

# 遷音速回転翼列試験機ならびに 高速環状翼列風洞設備について

田中英穂・丸田秀雄  
八田桂三・網野一夫

High Speed Annular Cascade Wind Tunnel and Transonic  
Axial Flow Test Compressor.

By

Hideo TANAKA, Hideo MARUTA, Keizo HATTA,  
and Kazuo AMINO

**Abstract:** After the completion of the air source system symbolized by the 10 m sphere reservoir, it has become very easy to get much amount of high speed air flow. Thereupon making use of this air source system, facility having two functions of high speed annular cascade wind tunnel and transonic axial flow test compressor has been constructed.

This facility, only by exchanging a part of test section (inner casing, rotor, etc.), is used as the above mentioned two installations.

Its specifications are as follows:

1) High speed annular cascade wind tunnel.

Type: blow down type,

Testsection: outer diameter 350 mm, boss ratio 0.4,

Mach number:  $M=1.0$ ,

Running time: about 4 min. (with  $M=1.0$  and exit pressure of 1.0 ata.).

2) Transonic axial flow test compressor.

Outer diameter: 350 mm,

Boss ratio: 0.7 at inlet section,

Number of stage: 1,

Rotational speed: 19090 rpm,

Compression ratio: 1.6,

Axial air velocity: 180 m/s,

Relative Mach number: 1.12 at tip section of moving blade,

Blade shape: double circular arc,

Driving system: 500 KW AC motor and 400 PS air turbine.

## 緒 言

ジェット原動機工学部門(旧ターボジェット部門)のおもな研究設備として既報[1]のように直線翼列風洞, 脈動風洞(環状翼列風洞), 単段および多段回転翼列試験機などが整っており, 現在も十分活用されているが, これらの設備はいずれも風速 100m/sec 以下の比較的低下音速の領域に限られている。一方実用ジェットエンジンの発展の趨勢は軽量大推力化の線に沿い, とくに V/STOL 機用エンジンさらには SST 用エンジンの開発要請に伴って, 上記傾向はますます緊急の度を増しているといえる。このことはジェットエンジンの重要な構成要素の一つである軸流圧縮機についてみれば, 必然的に段当り圧力比の増大と前面面積当りの流量の増大, したがって軸流速度の増大を意味していることになる。これらの情勢に伴い圧縮機関係の研究設備としても従来の低下音速領域のみのものでは不十分となり, 必然的に高亜音速さらには遷音速領域まで及ぶものが必要とされるに至った。

しかしこれら高速領域の研究設備においては, 設備の大きさは測定可能の最小の大きさに限定するとしても駆動動力源としては直ぐ 1000kW 程度あるいはそれ以上のものが必要となり, 従来本研究所の電力事情より考えて, このような大電力を必要とする研究設備の建設は, ほとんど不可能と考えられていた。ところが幸い昭和 34 年度より既報[2]の超音速風洞および極超音速風洞の建設計画が認められ, この空気源として 10 米球形貯気槽を含む設備が実現することになった\*。この貯気槽に貯えられた高圧空気 (15kg/cm<sup>2</sup>G, 約 10t) のエネルギーを利用すれば, 上記駆動動力源の問題は一挙に解決されることになる。このような経過をたどり昭和 37 年度に至り表記遷音速回転翼列試験機 兼 高速環状翼列風洞の設備が完成されるに至った。

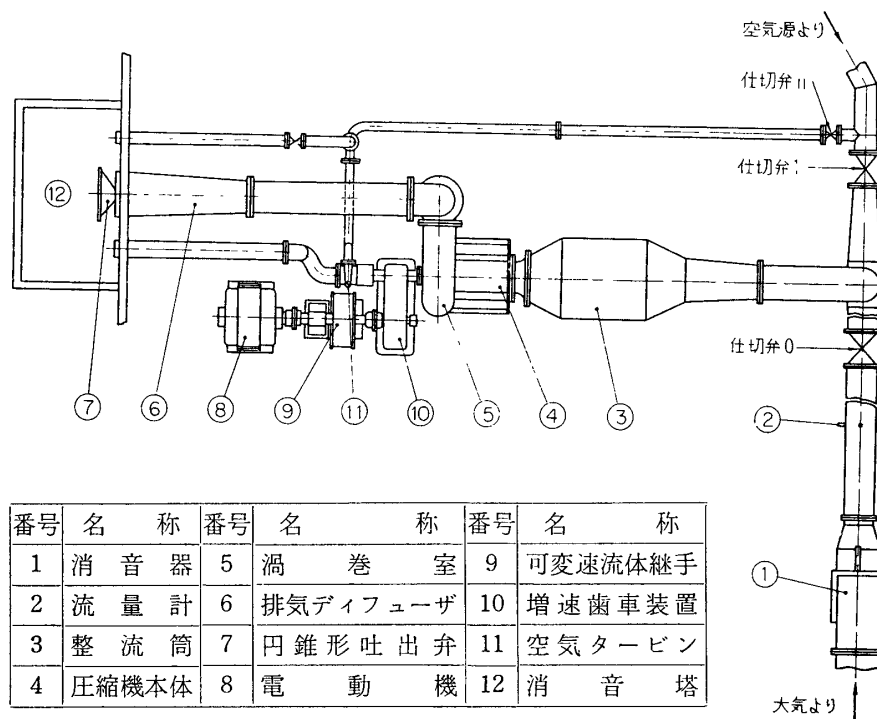
これらの設備は実用ジェットエンジンの開発に必要な諸データの提供を一つの目的とすることは勿論であるが, 同時に従来もっぱら低速領域で進められてきた定常および非定常内部流体力学の問題, および翼の振動強度に関する研究を高亜音速さらには遷音速領域にまで拡張して行なうことをおもな目的としている。

### 1. 設備の概要

本設備は緒言でも述べたごとく 10 米球形貯気槽を利用した空気源の実現により可能となったもので, この空気源とは密接な関係を持っている。すなわち高速環状翼列風洞として使用する際には, この空気源よりの圧縮空気を作動空気として直接利用することは勿論であるが, 一方遷音速回転翼列試験機として使用する際にも, 試験機本体の作動空気としては大気を吸込んで利用するが, 試験機駆動用空気タービンのエネルギー源として上記圧縮空気を利用しているわけである。

この際空気源よりの空気の圧力制御の精度は直接実験精度に関連するので可成りの精度が要求される。本設備の場合実験室配置の関係で, 設備本体の設置場所は, 調圧弁の位置より大分離れており(約 25m), かつ使用流量範囲が広いため(約 35kg/sec~1kg/sec) 調圧に関

\* 空気源設備の完成は昭和 36 年 5 月。



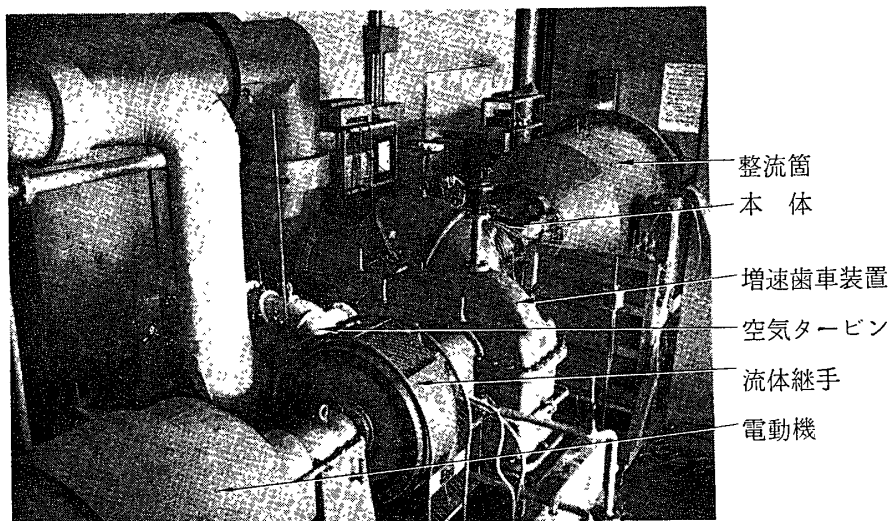
第1図 実験装置配置図

する要求精度 ( $\pm 1\%$  以内) を満足することはなかなか困難な問題であった。これら圧力制御に関する詳細は 2・1 中圧空気源制御系の項に述べられているが、流量に応じ 2 個の油圧式調圧弁 (大流量制御系) およびさらに小流量に対しては別の 2 個の空気圧式調圧弁 (小流量制御系) を適宜選択使用することにより上記要求精度を満足する遠隔制御が可能となった。

