違いあるいは半径の違いによる静圧の相違などを考慮に入れても、なお少し差が大きすぎるように思われるものもある。この点に関しては実験の精度とも関連してもっと調べてみる必要がある。

以上のような速度分布および静圧分布に関する測定結果は理論的な研究に対して一つの指針を与える。翼列上流は下流からの逆流がないからポテンシャル流れであると見なしてよいと思われる。従って平均半径断面で展開した二次元流を考え軸方向に x 軸（下流の方向を正）、周方向に y 軸をとれば各方向の速度成分 u, v は無限上流 ($x = -\infty$) で消滅するものとして

$$\left. \begin{aligned} u &= \sum_n e^{\frac{2\pi n x}{S}} \left(A_n \cos 2\pi n \frac{y}{S} + B_n \sin 2\pi n \frac{y}{S} \right) \\ v &= \sum_n e^{\frac{2\pi n x}{S}} \left(-A_n \sin 2\pi n \frac{y}{S} + B_n \cos 2\pi n \frac{y}{S} \right) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

とあらわせる。ただし S は円周の長さである。静圧 p も同様にして

$$p = \sum_n e^{\frac{2\pi n x}{S}} \left(C_n \cos 2\pi n \frac{y}{S} + D_n \sin 2\pi n \frac{y}{S} \right) \quad (2)$$

のように分布する。また静圧と速度の間には

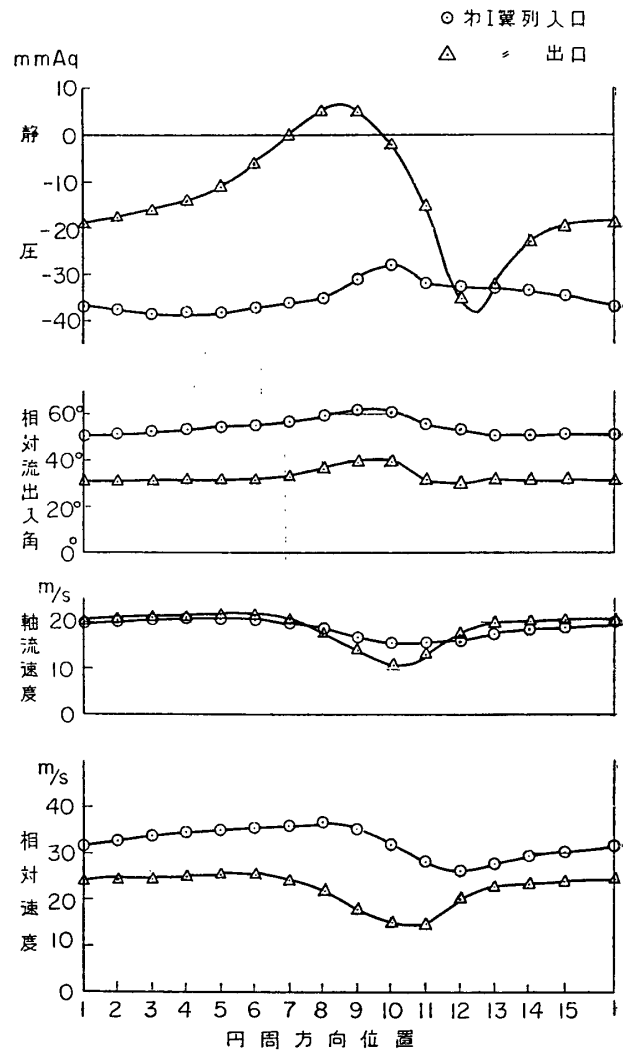
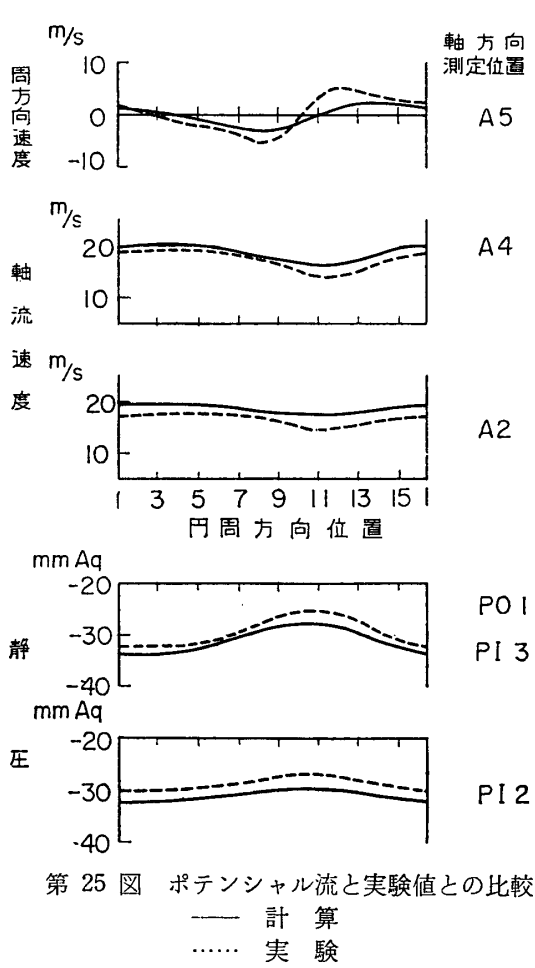
$$p + \frac{\gamma}{2g}(u^2 + v^2) = p_0 \quad (3)$$

