

# 航空宇宙技術研究所資料

TM-97

高マッハ数風洞について (II)

吉永 崇・井上建二  
広田正行・楯 篤志

1967年1月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力および圧力中心推定法	1964年3月	小橋安次郎, 宮沢政文
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞における試験	1964年3月	河崎俊夫, 竹内理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年4月	牛田健二, 高橋宏義
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用された定温度型熱線風速計について	1964年4月	榎並敬之, 山本稀義
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正について	1964年5月	長洲秀夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風洞ノズルの設計計算法	1964年5月	毛利浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力試験	1964年6月	高木廣治, 斎藤秀夫 原久蔵
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の結合影響	1964年7月	石井孝雄
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I)	1964年9月	竹内和之, 川島矩郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田畑浄治, 大坪孔治 滝沢実次
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	古関昌次, 田寺木一 泉日出夫
TM-44	高負荷燃焼器 (アニューラ模型) の実験結果	1964年12月	塚本貞吉, 鈴木邦男 広木強, 石井浅五郎 竹内和之, 山中雅俊 幸尾治朗, 岡遠一
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の抵抗について	1965年1月	
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実験	1965年2月	平木一, 橋本登崇 林二識, 吉永崇 山口富夫, 岡遠一 山幸照, 井田幸武 中井映一, 鎌田武敏 泉日出夫, 高島明史 原亘利, 近藤洋 板垣芳雄
TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年2月	
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年5月	
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム—数値解法の収束条件その他への応用—	1965年5月	
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年5月	武藤洋治郎, 池田為治 坂元思無邪, 光山敏雄 河崎俊夫, 谷喬
TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用	1965年5月	
TM-56	2024-T4アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年7月	石田誠, 河野哲雄
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年7月	曾我 国男
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞実験	1965年8月	斎藤秀夫, 木村友昭 近藤博, 増田惣平
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (I)	1965年9月	
TM-60	吹出式超音速風洞における実験データの処理方式について (II)	1965年9月	原 亘利, 高島一明夫 関根英子, 中 正夫 戸川保子, 矢沢健司 広末健一, 野吉征一 塚野雄四郎, 佐野信宏 佐野府信, 能村 実
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年9月	
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	
TM-63	2024-T3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1965年10月	
TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験 (I)	1965年10月	池田為治, 坂元思無邪 光山敏雄, 宮地敏雄 武内澄夫, 二宮地敏雄 星谷昌二, 堀内正司
TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験	1965年11月	
TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	斎藤隆, 堀内正司 中村浩子, 計測部 機体第一部, 機部 原動機部
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年1月	田寺木一, 泉日出夫
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1966年2月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二

## 高マッハ数風洞について (II)\*

吉永 崇\*\*・井上建二\*\*  
 広田正行\*\*・楯 篤志\*\*

### 概 要

航空宇宙技術研究所の 15cm×15cm, マッハ数 5 の吹出式風洞について, 測定部のマッハ数分布と総温度分布, 種々の模型に対する始動・運転圧力比と第二スロートの絞り比の関係および測定部の遷移レイノルズ数等を測定した。その測定結果と用いた方法について述べる。

### 1. は し が き

航空宇宙技術研究所の 15cm×15cm, マッハ数 5 の吹出式風洞の要目, 構造, 計測装置, および壁圧分布, 風洞の始動, 運転圧力比と第二スロート絞り比の関係等の試験結果についてはすでに報告されている<sup>1)</sup>。

この風洞を用いて空力加熱等の実験的な研究を行なうには, さらに詳しく運転条件を調べておくことが必要である。そのために今回 (i) 測定部断面のマッハ数分布, (ii) 測定部断面の総温度分布, (iii) いろいろな模型を取り付けた場合の始動・運転圧力比と第二スロートの絞り比の関係, (iv) 風洞の遷移レイノルズ数等を測定した。本資料では以上の測定において用いた方法および得られた結果について報告する。

### 2. 記 号

$A$	: 測定部断面積	cm <sup>2</sup>
$D$	: 模型の直径	mm
$D^*$	: 第二スロートの断面積	cm <sup>2</sup>
$M$	: マッハ数	
$M_s$	: 円すい模型上の境界層の外側のマッハ数	

\* 昭和41年11月7日受付

\*\* 空気力学第一部

$p$	: 静圧	kg/cm <sup>2</sup>
$p_0$	: 集合筒圧	kg/cm <sup>2</sup>
$p_0'$	: 垂直衝撃波後の総圧	kg/cm <sup>2</sup>
$p_e$	: 超音速ディフューザー出口圧	kg/cm <sup>2</sup>
$Pr$	: 回復温度に対するプラントル数	
$r$	: 回復係数	
$Re$	: レイノルズ数	
$Re_t$	: 遷移レイノルズ数	
$T$	: 空気温度	°C
$T_0$	: 集合筒空気温度	°C
$T_c$	: 円すい模型上の境界層の外側の温度	°C
$T_r$	: プロープの回復温度	°C
$T_w$	: 円すい模型上の表面温度	°C
$\gamma$	: 空気の定圧比熱の定容比熱に対する比	

### 3. 測定部のマッハ数分布

測定部では、できるだけ広い範囲にわたってマッハ数が一様であることが望ましい。測定部のマッハ数は、垂直衝撃波後のよどみ圧  $p_0'$  を測定することにより、 $p_0'$  の集合筒圧  $p_0$  に対する比、お

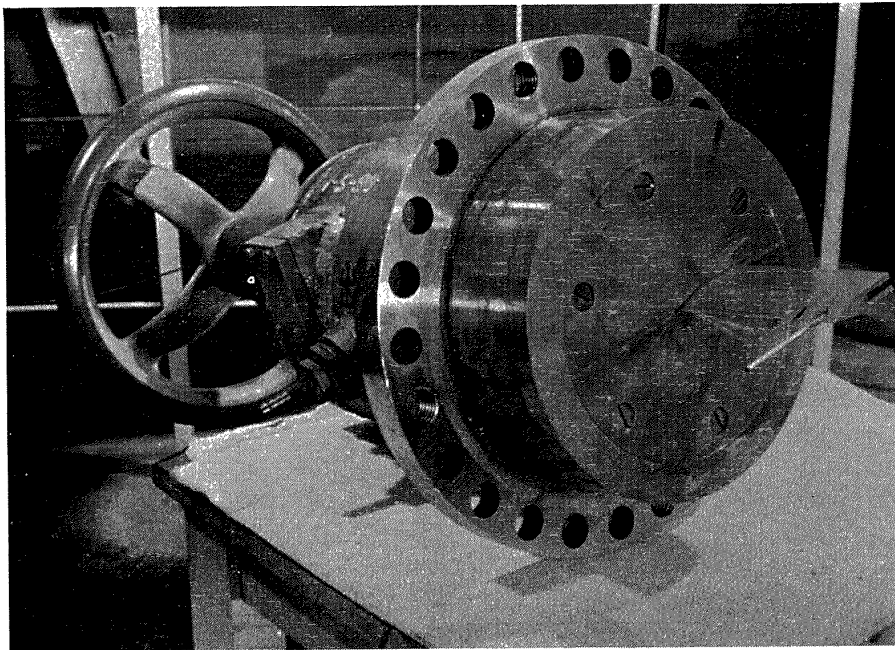


図1 ピトー圧トラバース装置

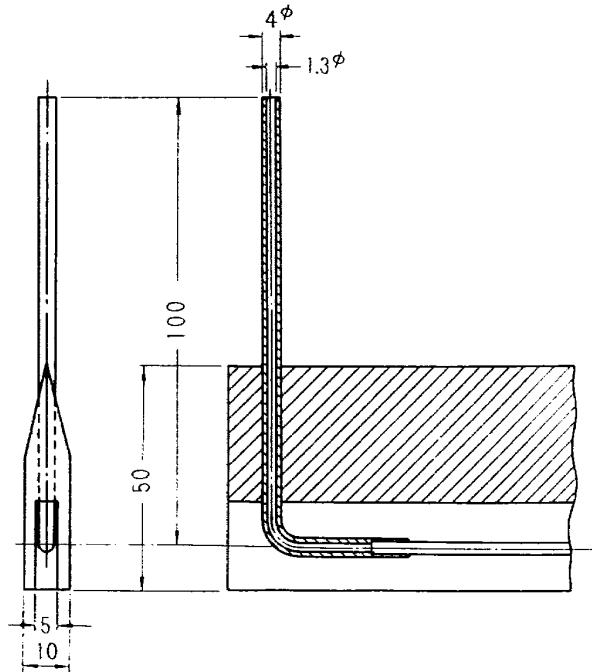


図2 ピトー管

よび垂直衝撃波前方の静圧  $p$  の  $p_0'$  に対する比から別々に計算される。 $p_0'$  はトラバース装置 (図1) に取り付けられた外径  $4\text{mm}\phi$ 、内径  $1.3\text{mm}\phi$ 、長さ  $50\text{mm}$  の先端が平らなピトー管<sup>2)</sup> (図2) によって測定される。静圧  $p$  としては測定部の壁圧を用いた。

それぞれの圧力の測定には、集合筒圧には精密圧力計 ( $0\sim 20\text{kg/cm}^2\text{G}$ ) を、よどみ圧には大気開放型水銀 U 字管と精密圧力計 ( $0\sim 2\text{kg/cm}^2\text{abs.}$ ) を、観測窓前方静圧測定には  $180\text{mm}$  閉管式水銀マンオメータを使用した。閉管式マンオメータの精度は  $1\text{mmHg}$  程度で静圧測定が最も誤差が大きく約  $3\%$  であった。