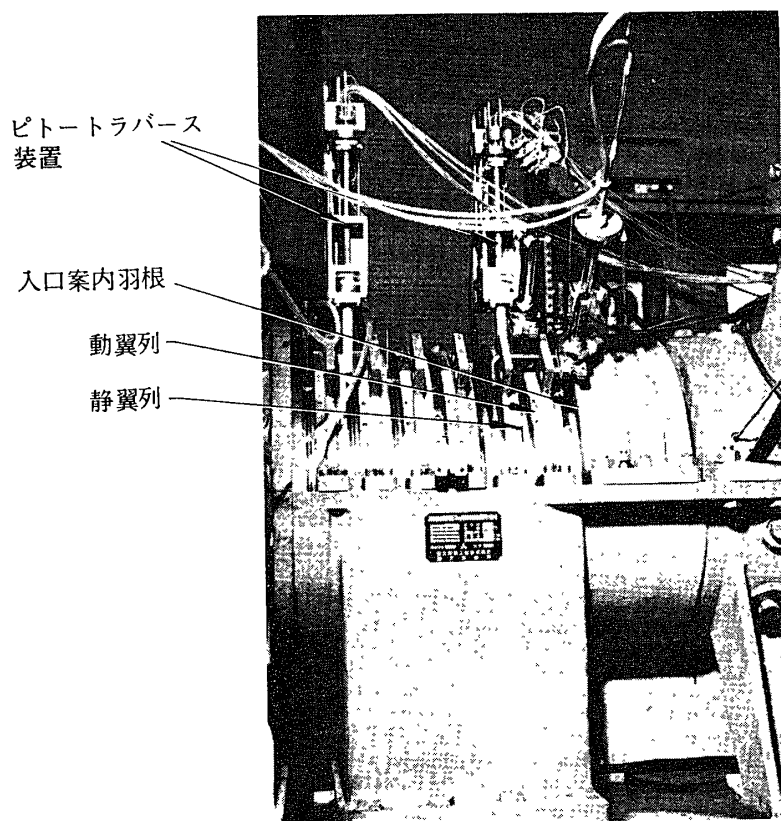
本設備の概要を第 1 図に、外観写真を第 2 図 (a) および (b) に示す。貯気槽に貯えられた圧縮空気 ( $15\text{kg/cm}^2\text{G}$ ) は、元弁を通り上記調圧弁により一定圧 (実験目的に応じ可変) に減圧され、直径 400mm 耐圧常用  $10\text{kg/cm}^2$  (水圧試験  $15\text{kg/cm}^2$ ) の導管により第 1 図に示す実験室内の配管に導かれ、その後実験室内において第 1 図の仕切弁 0, i, ii により目的に応じ必要な系に送られる。かくして後述する設備本体を通った空気は排気管を経て消音塔内に排気されるようになっている。本実験室は比較的民家に近く位置しているため排気の騒音防止には特に意を用いており、結果的には排気騒音の問題は全く起っていない。

また遷音速回転翼列試験機として使用する際の駆動用動力源としては、前述せるとく 400 PS 空気タービンおよび 500 kW 交流誘導電動機 (可変速流体継手, 増速歯車装置を含む) を並用しているわけであるが、上記騒音防止の見地より実験室は実験中屋外に対し密閉されるようになっている。一方作動用空気配管は屋外にまで導かれ、直接外気を吸込むようになっている。したがって 500 kW 交流誘導電動機の冷却空気の排気による室内温度上昇を防止し、かつ室内空気の換気をも行なう意味で電動機の排気口に排気ダクトを接続し、床のピットを通して屋外に排出するようにした。この結果長時間運転においても実験室内の温度上昇はあまり問題にならない範囲におさまっている。

本設備はその構成がかなり、複雑でありしかも小人数で実験を行なわねばならぬので計測



a. 設備全景



b. 遷音速回転翼列試験機本体

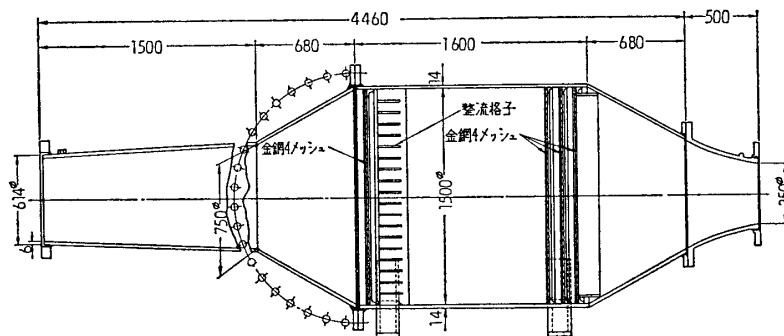
第2図

の自動化にも考慮を払っているが、一方危険防止には特に意を用い、危急停止の押しボタン一つで油圧式調圧弁の閉動作による圧縮空気の送風停止ならびに 500kW 電動機の停止を同時に行なえるようになっているほかに、さらにしゃ断速度の速い危急しゃ断弁を設立、緊急の送風停止に対し万全の対策を施している。

## 2. 高速環状翼列洞

本風洞は、上記 10 米球形貯気槽に貯えられた圧縮空気を作動空気として使用する吹出し式で、試験翼列入口におけるマッハ数 0~1.0 の範囲にわたって測定可能な環状翼列風洞である。この場合本風洞本体を前節の配管系に設備することにより初めて設備全体が環状翼列風洞として生かされることになる（これは別に設備本体として次節で述べる遷音速回転翼列試験機本体を設備すれば設備全体が遷音速回転翼列試験機として生きることになる）。翼列風洞として使用する際には翼列への流入空気は特に状態が一様で、乱れの少ないことが望ましいので、本体上流側には大きな整流筒を設けてある。この整流筒は同時に定圧筒の役割をも果しており、この部で圧力を検出し、圧力制御への入力として使用している。本風洞設備として使用する際には、第 1 図の大气に通じる仕切弁 0 を閉じ、また空気タービンに通じる仕切弁 ii を閉じ、仕切弁 i を開いた状態で使用する。これらの各仕切弁は互にインターロックされ、かつ間接的に貯気槽元弁ともインターロックされており（[2] を参照）、誤操作により高压空気が別系統に流れ込む危険を防止している。

第 3 図に整流筒断面図を示す。測定部本体で十分な一様流が得られるように整流筒平行部に 4 メッシュの金網 4 枚と、最初の金網直後にます目 75×75×150mm の整流格子一組を設