の関係があり、 p_0 は流れの全圧で一定である。

従って一般的に翼列上流では速度分布も静圧分布も、その変動の振幅は翼列から離れるにつれて指数関数的に減衰するはずであり、また高調波ほど減衰が激しいはずである。第23図や第24図の結果さらには3.2で観察した旋回失速波形の軸方向における変化の様子などはこの傾向をよく示している。第25図は軸方向位置 A5 で測定した軸流速度 u および静圧 p の分布をもととして(1), (2)両式から各軸方向位置での u, v, p を計算し、実験値と比較したものである。周方向速度については違いが大きいが、軸流速度分布については前に述べた平均値の相違を除いて、だいたいの傾向は一致している。静圧分布も同様に波形や振幅はよく似ているが、やはり平均値に少し相違がある。しかしこれはその大部分が管壁の摩擦による圧力損失である。

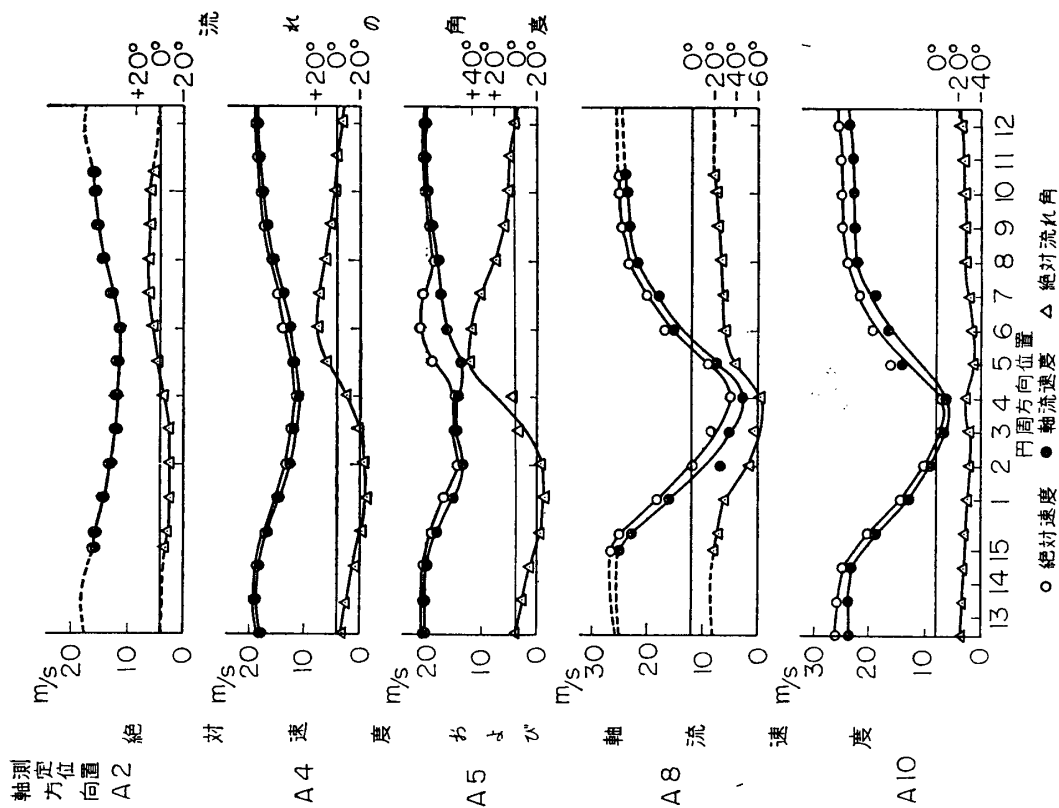
翼列下流についても、速度の谷がずっと下流まで続いているのに対し静圧は翼列後比較的近い距離で一定になってしまうこと、速度分布の谷が翼列に近いあたりで比較的急に変化するが、その後はほとんど波形が変らなくなってしまうことなどは、我々が線型理論や非線型理論の一部の際にもちいてきたモデルと一致するものと見なすことができる。

