

新設ターボジェット部門の設備について

八 田 桂 三
田 中 英 穂
高 田 浩 之*

概 要

昭和 28 年に新設されたターボジェット部門の初期計画が一応完成したので、その経過とその主要設備である単段回転翼列試験機、多段回転翼列試験機、遠心圧縮機、翼列風洞、脈動風洞およびこれらの装置に装備せる自動制御装置、自動計測装置などの概要を報告する。

I. 緒 論

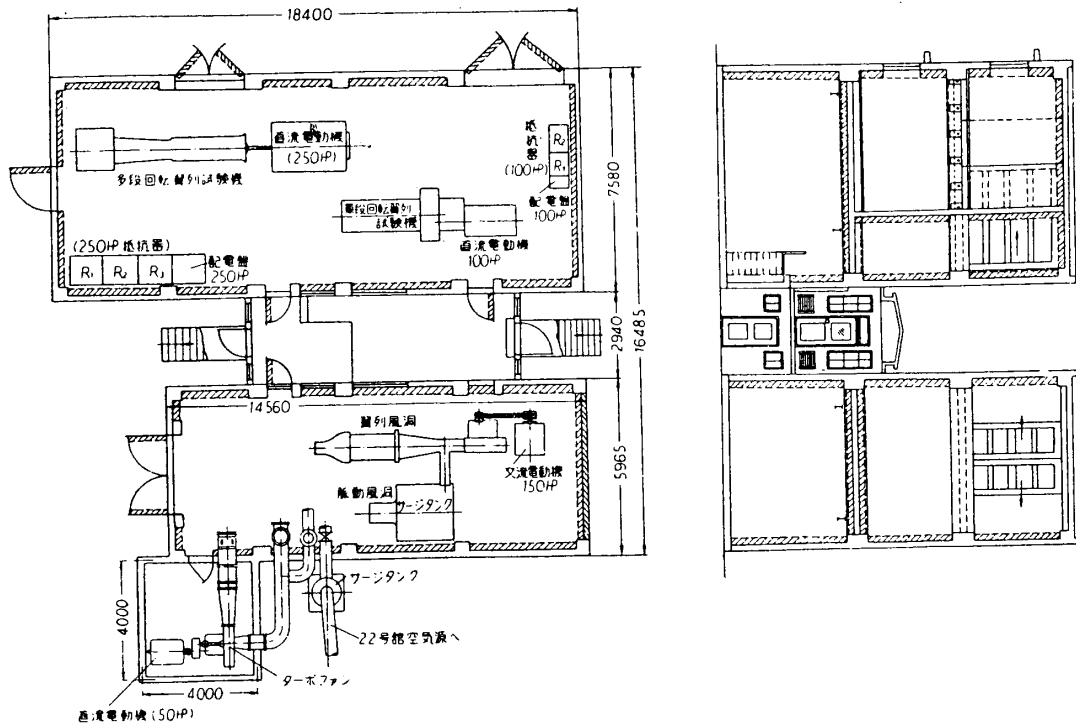
昭和 29 年度に当時の理工学研究所の航空研究部門拡充の第一歩として、ターボジェット部門が新設された。戦前の航空研究所時代に多少芽を出しかけていたジェットエンジン関係の研究設備は終戦とともに占領軍の命令により完全に破壊されたので、建物の一部やモーター類など——これだけでも大した財産でこれがあったために後述のような設備をつくることができたわけでもあるが——を除き全く何物もなかった。仕事は当時未利用乃至は物置に利用されていた建物または部屋の整備から始めねばならなかった。整備といっても撤去された大型機械のコンクリート基礎や焼切られたままのタンク、管類などを除去して、とにかく平らな床を作ることに、こわれたままの扉の修繕などから始めたわけである。以来いろいろの曲折を経、4年の月日がたつて、やうやく一寸した設備と研究室らしい形ができかけ、ぼつぼつデータも出始めるまでになった。それで一応の設備の概要を説明し、今日までに非常にお世話になった多くの方々に感謝の意を表するとともに、今後利用されたりまたは何か関連のある設備を建設される方々の参考に資したいと考え、この小文をかくことにした次第である。

さてターボジェット関係といっても、きわめて多方面の工学に関係があり、いくら基礎研究に限るとしても、少数の人員と少額の経費とでこれに関係のある多方面の研究をやることは無理なことはいうまでもない。また戦後の空白期間に欧米、ソ連などのターボジェットの研究は殆んど行くべき所まで行ってしまったといっても過言でない。またわが国の航空事情も戦前とは全く異っている。これらの点を考慮し、当時の理工学研究所の状況や拡充計画を考え、結局当面の主たる研究を圧縮機やタービンなどの所謂内部流体力学、それも特に非定常内部流体力学の研究に中心をおくことにした。圧縮機やタービンはターボジェットエンジンの主要構成要素であるが、それも特にターボジェット用に重点をおくというより、広く一般のガスタービン用、または更に汎用空気圧縮機や蒸気タービンなどまで含め広く考えることにした。このような研究はいわゆる設計点性能の向上には殆んど何等の所がないように思われ、かついわゆる労多くして功少なき研究の最たるものと考えられる。しかしその故にこそ大学などでこつこつ基礎的資料の集積が必要であり、欧米においてもそれほど研究がす

* 研究担任（東京大学工学部航空学科）

すんでいず、また多少成果が出れば設計点を離れた点の性能や、殊に現在実際設計上最も問題でありながら単なる経験にまかされ試作し試験してこわれれば手直しするという方法で設計されている翼その他の振動破損の問題に寄与できると思われる。このようなわけであえてこの泥沼に入りこむような問題をとり上げることにした。このように大体の当面の研究目標を樹てこれに合致した研究設備を作ろうと考えた。丁度 28 年末から 29 年始めにかけ、筆者の一人が政府の航空研究施設調査団の原動機関係担当者の一員として、欧米の大学や軍官民の研究所の主要航空関係研究施設を視察する機会を得たのでその見聞や、国内の蒸気タービン、ガスタービン、空気機械などの製造会社の研究施設の見学や現場の技術者との討論の結果などを参考として計画をすすめることにした。しかし結局全くの無から発足するといった点もあって、ごくありふれたいわゆる内部流体力学の基本的研究設備である翼列風洞や回転翼列試験機の製作ということだけになってしまった。しいていえばそれらの細部計画や計測装置関係に多少上述の研究テーマに対する考慮の影響がみられるにすぎないというようなことになったわけである。

建設の経過の概要をのべると次のようなものである。当初の講座新設費の約 1/8 を建物関係の整備に、約 1/3 を翼列風洞、単段回転翼列試験機、遠心圧縮機試験装置などの設備に、残余を計測器関係に使用することにした。先づあり合せの 50 HP 直流モータを利用してすぐ簡単に作りうる小型の翼列風洞を設け、色々の風向風速計、熱線風速計、変動総圧変動静圧測定用ピックアップ、微小変動圧力測定装置などの試作研究に利用するとともに非定常翼列性能の基礎的研究を始めた。これらがすすむとともに平行して空気源兼用の 150 HP 交流変速モータを利用した遠心圧縮機試験装置、直流電気動力計を利用した単段回転翼列試験機の計画をすすめた。これらは前述のように関係経費を非常に切りつめねばならなかったので、一時は製作が絶望のように思われたのであったが、幸に三菱日本重工業株式会社横浜造船所の御好意により犠牲的に製作していただけることになり完成したわけである。一方計測装置の方は特殊な瞬間周波数分析装置であるバイブラライザを米国より輸入し、翼の励振器用の標準発振器や高出力増巾器、パルスカウンタ、二要素ブラウン管オシログラフ、同撮影装置、各種弱電用計測器、電動計算器、ピトー管トラバース装置などを取そろえた。この外旧航研時代のピストンエンジン高空性能実験用 125 HP ナッシュ真空ポンプ 2 台の中 1 台を整備据付け各種実験用低圧空気源にするとともに小型の低圧燃焼実験装置を作った。ところで遠心圧縮機や単段回転翼列試験機は旧航研時代の単筒エンジン運転場だった鉄骨スレート屋根の 21 号館を整備し据付けることにしたのであるが、運転に入るや機械近傍で最高 100 ~ 120 ホーンの騒音を発し、戦後すぐ隣接して民家が建てられており、使用建物の防音的効果のない点などより、騒音問題で運転不能という事態が発生し、所長以下関係者に非常な迷惑を掛けることになった。音響学の五十嵐所員の御助力により実地の騒音計測や色々の防音対策を検討したが結局色々曲折のすえ、当時物置に使用されていた旧航研時代の実物航空エンジン防音運転場であった 25 号館を整備し防音設備を復旧するとともに新しい実験研究室に改造するのが一番よいということになり、油井事務長、鶴田本部会計課長などの特別の努力と文部当局特に西間木主査以下の理解ある援助により特別経費でこれが実現できるようになった。本学管轄課の努力により限られた費用で曲りなりにも床の整備、旧風路の一部研究室へ改造、防音装



第1図 実験室および装置配置図

置の復旧改修、動力線の配線、クレーンの改修整備、22号館に設置せるナッシュ真空ポンプよりの配管などの工事を行い全設備を21号館より移転した。第1図はこの25号館の概略図で主要設備の配置を示してある。これにより悩まされた騒音問題は完全に解決し、実験上非常に便益を得ることになった。引続いて文部省の機関研究“ジェットエンジンの高空性能に関する研究”の研究費により、前記150HP遠心圧縮機空気源を利用した本格的な境界層吸込の可能な翼列風洞（翼列前の境界層は新製の水柱1,000mm 50HPターボファンにより翼列間の境界層は前記125HPナッシュ真空ポンプにより吸込み、普通の翼列後方の風向風速の測定以外に翼列翼にかかる力を抵抗線歪計型動的天秤で直接測定もできるようにした）、同じ空気源を利用した脈動風洞と称する一種の軸流環状翼列風洞（荏原製作所にて製造）、および多段回転翼列試験機（富士重工業株式会社で製造）を作り、更にこれらに附帯した各回転翼列試験機の計測用ピトーラバース装置、自動計測装置（自動追尾式風向風速計および同計算装置は東京航空計器株式会社、自動記録装置は北辰電機株式会社で製造）回転翼列試験機の回転数自動制御装置（日立工機株式会社で製造）、翼列風洞の風速自動制御装置（日立工機株式会社で製造）、などを作った。また谷所員の超音速風洞に関連して旧航研時代のピストンエンジン高空性能試験用の450HPターボブロワが整備復旧されたので歯車交換により排風機としても、また 2.5 kg/cm^2 の空気圧縮機としても使用できるようにしこれと前記125HPナッシュ真空ポンプとを基本とした小型空気源の配管を行った。以上にのべた設備や機器はすべて製造会社の特別な御理解と御援助により完全な犠牲的製作を行われたもので、それがなければ本設備を持つことは全く考えられなかったわけである。ここに厚く感謝の意を表する次第である。