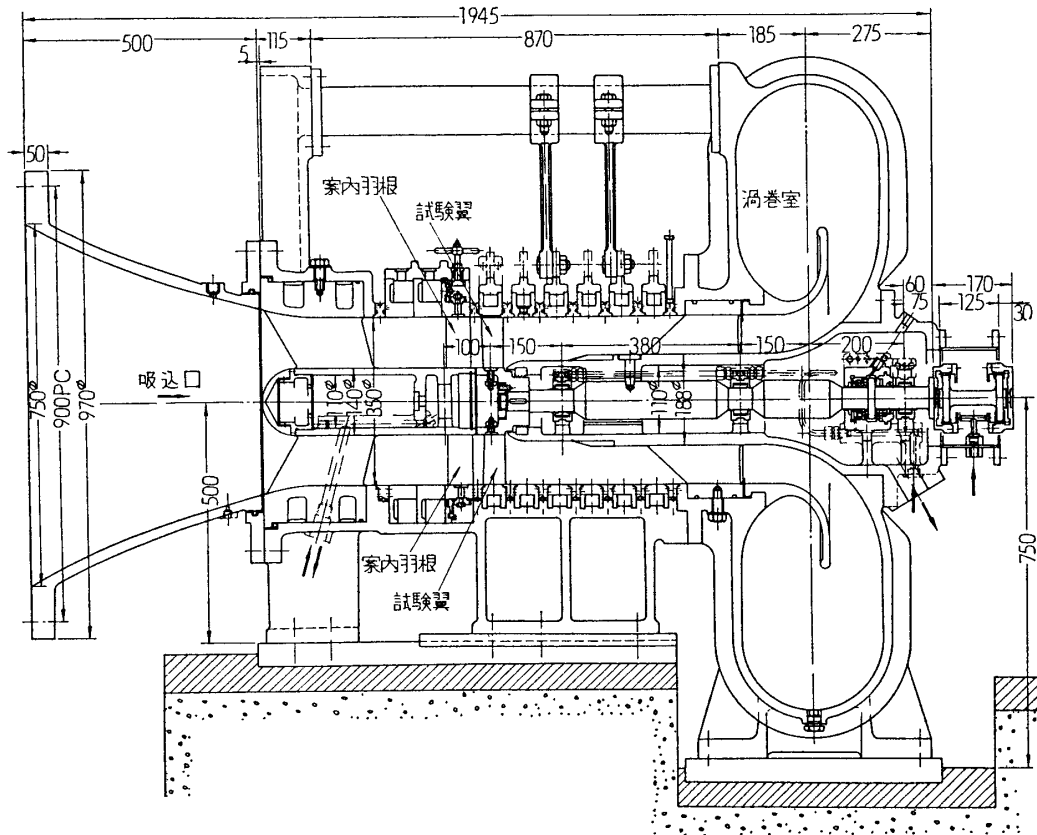


第 3 図 整流筒断面図

けた。なお、整流筒内径については、整流筒内の金網による全圧損失を極力小さくするために、最大使用流量に対し筒内風速が大略 20 m/sec 以下になるように設計し、内径 1.5 m と決定した。絞り部は直径 900 mm までは円すい状に直線で絞り、以後風洞本体の外径 350 mm までの間を緩やかな曲線\* で絞っている。この中間の絞り部は風洞本体の分解を行ないやすくするために軸方向に可動のフランジを設け、空気もれに対してはグランドパッキンにより気密を保つような構造にしてある。

第 4 図に環状翼列風洞本体の組立図を示す。本体は外径を 350 mm 一定とし、実験目的に応じ内筒部の交換を行なうことによりボス比を任意に変え得るような構造になっている。試験翼列は、内筒側のディスクにボルト締めするようになっており、翼列の食違い角は自由に換えられるようになっている。なお翼列の作動範囲を拡げる意味で試験翼列は低速（最大

\* 風洞本体のボス比に少なくとも 2 種あるいはそれ以上の値を使用するので、それぞれのボス比に最適な曲線は決定し得ないので適当な曲線で妥協した。



第4図 本体組立図

3,000rpm) で回転することも可能になっている。試験翼列への流入角は翼列前方の案内羽根の取付角を変えることにより変化できるようになっている。

試験翼列の設計に当っては、遷音速軸流圧縮機の遷音速段において特に静翼の性能が問題になっているので、この点を考慮し、ポス比 0.4 (一般に入口段を遷音速段とすることが多い)、段当り圧力比 1.3 の遷音速段の静翼列を試験翼列として考え、これにマッチした入口案内羽根を合せて設計することにした。翼の設計は、NACA のカーペット線図を利用して行ない、翼形は入口案内羽根としては NACA 63 ( $C_{10}A_4K_6$ ) 06 を試験翼としては NACA ( $10C_{10}$ ) 10 を用い、それぞれ文献 [3] および [4] を参照して設計した。その際弦節比は Howell の方法を参考として求め、内周部で 1.5, 外周部で 0.75 とし、構造的に可能な翼枚数を考え、入口案内羽根 20 枚、試験翼 16 枚として翼弦長を定めた。第 1 表に今回設計せる試験翼列の諸元を示す。

試験翼列前後の断面では円周方向約  $180^\circ$  のトラバースが可能なトラバースリングが設けられており、これに半径方向のトラバース装置 (手動および自動) を取付け適当な計測装置を用いることにより、円周方向および半径方向の圧力分布、温度分布、速度分布、風向分布などの計測が可能になっている。なお翼列後方においてはさらに 6 断面で円周方向および半径方向のトラバース計測が可能となるような構造になっている。

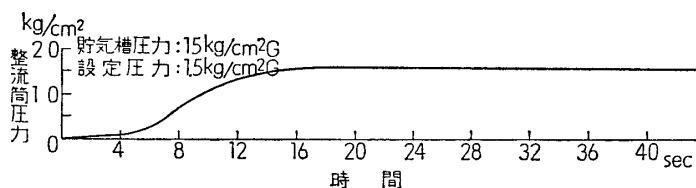
風洞の通風はまず前記実験室内の弁操作 (第 5 表, 2) を行ない、さらに上流側の超音速

第 1 表 翼列設計諸元

名称		流線	I	II	III	V	IV	
案内羽根	翼形	NACA 63 (C <sub>10</sub> A <sub>4</sub> K <sub>6</sub> ) 06						
	ボス比 $\nu$		0.966	0.833	0.700	0.566	0.433	
	ソリディティ $\sigma$		0.75	0.85	0.98	1.18	1.50	
	翼弦長 c mm		39.8	38.8	37.7	36.7	35.7	
	流入角 $\alpha_0^\circ$		0	0	0	0	0	
	流出角 $\alpha_1^\circ$		19.38	22.18	25.88	30.97	38.12	
食違い角 $\xi^\circ$		13.2	14.8	16.8	20.1	24.3		
試験翼	翼形	NACA 65 (10 C <sub>10</sub> ) 10						
	ソリディティ $\sigma$		0.75	0.847	0.978	1.18	1.50	
	翼弦長 c mm		49.7	48.4	47.1	45.8	44.5	
	流入角 $\alpha_1^\circ$		19.30	22.18	25.88	30.97	38.12	
	流出角 $\alpha_2^\circ$		0	0	0	0	0	
食違い角 $\xi^\circ$		7.88	9.38	11.08	13.37	16.42		

案内羽根: 20 枚, 静翼: 16 枚

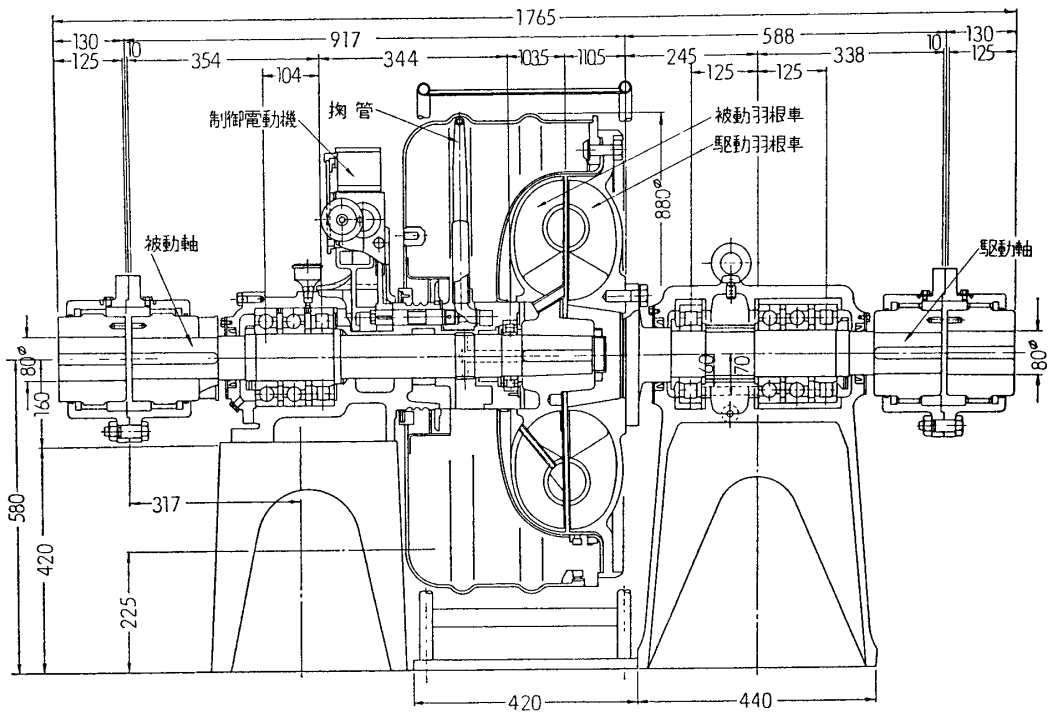
および極超音速風洞 [2] との流路切換えのための弁操作 (第 5 表, 1) を行ない, しかるのち第 10 図の写真で示す本実験室内の制御盤上の所定の操作 (第 5 表, 3~21) を順次行なえば初めて貯気槽元弁のインターロックが解かれて元弁が開き, 次いで実験開始の押しボタンを押すことにより調圧弁が開き通風される. 通風が開始されると整流筒に取付けた圧力検出器が作動してあらかじめ設定した設定圧力との差圧に応じた出力が調圧弁に饋還され, 貯気槽内の圧力降下にかかわらず整流筒内の圧力は常に設定圧に維持されるようになっている. ただし 3・1・2 小流量制御系で説明してある空気圧式調圧弁を使用する場合には, 圧力検出は調圧弁の直ぐ下流で行なっている. 第 5 図に一例として通風時の整流筒内圧力変化を実測した結果を示す.