圧力比とマッハ数との関係は

$$p_0'/p_0 = [(\gamma+1)M^2 / \{(\gamma-1)M^2 + 2\}]^{\gamma/(\gamma-1)} \cdot [(\gamma+1) / \{2\gamma M^2 - (\gamma-1)\}]^{1/(\gamma-1)} \quad (1)$$

および

$$p/p_0' = [(\gamma+1)M^2/2]^{-\gamma/(\gamma-1)} \cdot [(\gamma+1) / \{2\gamma M^2 - (\gamma-1)\}]^{-1/(\gamma-1)} \quad (2)$$

(レイリー・ピトー公式)

から求めた。文献<sup>2)</sup>によれば、圧力比  $p_0'/p_0$  から求めたマッハ数は圧力比  $p/p_0'$  から求めたマッハ数に比べて誤差が少ないということであるが、流れが等エントロピー的でない場合には (1) の関係は成立せず用いることができない。

異なった集合筒空気温度に対するマッハ数分布を図3, 図4, 図5に示す。これからわかるように、中心付近では  $p_0'/p_0$  から求めたマッハ数分布は温度に対してはほとんど変動していない。マッハ数分布は中心から  $\pm 20\sim 30\text{mm}$  の範囲で一様であった。

遷移レイノルズ数を測定するために撮影した  $10^\circ$  円すい模型のシュリーレン写真 (図30) の衝撃波の角度から求めたマッハ数は約4.75であり  $p_0'/p_0$  から求めた値とほぼ一致する。

なお、トラバース装置に静圧管を取り付けて圧力分布を測定し、マッハ数を計算したが静圧管を含め圧力計系統の時定数が大きく、結果は不正確であった。

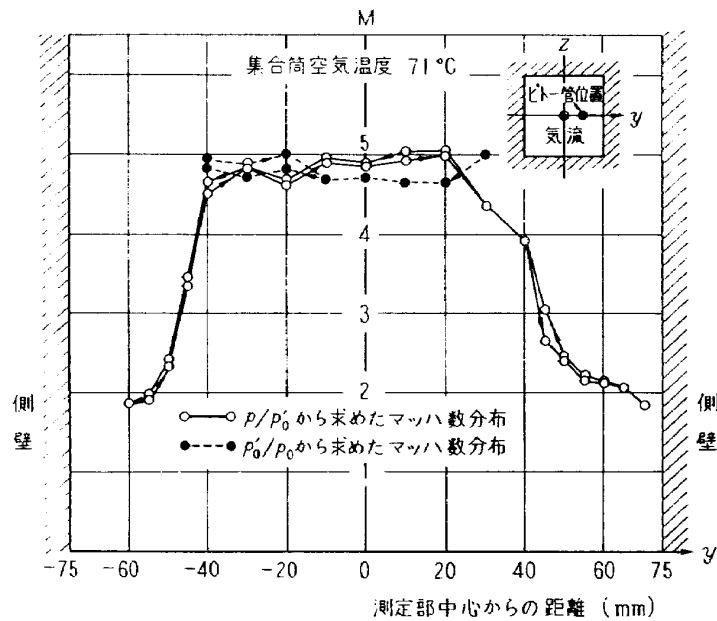


図 3 測定部のマッハ数分布

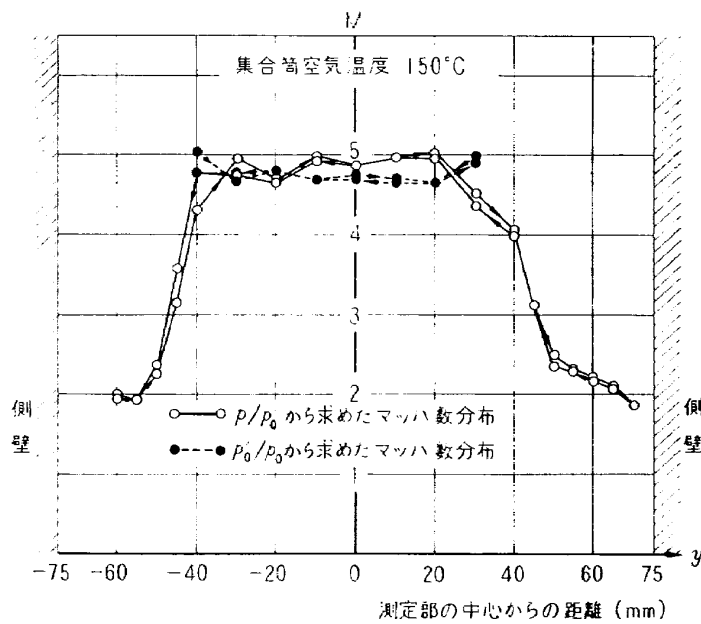


図 4 測定部のマッハ数分布

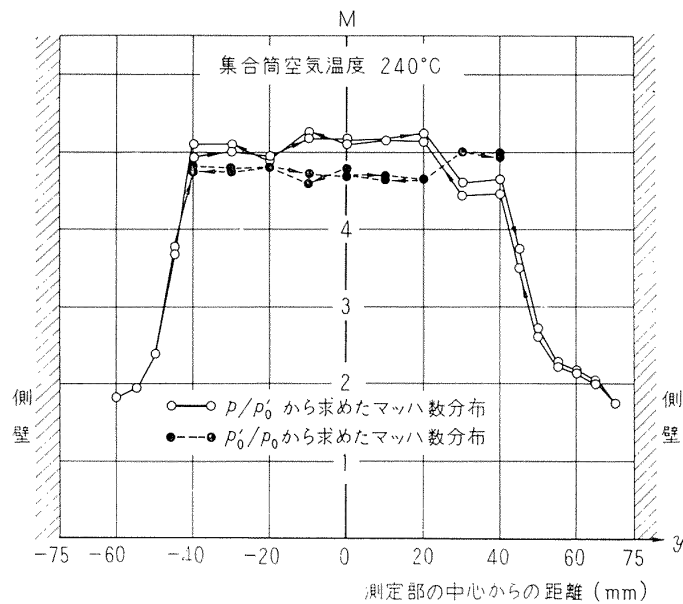


図 5 測定部のマッハ数分布

#### 4. 測定部の総温度分布

模型の表面温度，あるいは表面の熱伝達係数を測定するには，測定部の気流の総温度が一様であることが必要である。図6に示すような総温度トラバース装置を用いて測定部断面の総温度分布を測定した。レーク (rake) 型のトラバース装置は3個の総温度プローブを持ち，プローブ間の距離は50mmである。このプローブは Winkler によるもの<sup>3)</sup>を参考にして設計した。その詳細を

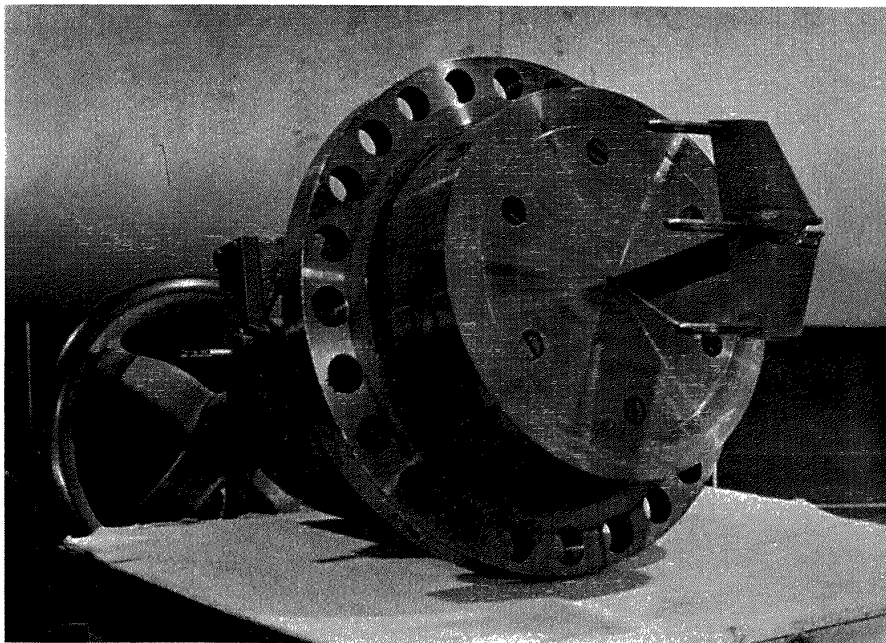


図 6 トラバース装置

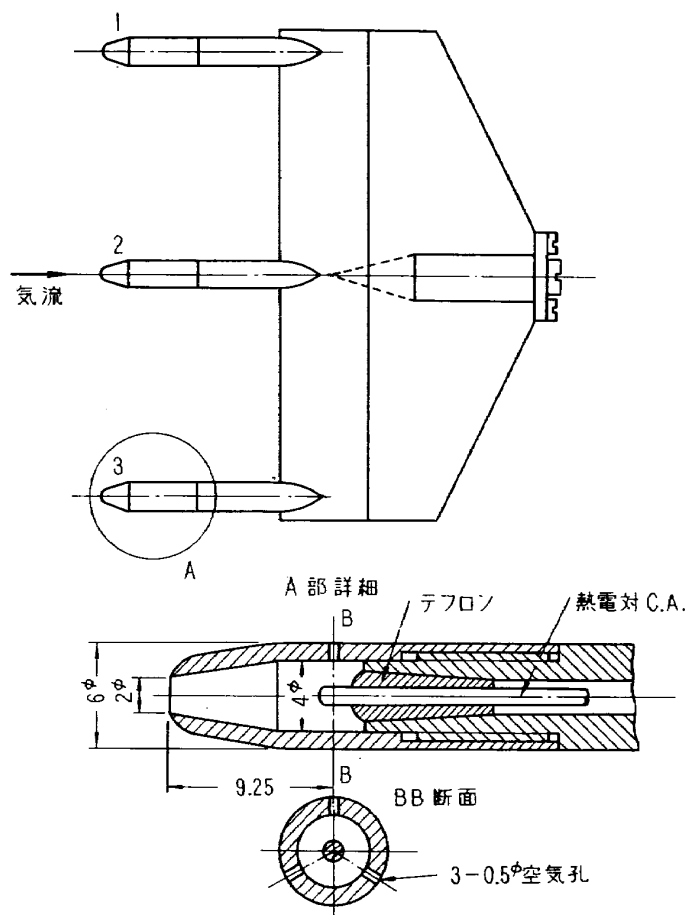


図 7 総温度測定用プローブ

図7に示す。熱電対にはクロメル・アルメル (C. A.) 線を使用した。このプローブを 10mm 間隔で移動往復させて測定した。各点の出力は、ロータリー・スイッチで切り換えて同一の平衡記録計により測定した。