上記諸設備の外手持ちのターボファンなどを利用した小型吹出型風洞などにより25号館

は完全に一杯になり、圧縮性の入ってこない範囲の低速非定常内部流体力学に対しては不完全ながら略々一通りの仕事ができるようになったと思われる。この間建設に平行して旋回失速などに関する二三の研究をすすめ、その間に開発した計測器を利用して実物ジェットエンジンやガスタービンの計測なども行い、二三の会社で試作運転に利用されるようになるなど、わが国のジェットエンジンやガスタービンの開発にも多少寄与できた。以上は建設の経過概要であるが、以下章をあらためて極く簡単に主要設備の説明を行うことにする。

なお本項を終るに当り、これらの設備がここまで完成できたのは永井雄三郎前理工研所長、河田三治前理工研および現航研所長の御理解ある御援助のおかげであり、また油井事務長の御努力に負うところが大きい。また中西不二夫名誉教授の御指導と御激励のおかげであり、工学部岡崎卓郎教授や旧理工研、現航研の各所員の直接間接の御協力に負っている。更に前述せる関係製造会社の御協力のたまものである。また具体的な製作においても三菱日本重工の磯貝誠氏、深川達男氏、角間正男氏；富士重工の西野宏氏、大崎昭氏、荏原製作所の田村及志良氏、安心院誠三氏、日立工機の徳重政晴氏、大原保氏；東京航空計器の小林莊介氏、北辰電機の服部寛雄氏などに負うところが大きい。また計測装置関係では特に田宮所員や工学部の磯部孝教授のお世話になった。また八田研究室、田中研究室の旧または現研究員の諸君、すなわち北村菊男氏、丸田秀雄氏、依元道郎氏、馬渡義明氏、本多元次郎氏、網野一夫氏、横山和歌彦氏、それに工学部八田研究室、高田研究室の中原弘勇氏、平本政明氏、織田明夫氏などの努力によるものである。以上の極めて多くの方々の御協力御援助のたまものであり、ここに厚くお礼申あげる。

II. 単段回転翼列試験機

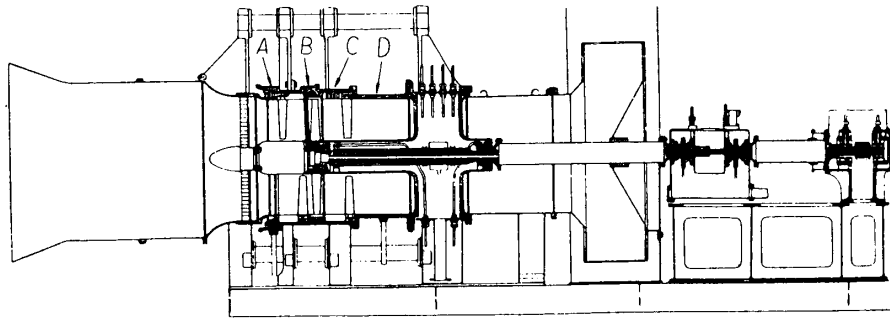
実際の回転機械中の翼列は遠心力の場の中にあることや流れが3次元的でありかつ脈動成分を含むことなどのために、翼列風洞などの2次元流れの中における場合とはかなり異なった様子を示す。すなわち回転翼列自体の問題を多く有している。またこの他に実際の機械では翼の振動やフラッター、あるいは旋回失速などの力学的問題も重要である。これらの空気力学的な問題や空力弾性学的な問題の研究のために、この単段の軸流試験機を作ったものであり第2図にその断面図を、また第3図に外観写真を示す。

設計仕様および主要寸法は次の通りである。

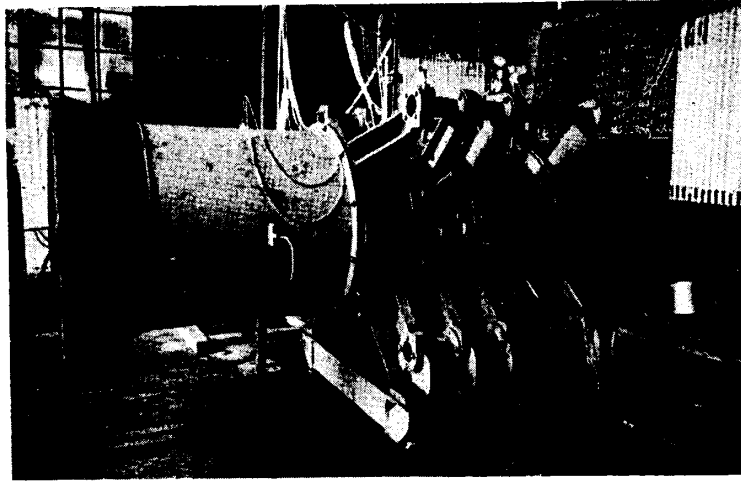
設計点にて：

理論圧力上昇	518 mmAq,	翼外径 (ケーシング内径)	550.9 mm ϕ ,
流量	13.1 m ³ /s,	翼内径 (ボス径)	165.3 mm ϕ ,
回転数	6,000 rpm,	翼長	192.8 mm,
平均軸流速度	60.2 m/s,	ボス比	0.3,
所要馬力	90.3 HP,	動翼枚数	12,
最高回転数	7,000 rpm,	静翼枚数	17.

全体の構造は第2図に示した通りで100 HP 直流動力計によって後方から増速歯車 (速度比 80/26) を介して駆動している。これは翼列入口で流れの一樣性を確保するために吸込口に障害物を置きたくなかったからである。またボス部は後部ストラットのみにより片持式で支持している。吸込口を入った流れは整流格子で整えられ更にもう一度絞られてから翼列部に入るが、ボスを支えるのにストラットは大きな後流を作り望ましくないので設けず、ボスの支持は整流格子で兼用させている。翼列部の後では相当な距離の直線部分をおいてから、



第2図 単段回転翼列試験機断面図



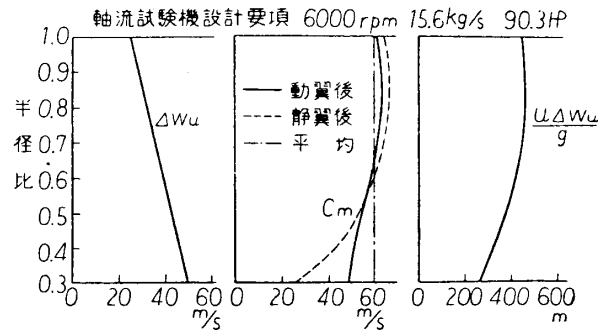
第3図 単段回転翼列試験機外観写真

流れは半径方向に曲げられ環状のスリット式絞り装置を経て吐出ダクトにより上方へ排出される。

翼列の配置は静翼—動翼—静翼の順に三つの翼列が並べられるよう静翼取付リングおよびローターを配置してあるが、現在は入口案内羽根なしの静翼後置方式を採用している。勿論入口案内羽根を設けたり静翼前置方式を採ることも可能である。この試験機の最も大きな特長の一つはボス比を0.3にしたことであるが、これはボス比の小さいものが3次元流れなど流体力学的に興味ある問題や振動などの問題が顕著に現われると思われたからである。またこのようにしておけば必要な場合にはボスに適当なカバーをつけることによってボス比をもつと大きくすることも可能である。

翼列の設計については現在は動翼—静翼の2列の配置であるが流れは動翼前でも静翼後でもともに円周方向成分を有しないように設計した。なるべく静圧上昇を大きくとりたかったが翼仕事を大きくしようとするともボス比を0.3にとつたために周速の遅いボス部では非常に所要の轉向角を得ることが困難になる。それで円周方向速度差 Δw_u を第4図に示すようにして仕事 $u \cdot \Delta w_u / g$ の分布を根元で減らすようにした。この Δw_u の分布は圧力上昇をなるべく

く大きくしてかつ根元の速度三角形が常識的な範囲をあまりひどくはずれないように適当に選んだものである。以上のように仕事分布を定めると半径方向の平衡を考慮に入れて速度三角形がきまる。これより多少半径方向の流れがあることがわかるが、実際にはこの程度はあまり大きくないのでその影響を無視して半径一定の断面に対して 2



第 4 図 設計要項

次元的に取扱うこととし、Howell の方法によって設計した。ただし Howell の資料で足りないところは適当に外挿法によった。第 1 表にこのようにして得た設計値を示す。

第 1 表 翼列設計値

半 径 比		1.0	0.9	0.8	0.7	0.6	0.5	0.4	0.3
半 径 r mm		275.5	247.9	220.4	192.8	165.3	137.7	110.2	82.6
動	周 速 u m/s	173.1	155.8	138.5	121.2	103.8	86.5	69.2	51.9
	入口軸流速度 C_{m1} m/s	60.2	60.2	60.2	60.2	60.2	60.2	60.2	60.2
	出口軸流速度 C_{m2} m/s	61.5	63.2	63.2	61.7	59.0	55.4	51.5	49.1
	出口周方向成分 Cu_2 m/s	25.0	28.6	32.1	35.7	39.3	42.9	46.4	50.0
	相 对 流 入 角 α_1°	70.8	68.9	66.5	63.6	59.9	55.2	49.0	40.8
	相 对 流 出 角 α_2°	67.5	63.6	59.3	54.2	47.6	38.3	23.9	2.2
	翼 弦 長 l mm	62.2	67.8	71.7	74.4	76.1	75.9	73.9	68.1
翼	ピ ッ チ t mm	144.2	129.8	115.4	101.0	86.5	72.1	57.7	43.3
	節 弦 比 t/l	2.32	1.91	1.61	1.36	1.14	0.95	0.78	0.64
	反 り 角 θ°	5.2	7.8	10.1	12.4	15.4	20.0	28.1	40.7
	翼 出 口 角 β_2°	64.9	60.1	55.2	49.7	42.6	32.7	17.4	-5.0
	静	入口軸流速度 C_{m2} m/s	61.5	63.2	63.2	61.7	59.0	55.4	51.5
出口軸流速度 C_{m3} m/s		64.5	66.4	66.4	64.5	60.6	54.1	44.0	26.4
流 入 角 α_{2g}°		22.1	24.3	27.0	30.1	33.7	37.7	42.0	45.5
流 出 角 α_{3g}°		0	0	0	0	0	0	0	0
翼 弦 長 l_g mm		47.9	51.3	54.7	57.9	61.1	64.4	68.8	76.4
ピ ッ チ t_g mm		101.8	91.6	81.5	71.3	61.1	50.9	40.7	30.5
節 弦 比 $(t/l)_g$		2.13	1.79	1.49	1.23	1.00	0.791	0.592	0.400
反 り 角 θ_{2g}°		28.8	30.3	32.2	34.5	37.2	40.2	43.1	45.0
翼 出 口 角 β_{2g}°	-8.9	-8.6	-8.3	-8.0	-7.8	-7.5	-6.9	-5.8	