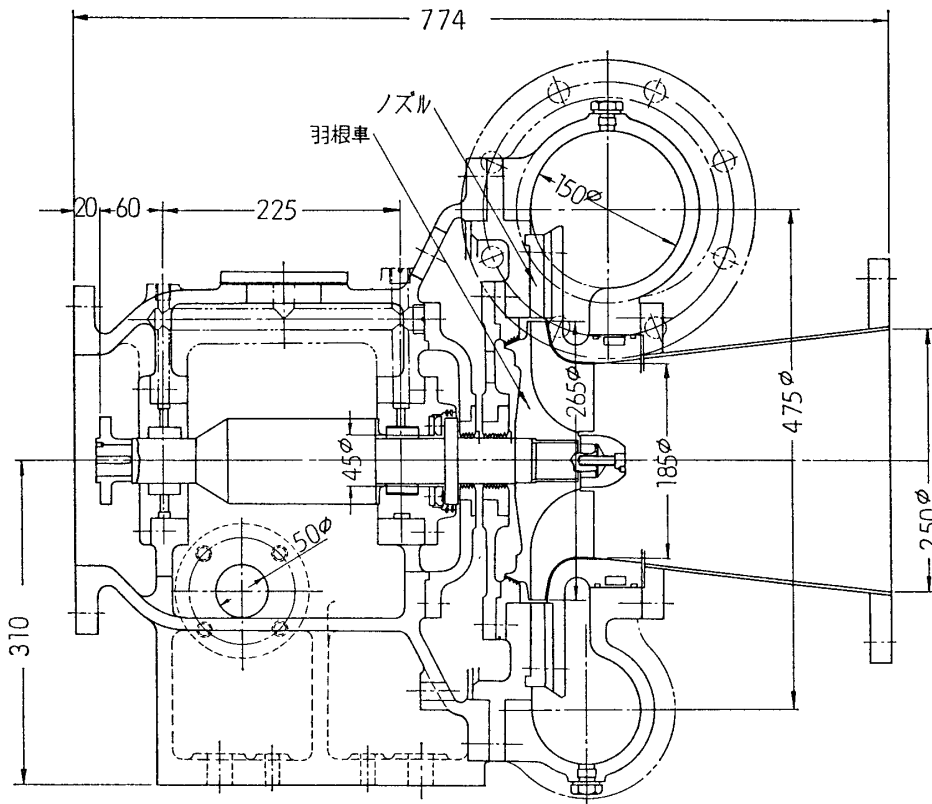
第 5 図 整流筒内圧力変動

### 3. 遷音速回転翼列試験機

この場合も設備全体としては第 1 図の概要に示すごとく, 共通の配管系に測定部本体として環状翼列風洞本体の代りに遷音速回転翼列試験機本体を設備することにより生きてくることになる. この場合の弁操作としては, 第 1 図で仕切弁 0 および ii を開き, i を閉じて使用する. かくすることにより試験機の作動空気は直接屋外の大気より吸込まれ, 吸気消音器, 吸



第6図 流体継手断面図



第7図 空気タービン断面図

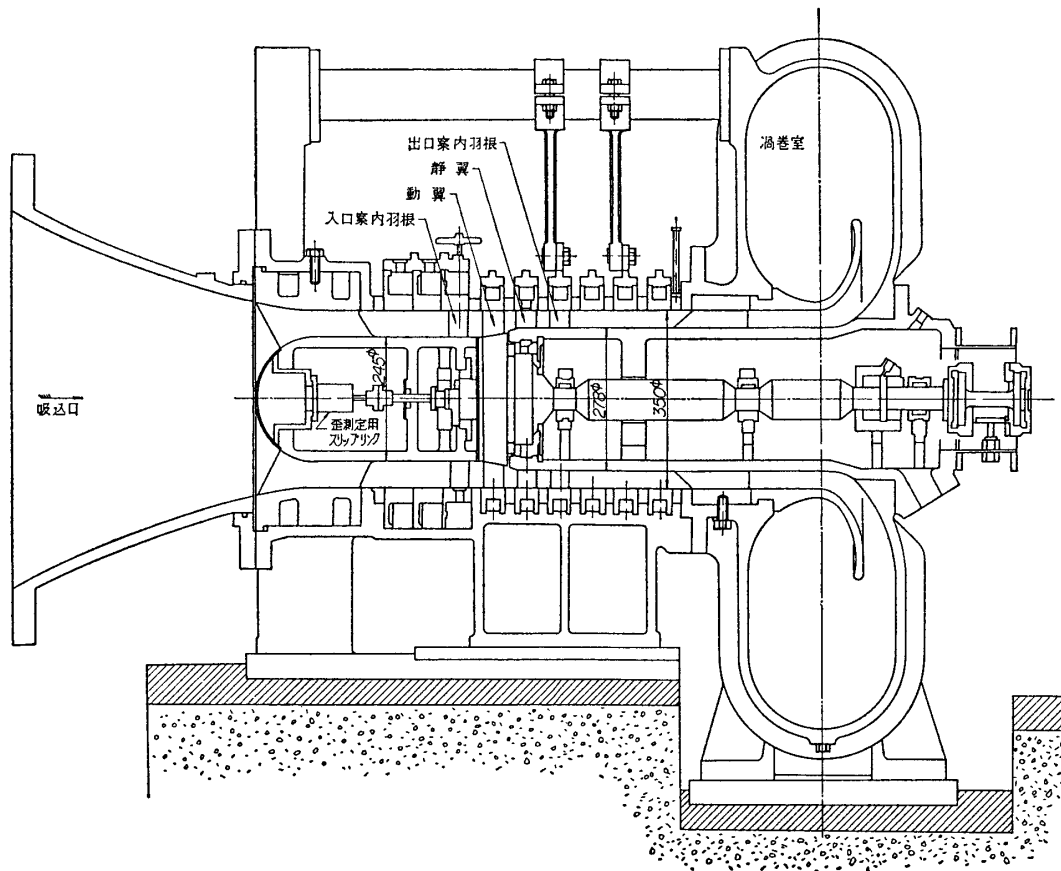


気ダクト (500 mm $\phi$ ), 流量計, 仕切弁 0, 整流筒を経て試験機本体に導びかれ, 出口スクロール, 排気ダクト (600 mm $\phi$ ), 吐出弁を経て排気消音塔に排気される. 試験機の駆動動力源としては, さきにも触れた様な所内の電力事情より 500 kW 交流誘導電動機および貯気槽の圧縮空気をエネルギーとする 400 PS 空気タービンを並用している. 駆動系の概略は第 1 図に示すように, まず 500 kW 交流誘導電動機 (1470 rpm) の出力は可変速流体継手を経て増速歯車装置 (増速比 15.8 : 1) の入力軸に加えられる. 増速装置の出力軸には試験機本体が接続されているが, 出力軸の反対側には空気タービンが接続されている. 空気タービンの作動空気としては貯気槽の圧縮空気を使用するわけで, 圧縮空気はやはり第 1 図に示すように貯気槽からの配管より仕切弁 ii を通って直径 6 吋の導管により導びかれ, 排気は排気管を経て共通の排気消音塔に排気される. 空気タービンの運転要領は前記環状翼列風洞の通風と全く同一である. この場合貯気槽内に貯えられた圧縮空気の量 (15 kg/cm<sup>2</sup> G, 10 t) は限られているので空気タービンの運転時間には限度がある (全力運転では約 30 分). したがって駆動力の主体としては常に 500 kW 電動機を全力運転し, 足りない分だけ空気タービンにより補うこととし, 極力空気タービンの運転時間を延し, 実験時間を長くするように努力している. 第 6 図に流体継手, 第 7 図に空気タービンの組立図をそれぞれ示し, また第 2 表に各装置の仕様を示す.