この装置を一往復させるには10分ないし20分を要し、その間、集合筒温度は一定であることが望ましいが、燃料油の流量調節を手動で行なっているために設定温度から±数°Cの変動を伴った。そこで測定した集合筒空気温度と設定温度との差を測定温度から差引いた値を集合筒空気温度を一定としたときの測定部各点の総温度とした。異なった集合筒温度に対する総温度分布を図8, 図9, 図10に示す。結果から二度通過した同一点の温度はほとんど等しく、この温度分布は一定の集合筒温度に対するものと考えてよいことがわかる。また、測定部断面における位置と総温度との関係を立体的に示すと図11のようになる。プローブ2が両側の壁の近くで低い温度を示すのは、上流のノズルの継ぎ目からの大気の漏えいによるものと思われる。



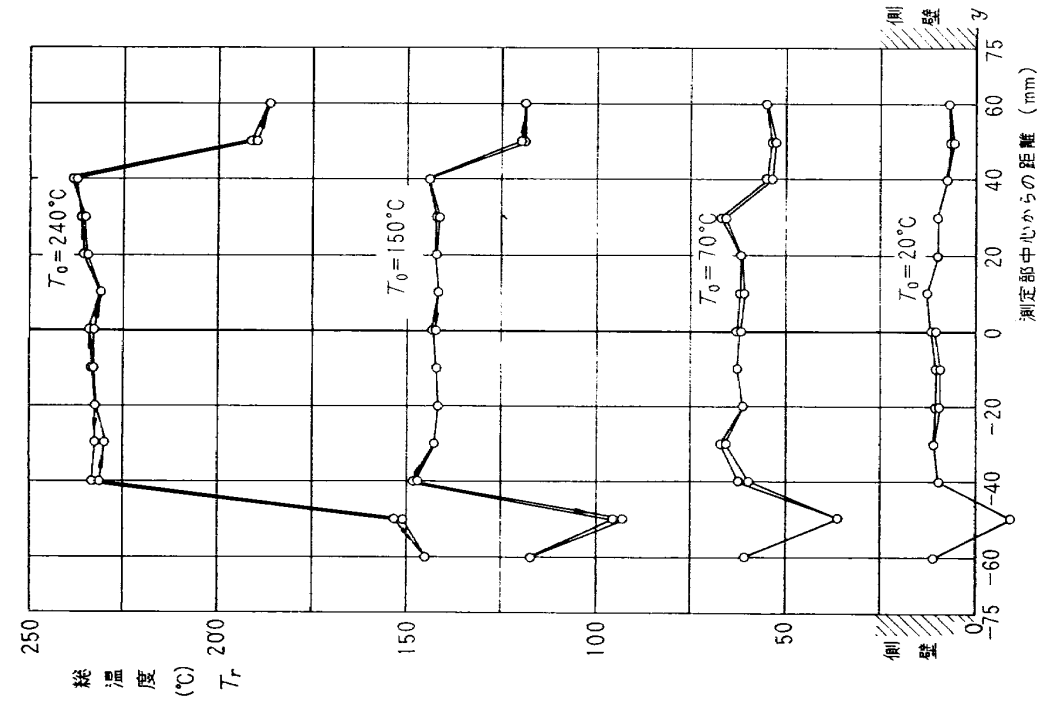


図 9 プローブ 2 の示す測定部総温度

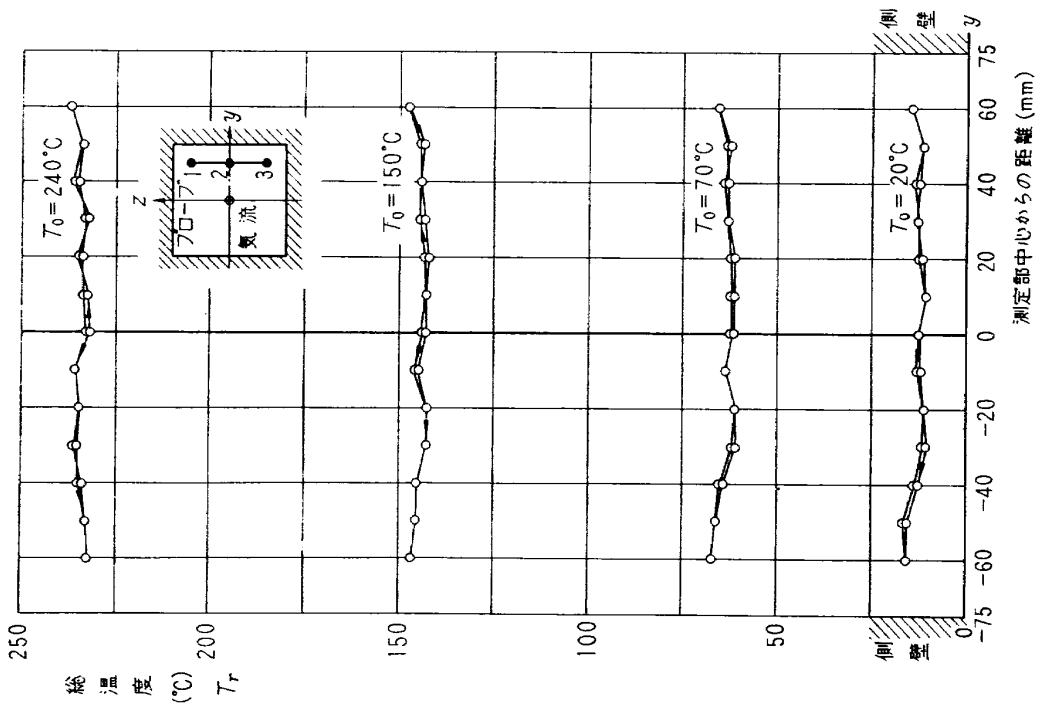


図 8 プローブ 1 の示す測定部総温度

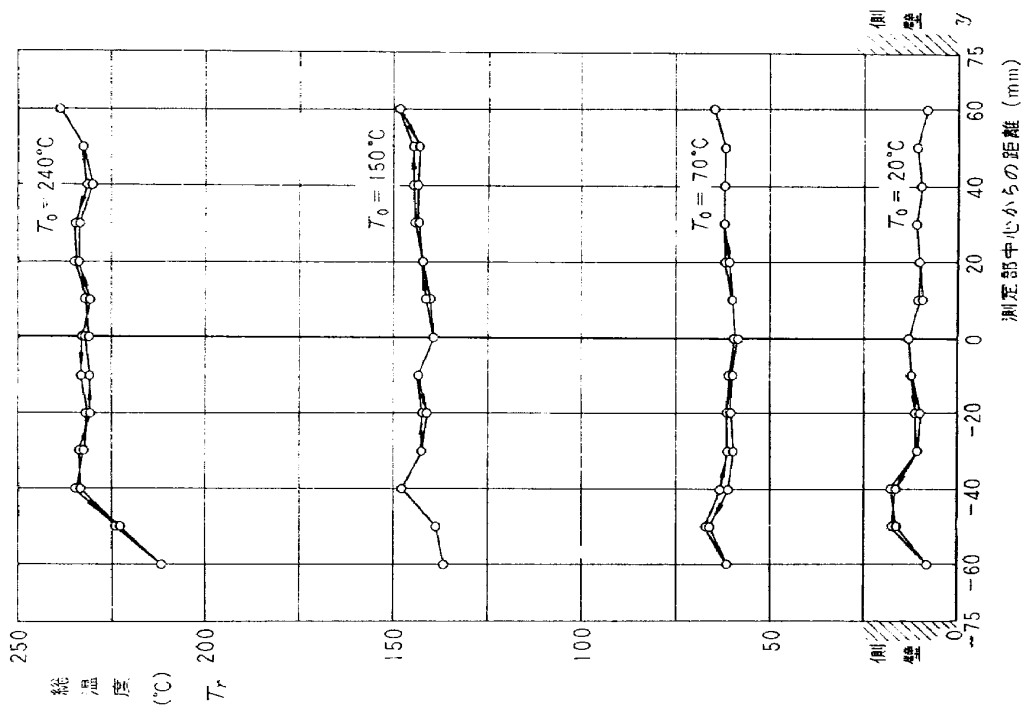


図 10 プローブ 3 の示す測定部総温度

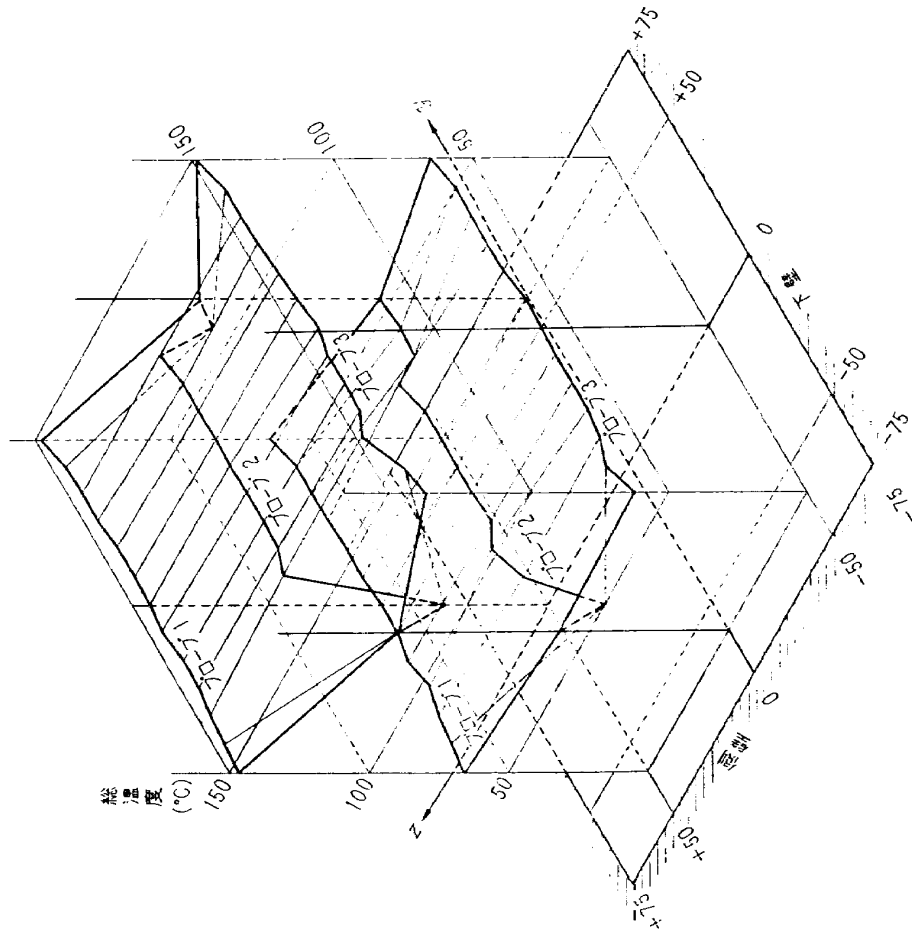


図 11 測定部断面の総温度分布

結果によれば、温度分布が一様な範囲は、中心から±20~30mmであるが、軸対称模型の実験にはこの程度で十分であると考えられる。

このプローブ2の測定部の中心における回復係数  $(T_r - T)/(T_0 - T)$  は、集合筒空気温度が150°C のとき0.98であった。

### 5. 第二スロートの絞り比と始動・運転圧力比の関係

風洞の始動・運転に必要な圧力比  $p_0/p_e$  は第二スロートの絞り比  $D^*/A$ 、模型の形状等により異なる。スティング・ストラット型の模型支持装置(図12)に直径の異なる円すい、半球および円柱模型を取り付け、第二スロートの絞り比と始動圧力比および運転圧力比の関係を調べた。試験模型を表1、図13に示す。またスティングとストラット、ストラットのみ、および模型、スティング・ストラットともない場合についても調べた。