使用した翼型は円弧翼であり基本翼型としては NACA の 4 数字系のものの後縁を次の方法で修正して用いた。すなわち原翼型の翼弦長の 97.5% のところの厚さが 100% のところの厚さになるよう翼弦に対して直線的に肉厚を増加した。また翼厚比は動翼では根元で 11%、翼端で 6% としこの間には実際の厚さが直線的に変化するよう定め、静翼では根元(外

径部)で翼厚比 10% とし他はこれと肉厚が同じになるように決めた。

動翼はダブルテイルによりローターに、静翼はねちにより静翼取付リングに取付ける構造としたが、研究の性質上乱れや後流の消長を問題とするので、静翼取付リングは軸方向に動かし得る構造とし両翼列の中心距離をディスタンス・ピースを用いて 67, 93, 119, 132, 158 mm の 5 段階 (軸方向間隙にして翼弦長の約 0.1~1.5 倍) に変えることが出来るようにした。また最後列の静翼の後方には翼弦長の約 5 倍の間、ストラット等の障害物のない平行部分を作って後流の混合など流れの構成をしらべるのに便利とした。

内部流計測のための測定孔は前置静翼前 (第2図A), 動翼前 (B), および静翼後 (D), の各位置ではすべて円周方向に 360° トラバースし得るように、トラバースリングを設けこれに測定孔をあけてある。しかしこのような構造にするとケーシングが上記のトラバースリングのために輪切りにされて強度が不足するので、各ケーシングから外方へ各 4 本ずつの腕を出しこれをディスタンス・ピースで結び合わせ剛性を持たせるようにしてある。なお静翼後のトラバースリング (D) には軸方向に 40 mm のピッチで 5 個所の測定孔を設けてある。動翼後の測定孔 (C) はケーシングに直接あけてありトラバースはできないが翼列間隙にしたがって軸方向には適当な位置の孔が使えるよう多くの孔があけてある。

駆動トルク測定のためにはローターと増速歯車の間にストレインゲージ使用のトルクメータをそなえており、また翼の振動応力などの測定にも翼にストレインゲージを貼れるよう考慮している。

なおこの試験機には実験中回転数を一定に保つために後述する回転数自動制御装置をそなえ、また 5 孔ピトー管を使用した自動計測装置も利用できるようになっている。

III. 多段回転翼列試験機

これは前節の単段回転翼列試験機と同様に、回転機械中における空気力学および空力弾性学的研究のために製作した 3 段の軸流試験機であるが、特に翼列の干渉など単段の場合には現れない因子の影響を調べようとするものである。なお単段試験機がボス比 0.3 という非常に極端な値であり、回転数も 6,000 rpm で比較的高回転であるのに対してこの多段試験機はボス比を 0.64 という極めて普通の値にとり、回転数も設計点 (最高) を 3,000 rpm の低い値におさえて、比較的取扱いの容易な機械とし、翼列の配置を変更したり異った設計のものとの交換したり、その他いろいろの細かい細工を施した実験を気軽に行い得るような試験機として計画した。

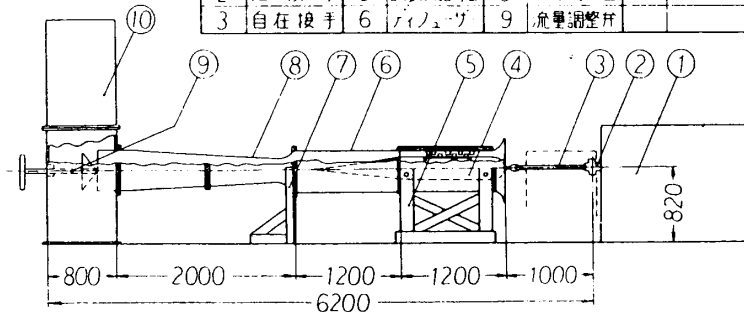
本試験機の設計仕様および主要寸法は次の通りである。

理論圧力上昇	549 mmAq,	翼内径 (ボス径)	320 mm ϕ ,
流量	6.34 m ³ /s,	翼長	90 mm,
回転数	3,000 rpm,	ボス比	0.64,
翼列型式	50% 一定反動度型,	動静翼枚数	36,
段数	3,	入口案内羽根枚数	36,
翼外径 (ケーシング内径)	500 mm ϕ ,	出口案内羽根枚数	40,

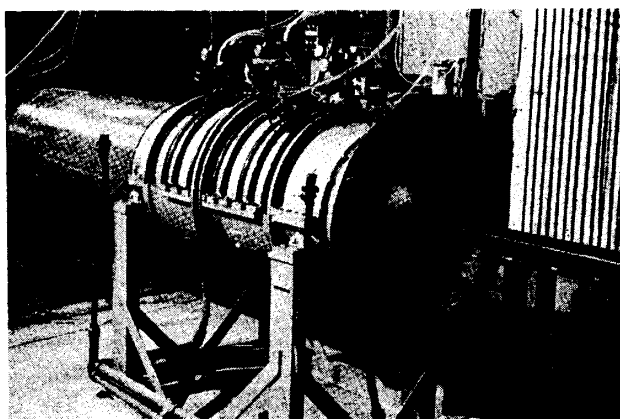
第5図に本試験機全体の配置図を、第6図に外観写真を示す。全体として空気流路には曲り

を作らないようにして流れの不均一を避ける構造とした。ローターは 250 HP 直流動力計によって自由接手を介して吸込口側から駆動されるが、吸込が円周上すべて一様になるよう動力計と試験機入口との間隔を 1 m 以上あげ、また床と軸中心線との距離も 820 mm にとった。吸込口から入った流れは直ぐに試験機本体に入り、これを出るとディフューザによって減速し、次いで整流格子を通してから流量測定のためのベンチュリ管に入る。その後再びディフューザを通してから移動円錐式の流量調節絞り装置を通りダクトにより上方に導かれて排出される。

番号	名称	番号	名称	番号	名称	番号	名称
1	電気動力計	4	試験機	7	ベンチュリ管	10	吹出口
2	軸接手	5	試験機台	8	ベンチュリ管		
3	自在接手	6	ディフューザ	9	流量調整弁		



第 5 図 多段回転翼列試験機配置図

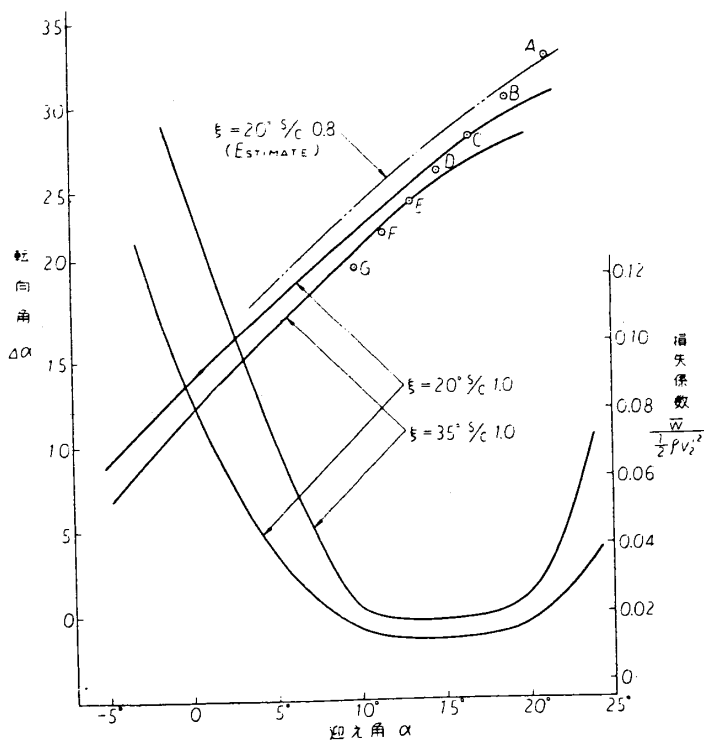


第 6 図 多段回転翼列試験機外観写真

本体の翼列配置は入口案内羽根、3 段の圧縮段動静翼および出口案内羽根の 8 列の翼列より成るが、圧縮段は圧縮性を無視して全く同じ段を 3 段重ねたものである。フローパターンは翼高に沿って仕事を一定とし反動度も 50% 一定として簡単に考えた半径方向の平衡より速度三角形を定めた。翼列の設計は翼根元から翼端まですべて同じ翼断面を用い、取付角を変えるだけで、すなわち翼に捩りを与えるだけで上の速度三角形を満足させることを目標として行った。もしこのようにして作った翼列で満足な性能を得ることができれば加工法が容易になるので一般に高価である翼列のコスト低減に有効である。しかもこの試験機ではこのように捩って作った翼を取付用座に鑽付けしたものをを用いて、上の試験の目的をも兼ねて今回の翼列にはこのような特殊なものを用いることにしたのである。勿論将来は普通の設計による翼列をも製作する予定である。具体的設計は反り角 45°, 翼弦長 40 mm でそれぞれ一定の翼断面を用いることとし Howell の方法によって平均径で最良の条件に近くなるよう概略の設計を行い、次いで翼列実験の結果を参考にして修正を行った。この結果を第 2 表に示す。翼枚数は 36 枚としたがこれは翼数を 1/2 および 1/3 にできるように 6 の倍数を選んだものである。またこの設計点と翼列実験結果との比較を第 7 図に示す。なお翼型は円弧翼を用い基本翼型は 65A-010 の後縁を修正したものである。第 3 表にその基本翼型の座標を示す。