第 2 表 実験装置仕様

名 称	仕 様
電 動 機	出力: 500 kW, 回転数: 1,470 rpm
空気タービン	単段ふく流型: 400 PS (max), 回転数: 22,000 rpm(max), 入口空気圧力: 5 kg/cm <sup>2</sup> G
流 体 継 手	伝達馬力最大: 500 kW, 駆動側回転数: 1,470 rpm, 被動側調速範囲: 450~1,500 rpm
増速歯車装置	増速比: 15.8
圧縮機本体	入口側: 外径 $\times$ 内径=350 $\phi$ $\times$ 245 $\phi$ , ボス比: 0.7 出口側: 外径 $\times$ 内径=350 $\phi$ $\times$ 278 $\phi$ , ボス比: 0.795 流入速度: 180 m/s, 段落圧力比: 1.6, 修正回転数: 19,090 rpm, 修正流量: 9.35 kg/s, 入口案内羽根: 20枚, 動翼: 28枚, 静翼: 38枚

第 8 図に遷音速回転翼列試験機本体の組立図を示す. 試験機外筒部は, 前述せる環状翼列風洞本体と併用するようになっている. したがってトラバースリング等測定部の構造は, 前記風洞本体と全く同様である. なおトラバースリング側面よりの空気もれに関しては摺動面にラビリンスを設け, さらに試験機内部との圧力平衡を保つため適当な圧力の空気をラビリンス部に導けるような構造を持っている. これに対し試験機内筒部は, 環状翼列風洞の場合とは全く別個のものを使用しており, 動翼列に対する相対マッハ数を先端部で超音速になるようにするには, ロータ回転速度としては 20,000 rpm 前後を必要とするので, 特に内筒の剛性, 軸受の選択, 潤滑等に意を用いて設計を行なった. 今回は特に高圧力比の遷音速軸流圧縮機翼列の研究用とし, 入口案内羽根, 動翼, 静翼, 出口案内羽根の翼列配備を持ち圧力



第8図 本体組立図

第3表 速度三角形諸元

名称	流線	I	II	III	IV	V	VI	VII
動翼前ボス比	$\mu_1$	1.000	0.972	0.925	0.850	0.775	0.729	0.700
動翼流入角	$\alpha_1^\circ$	8.6	8.9	9.3	10.0	11.1	11.7	12.3
静翼流入角	$\alpha_2^\circ$	42.7	43.3	44.5	46.5	48.6	49.8	50.8
出口案内羽根流入角	$\alpha_3^\circ$	15.2	15.7	16.2	17.3	18.5	19.4	20.0
動翼相对流入角	$\beta_1^\circ$	60.8	59.7	58.6	55.8	52.5	50.4	48.9
動翼相对流出角	$\beta_2^\circ$	45.7	43.7	40.2	33.2	24.4	18.1	13.7
動翼转向角	$\epsilon_R^\circ$	15.1	16.0	18.4	22.6	28.1	32.3	35.2
静翼转向角	$\epsilon_S^\circ$	27.5	27.6	28.3	29.2	30.1	30.4	30.8
動翼流入相对マッハ数	$M_1'$	1.120	1.092	1.045	0.972	0.897	0.853	0.828
静翼流入マッハ数	$M_2$	0.698	0.712	0.722	0.751	0.786	0.805	0.828
軸流速度	$Ca$ m/s	180.0	180.0	180.0	180.0	180.0	180.0	180.0
動翼入口周方向速度	$Cu_1$ "	27.3	28.1	29.5	32.1	35.2	37.4	39.0
静翼入口周方向速度	$Cu_2$ "	166.0	170.0	177.0	189.4	204.0	213.3	220.0
出口案内羽根入口周方向速度	$Cu_3$ "	49.4	50.6	52.6	56.4	60.5	63.5	65.5

第 4 表 翼列設計諸元

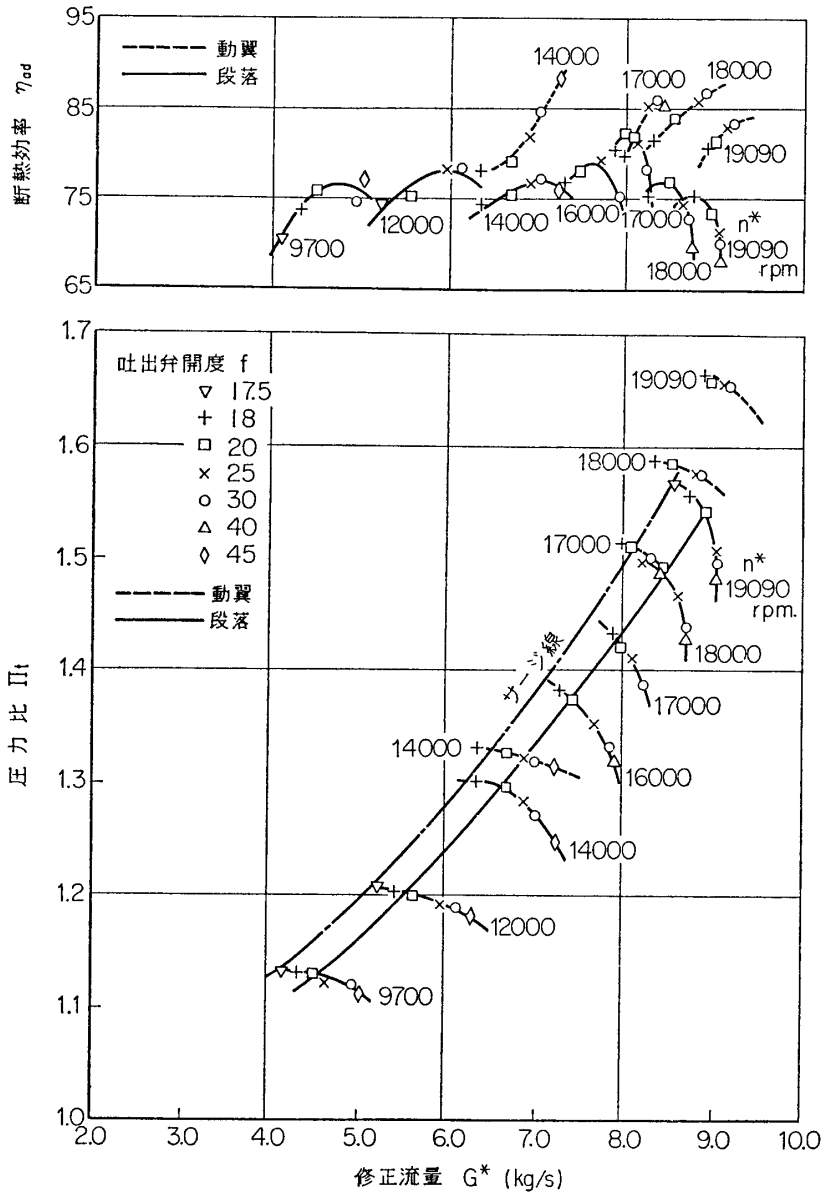
名称		流線				
		I	III	IV	V	VII
動翼前ボス比 $\mu_1$		1.000	0.925	0.850	0.775	0.770
動翼列	ソリディティ $\sigma$	1.27	1.37	1.49	1.62	1.78
	翼弦長 $c$ mm	50.0	50.1	50.5	50.6	50.9
	翼厚比 $t_{\max}/c$	0.040	0.045	0.050	0.055	0.060
	前縁半径比 $r/t_{\max}$	0.15	0.15	0.15	0.15	0.15
	後縁半径比 $r/t_{\max}$	0.15	0.15	0.15	0.15	0.15
	翼入口角 $\beta_{1b}^\circ$	57.90	54.15	50.60	47.80	45.90
	翼出口角 $\beta_{2b}^\circ$	40.80	35.10	27.60	17.80	6.00
	そり角 $\theta^\circ$	17.10	19.05	23.00	30.00	39.90
	入射角 $i^\circ$	2.9	4.4	5.2	4.7	3.0
	偏差角 $\delta^\circ$	1.38	1.46	1.55	1.65	1.77
食違い角 $\xi^\circ$	49.35	44.60	39.10	32.80	25.95	
静翼列	ソリディティ $\sigma$	1.38	1.46	1.55	1.65	1.77
	翼弦長 $c$ mm	39.9	40.0	40.1	40.1	40.2
	翼厚比 $t_{\max}/c$	0.080	0.075	0.070	0.065	0.060
	前縁半径比 $r/t_{\max}$	0.15	0.15	0.15	0.15	0.15
	後縁半径比 $r/t_{\max}$	0.15	0.15	0.15	0.15	0.15
	翼入口角 $\beta_{1b}^\circ$	47.1	46.8	46.7	47.4	48.2
	翼出口角 $\beta_{2b}^\circ$	6.15	7.70	9.30	10.9	12.8
	そり角 $\theta^\circ$	40.95	39.10	37.40	36.50	35.40
	入射角 $i^\circ$	-4.4	-2.3	-0.2	1.2	2.6
	偏差角 $\delta^\circ$	9.1	8.5	8.0	7.6	7.2
食違い角 $\xi^\circ$	26.63	27.25	28.00	29.14	30.4	