第26図および第27図はそれぞれ第Ⅰおよび第Ⅱ翼列の相対的な作動状態に着目して整

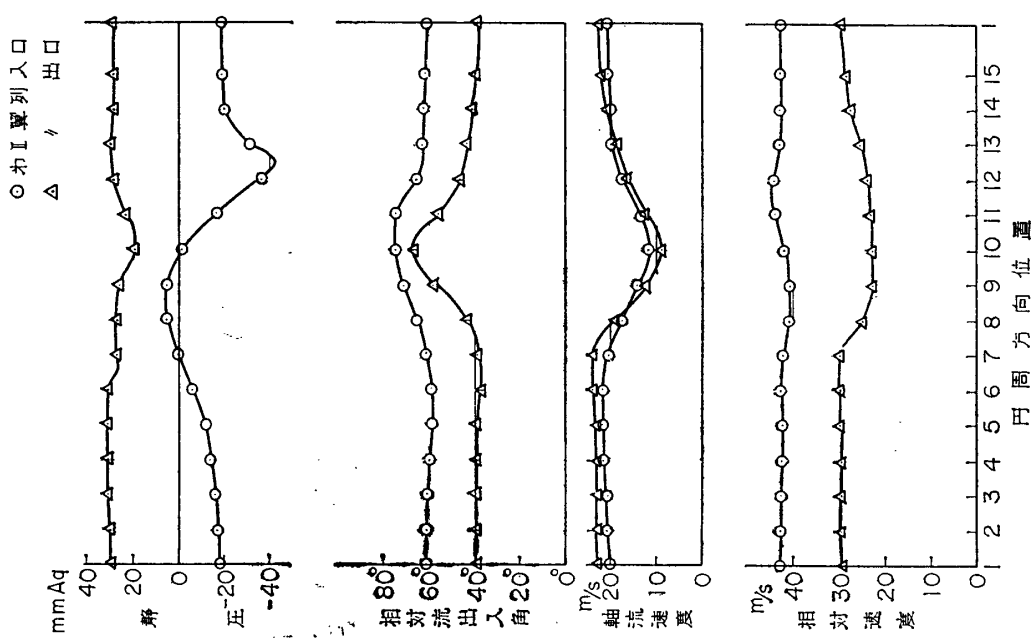


理した結果で、各翼列入口と出口における相対速度、軸流速度、相対流れ角および静圧の分布（それぞれ軸方向位置 A5, A6, A8 での測定値から算出したもの）を示したものである。相対流入角は第 I 翼列では $50^{\circ} \sim 62^{\circ}$ 、第 II 翼列では $59^{\circ} \sim 75^{\circ}$ の範囲にわたっており当然翼列の静的な作動状態でいけば失速するような迎え角に及んでいる。流出角は失速していると思われる範囲ではかなり大きくなっており、とくに失速の程度の激しい第 II 翼列において著しい。また軸流速度の分布から見て翼列を通り抜けるごとに失速セルの幅が狭く、速度の谷が深くなっていくことがわかる。

さてすでに述べたように、第 23 図以下にかかげた例では旋回失速による変動は比較的小さい。このときの絞りは比較的浅く従ってこの実験は旋回失速発生直後に近い状態での測定ということになる。これに対し第 28 図は、翼列の食違い角や第 I 翼列回転数は前と同じであるが、 $n_{\text{r}} = 2,070 \text{ rpm}$ 、絞り弁開度 15.0 mm として行なった別の実験の結果である。この絞りは割合に深い状態であり、旋回失速発生点からも相当離れていて第 21 図の □ 印の点



第28図 失速パターンの測定結果
 $\xi_1 = 40.4^\circ$, $\xi_{II} = 48.9^\circ$, $n_1 = 2,000$ rpm
 $n_{II} = 2,070$ rpm, 絞り弁開度 15.0 mm



第27図 第II翼列の作動状態

での実験に対応している。軸流速度の分布を見ると確かに速度変動の幅は大きく (A8 の位置で $\Delta u/u \text{ mean} = 130\%$) とくに翼列直後では失速セル中の速度はかなり 0 に近くなっているが、それでもなお逆流が起きるほどには至っていない。旋回失速の速度分布が逆流という立場から見ると、たとえ変動が大きいと称するパターンであってもなおこのような程度のものであるのか否か、以上の少数の例からはまだ何とも言えない。失速セル中で逆流が起きているかどうか、もし起きているとすればどの程度の大きさかという点は大いに興味のある問題であり、今後もっと多くの場合について測定を行なってみたいと思っている。

4. 翼列の動特性

前節のごとく旋回失速をケーシングに対して静止させれば、流れは一応定常と見なすことができ、3孔ピトー管など定常流に対する計測器具をそのまま用いて翼列上下流の流れの状態は比較的精度よく知ることができる。しかしこのとき翼列中のある翼に注目してみれば、これは場所的に異なった速度や方向を持った流れの中を通り抜けているわけであり、作動状態は時間的に変化している。すなわち非定常である。翼列がこのような状態におかれたときその作動特性は、単に各瞬間々々に対応する静的な特性を時間的につなぎ合わせたものとは当然異なることが予想されるが、しかしその動的な特性が一般にどのような性質のものであるかは、とくに翼列の作動が失速領域にまでまたがる場合はまだよくわかっていない。しかしいまは幸い翼列直前・直後の流れが測定できたのであるからこれから逆に翼列の動特性を推定することが可能である。以下この問題に関して考察を試みる。

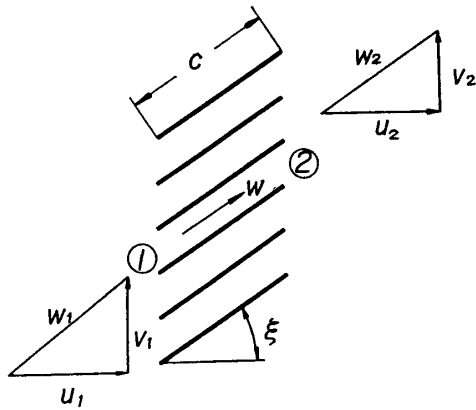
4.1 翼列動特性の表示

実際の翼列を通る流れとくに翼が失速している場合の流れは非常に複雑なので、翼列の動特性を表わすためにどのような表現をとったらよいかはいろいろと問題のある点であろう。ここでは我々が以前から旋回失速の理論的研究の際に用いてきた方法に合わせて、次のような考え方で整理することにする。すなわち翼列の動特性を全圧損失係数と流出角の二つの量を用いて表わすこととし、これらの(動的な)値がそれぞれ流入角変化に静的に対応する全圧損失係数あるいは流出角の値に対してどのように異なるかという点に着目する。すなわち翼列の動特性を表わすのに静特性を基準として、それからのずれとして動的な効果による影響を考慮に入れていこうとするわけである。