第2表 圧縮段翼列設計値

断面		A	B	C	D	E	F	G
直径	D mm	320	350	380	410	440	470	500
周速	u m/s	50.3	55.0	59.7	64.4	69.2	73.9	78.6
平均軸流速度	C_m m/s	65.0	62.2	59.4	56.0	52.1	47.6	42.0
周方向速度差	Δw_u m/s	43.7	40.0	36.8	34.2	31.8	29.8	28.0
流入角	α_1	35°52'	37°23'	39° 6'	41°21'	44° 8'	47°27'	51°46'
流出角	α_2	2°55'	6°53'	10°55'	15° 6'	19°45'	24°51'	31°13'
轉向角	$\Delta\alpha$	32°57'	30°30'	28°11'	26°15'	24°23'	22°36'	20°33'
翼弦長	l mm	40	40	40	40	40	40	40
ピッチ	t mm	27.92	30.55	33.16	35.79	38.40	41.02	43.63
節弦比	t/l	0.698	0.764	0.839	0.894	0.960	1.026	1.091
反り角	θ	45°	45°	45°	45°	45°	45°	45°
翼弦迎え角	α	21°17'	18°57'	16°40'	14°49'	13°12'	11°32'	9°47'
喰違い角	ξ	14°35'	18°26'	22°26'	26°32'	30°56'	35°55'	41°59'
翼入口角	β_1	37° 5'	40°56'	44°56'	49° 2'	53°26'	58°25'	64°29'
翼出口角	β_2	-7°55'	-4° 4'	-0° 4'	4° 2'	8°26'	13°25'	19°29'
迎え角	i	-1°13'	-3°33'	-5°50'	-7°41'	-9°18'	-10°58'	-12°43'
偏差角	δ	10°50'	10°57'	10°59'	11° 4'	11°19'	11°26'	11°44'



第7図 翼列実験結果と設計値との関係

第3表 圧縮段基本翼型

$x\%$	2.5	5.0	10	15	20	25	30	35	40	45
y mm	0.649	0.873	1.216	1.463	1.651	1.793	1.897	1.965	1.998	1.993
$x\%$	50	55	60	65	70	75	80	85	90	95
y mm	1.945	1.853	1.722	1.560	1.373	1.165	0.941	0.708	0.475	0.242

翼型 NACA 65A-010 後縁修正
 翼弦長 40 mm
 前縁半径 0.26 mm
 後縁半径 0.26 mm

第4表 入口案内羽根設計値

断面	A	B	C	D	E	F	G
直径 D mm	320	350	380	410	440	470	500
流入角 α_1	0°	0°	0°	0°	0°	0°	0°
流出角 α_2	2°55'	6°53'	10°55'	15° 6'	19°45'	24°51'	31°13'
喰違角 ξ	50'	3°45'	6°50'	10° 0'	13°20'	17° 0'	21°10'
反り角 θ	7°40'	12°30'	17°40'	23° 0'	28°40'	35° 0'	42°20'
偏差角 δ	1°45'	3° 7'	4°45'	6°24'	7°55'	9°39'	11° 7'
迎え角 i	3° 0'	2°30'	2° 0'	1°30'	1° 0'	30'	0°
ピッチ t mm	27.92	30.55	33.16	35.79	38.40	41.02	43.63
翼弦長 l mm	39.4	39.5	39.7	40.0	40.5	41.2	42.2
節弦比 t/l	0.709	0.773	0.835	0.895	0.948	0.996	1.034

第5表 出口案内羽根設計値

断面	A	B	C	D	E	F	G
直径 D mm	320	350	380	410	440	470	500
流入角 α_1	2°55'	6°53'	10°55'	15° 6'	19°45'	24°51'	31°13'
流出角 α_2	0°	0°	0°	0°	0°	0°	0°
喰違角 ξ	1°18'	3°28'	4°58'	6°57'	9° 5'	11°13'	14° 6'
反り角 θ	3°56'	10°28'	18°26'	25°42'	33°40'	42° 6'	51°48'
偏差角 δ	40'	1°46'	4°15'	5°53'	7°45'	9°50'	11°48'
迎え角 i	-21'	-1°49'	-3°16'	-4°42'	-6°10'	-7°35'	-8°47'
ピッチ t mm	25.1	27.5	29.8	32.2	34.45	36.9	39.3
翼弦長 l mm	25.1	27.5	29.8	32.2	34.45	36.9	40.0
節弦比 t/l	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	0.98

また第4表および第5表に入口案内羽根および出口案内羽根の設計値を示す。

第8図は本試験機主要部を示すが各翼列とも動翼はドラム型ローターにまた静翼は二つ割の取付リングにそれぞれナットで締め付けるようにしてあるので喰違角は任意の値にするこ

とができる。この場合角度は専用のゲージを使ってあわせるようにしてある。更に第2段の静翼のみは歯車装置によって外部から一斉に喰違角を変更し得るようにしてある。これは第3段を試験段とし、第1段および第2段を取除くかまたは単なるブースト段と考えた時、あるいはエンタルピ分布を変化させるための前置段として使用した時に迎え角を運転中にもいろいろ変えてこの影響を見ることを考えたものである。

計測装置としては各翼列の間にはすべて第8図の横断面図に示すように鋼球を用いたボールベアリング式の回転リングを設けこれにそれぞれ3個ずつのピトー管あるいは熱線風速計用の測定孔を設けた。ただし単段試験機と異なりトラバース用リングのためにケーシング全体を輪切りにすることを避けて、ケーシング上半分のみを切離し下半分には更に外側に一体のケーシングを置いて強度メンバーとしている。したがってピトー管などの測定孔は円周方向に約 120° 位トラバースが可能である。また最終列の出口案内羽根後方には 120 mm （翼弦長の3倍）の平行部分を作りこの位置にも軸方向に3箇所測定孔を設けた。

本体を出た流れはディフューザを流してから流量測定用ベンチュリ管に入るがこのベンチュリ管は板金製の簡単なものであり概略の流量を知ることを目的としたものである。流量測定の点からいえば

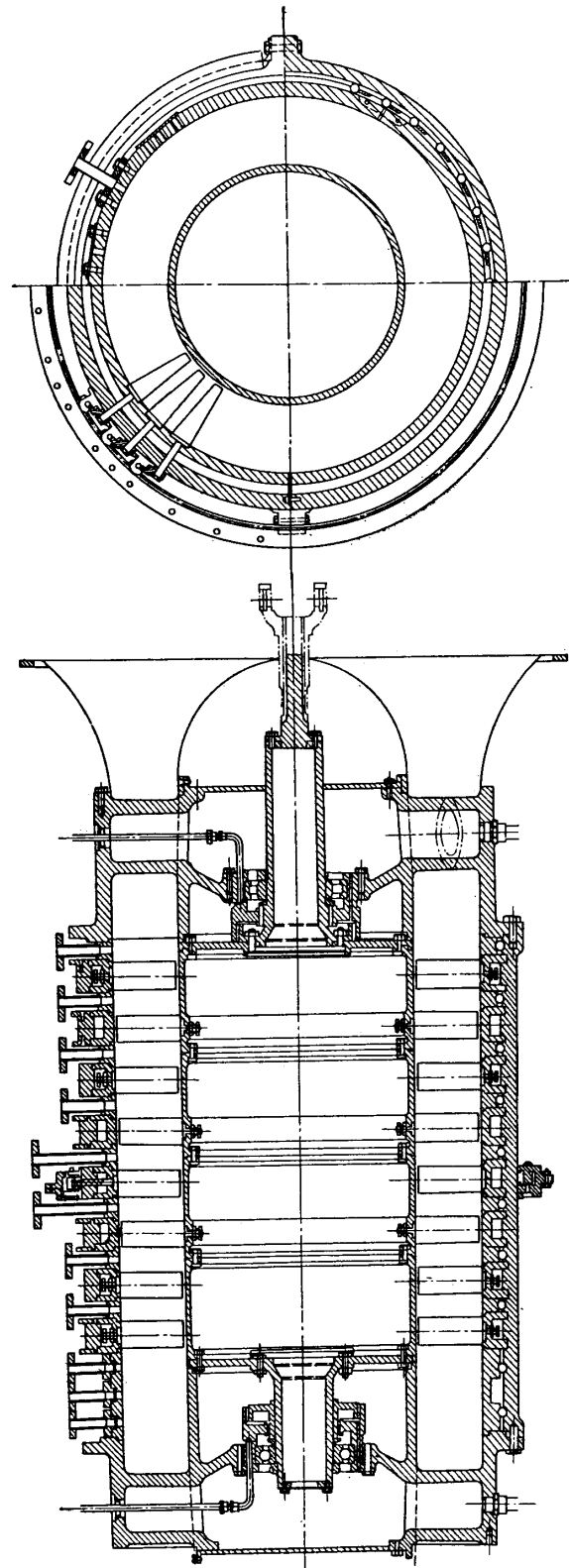


図 8 多段回転翼試験機本体断面図

空気取入口直後にベンチュリを置いて流れはこれを通してから翼列部に入るようにした方が精度がよいであろうが、その代り境界層が厚くなり翼列部でも流れが円周方向に一樣でなく偏る恐れがある。これらを比較して結局現在の配置をとることにしたが、その代りベンチュリ直前に金網と整流格子を置いて流れを均一化しかつ回転成分を無くするように努力した。なおベンチュリ喉部では比較のためピトー管による計測もできるようにしてある。

流量調節絞りは円錐がねちによって出入シダクト出口の面積を変える構造にしたもので絞りを連続的に細く調節することができて便利である。

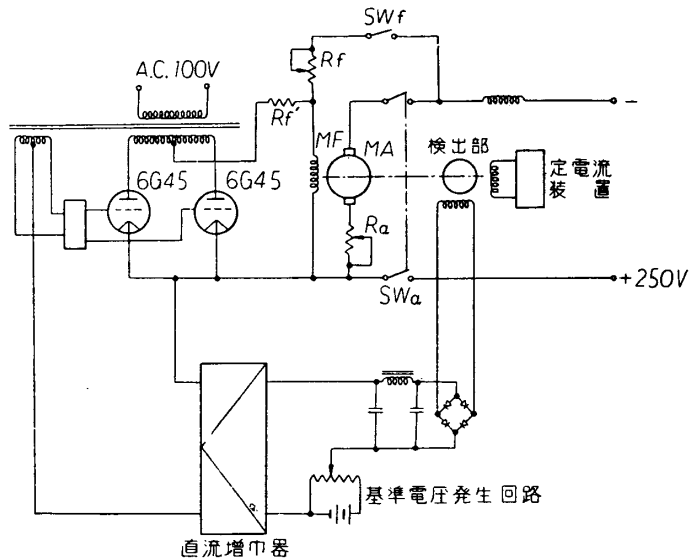
なお本試験機は後述の回転数自動制御装置をそなえ、また自動計測装置も利用できるようになっていいる。