比 1.6 のものを設計した。設計の詳細に関しては既に報告 [5] にしてあるので、ここでは今回設計した速度三角形と、翼列の諸元をそれぞれ第 3 表および第 4 表に示しておくことにする。この場合試験翼列の翼形としては、遷音速領域に適する二重円弧翼を使用することにした。なお入口案内羽根として C4 系を、出口案内羽根としては 65 系の翼形を採用した。

動翼列は強度の点よりロータへの植込みはダブテールの方式を採用しており、したがって動翼の食違い角を変更することはできないが、静翼列は外周ケーシングにボルト締め方式をとっているため、静翼の食違い角は自由に変えることができる。また入口案内羽根の取付け角は、実験中一度に変えることができるような構造を有している。また動翼の回転中の定常および非定常応力を測定できるように、軸の先端に 9 素子のスリップリングが取り付けられている。動翼に貼付された抵抗線歪計よりの出力は、ロータデスクの円筒面上に設けられたターミナルよりロータディスクを半径方向に貫く孔を通じ車軸に導びかれ、車軸内の小孔 (8mm $\phi$ ) により車軸端のターミナルに導びかれ、上記スリップリングを介して外部に取り出されるようになっている。この際ロータディスクおよび車軸に設けた孔の内部の導線は、孔を満す接着剤 (SP-3) により絶縁を保持されると同時に完全に固着されており、現在までのところこの

部での断線事故は完全に防止されている。

第9図には今回設計せる遷音速軸流圧縮機としての特性の一例を示す。図は出口案内羽根をはずして行なった場合で、遷音速領域において効率低下がかなり大きく、また遷音速領域では翼列損失の少ない入射角範囲が狭くなるので動静翼のマッチングを取ることがかなり難しいことを示している（詳細は [5] 参照）。



第9図 特性曲線

なお先にも述べたように本装置は駆動系が2本立でかなり複雑であり、万一の場合の危険防止にはできるだけ対策を考え、押ボタン一つで全装置を危急停止できるようになっているが、たとえば、停電などにより油圧源が停止された場合にも試験機の慣性により試験機が

完全に停止するまでの間給油を続けられるように、油圧系の一部をバイパスして、実験室屋上(高さ約 11m) に設けた油ため(容積約  $1\text{m}^3$ ) に絶えず油を満すようになっている。

#### 4. 制 御 盤

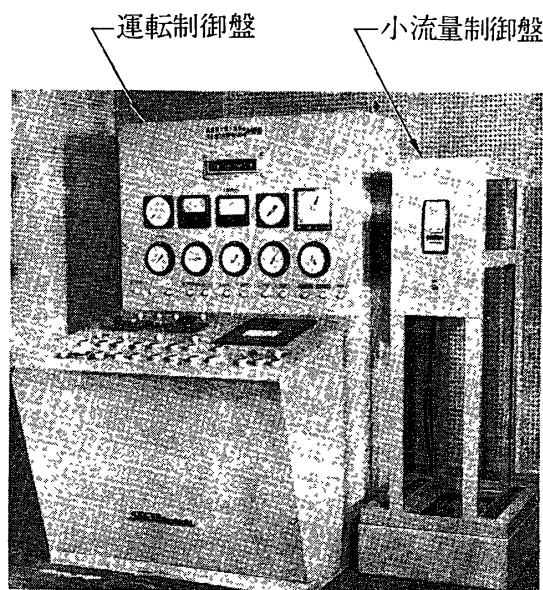
本装置の運転制御を行なう制御盤の外観写真を第 10 図に示す。左側が大流量制御盤で右側が小流量制御盤である。大流量制御盤面に取付けた機器は、その使用目的によって次のように分けられ、その銘板も区別しやすいように色分けされている。回転翼列試験機関係(電動機駆動)の銘板は白色、空気源利用の高速環状翼列風洞、空気タービン関係の銘板は緑色、安全対策関係の銘板は赤色としている。

制御盤には次のような計器および器具が取付けられている。回転翼列試験機関係は電源スイッチ(100V, 200V)、500kW 電動機起動停止押ボタン、給油、排油、真空ポンプ起動停止押ボタン、流体継手増減速押ボタン、その他各種押ボタン、各種表示灯、試験機回転計、流体継手回転計、吐出弁開度計、試験機出口圧力計、給油圧力計、排油圧力計、軸受温度 14 点切換装置および温度計である。空気源利用の高速環状翼列風洞および空気タービン関係は球形貯気槽圧力計、タービン入口圧力計、整流筒圧力計、圧力変換器切換装置、調圧弁切換スイッチ、手動操作器、実験準備完了確認等各種押ボタン、各種表示灯である。また安全対策関係は電動機、空気タービン非常停止押ボタン、急閉弁閉押ボタンである。小流量制御盤には、調節計および電源スイッチがある。

制御系統は使用目的に応じて次のように分けられている。

1) 高速環状翼列風洞運転制御は本制御盤と中央制御盤([2] 参照)とを併用する。実験準備が完了すれば、電動元弁に組み込まれた電氣的なインターロックは解かれるので、自動制御あるいは手動制御にて、No. 1, No. 2 いずれかの油圧式調圧弁により、球形貯気槽の空気を風洞に制御通風することができる。

2) 500kW 電動機単独運転による回転翼列試験機運転制御は、本制御盤のみで制御できる。500kW 電動機の起動回路は給油ポンプ、排油ポンプ、真空ポンプ運転により解かれる電動的なインターロックを組み込んで、試験機の安全を確保している。このインターロックは電動機の停止回路にも組み込んであるので、試験運転中いずれのポンプが停止しても、試験機保護のため電動機は自動的に停止する。試験機は可変流体継手により、電動機と接続されており、したがって試験機の回転制御は制御盤において流体継手増減速押ボタンを操作することによって行なう。また安全対策として流体継手回転計と並列にメタリレーを取付け、負荷側に異常が生じた時、回転速度の上昇を検出して電動機を停止させる。この停止回転速度