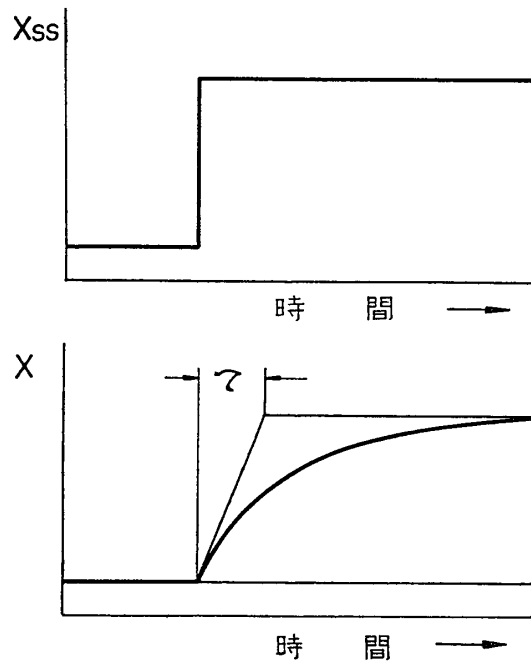
最初に全圧損失係数について考える。まず非定常流中における全圧損失を定義するために、翼列を第 29 図のように有限な翼弦長 c を持つピッチ無限小の平板翼列(平板はもとの翼列の翼弦線の方に並んでいるものとする)すなわち semi-actuator disc で置き換える。そしてある一つの流路に着目するとその中では流れは一定速度 w で流れているとしてよいから、図のように対応させてとった翼列入口 ① および出口 ② での全圧の間には次の式が成り立つ[1]。

$$\left(\frac{p_1}{\rho} + \frac{w_1^2}{2}\right) - \left(\frac{p_2}{\rho} + \frac{w_2^2}{2}\right) - c \frac{\partial w}{\partial t} = X \cdot \frac{w_1^2}{2}$$

ただし X はいま考える瞬間の全圧損失を相対流入速度 w_1 の動圧 $(1/2)\rho w_1^2$ に対して無次



第 29 図 Semi-Actuator Disc



第 30 図 境界層時間遅れ

元化した全圧損失係数であり，左辺第 3 項は翼列流路内の流体が加速あるいは減速されることに基づいて出てくる項である．なおいま注目している流路に関しては連続の条件より

$$u_1 = u_2 \equiv u$$

であり，

$$\frac{\partial w}{\partial t} = \frac{\partial u}{\partial t} \sec \xi$$

とおいてよいかから上式は結局

$$\left(\frac{p_1}{\rho} + \frac{w_1^2}{2} \right) - \left(\frac{p_2}{\rho} + \frac{w_2^2}{2} \right) - c \frac{\partial u}{\partial t} \sec \xi = X \cdot \frac{w_1^2}{2} \quad (4)$$

と書き直すことができる．すなわちこの式は，もし左辺第 3 項がなければ定常流の場合の全圧損失を定義する式と一致するが，いまの場合は流れが非定常であるためあらたに翼列流路内の流体の慣性に対する補正項を有している点が異なっているわけである．

さて (4) 式の X はそれぞれの瞬間の相対流入角に対応する静的な全圧損失係数 X_{ss} とは異なる．そしてこの相違は主として翼境界層（剝離している状態あるいは剝離していない状態を含めて）のきょ動の時間的な遅れから生ずるものと考えられるが，この遅れを表わすためには我々は以前から

$$\tau \frac{\partial X}{\partial t} = X_{ss} - X \quad (5)$$

の形で表わされるような遅れを用いてきた．これは第 30 図に示すごとく X_{ss} の値が階段状に変化したときに X が指数関数的に変化するような性質の遅れを仮定することに相当し， τ はその遅れの時定数である．もちろんまだ実際の場合の遅れをこの形で表現することが最

もよいとわかっているわけではなく、むしろどのように表現するのが最も適当であるかを調べていくことが、今後の目的の一つであるといってもよいであろう。しかし今の段階ではやはり (5) 式の形に実験結果を整理することから出発して、 τ の大きさや遅れの性質などを調べていくことが最もよい方法であると思われる。

すなわち以上の考え方は翼列の動特性を表すのに、静特性を基準としてそれを翼列流路内の流体の慣性による遅れおよび翼境界層のきょ動の時間遅れの 2 点から補正を行なっていくとするものである。

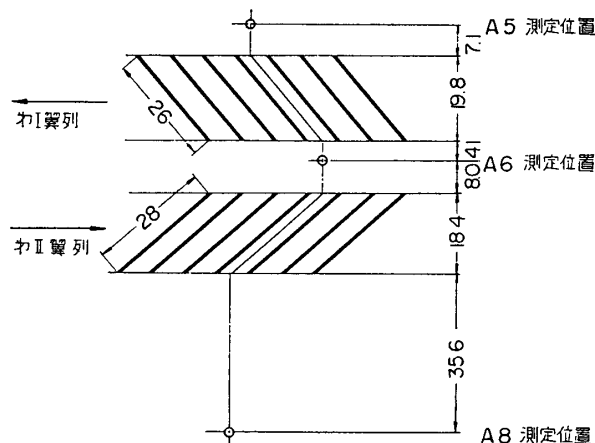
次に流出角について考える。一般に流出角の流入角に対する変化は少なくとも非失速範囲では小さいものであり、我々も現在までの理論ではしばしば簡単化のため流出角一定という仮定を採用してきた。そしてこの場合には当然流出角変化に動的な影響をも認めないことになるが、しかし 3.4 に示した実験結果によれば、たとえば第 26 図や第 27 図のように失速した範囲では流出角は非失速範囲での値より非常に大きく変化することがわかった。従ってその際に現われる動的な影響を見るため、ここでは流出角の変化についても (5) 式とまったく同じ型の遅れを仮定して実験結果を整理してみることにする。すなわち相対流出角を β_2 とするとき

$$\tau \frac{\partial \beta_2}{\partial t} = \beta_{2,ss} - \beta_2 \quad (6)$$

に従うものとする。 $\beta_{2,ss}$ はその瞬間の相対流入角 β_1 に静的に対応する β_2 である。

4.2 解析の結果と考察

まず全圧損失係数について考える。第 26 図および第 27 図に示した各翼列入口および出口における相対速度、流れの角度および静圧の分布をもととして、第 31 図に示したような方法で翼列出入口の対応点を決め 2 点間の全圧損失係数 X を次の式から計算する。