IV. 回転翼列試験機用回転数自動制御装置

回転機械においては風速、圧力、馬力はそれぞれ回転数の 1 乗、2 乗、3 乗に比例する。したがって測定中のごくわずかの回転数の変動も測定精度に大きな影響をおよぼして来る。一方回転翼列試験機では風速分布の測定など非常に長時間を要するものが多く、この間回転数が一定に維持される必要がある。特に負荷の変動の激しい非定常流の研究において、如何なる負荷の変動に対しても常に回転数を一定に保つことができれば実験は非常にやり易くなる。このような意味で回転数の自動制御装置を試作した。

われわれの単段および多段回転翼列試験機はいづれも直流電気動力計により駆動している。したがって制御方式としては界磁束（界磁アンペアターン）を速度制御要素とした界磁制御方式を採用した。すなわち界磁に並列に格子制御放電管を接続する方法で、これは逸走防止と安定性の問題に対しても効果的である。

第 9 図に装置の概略を示す。検出部は他励磁のスイッチジェネレータで増速歯車を介して被制御電気動力計の軸と結合され、その励磁電流は変動率 0.1% 以下の電子管式定電流回路により供給されている。基準電圧は第 9 図右下に示す 9V 乾電池 2 個と可変抵抗とを組合せた回路により与えている。運転に際しては整定しようとする希望回転数に応じ、この可変抵抗を適当に動かしてその回転数に応じた基準電圧を供給する。制御回路としては検出部である発電機の出力を整流して得た直流電圧と上記基準電圧の差を直流増巾器により増巾し、その出力によりサイラトロン (6G45) を制



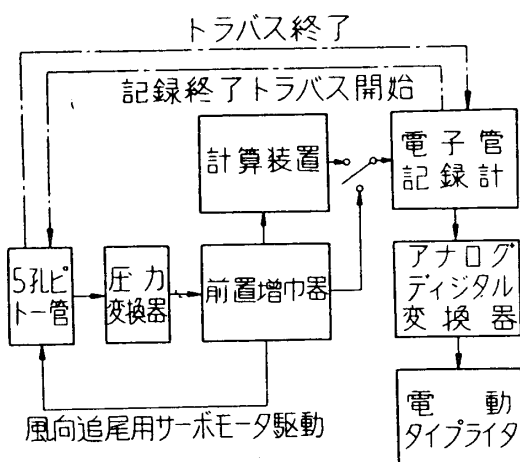
第 9 図 回転数制御装置系統図

御するフィードバック制御回路を構成している。本装置を用いて試験した結果では過渡特性も一応満足すべきものであり、回転数の時間に対するドリフトも $0.2\%/15 \text{ min}$ 程度で一応満足すべき結果が得られている。

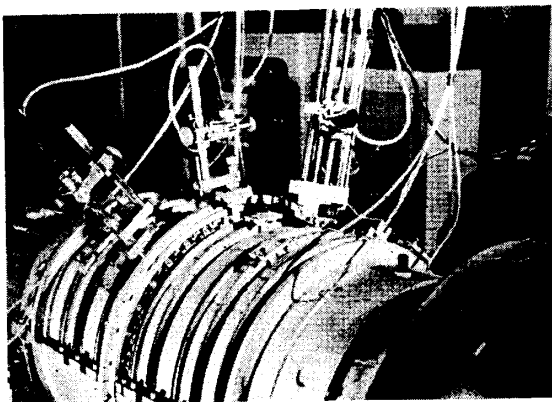
V. 回転翼列試験機用自動計測装置

回転翼列試験機を用いて実験を行う場合、試験機内各断面において風速、風向、圧力等の分布を測定する必要のある場合が多い。従来は単に3孔若しくは5孔ピトー管を用い人為的にトラバースを行いこれらの測定を行っていたが、測定に非常な時間と労力を要するのみならず、測定精度の上からも思わしい結果が得られなかった。その上得られたデータより所要のデータを求める際の計算にも多大の時間と労力を要しておった。そこでこれらの難点を除去する目的をもって新たに表記自動計測装置を試作した。

装置の構成を第10図にその写真を第11図に示す。5孔ピトー管の受けた各圧力は差動



第10図 自動計測装置系統図



第11図 自動計測装置外観写真

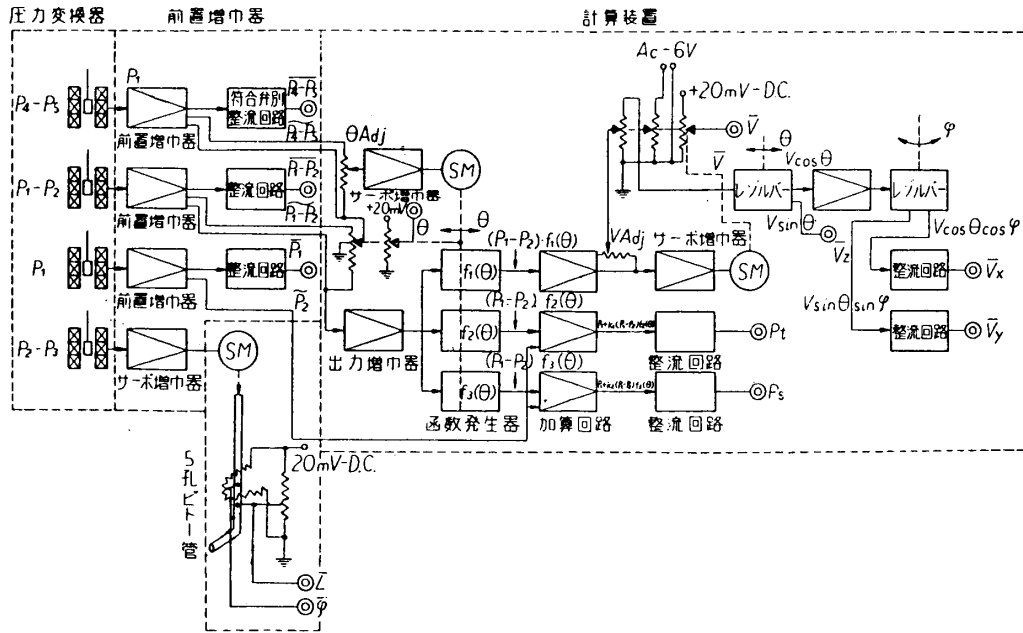
力を切換スイッチを介して上記電子管記録計以下に供給すれば、生のデータの場合と同様に記録することができる。

変圧器を利用した圧力変換器により交流の電気的出力となり、次の前置増巾器で増巾整流され直流出力として取出される。この5孔ピトー管は電動機駆動により上下方向のトラバースは自動的に行えるようになっている。また左右の受圧孔の受ける圧力は絶えず等しくなるようにサーボモータが働くので、この5孔ピトー管の軸の回転角がそのままその時の試験機内の円周方向の流れの角度 φ を示すことになる。この φ および5孔ピトー管を上下方向にトラバースさせた時の位置 L はそれぞれポテンショメータにより直流電圧として取出される。

これらの電気的出力はそれぞれ生のデータとして次の電子管記録計で記録することもできるし、また次のアナログ・デジタル変換器を通して電動タイプライタにより数字として記録することもできる。

一方所要の計算値を得ようとする場合は前置増巾器よりの交流出力を計算装置に供給する。計算結果は直流出力として得られるようになっているから、この出

第 12 図は前置増巾器および計算装置の構成を示す系統図であり、前述の如く差動変圧器より出た交流出力はまづ前置増巾器で増巾され一方では整流回路により整流され直流出力と



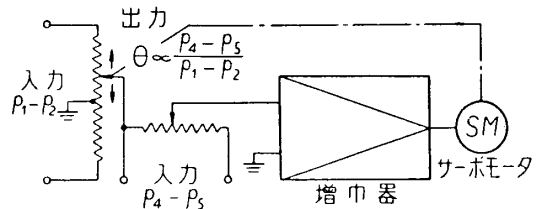
第 12 図 計算装置系統図

なり生のデータとして記録計に供給される。図中最上部の p_4-p_5 は 5 孔ピトー管の上下受圧孔の圧力差を示し、したがって風向により正にも負にもなり得るので特に符合弁別回路により正負の判別を行っている。増巾された交流出力は他の一方では次の計算回路に送られる。計算は次に示す順序で行われる。

まづ使用する記号を次の如く定める。

- | | |
|---|---|
| φ : 5 孔ピトー管が水平面にて自動
追尾した時の追尾角, | θ : 5 孔ピトー管の垂直面におい
て風向とピトー管の測定孔の
軸方向とのなす角, |
| p_1 : 5 孔ピトー管の中央受圧孔の圧力, | V : 風速, |
| p_2, p_3 : " 左右受圧孔の圧力, | V_x : V の試験機軸方向成分, |
| p_4, p_5 : " 上下受圧孔の圧力, | V_y : V の試験機円周方向成分, |
| p_t : 測定点の総圧, | V_z : V の試験機半径方向成分. |
| p_s : 測定点の静圧, | |

風向 θ に関しては測定範囲において θ が $(p_4-p_5)/(p_1-p_2)$ に比例することはあらかじめ検定されているから、第 13 図に示したサーボ式割算回路により $(p_4-p_5)/(p_1-p_2)$ の値、したがって θ に比例した出力が得られる。

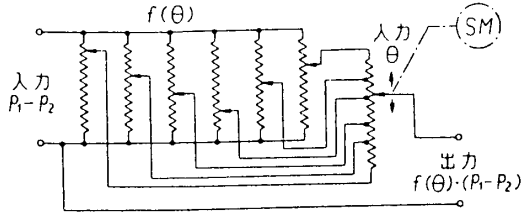


第 13 図 割算回路

次に風速，総圧および静圧に関しては

$$V \propto \sqrt{f_1(\theta) \cdot (p_1 - p_2)}, \quad p_t = p_1 + f_2(\theta) \cdot (p_1 - p_2), \quad p_s = p_1 - f_3(\theta) \cdot (p_1 - p_2)$$