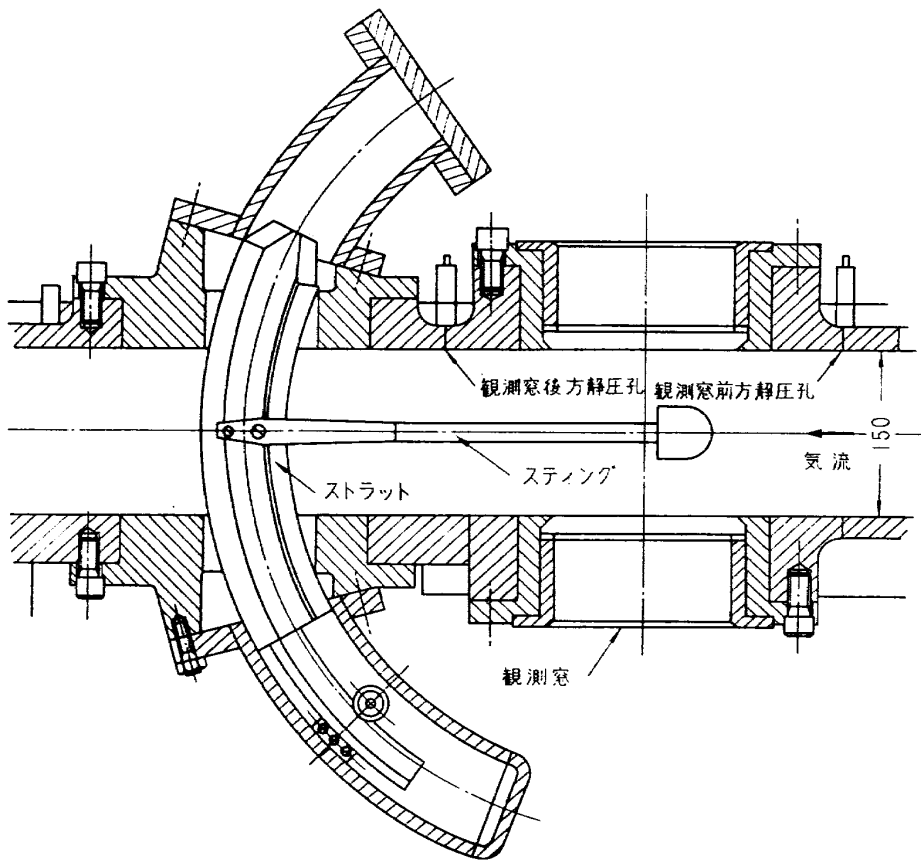


図 12 測定部と模型支持装置

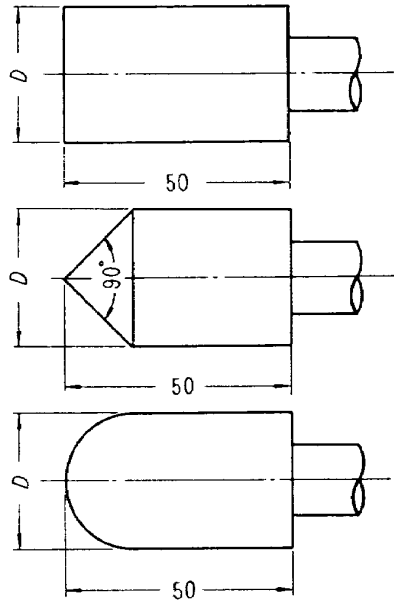


図 13 始動・運転試験模型

表 1 試験模型の種類

直径 D(mm)	模型	円すい	半球	円柱	測定部に対するブロッケージ比* (%)	長さ (mm)
25		○	—	○	2.18	50
30		○	○	○	3.14	50
35		○	○		4.28	50
40		—	○		5.58	50
45		—	○		7.08	50
50		—	○		8.73	50
	スティング			**	0.89	

\* スティング・ストラットを含まず。

\*\* スティング先端部のブロッケージ比を示す。ストラットは超音速ディフューザの縮流部に固定されている。

第二スロートは上下・前後の計 4 箇所の手動ジャッキで折線状に調節できるようになっている(図14)。この試験では、第二スロートの前後のジャッキ間にも平行部を設けて実験した。

模型は先端が観測窓の中心から 55mm 上流にくる所に取り付けた。迎え角は  $0^\circ$  である。スティングは 16mmφ で後部にテーパを付けてストラットに固定されている。流れの様子はシュリーレン写真に撮影された。

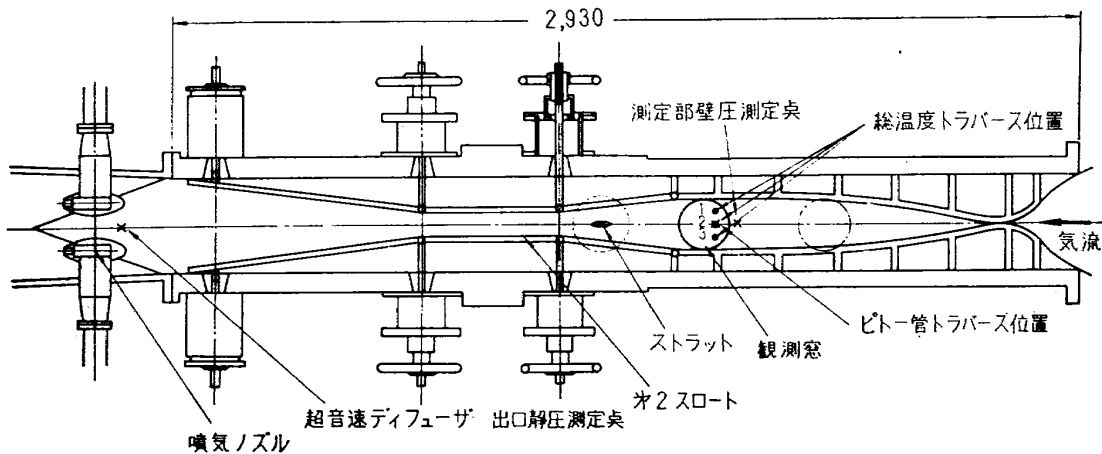


図 14 風洞主要部

試験中、集合筒空気温度はほぼ $200^{\circ}\text{C}$ に保った。第二スロートの絞り比を所定の値に設定し、加熱器上流の主開閉弁を全開し、亜音速ディフューザ後のエジェクタ噴気ノズルを徐々に開き、始動したときの集合筒圧 $p_0$ と超音速ディフューザの出口圧 $p_e$ をそれぞれ精密圧力計で読み取った。始動は観測窓前後の静圧をマンメータで読むことにより判断した。運転圧力比の限界を知るために、一度始動させた後、第二スロートをいろいろな値に絞り、 $p_0$ を徐々にさげてbreakする直前の $p_0$ 、 $p_e$ を読んだ。模型を取り付けない場合の関係を図15～図17に示す。またそれぞれの模型を取り付けた場合の始動および運転圧力比と第二スロート絞り比の関係を図18～図27に示す。