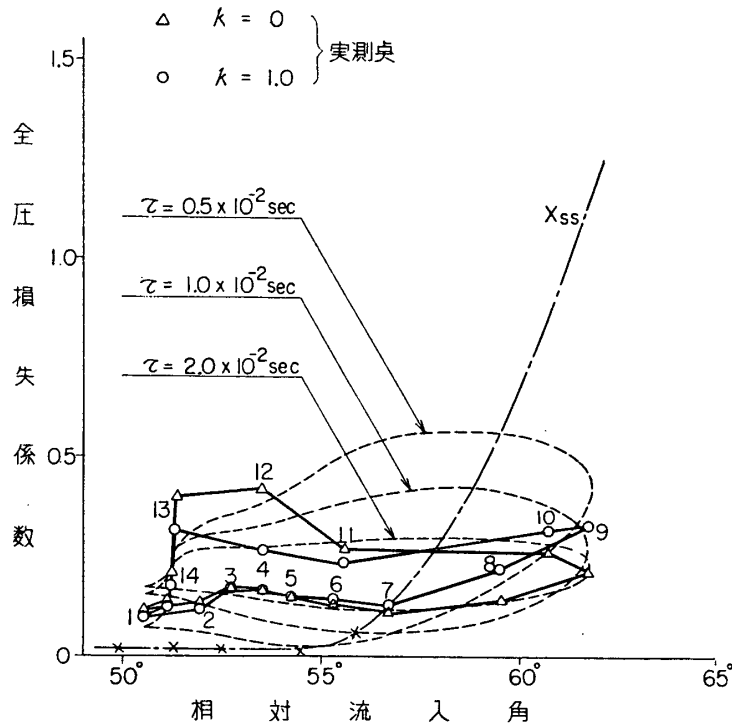


第 31 図 翼列出入口測定点の対応対
(対応点同士を丸印で示す、数字の単位は mm)

$$\left(\frac{p_1}{\rho} + \frac{w_1^2}{2} \right) - \left(\frac{p_2}{\rho} + \frac{w_2^2}{2} \right) - kc \frac{\partial u}{\partial t} \sec \xi = X \cdot \frac{w_1^2}{2} \quad (7)$$

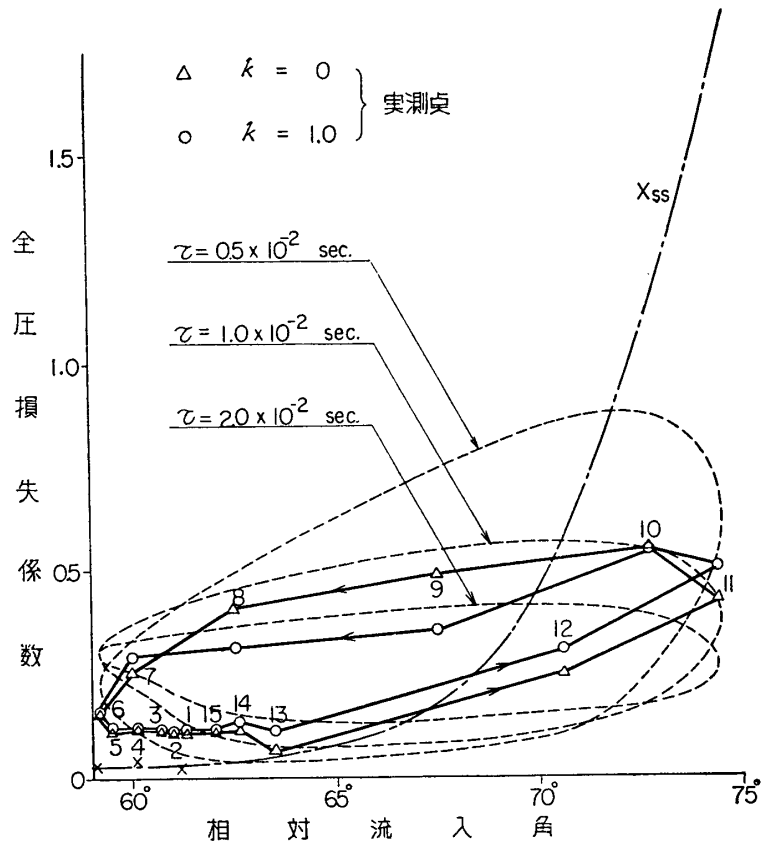
ただし k は実際の翼列のピッチが有限である点で、semiactuator disc と異なることおよび速