なる関係が存在する。かつ $f_1(\theta)$, $f_2(\theta)$ および $f_3(\theta)$ の函数形はそれぞれの5孔ピトー管



第14図 函数発生器

についてあらかじめ検定されて解っているから，この函数形をそれぞれの第14図に示す如きポテンシオメータ式函数発生器に与えておく。先に求められた θ は同時にサーボモータによりこの函数発生器に加えられているので，その時の θ の値に応じた $f_1(\theta)$, $f_2(\theta)$ および $f_3(\theta)$ の値が定められる。したがっ

てこの函数発生器に $p_1 - p_2$ に比例した電圧を加えれば，出力としてそれぞれ $f_1(\theta) \cdot (p_1 - p_2)$, $f_2(\theta) \cdot (p_1 - p_2)$ および $f_3(\theta) \cdot (p_1 - p_2)$ に比例した出力が得られる。したがって風速 V は次

に第15図に示す如きサーボ式開平回路にこの出力を加えることにより求まる。また総圧 p_t および静圧 p_s は次の加算回路にて p_1 とそれぞれ加減することにより求まる。

最後に風速 V のそれぞれの成分は

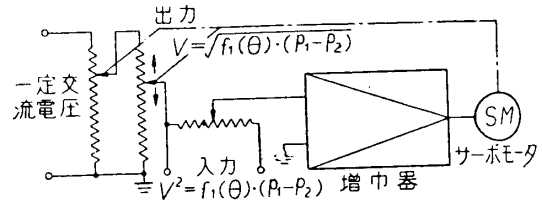
$$V_x = V \cos \theta \cdot \cos \varphi,$$

$$V_y = V \cos \theta \cdot \sin \varphi, \quad V_z = V \sin \theta$$

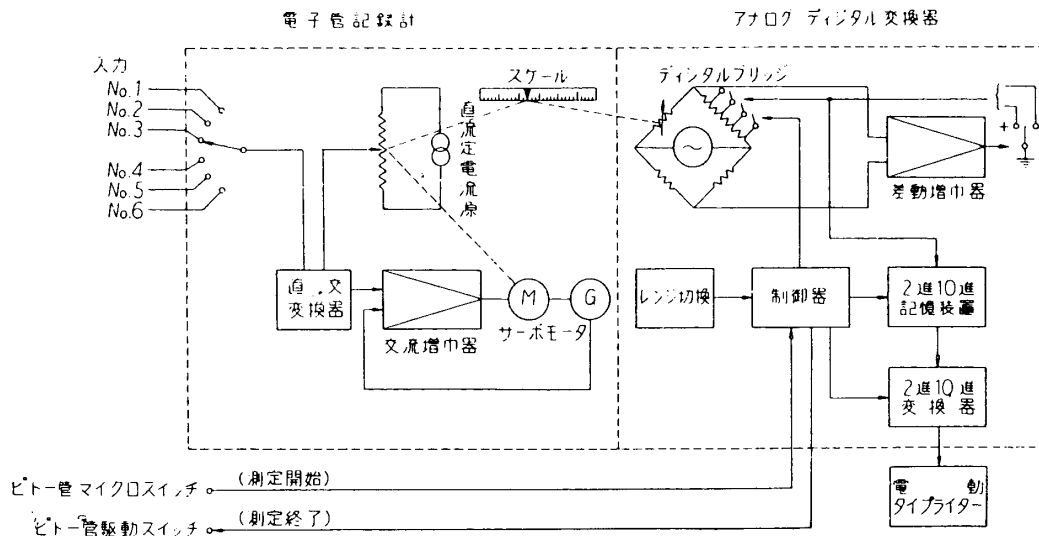
なる関係があるから第12図に示すレゾルバーを通すことにより簡単に求まる。これらの計算された諸量はそれぞれ最大 20 mV の直流電圧として次の電子管記録計に供給される。

この電子管記録計以下の部分は東大工学部航空学科の電圧記録計を借用して使用しているものである。このうち電子管記録計の部分は当時市販されていた普通の6要素のものが使用されており，諸量の打点間隔は7.5秒である。ピトー管のトラバースにはある時間を要し，また測定点に達して後ピトー管の各孔の圧力が整定するまでにもある時間を要する。したがってこれらに要する時間は上記7.5秒以下にすることに努力した。しかし若しこの時間が7.5秒以上かかる場合には1回の記録を遊ばせ6打点分の時間45秒をトラバースの時間にあてられるようになっている。一測定点における一連の記録を終ると記録計より5孔ピトー管のトラバース用モーターの回路にシグナルが送られ，これにより次の測定点にトラバースを開始し，次の測定点のマイクロスイッチを開くとモーターは止りトラバースは終り次の測定を開始するように電圧記録計の一部を改装した。

第16図にこの電圧記録計の部分の概略の構成を示す。電子管記録計の部分は極くありふれたものであるから特に説明を要しないが，この記録計の変位は同時に内臓された第2の摺動抵抗に加えられる。この摺動抵抗はアナログ・デジタル変換器の入力抵抗としてホイットストン・ブリッジの一辺を形成している。ブリッジの他の2辺は比例辺を形成し，残りの一辺はリレー接点により短絡される抵抗群の直列回路を形成している。この抵抗群は800Ωより1Ωまでの14個の抵抗より成っている。計測に際しては大きい抵抗より順次一つずつ短絡して入力抵抗と比較し，基準抵抗群の方が大きい時は短絡したままとなり，小さい時



第15図 開平回路



第 16 図 電 圧 記 録 計 系 統 図

は開放したままになるように差動増幅器が働くようになっている。したがってこの比較を順次行って行き最後に最小抵抗値よりも小さい差で平衡を保つことになる。この時リレー接点を適当につなぐことにより 0~9 までの 3 桁の数字として数字符合に変換するわけである。

VI. 遠心圧縮機

これは遠心圧縮機内の流れの研究用としてと同時に後述する翼列風洞および脈動風洞の空気源として製作したものであり、空気源としてはその用途より考えて特にその圧力ヘッドに余裕を持たせるよう設計の際に注意した。

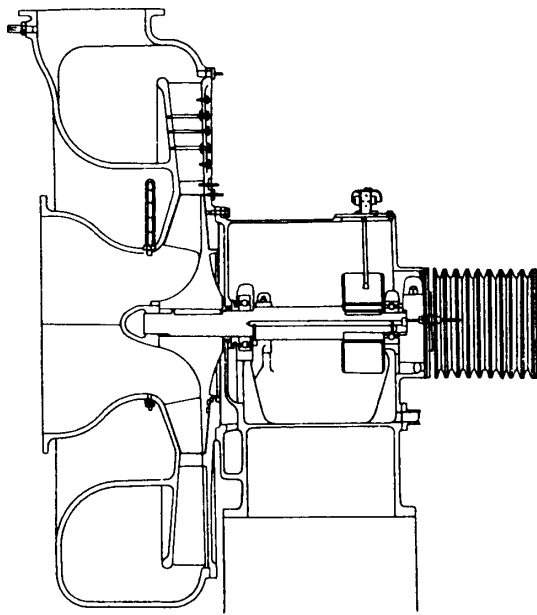
定格事項および主要寸法は次の通りである。

圧力上昇	800 mmAq,	翼車外径	800 mmφ,
流量	7.0 m ³ /s,	翼車材料	ヒドロナリウム,
回転数	3,200 rpm,	増速歯車速度比	101/38,
型式	片側吸込後方彎曲翼,	駆動電動機	150 HP 交流変速モーター,
ディフューザ	溝型直線式,		

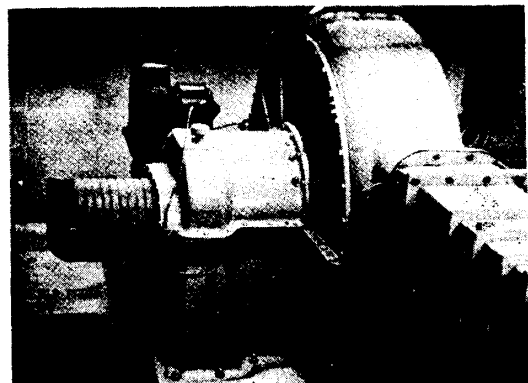
第 17 図は断面図を示し、第 18 図は外観写真を示す。

増速歯車低速軸は交流変速モーターにより V ベルトによって駆動されその際 1.296 倍に増速される。

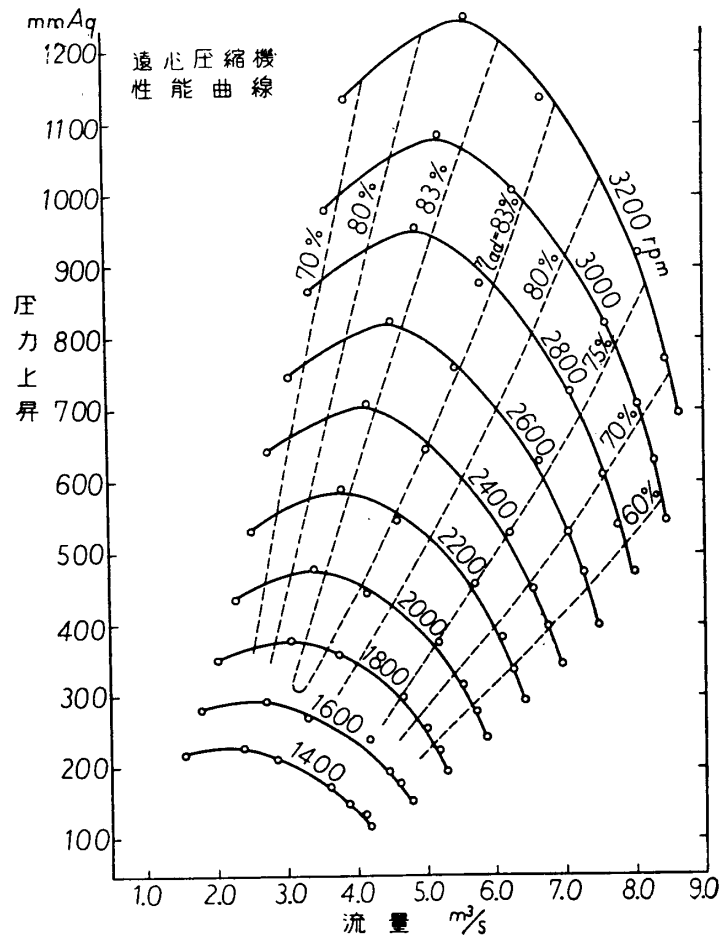
この圧縮機の試作に当ってはまたなるべく効率の良いものを作るということを一つの目標として努力したが、大きさがあまり大きくなり過ぎるので製作上、経済上などの制約もありある程度妥協せざるを得なかった。性能試験の結果を第 19 図に示す。以上の制約があったにも拘らずまたかなり大きくなったので剛性が小々足りなくなったにも拘らず安全に運転することができて、効率もかなり良い値を得ることができた。また圧力上昇にも相当の余裕を持つことができた。