模型のない場合、あるいは模型の直径が小さい場合には始動に必要な圧力比と第二スロート絞り比の関係は、ほぼなめらかな曲線に乗るようであるが、模型の直径が大きくなるに従って散在する傾向を示し、始動の不安定さが増大することがわかる。また始動に必要な第二スロートの限界の絞り比、最適(極小)圧力比も大きくなる傾向を示す。ただし、運転圧力比の極小値を最適圧力比とした。

第二スロートの絞り比 $D^*/A$ および集合筒空気温度が一定であっても通風時間が長くなるにつれて始動圧力比が大きくなる傾向があった。これは加熱によるノズルの変形に起因するものと考えられる。

この風洞で得られる圧力比(約23)では、始動できる限界は円柱模型では $30\text{mm}\phi$ 、半球模型では $50\text{mm}\phi$ であった。

始動圧力比の極小点は、それぞれの模型について点のばらつきが大きく推定し難い。

模型のある場合、第二スロートを絞っていくと、運転圧力比はほぼ直線的に減少する。そしてある絞り比で飛躍し、それ以下では運転できない。最適(極小)運転圧力比の点と限界絞り比の点は非常に近い。しかし模型のない場合は最適圧力比を示す絞り比は、限界の絞り比より若干大きい。第二スロート断面積を増したときの運転圧力比の増大は模型の直径が大きくなるに従って小さくな

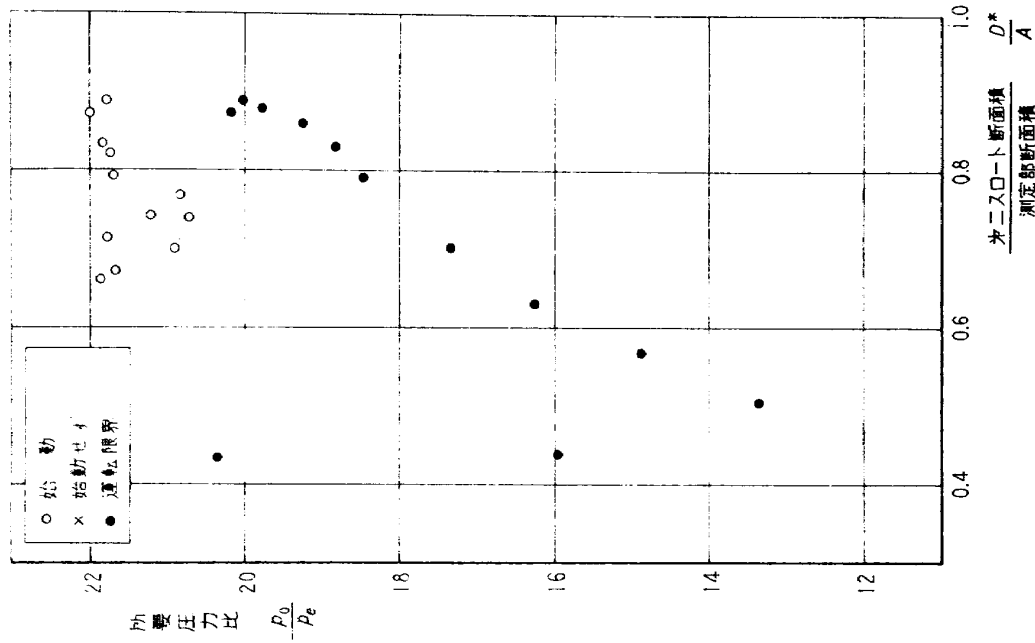


図 15 風胴の始動・運転に必要な圧力比  
(機型, ステイティング, ストラットなし)

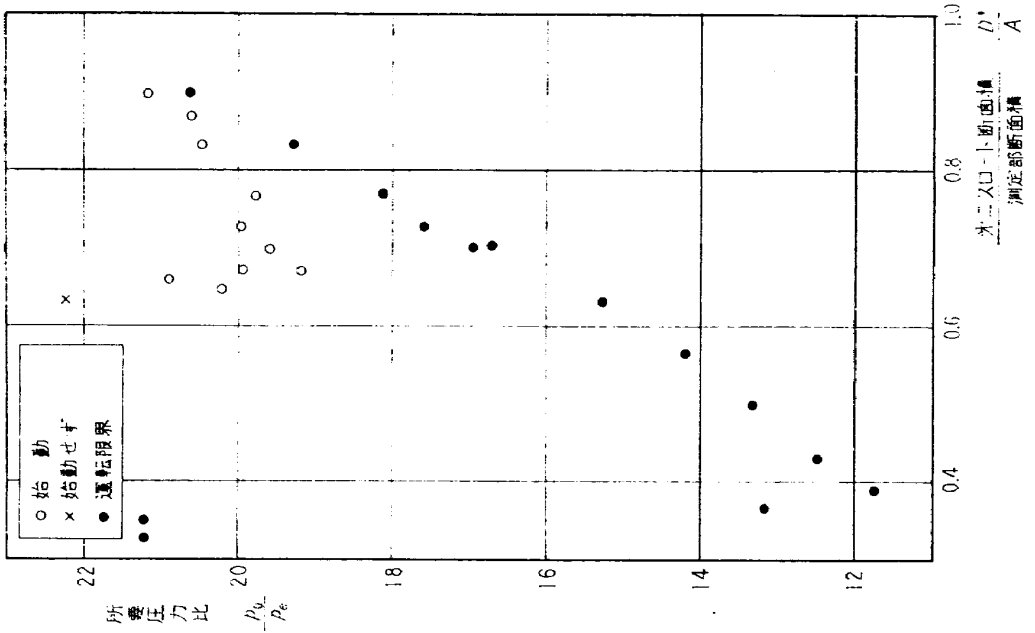


図 16 風胴の始動・運転に必要な圧力比  
(ストラットののみ)

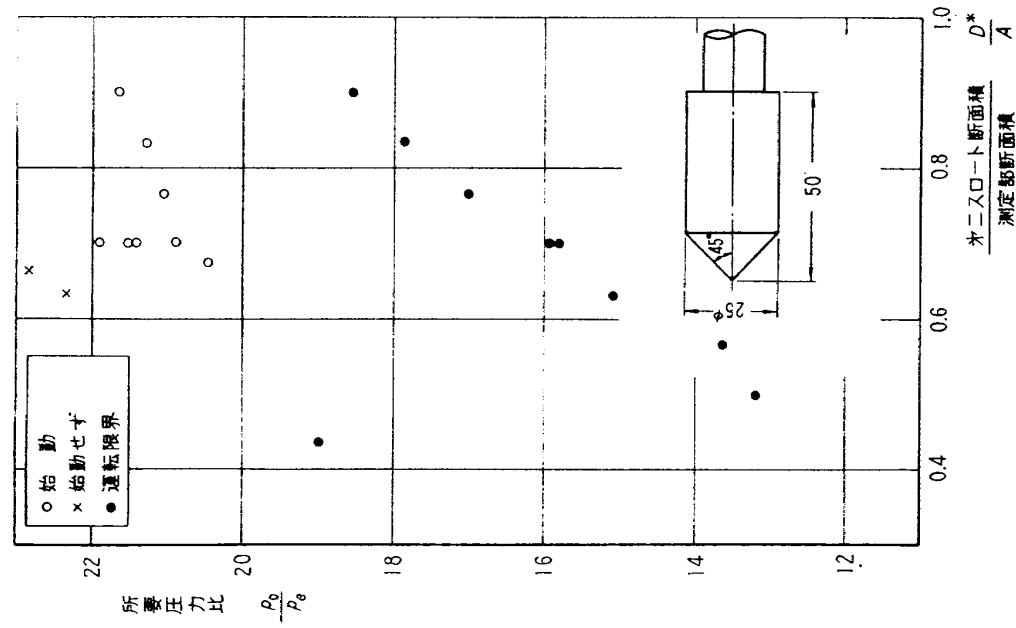


図 18 風洞の始動・運転に必要な圧力比 (25°, 90°円すい、模型)