度分布等の実際の測定位置が、翼列前縁あるいは後縁と少し離れていることなどを考慮に入れるため、便宜的に導入した係数である。そして得られた X と翼列入口の相対流入角 β_1 に対応する X_{ss} との関係をも (5) 式の形に整理し、遅れの時定数 τ がどの程度の大きさのものであるかを調べることにする。ここで k の値はまったく任意にとり得るが、実際には $k=0$ および 1 とした 2 種類の場合について計算を行なえば、その影響についてもだいたい見当がつくであろう。 $k=0$ とすれば測定点間の遅れのすべてを (5) 式の形に表現しようとすることになり、反対に $k=1$ とすれば単に翼列流路内の流体の慣性としては少し過大評価することになるかもしれないが同時に翼列の前後縁と測定点間の流体の慣性に対する補正をもこの形に含めようとするものと考えてよいであろう。

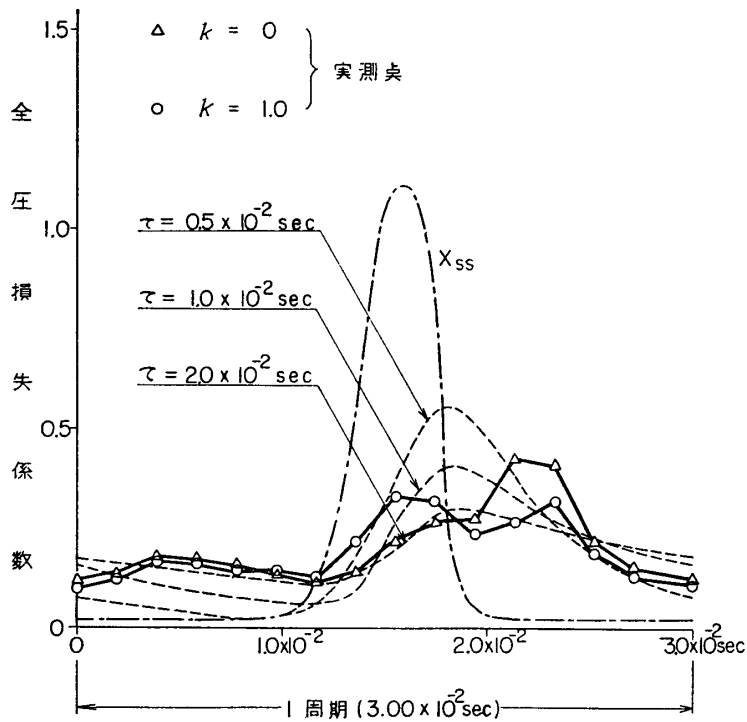


第 32 図 全圧損失係数の流入角に対する変化 (第 I 翼列)

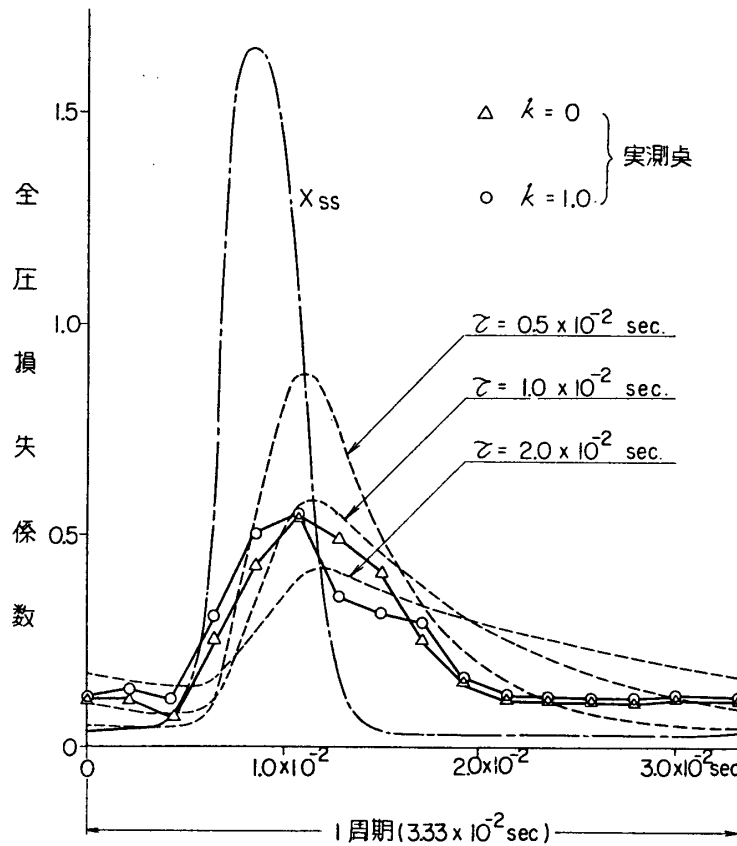
以上のようにして計算した X を相対流入角 β_1 に対してプロットした結果を第 32 図および第 33 図に、また時間に対してプロットした結果を第 34 図および第 35 図にどちらも実線で示す。各実験点に付した番号は周方向測定位置との対応を示し第 I 翼列では 1, 2, ……15 の順に、第 II 翼列では 15, 14, ……1 の順に時間の経過が示されることになる。これらの図から明らかなように X は、あとで述べるようにして推定した静的な全圧損失係数 X_{ss} に対して遅れがあり、また $k=0$ とするよりも $k=1$ とした場合の方が X_{ss} によりよく追随していることがわかる。次にこの X の変化より (5) 式にもとづいて τ の大きさを知るためには静的な全圧損失係数 X_{ss} を知る必要がある。しかし翼の剥離が著しいところではこの X_{ss} は実際には知りようがなく、第 32 図や第 33 図に示した X_{ss} は旋回失速がまだ発生しない範囲での本試験機による実測の結果 (×印でプロットした点) をもととし、