第 17 図 遠心圧縮機断面図



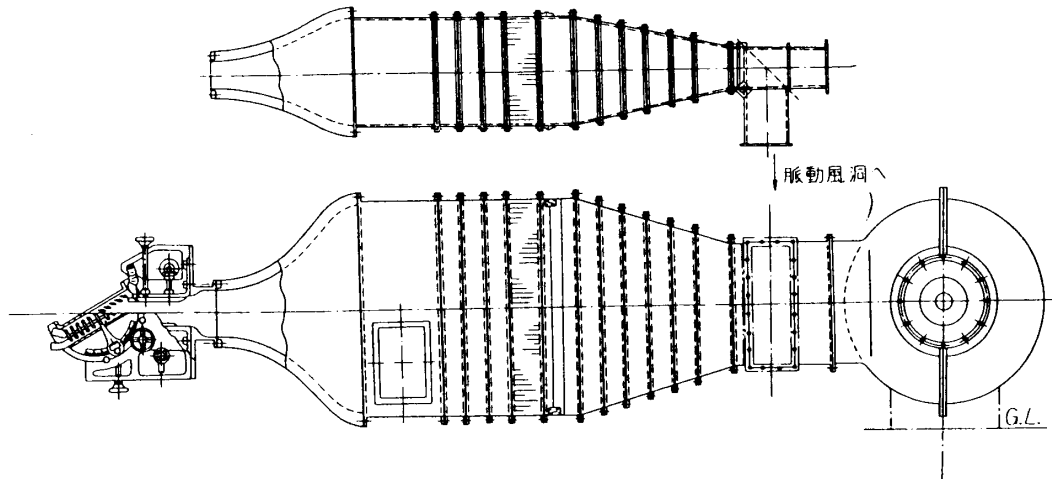
第 18 図 遠心圧縮機外觀写真



第 19 図 遠心圧縮機特性曲線

VII. 翼列風洞

前述の 150 HP 遠心圧縮機を空気源として 2 次元翼列実験用として計画したものであり、特に乱れのレベルを低くするために整流金網を多く用いかつ絞りの面積比を大きくするように設計した。始めの乱れレベルを低くしておけば必要に応じて広範囲の乱れに対する実験を

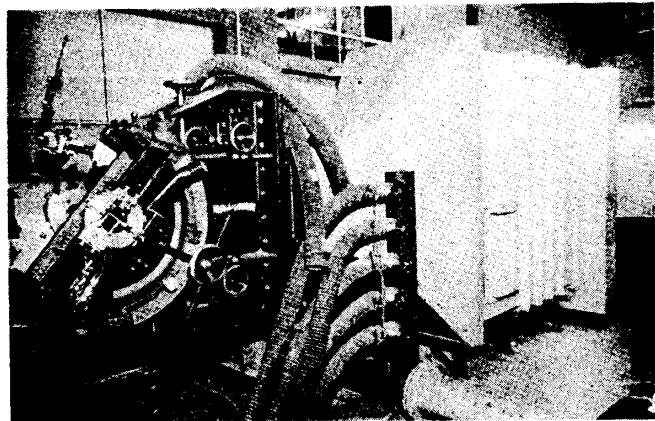


第 20 図 翼列風洞配置図

行う時には、たとえば乱流格子などを用いて乱れを強くすることは比較的簡単であろうと考えたからである。

第 20 図にこの風洞の配置図を示し第 21 図に外観写真を示す。

また遠心圧縮機駆動に交流変速モーターを用いているので風速を自由に変えることができるのも特長の一つである。



第 21 図 翼列風洞外観写真

本翼列風洞の仕様および主要部寸法は次の通りである。

風速範囲	100 m/s~10 m/s,	吹口寸法	360 mm×180 mm,
絞り面積比	25,	流入角可変範囲	0°~70°,
喰違角可変範囲	±40°.		

翼弦長 60 mm の翼を用いるとして

最大レイノルズ数	4×10^5 ,	アスペクト比	3.
----------	-------------------	--------	----

翼列のピッチを変えるには翼列部の側板を取り換え得る構造としておき、側板にピッチがそれぞれ 16 mm, 20 mm, 30 mm の 3 種類を用意した。したがってこの整数倍のピッチが可能である。

またなるべく2次元に近い状態を得るために境界層吸込を行ったが、このうち前流の境界層吸込は圧力 1000 mmAq, 流量 2 m³/s, 50 HP 直流動力計駆動のターボファンを用いて側板の翼列直前部に切った吸込溝より行い、翼列部で生長する境界層の吸込は 125 HP ナッシュ真空ポンプを用い翼列部側板が2重に重ねた 120 メッシュ真鍮金網を圧延したものからできているのでこれを通して吸込むようにしてある。

また翼列後の後流の混合の様子をしらべるために翼列の後に約 180 mm (翼弦長 60 mm の3倍) の側板を延長することもできるようにしてある。

風洞ダクトは遠心圧縮機を出た直後に、吐出空気をこの翼列風洞と後に述べる脈動風洞とに切替えるコーナーベーン付きの切替弁を有し、そのあと 15 メッシュ 2 枚, 20 メッシュ 5 枚の金網の助けを借りて拡散減速し、整流格子を通して乱れを除いておりしかる後絞り部に入る。

第6表 翼列風洞用翼型座標

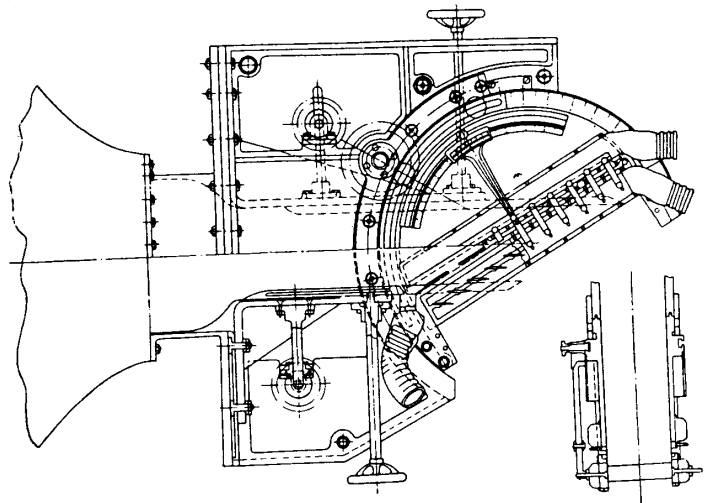
背 面		腹 面	
x mm	y mm	x mm	y mm
0	0	0	0
0.097	0.5825	0.5034	-0.2226
0.224	0.7362	0.6759	-0.2321
0.490	1.0073	0.9799	-0.2369
1.188	1.559	1.8113	-0.2201
2.639	2.420	3.366	-0.1458
4.120	3.107	4.879	-0.0534
5.616	3.688	6.383	0.0342
8.632	4.640	9.367	0.2051
11.686	5.375	12.331	0.3350
14.713	5.949	15.286	0.4653
17.766	6.384	18.233	0.5775
20.823	6.692	21.176	0.6720
23.882	6.887	24.117	0.7743
26.942	6.958	27.057	0.8669
30.000	6.893	30.000	0.9858
33.052	6.683	32.947	1.1285
36.097	6.359	35.902	1.2712
39.133	5.965	38.866	1.3643
42.162	5.509	41.835	1.3992
45.185	4.985	44.815	1.3710
48.200	4.382	47.799	1.2682
51.009	3.690	50.899	1.0856
54.214	2.022	53.786	0.7918
57.216	1.905	56.240	0.3479
60.000	0	60.000	0

翼 型 NACA65-(12)10後縁修正
 翼 弦 長 60 mm
 前縁半径 0.3996 mm (0.666%)
 後縁半径 0.6000 mm (1.000%)
 前縁傾斜 0.505
 後縁傾斜 -0.505

第22図は吹口翼列取付部を示すが、翼列取付部は特に実験に便利なように考慮を払い流入角は半円形の側板全体を歯車装置により回転させることにより、また喰違角はリンク装置を用いることにより一斉に変えることができるようにした。また上下の端板もねじおよびラックを用いて上下方向および前後方向の移動が自由にできるようにした。

この風洞は一応風速 100 m/s までを考えたものであるが遠心圧縮機のヘッドはかなり余裕があるので流れに脈動を与えるなどいろいろの工作をすることが可能である。

現在この風洞に用いている翼型は 65-(12)10 の後縁半径を 1% に修正したものでその座標を第6表に示す。



第22図 翼列風洞吹口

次にこの風洞で非定常流れの研究などを行うために非接着型ストレインゲージを用いた動的天秤をも試作した(第 21 図参照)。中央翼に働く力の直交 2 成分およびモーメントを測定するようになっている。

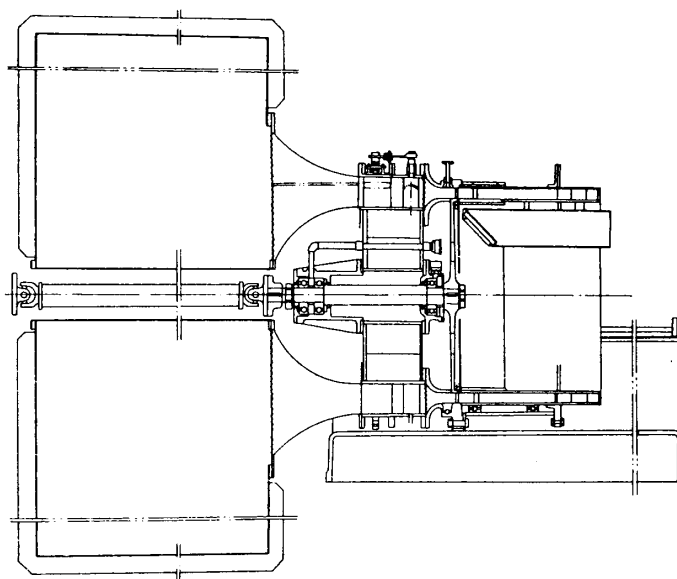
また実験中に電源電圧の変動などのために風速が変化するのを防ぐためにダクト中央附近に逃し弁を設け後述する風速自動制御装置によって開閉し風速が一定になるように調整している。