第 10 図 運転制御盤

第5表 実験準備完了の条件

		空 気 源	
高速環状翼列風洞		遷音速回転翼列試験機	
		空気タービン (大流量調圧装置)	空気タービン (小流量調圧装置)
1	仕切弁 No. 1, No. 2, No. 5 を閉じ, No. 3 を開く.	左に同じ	仕切弁 No. 1, No. 2, No. 3 を閉じ, No. 5 を開く.
2	仕切弁 0 (大気吸込弁), II を閉じ, i を開く.	仕切弁 0 (大気吸込弁), II を開き, i を閉じる.	左に同じ
3	仕切弁切換スイッチを〔i〕側にする.	仕切弁切換スイッチを〔II〕側にする.	左に同じ
4	操作電源 100V, 200V を入れる.	左に同じ	左に同じ
5	仕切弁切換スイッチ No. 3 を仕切弁側にする.	左に同じ	左に同じ
6	選択スイッチを No. 3 仕切弁側にする.	左に同じ	選択スイッチを No. 5 仕切弁側にする.
7	なし	なし	No. 4, No. 5, No. 4, 5 いずれかの調圧弁を選び, 切換スイッチをそこにたおす
8	圧力発信単切換スイッチを「4」側にする.	左に同じ	左に同じ
9	自動, 手動切換スイッチを使用する側に切換える. 自動の場合はここで調圧設定を行なう.	左に同じ	自動, 手動切換スイッチを〔MAN〕にする.
10	なし	なし	手動操作器を閉側にする.
11	調圧弁切換スイッチを弁停止側にする	左に同じ	左に同じ
12	タービン, ブロワ発信器切換スイッチをブロワ側にする.	タービン, ブロワ発信器切換スイッチをタービン側にする.	左に同じ
13	各種表示灯の点滅状況を確認する.	左に同じ	左に同じ
14	吐出弁閉でないことを確認.	なし	なし
15	実験準備完了確認押ボタンを押す.	左に同じ	左に同じ
16	油圧ポンプ電源投入 (圧力計指示 70 kg/cm <sup>2</sup> G を確認)	左に同じ	調圧弁用空気源ベビコン運転.
17	なし	なし	標準圧力計で設定を行なう
18	なし	なし	定電圧装置電源投入.
19	調整中運転中切換スイッチを運転中にする.	左に同じ	左に同じ
20	調圧準備完了確認押ボタンを押す.	左に同じ	左に同じ
21	第2次実験準備完了確認押ボタンを押す.	左に同じ	左に同じ

500kW 電動機			
	高速環状翼列風洞	遷音速回転翼列試験機	
		空気タービンと併用	電動機単独使用
1'	なし (2. で完了)	なし (2. で完了)	仕切弁 0 (大気吸込弁)を開き, i, ii を閉じる.
2'	なし (4. で完了)	なし (4. で完了)	操作電源 100V, 200V を入れる.
3'	給油ポンプ運転 (圧力計指示 1.5 kg/cm <sup>2</sup> G を確認)	左に同じ	左に同じ
4'	排油ポンプ運転 (圧力計指示 -300mm Hg を確認)	左に同じ	左に同じ
5'	真空ポンプ運転	左に同じ	左に同じ
6'	なし (14. で完了)	吐出弁閉でないことを確認	左に同じ
7'	流体継手「増速可能」表示灯の点灯確認	左に同じ	左に同じ
8'	流体継手「減速可能」表示灯の消灯を確認	左に同じ	左に同じ

はメタリレーにおいて任意に設定できる。

3) 500kW 電動機, 400PS 空気タービンの並列運転による回転翼列試験機運転制御は, 本制御盤と中央制御盤とを併用する。電動機運転制御は上述の単独運転制御に準ずる。空気タービン運転制御は, 流量に応じて大流量制御系と小流量制御系のいずれかを使用する。この場合も電動元弁に組み込まれた電気的なインターロックを解いて, 球形貯気槽の空気を空気タービンに供給するためには, 実験準備を完全にしなければならない。並列運転制御による最高回転速度は 22,000 rpm である。

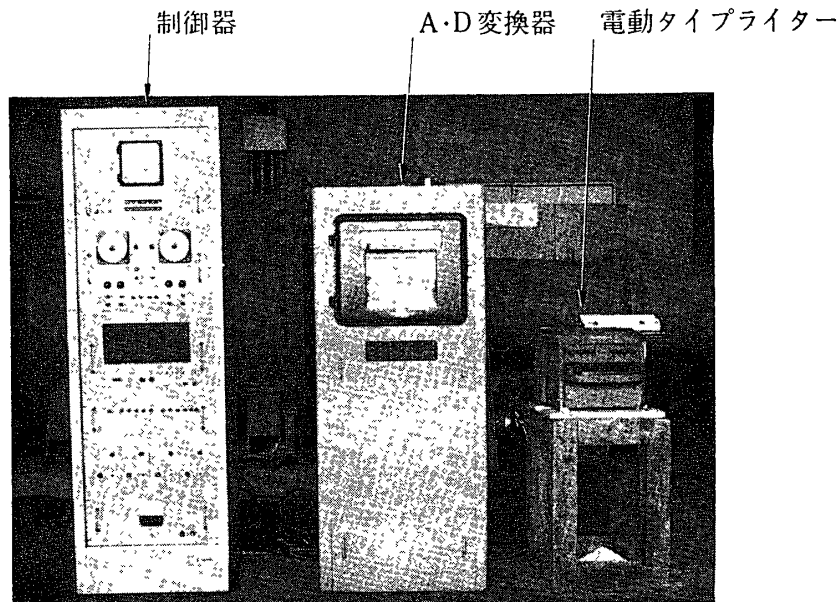
以上それぞれの運転制御の場合, 実験準備完了までに必要な運転順序をまとめると第 5 表に示すようになる。

本試験機は高速回転機械であり, また高圧空気を利用するので, 安全性に対しては十分の考慮がなされている。すなわち, 上述のように電気的なインターロックを組み込んで, 実験準備が完全でない場合には, 電動機は起動できず, 空気タービンあるいは風洞も通風できない。また制御運転中の異状に対しては, 押ボタン操作により電動機は非常停止できる。また空気タービン, 風洞についても急閉弁による気流の急速シャ断を行なって安全を確保する。

## 5. おもな計測装置

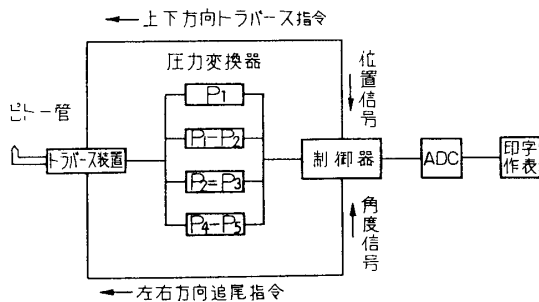
上記設備を利用して実験を行なう際静的および動的諸量の計測に使われる一般的計測器については, 特に記述する必要もないが, さきにも触れたように本設備は構成がかなり複雑であり, その上限られた比較的短い運転時間内に少人数で計測を完了する必要上可能な範囲で計測の自動化を考慮しているので, これらについて簡単に記述しておくことにする。

まず翼列性能解析に直接必要な全圧，風向，風速などの測定には2要素の自動追尾風向風速計を試作して使用している．本装置はさきに低速の回転翼列試験機用の計器〔1〕参照〕として試作開発したものを原形とし，その後の進歩も加味して高速用として改良したもので



第11図 自動追尾風向風速計

追尾時間もかなり短縮されている．第11図に装置の写真を，第12図にブロック線図を示す．計測器としては5孔ピトー管を使用しその左右の圧力孔の圧力が常に平衡するようにサーボ機構で自動追尾し，その追尾角をポテンショメータの出力として検出する．さらに左右の圧力が平衡した状態での左右の平衡圧力(実際には中央圧力との差圧の形で検出)，上下圧力孔の圧力差および中央圧力孔の圧力をそれぞれ差動変圧器を利用した圧力変換器により電氣的出力として検出する．測定に際し5孔ピトー管は試験機本体(あるいは風洞本体)の半径方向に自動トラバースが可能となっており(トラバース部分の写真は第2図(b)参照)，半径方向の測定箇所はあらかじめパッチボード上にて指定すれば全く自動的に測定トラバースを繰り返し，最後の測定点の測定終了後トラバースは停止するようになっている．なお2要素のトラバースは同時に行ない，測定箇所の選定は両者独立に与えられるようにしてある．このようにして検出された出力は既存の上記低速回転翼列試験機用のADCログにより