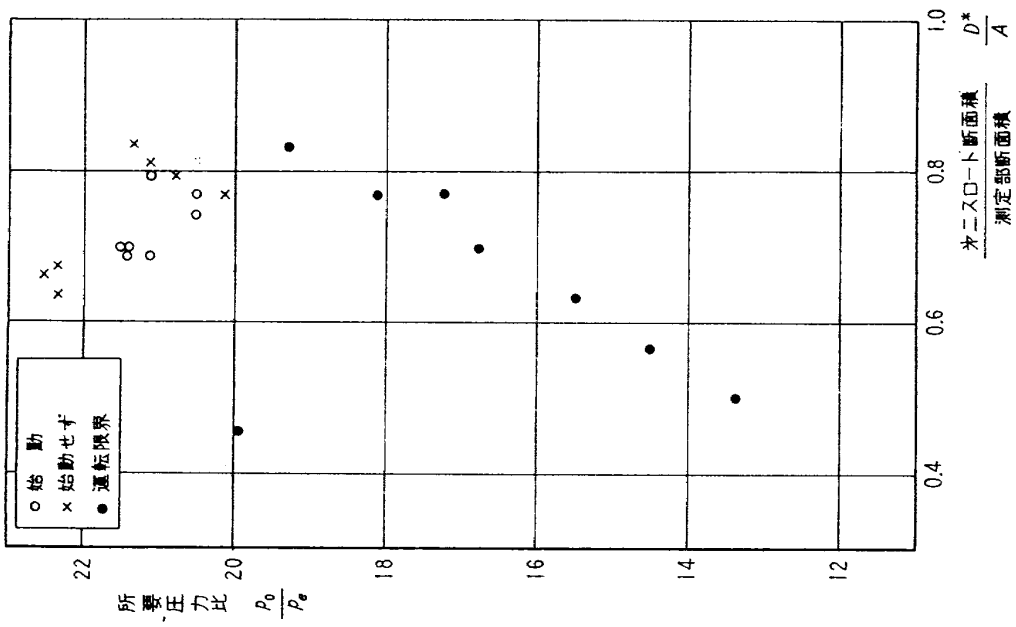


図 17 風洞の始動・運転に必要な圧力比 (ストレート, ストラットののみ)

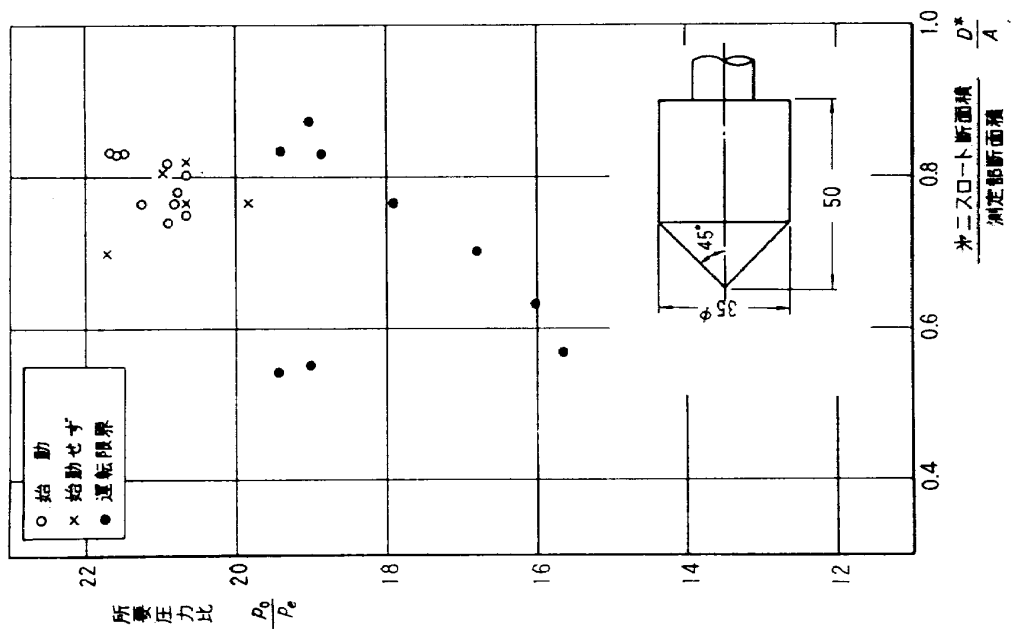


図 19 風洞の始動・運転に必要な圧力比  
(30°, 90°円すい模型)

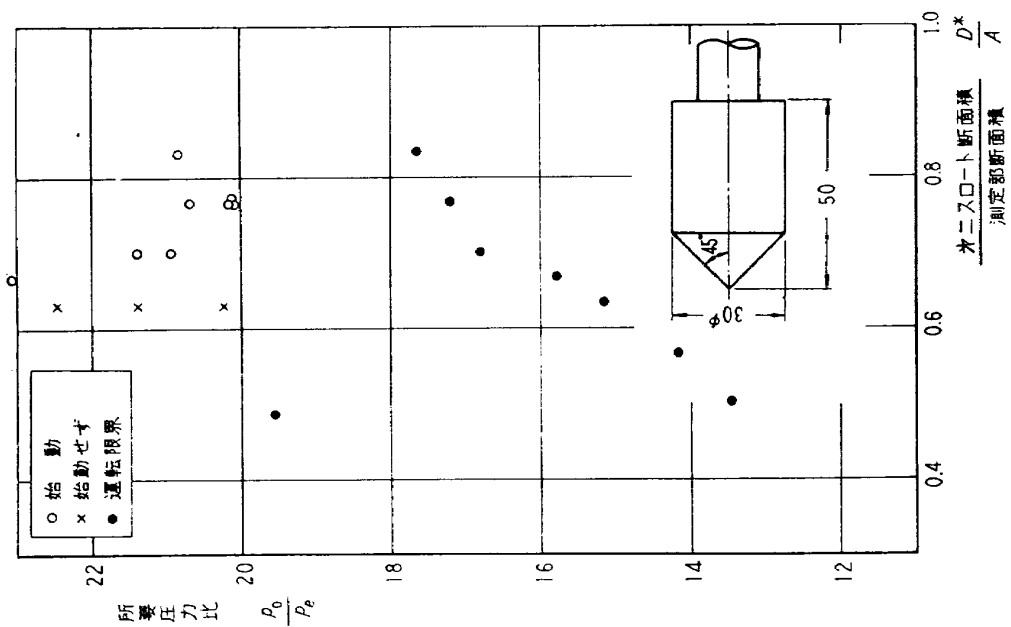


図 20 風洞の始動・運転に必要な圧力比  
(35°, 90°円すい模型)



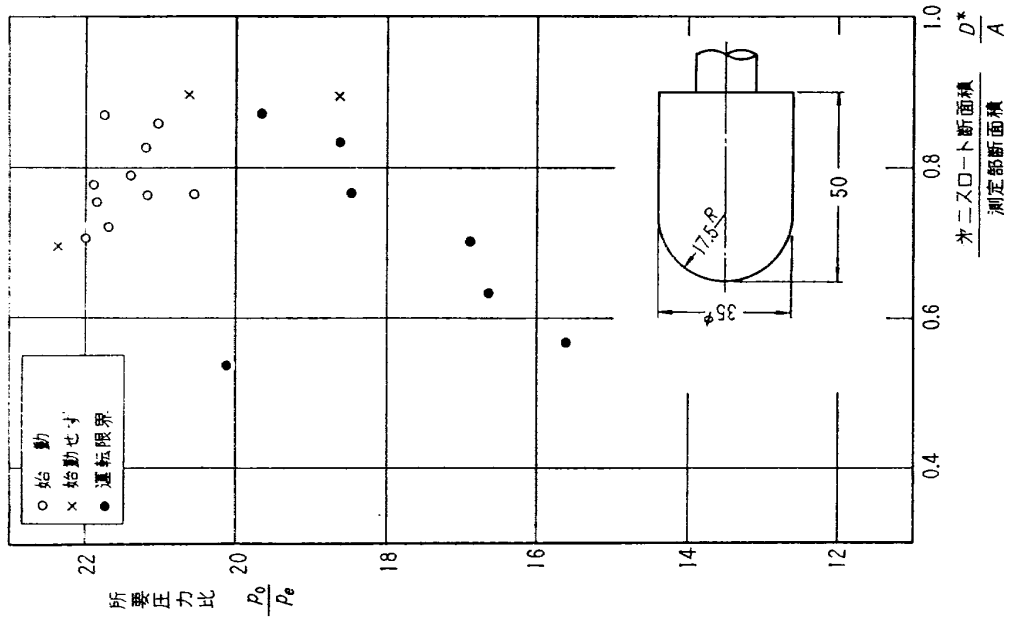


図 22 風洞の始動・運転に必要な圧力比 (35φ, 半球模型)