第 33 図 全圧損失係数の流入角に対する変化 (第 II 翼列)



第 34 図 全圧損失係数の時間に対する変化 (第 I 翼列)



第 35 図 全圧損失係数の時間に対する変化 (第Ⅱ翼列)

NACA の低速翼列試験の結果や上に得られた X のループを参考にして適当に推定したものである。もちろんこの X_{ss} の推定の仕方によって得られる τ の値は変化するはずであるが、その程度はあとで検討する。

第 32 図～第 35 図に破線でプロットしたのは上のようにして推定した X_{ss} に対し、 τ が変動の 1 サイクル間一定であると仮定して (5) 式から計算した X の動的な変化である。これらを実験結果と比較してみると、まず τ の値をどのように取っても、このような遅れの表示では全サイクルにわたっては実験結果をあまりうまく近似できないことがわかるが、それでもいろいろな徴候の比較から実際の X の遅れはだいたい $\tau = 0.5 \times 10^{-2} \sim 2 \times 10^{-2} \text{ sec}$ の程度であるとしてよいものと思われる。そしてこの点に関しては第Ⅰ翼列、第Ⅱ翼列とも同じである。

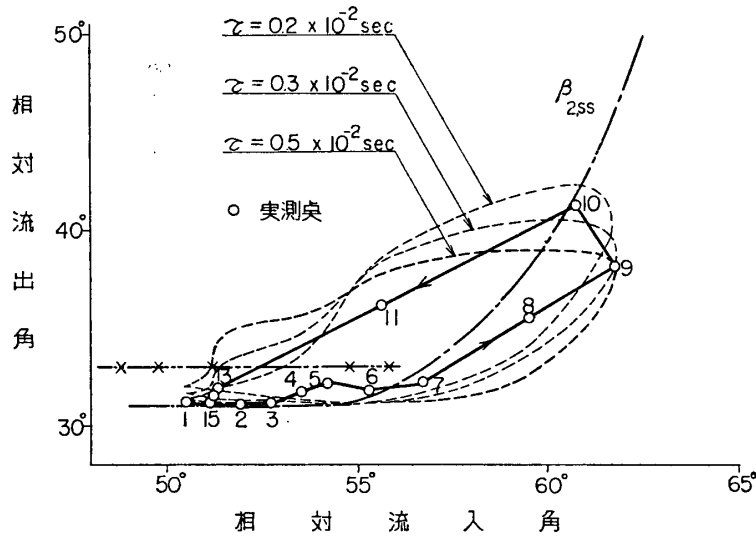
もちろん実際には変動の 1 サイクル間 τ が一定であると考え理由はない。むしろたとえば剥離の程度に応じて変化すると考えるのが一般的であろう。実験的に得られた X の値をもとにして変動の 1 サイクル間を適当に分割し、それぞれに (5) 式を適用して局所的な τ を求めることはもちろん可能である。しかしこの計算を実際に行なってみるとその結果は、第 34 図や第 35 図の X_{ss} 曲線と X 曲線との比較からだいたい想像できるように、 τ の値の変動が非常に大きくしかもときには見かけ上負の値になったりすることもある。従って

いまの段階ではまだこのようにして局所的な τ を求めることには無理があると考えざるを得ない。その原因としては第 1 に測定の精度、第 2 に翼列出入口の対応点の選び方の問題が考えられるが、そのほかにもっと本質的にこのように局所的に考える場合にも、なお (5) 式のような遅れの表示が適当であるかどうかという問題もある。そしてこの問題は結局上の諸点に十分注意した多くの実験結果を積み重ねて解決していくよりしかたがないものと思われるので、本報告では議論を全サイクル間 τ 一定とした場合の X の遅れと実験による X の遅れとを比較する段階に留めることにする。

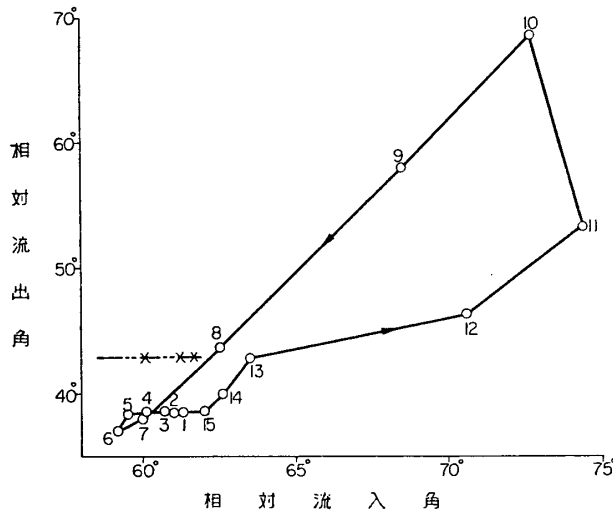
もとにもどって $\tau=0.5 \times 10^{-2} \sim 2 \times 10^{-2}$ sec ということは、 τ と翼列流路内の流体の慣性による遅れの時定数 c/w との比を n とするとき、すなわち $n \equiv \tau / (c/w)$ とするときこの n の値がだいたい 5~20 程度ということになる。この値は Stenning ら [8] がシュリーレンによる高速度写真から推定した 0.5 ないしはそれ以下という数字とはかなりへだたりがある。しかし遅れの性質がもう少しはっきりするまでは、同じ立場で比較してよいものかどうかもわからず、いまの段階ではまだこの相違については何とも言えない。すでに述べたような実験の精度や翼列出入口の対応点の選び方などの問題を考慮に入れても上に得た τ の値が 0.5×10^{-2} sec ($n \approx 5$) を大幅に下まわることはいまのところあまり考えられない。また X_{ss} 曲線の推定のしかたを少し変えてみることも、実際にはそれほど τ の値には影響してこない。それは第 34 図や第 35 図からわかるように、時間的に変動の 1 サイクル間の大部分を占めるのは、非失速流れの部分すなわち流入角の比較的小さい流れであり、これらの領域では X_{ss} は本試験機により実測した値(第 32 図や第 33 図に×印にて記す)にもとづいているからであって、相対流入角の大きいところで X_{ss} の推定を少し変えてみても、 τ の値を適当に変更して実験結果の X をよりよく近似するということがほとんどできないからである。むしろこの際問題となるのは、たとえば第 35 図からわかるように、1 サイクル間の大部分を占める非失速流れの部分において実験による X の値が時間的にほとんど定常になっているように見えながらもその値が定常流による実験値 X_{ss} の値からかなり離れている点であって、このようなあたりでは局所的に(5)式を適用すれば τ はほとんど無限大になってしまう。このあたりにも今後の問題の一つがあるように思われる。