第12図 自動追尾風向風速計ブロック線図

数字化し，やはり既存の電動タイプライタにより全く自動的に印字作表を行なうこととしてある．本装置の主な仕様を第6表に示す．

また試験機の全，静圧測定にはやはり差動変圧器を利用した圧力変換器とデジタルボルトメータ，およびプリンタを組合せたデジタル自動記録圧力計と，24組の電磁バルブを利用した自動圧力切換装置とを組合せ，24点



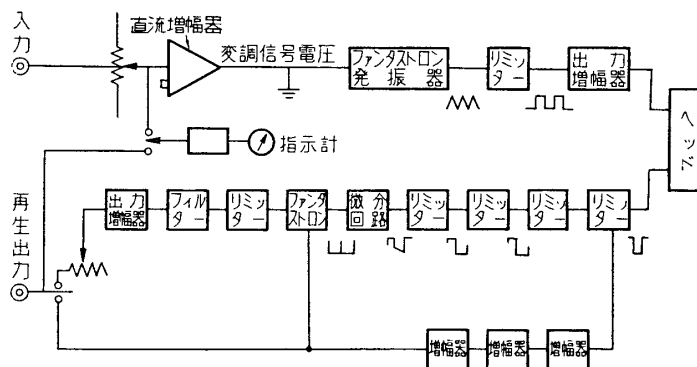
第 6 表 自動追尾風向風速計仕様

名 称		規 格
風尾 向装 追置	作 動 角 度	-80°~80°, -50°~50°
	追 尾 速 度	160°/30 sec
	差圧変換器感度	1 mV/10 mmaq
トス ラ 装 置	測 定 範 囲	0~105 mm, 最小送り 1 mm
	送 り 速 度	105 mm/60 sec
圧 力 変 換 器	$P_1$	-0.5~2.5 kg/cm <sup>2</sup>
	$P_1 - P_2$	0~1.0 kg/cm <sup>2</sup>
	$P_4 - P_5$	-0.2~0.2 kg/cm <sup>2</sup>

切換自動記録圧力計を試作して使用している。本装置の測定圧力範囲は 0.5~2kg/cm<sup>2</sup> で、一点の切換時間は 2 秒以内であり、印字のけた数は 4 けたである。

これに対し温度の測定には、主として熱電対を利用した全温度計その他をプローブとして用い、記録は 6 要素の打点式自動記録計を利用しており、この方は目下のところ自動トラバースを行なうまでに至っていない。

以上は主として静的諸量の自動測定について記述したが、これに対し動的諸量の計測にはまず変換器としては測定量に応じ、従来通り抵抗線式動的歪計、容量型変動圧力測定装置、熱線風速計、その他を利用し、振動数に応じペン書きオッシログラフ、ビジコーダ、陰極線オッシログラフなどで観察記録することには変りがないが、一方短時間の実験結果を有効に観察、解析を行なうには記録の再生ができることが望ましく、この見地より動的諸量の記録計として FM データレコーダを利用することにした。第 13 図はそのブロック線図を示す。本器は 7 要素であり、テープ幅 1/2 吋、最大速度 60 吋/秒、最低速度 1<sup>7</sup>/<sub>8</sub> 吋/秒 の間で 6 速度切換可能（現在では増幅器の関係で 60, 30, 1<sup>7</sup>/<sub>8</sub> 吋/秒 の 3 速度利用）である、周波数特性



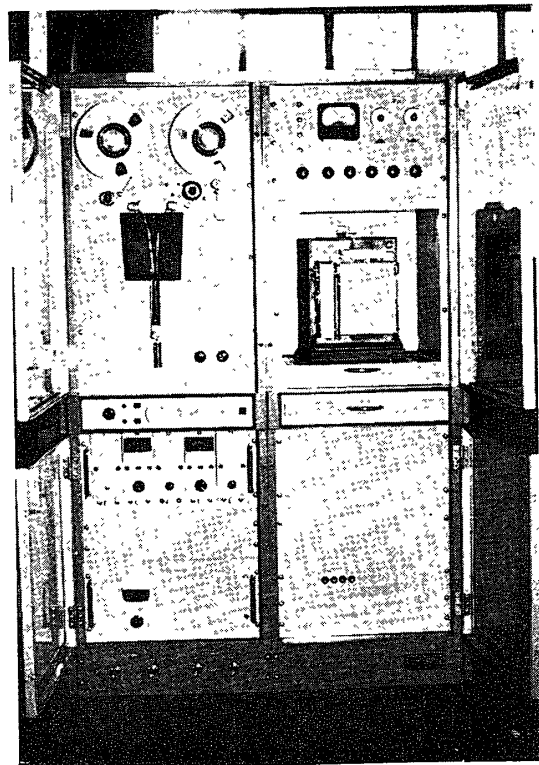
第 13 図 FM データレコーダブロック線図

第7表 FM データレコーダ仕様

名 称	規 格
記 録 再 生	FM 増幅
使 用 リ ー ル	10 <sup>1</sup> / <sub>2</sub> 吋
使 用 テ ー プ 幅	1/2 吋
ト ラ ッ ク 数	7 トラック
テ ー プ 速 度	60, 30, 15, 7 <sup>1</sup> / <sub>2</sub> , 3 <sup>3</sup> / <sub>4</sub> , 1 <sup>7</sup> / <sub>8</sub> IPS
テープ速度の許容値	±0.25% 以内
ワウフラッタ許容値	
60 IPS	0.08% (RMS)
30 "	0.08% ( " )
1 <sup>7</sup> / <sub>8</sub> "	0.4 % ( " ) 推定
周 波 数 特 性	
60 IPS	0~10 kc
30 "	0~5 kc
1 <sup>7</sup> / <sub>8</sub> "	0~0.3 kc
入 力 電 圧	±1 V~±20 V
入力インピーダンス	100 kΩ 不平衡
出 力 電 圧	±1 V~±1.5 V
出力負荷インピーダンス	10 kΩ 不平衡
ド リ フ ト	3% 以内

は 0~7 kc の範囲ではほとんど平坦であり、10kc において -1 db の特性を持っている。本器の詳細な仕様は第7表に示す。このデータレコーダを利用すれば実験後に測定量の周波数分析、統計処理などゆっくり行なえる利点がある。

この統計処理の一例として、試験機内の乱れの測定あるいはこれと関連する翼の不規則振動の解析などが考えられるが、この目的のため第14図に示す磁気テープを利用した相関計をも設けている。本器は周波数 0~300 cps の範囲を自己および相互相関、平均値、分散などの計測が可能である。第8表に本器の詳細な仕様を示す。これと上記変速比 32 のデータレコーダと組合せて利用すれば 0~10 kc の周波数範囲の現象の解析に利用できることになる。



第14図 相関計

第8表 相 関 計 仕 様

名 称	規 格
機 能	自己相関, 相互相関
記 録 方 式	ペン書きオッシロ
周 波 数 範 囲	1~300サイクル
遅 延 時 間	1, 2, 4 msec
積 分 時 間	30 秒 1, 2, 4 分
記 録 再 生	PWM 増幅
入 力 電 圧	0~±1V 尖頭値
周 波 数 特 性	DC~300サイクル ±1db
直 線 性	±1.5%
S/N	40db p-p 以上
ド リ フ ト	1 %以内

## 参 考 文 献

- [1] 八田, 田中, 高田: 新設ターボジェット部門の設備について, 東大航研集報, 第1巻 第1号, 1958年9月, 14頁.
- [2] 超音速気流総合実験室建設報告, 東大航研集報, 第3巻 第6号 (B), 1963年7月.
- [3] Dunavant, J. C.: Cascade Investigation of a Related Series of Percent-Thick Guide-Vane Profiles and Design Charts, NACH TN 3959, 1957.
- [4] Emery, J. C., Herrig, L. J., Erwin, J. R. and Felix, A. R.: Systematic Two-Dimensional Cascade Tests of NACA 65-Series Compressor Blades at Low Speeds, NACA Rep. 1368, 1958.
- [5] 田中, 丸田, 網野: 遷音速軸流圧縮機の翼列性能に関する研究, 東大宇宙航研報告, 第1巻 第3号 (B), 1965年9月, 127頁.