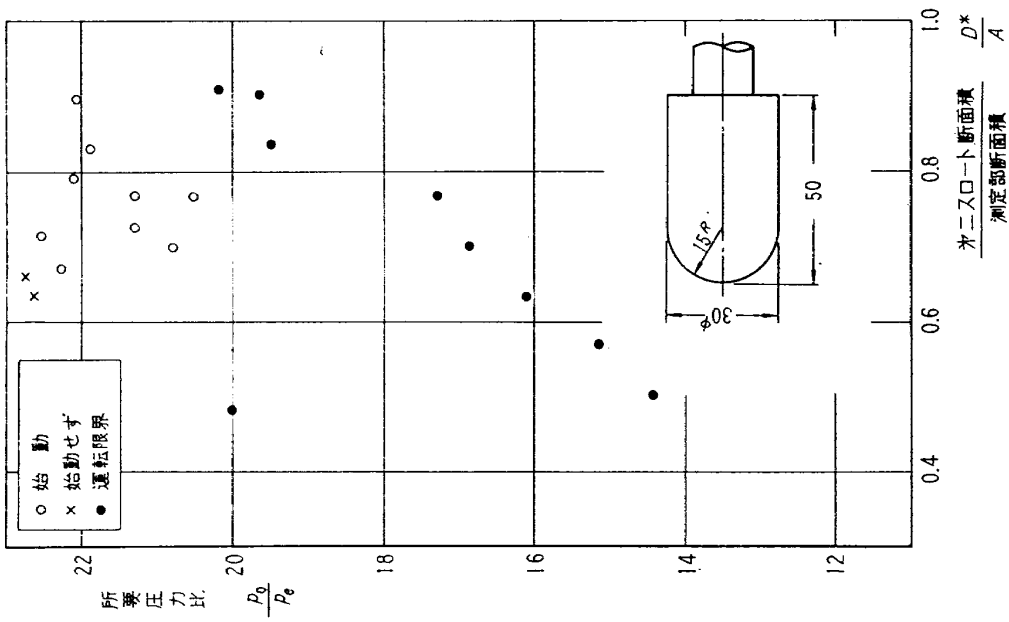


図 21 風洞の始動・運転に必要な圧力比 (30φ, 半球模型)

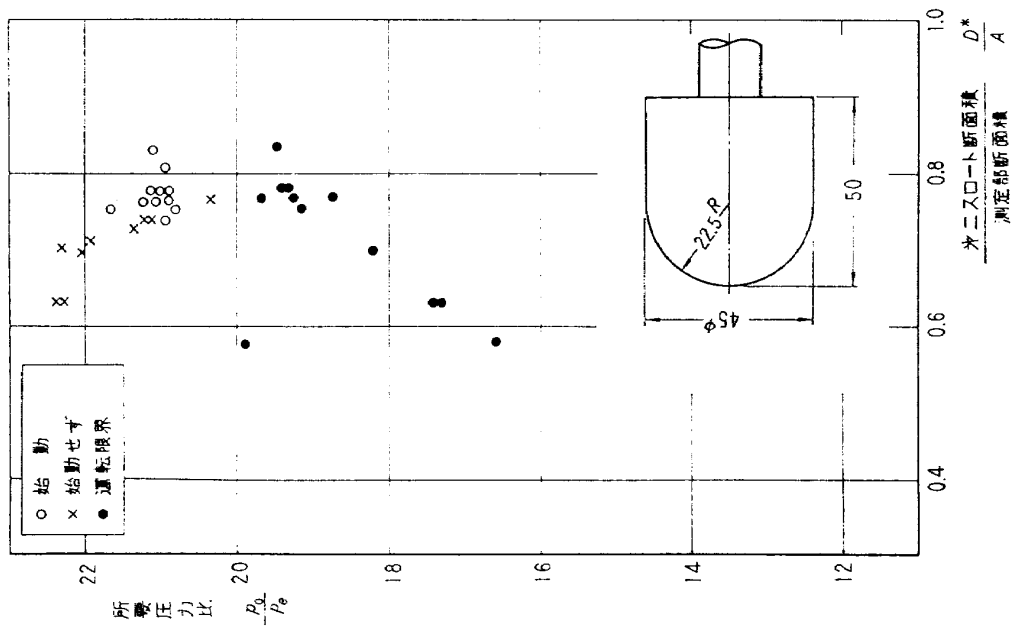


図 24 風洞の始動・運転に必要な圧力比  
(45φ, 半球模型)

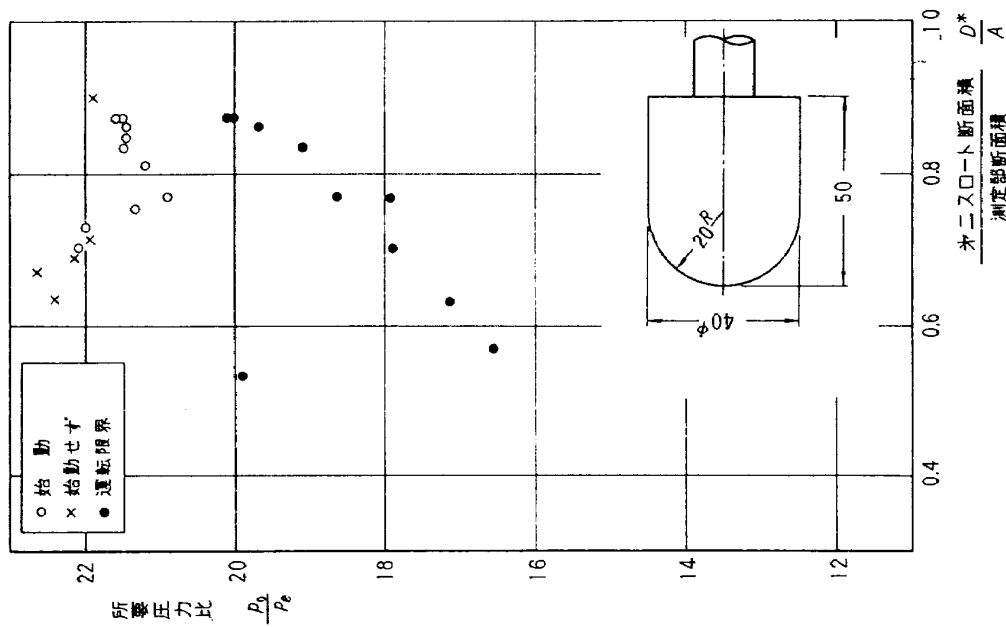


図 23 風洞の始動・運転に必要な圧力比  
(40φ, 半球模型)

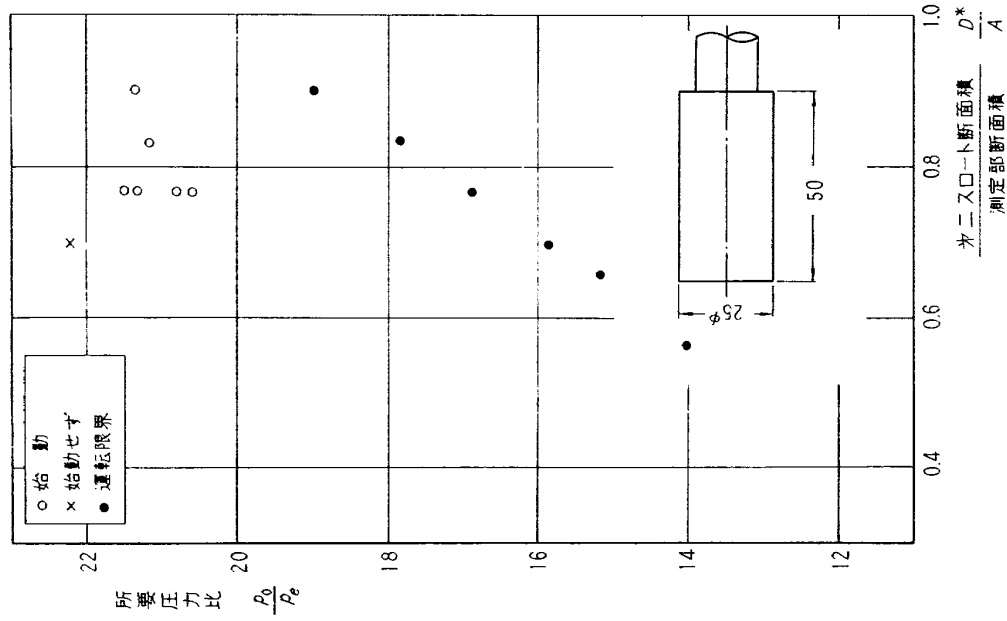


図 26 風洞の始動・運転に必要な圧力比  
(25φ, 円柱模型)

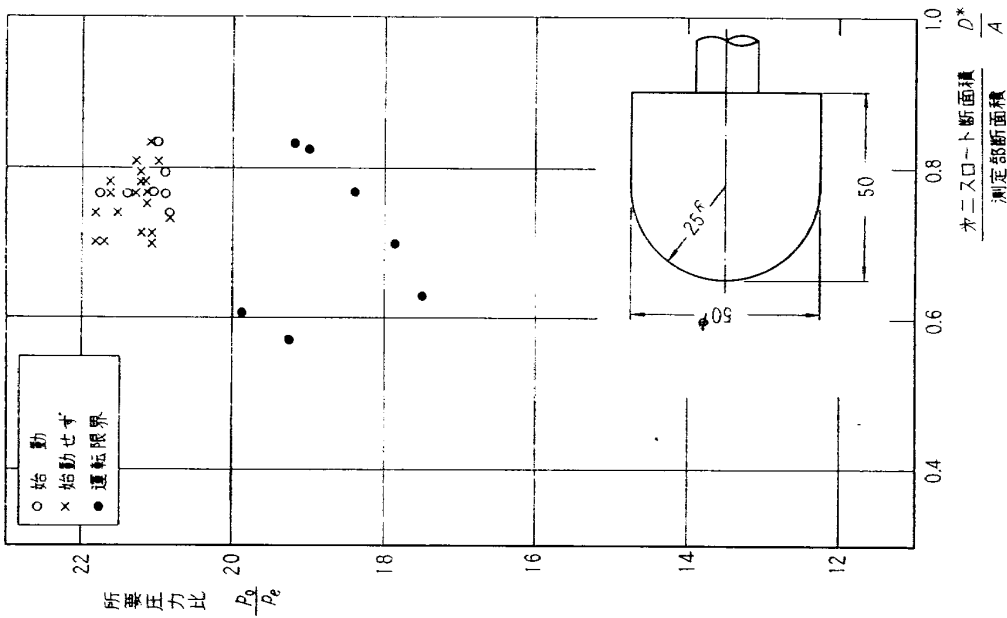


図 25 風洞の始動・運転に必要な圧力比  
(50φ, 半球模型)