τ の値の定量的な問題については、以上の考察のような意味をも含めて、前にも述べたように精度その他の種々の問題点について、十分注意を払った実験を今後多数行なうことによって解決していきたいと考えている。

次に第 36 図および第 37 図の実線は実験結果から相対流出角 β_2 をそれぞれの翼列について算出し、それを相対流入角 β_1 に対しプロットしたものである。やはり X と同様にループを画いており、 β_1 と β_2 の間に遅れのあることがわかる。なおこれらの図中に×印で示したのは、この試験機により旋回失速が発生しない範囲で実測した静的な流出角であるが、これによると失速しない範囲で動的な流出角の方が、静的な流出角よりも第 I 翼列で約 2° 、第 II 翼列で約 4° くらい小さくなっている。しかしこの動的な β_2 が静的な β_2 よりも小さくなるということは、(6)式のような遅れでは考えられないことである。この点は再び実験の精度と関連して考えてみなければならないが、仮りにこれを全部測定誤差によるものと考えることにして、第 I 翼列の場合に静的な流出角 $\beta_{2,ss}$ 曲線を第 36 図の鎖線のように推定



第 36 図 流出角の流入角に対する変化 (第 I 翼列)



第 37 図 流出角の流入角に対する変化 (第 II 翼列)

することにすれば、これに対して τ 一定の遅れを示す β_2 の動的变化は破線のように与えられる。そして実験結果と比較することによって、 β_2 の動的变化はほぼ全サイクルにわたって、 $\tau = 0.3 \times 10^{-2} \text{ sec}$ 一定のおくれに非常によく似ていることがわかる。第 II 翼列についても同じように処理すれば、似たような結果が得られるであろう。なおこの τ の値は n にすれば約 3 くらいである。流出角の場合の遅れの時定数が、全圧損失係数の場合の時定数に比べて小さい値に得られたのは、単に $\beta_{2,ss}$ の推定を適当に移動して流入角の小さいところで β_2 の動的变化とだいたい一致するように選んだからだけではなく、実験結果の β_2 および X そのものを β_1 に対してプロットした曲線のループの形を見ても十分予想されることである。

なおここで β_2 に 2° 程度の相違を生ずるような測定誤差があるかもしれないとすると、そのとき X の値に生ずる可能性のある誤差の大きさが問題になるが、実際にこの誤差を推定してみると流入角の小さいあたりで最悪の場合も X の値の 20% を越えることはない。

従って実測による X_{ss} と動的な X との差は依然として大きく、上の誤差のために全圧損失係数における τ の値が大きく変わることはやはり考えられない。

以上本節に述べた翼列動特性に関する研究はまだその緒についたばかりであって、いままで指摘してきたような多くの検討すべき問題点を残している。しかし既に述べたように測定の精度に注意を払うと同時に、多くの実験結果を積み重ねていけば、この方法によって翼列の動特性について多くの知識が得られるものと思われる。本節はその手がかりを示すというほどの意味で、既に得られた少数の例を引用したものである。

1965 年 6 月 10 日 原動機部

参 考 文 献

- [1] 高田：多段軸流圧縮機の旋回失速。東京大学航空研究所集報 2 卷 6 号，1961 年 6 月。
- [2] 高田：旋回失速の非線形理論(第 1 報)，機械学会講演前刷集 No. 66，昭和 37 年 4 月。
- [3] 高田，永野：同上(第 2 報)，機械学会講演前刷集 No. 119，昭和 39 年 10 月。
- [4] 永野，高田：同上(第 3 報)，機械学会講演前刷集 No. 119，昭和 39 年 10 月。
- [5] Stenning, A.H. et al: Stall Propagation in a Cascade of Airfoils. MIT Gas Turbine Lab. Rep. No. 41, Aug. 1957.
- [6] Sovran, G.: The Measured and Visualized Behavior of Rotating Stall in Axial-Flow Compressor and in a Two-Dimensional Cascade. Trans. ASME, Vol. 81, Series A. No. 1, Jan. 1959
- [7] 船川：反転送風機による旋回失速の実験的研究，機械学会講演前刷集 No. 101，昭和 38 年 11 月。
- [8] Stenning, A.H. et al: Stall Propagation in Axial-Flow Compressors. NACA TN 3580, June 1956.