VIII. 脈動風洞

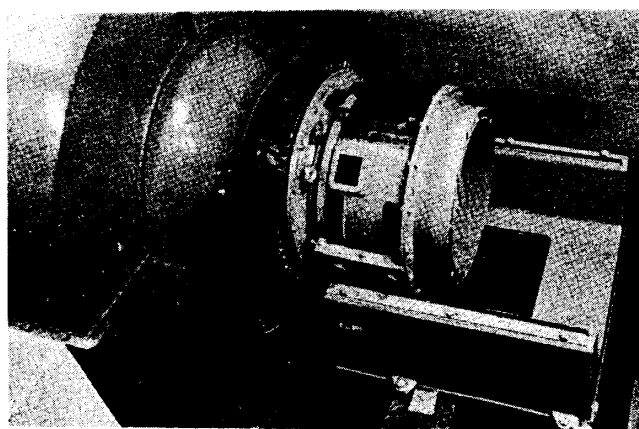
一般に流体回転機械中における流れは翼列風洞中における流れのように一様な定常流れではなく、入口ストラットや翼列などの後流の影響を受けた一種の脈動流である。したがってこのような機械中で作動する翼列の性能は、翼列風洞による実験結果とはかなり相違する可能性があり、この研究にはある既知の周波数および振巾の脈動を発生し得る風洞を作りこの中に試験翼列をおいてその性能を調べればよい。また 2 次元翼列風洞のもう一つの欠点は翼列の翼の数が有限であるために端の影響が現われることであり、このためには環状風洞または円形風洞を用いて翼をエンドレスに並べればよい。

これらの点を考慮して上記の目的のために製作したのが第 23 図に示す脈動風洞であり第 24 図はその外観写真を示す。本風洞の場合無限翼列にするためには環状風洞としたが、同時になるべく 2 次元に近い状態で試験できるようにするためホス比を 0.9 とし半径の違いによる影響を極力小とした。しかしこのために翼の高さがかなり小さくなり境界層の影響が大きく効いて来る恐れがあるがこのためには境界層を吸込むことも考えている。

空気源としては前述の 150 HP 遠心圧縮機を用い、翼列風洞と切換弁によって吐出空気を切換



第 23 図 脈動風洞断面図



第 24 図 脈動風洞外観写真

えて使用するようになっている。

本風洞の定格事項および主要寸法は次の通りである。

試験部外径	700 mm ϕ ,	流入角可変範囲	0°~70°,
試験部内径	630 mm ϕ ,	ローター回転数	最大 3,000 rpm,
試験翼高さ	35 mm,	駆動電動機	40 HP 直流動力計,
ボス比	0.9,	試験翼取付枚数	96,
最大風速	100 m/s.		

次に構造上の特長を述べると(第23図参照)まず切換弁を通った空気は一旦大きなサージタンクに導かれ環状部への流入が一様になるようにされており、また全体の構造も完全な対称形になるようにしてある。サージタンクから出た流れは一度絞られた後案内羽根により試験部の流入角が所要の値になるよう適当な回転を与えられる。この案内羽根は反り角75°の板金製(総数60枚、捩りなし)で外部のリンク装置により一斉に回転し得るように設計されている。この案内羽根により適当な回転を与えられた流れは30メッシュの整流金網を通った後更に絞られて(絞り比約100/35)試験部に入る。

試験部は1段の軸流試験機の如き構造を有し流れは先ずローターにはいる。ローターには脈動流を発生するためには丸棒列をとりつけ、実際の翼後流を発生したい時には適当な翼列をとりつけるようにしてある。取付孔はこの両方に共通で円周上に96個設けてある。またこの脈動風洞を定常流の無限翼列風洞として用いたい時にはローターには何もつけなければよい。ローターの駆動はサージタンク中を通した軸により自由接手を介して直流動力計につなぎ前方より行うので試験部およびそれより後方には軸系その他が何もないので実験計測や分解組立などにきわめて便利である。特に分解やローターの調整のためにはケーシングをレールによって後方に移動することができるようにしてある。

ローターを通った流れは翼列試験部に入ることになるが、ローターの丸棒などの後流の強さをいろいろ変えるためにローターと試験翼列との中心距離を32.64, 54.41, 76.17, 97.93, 119.69 mmの5段階に変え得るようにした。この寸法は現在使用している翼の翼弦長の1.5倍, 2.5倍, 3.5倍, 4.5倍, 5.5倍に相当する。また試験翼列のあとにはその後の流れの混合などの様子を観察するため約300 mmの平行部分がとってありこの部分にはストラットその他の流れを乱すものを置きたくないので風洞内壁は更に後方より片持ちで支持されるようにした。また試験翼列は風洞内壁にボルト締めすることにして分解組立を容易にするとともに、外壁に計測孔をあけるのに便利にした。

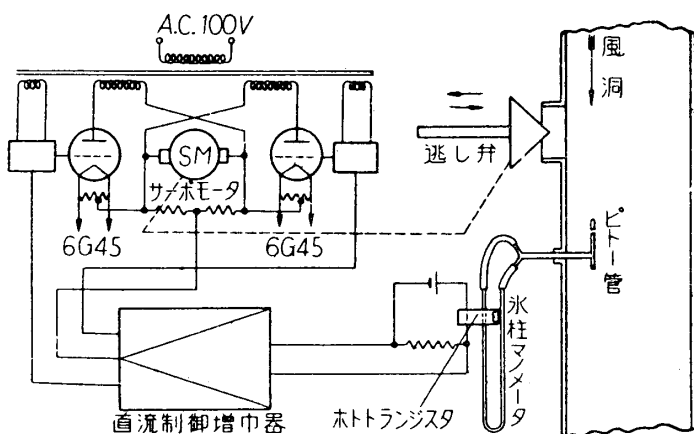
次に計測装置に関しては測定孔はローター前、ローター後の各位置および試験翼列の位置の外壁に軸方向に翼弦長に等しい21.76 mmのピッチで11個所設けたが、これらはそれぞれ同一軸方向位置に対してはすべて円周方向に22.5°間隔に3個の計測孔を設けてある。そしてこの測定部の風洞外壁は前述の多段回転翼列試験機と同じ構造にして、測定孔を有する上半分の外壁は鋼球を用いてローター前では約120°ローター後では約80°の範囲を滑らかにトラバースし得るようにした。またこのほかに試験翼列のうち6枚は風洞内外壁をガラスにすることによりシュリーレン観察ができるようにしてある。

次に試験に供する翼列については、翼弦長はある範囲内で可変であるがピッチは構造上変

化させがたく円周上 96 等分したもの（平均直径で 21.7621 mm）を基準としてその 2 倍，3 倍，4 倍…が可能なのである。翼の取付角は任意に変えることができる。また現在使用している翼は翼列風洞用のものと同じく 65-(12)10 の後縁半径を 1% に修正したものであり翼弦長は平均直径で節弦比が 1 になるよう 21.7621 mm に選んだ。第 7 表にこの翼型の座標を示す。脈動発生用の丸棒としては現在直径 3 mm のものを用意している。

IX. 翼列風洞用風速自動制御装置

翼列風洞による翼列実験はそれぞれの翼列に対する基礎データを提供するものであるから，その測定においては高度の測定精度が要求されている。この意味で表記の自動制御装置を新たに試作した。



第 25 図 風速自動制御装置系統図

装置の概略は第 25 図に示す如く風速をピトー管で検出し，マノメータの水柱の上下をホトトランジスタにより電流変化に変え，これを増巾しその出力で直接サーボモータを駆動し，翼列風洞の低速部に設けられた逃し弁を開閉して翼列風洞の風速を一定に保持するものである。

あらかじめホトトランジスタは希望する風速に相当するマノメータの位置にセットしておく。この時若し風速が希望値以下である場合は，マノメータの水柱（ピトー管の静圧側）は検出部のレベル以下にあるため，ホトトランジスタに与えられる光量は少く，入力シグナルはほとんど 0 に近い。したがって第 25 図に示した片方のサイラトロン (6G45) 回路に電流が流れ，逃し弁を閉じるように作用する。逃し弁が閉じるにつれて翼列風洞の風速は増加しマノメータの静圧側の水位が上昇し，これが検出部のレベルに達するとホトトランジスタに

第 7 表 脈動風洞用翼型座標

背 面		腹 面	
x mm	y mm	x mm	y mm
0.	0.	0.	0.
0.0350	0.2113	0.1826	-0.0807
0.0814	0.2670	0.2450	-0.0842
0.1778	0.3654	0.3663	-0.0860
0.4311	0.5656	0.6570	-0.0799
0.9573	0.8781	1.2189	-0.0529
1.4946	1.1268	1.7697	-0.0196
2.0372	1.3377	2.3157	0.0124
3.1311	1.6831	3.3975	0.0744
4.2386	1.9495	4.4728	0.1293
5.3367	2.1577	5.5443	0.1795
6.4440	2.3155	6.6133	0.2228
7.5528	2.4271	7.6807	0.2627
8.6622	2.4981	8.7475	0.2988
9.7721	2.5240	9.8138	0.3356
10.8811	2.5000	10.8811	0.3804
11.9881	2.4241	11.9502	0.4355
13.0925	2.3064	13.0220	0.4905
14.1937	2.1634	14.0971	0.5264
15.2925	1.9984	15.1745	0.5399
16.3886	1.8082	16.2545	0.5290
17.4824	1.5893	17.3370	0.4894
18.5740	1.3386	18.4216	0.4189
19.6634	1.0446	19.5084	0.3055
20.7523	0.6910	20.5957	0.1343
21.7621	0.	21.7621	0.

翼 型 NACA 65-(12)10 後縁修正
 前縁半径 0.1449 mm (0.666%)
 後縁半径 0.2176 mm (1.000%)
 前縁傾斜 0.505
 後縁傾斜 -0.505

与えられる光量が増加するため入力シグナルは大きな負の値をとり、上述のサイラトロン回路の電流を減らすと同時に他のサイラトロン回路に電流が流れ出し、逃し弁がそれ以上閉じるのを防止する。風速が増加し過ぎた場合には上述のことと逆の現象が生じ風速を一定に保持するようになっている。

1958年9月8日 原動機部