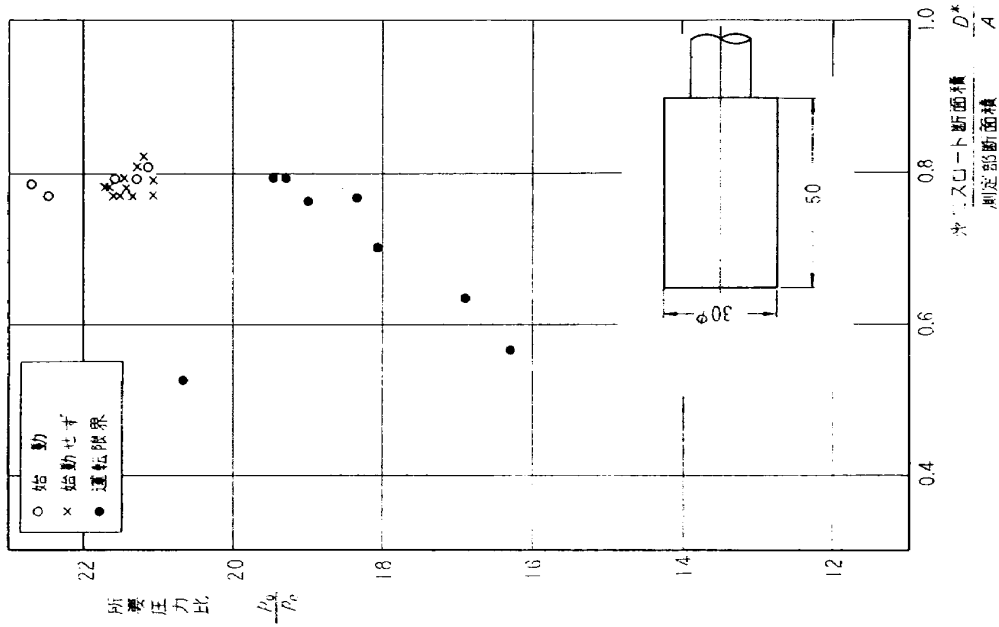


図 27 風洞の始動・運転に必要な圧力比 (30φ, 円柱模型)

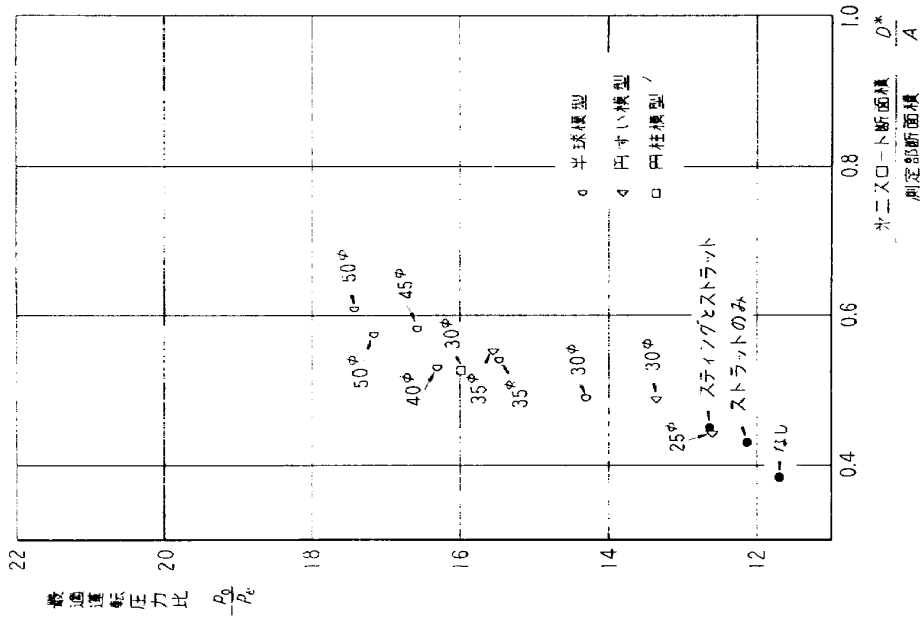


図 28 最適運転圧力比と第2スロータ絞り比

る傾向を示す。

それぞれの模型についてグラフから読み取るかあるいはグラフから推定した最適（極小）運転圧力比を図28に示す。この図から最適（極小）運転圧力比と第二スロートの絞り比は直線の近傍に分布することがわかる。また同種類の模型では模型が大きくなるにつれて最適圧力比も大きくなることわかる。

## 6. 測定部の遷移レイノルズ数

風洞実験では、測定部の気流の遷移レイノルズ数をあらかじめ知っておくことが必要である。この風洞に스팅・ストラット型の模型支持装置を用いて円すい模型を取り付け、シュリーレン写真から遷移点を推定することにより測定部の遷移レイノルズ数を求めた。

模型は半頂角  $5^\circ$  長さ 165mm で、材質は S45C である。表面は研削して仕上げられており最大表面あらさは 1.5 S である。表面温度測定用熱電対の先端は気流に触れるように取り付けられた（図29）。

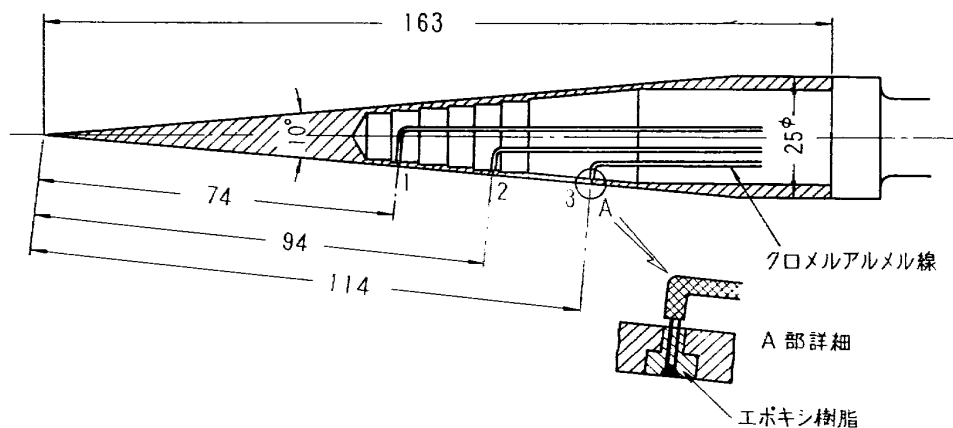


図 29 10°円すい模型

模型の表面が断熱的である場合の遷移点を推定するために、シュリーレン写真は所定の集合筒温度に対し、模型上の熱電対③の表面温度が一定となったことを確認した上で撮影された（図30）。

熱電対③の示す表面温度を  $T_r$ 、集合筒空気温度を  $T_0$ 、模型表面上の境界層の外側の気流の温度を  $T_c$  とすれば、模型表面温度の回復係数  $r$  は次式から計算される。

$$r = (T_r - T_c) / (T_0 - T_c)$$

その結果、回復係数は  $T_r$  に対するプラントル数を  $Pr$  として  $Pr^{1/4}$  にほぼ等しく（図31）、この点では流れは乱流で表面が断熱的であると推定される。

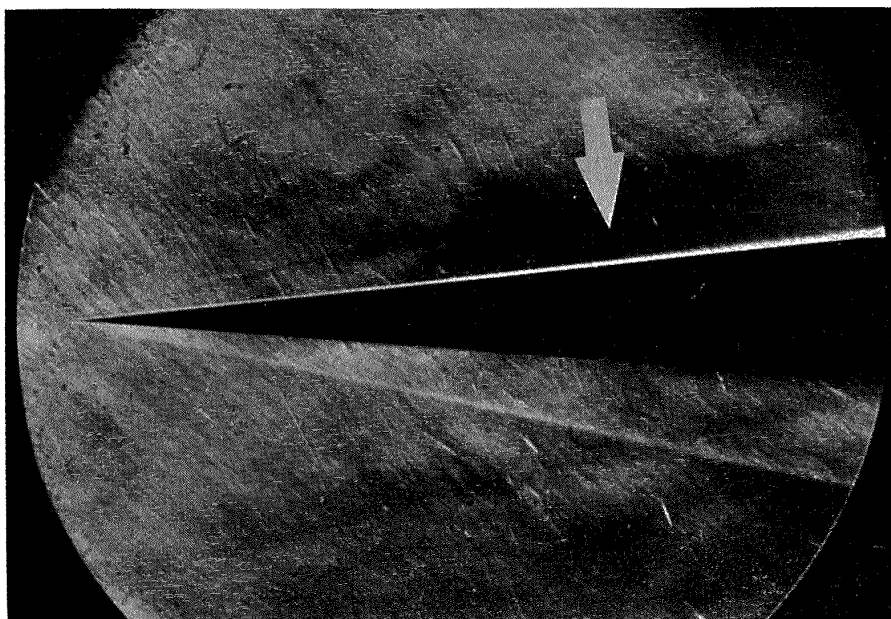


図 30 10°円すい模型のシュリーレン写真（矢印は遷移点）

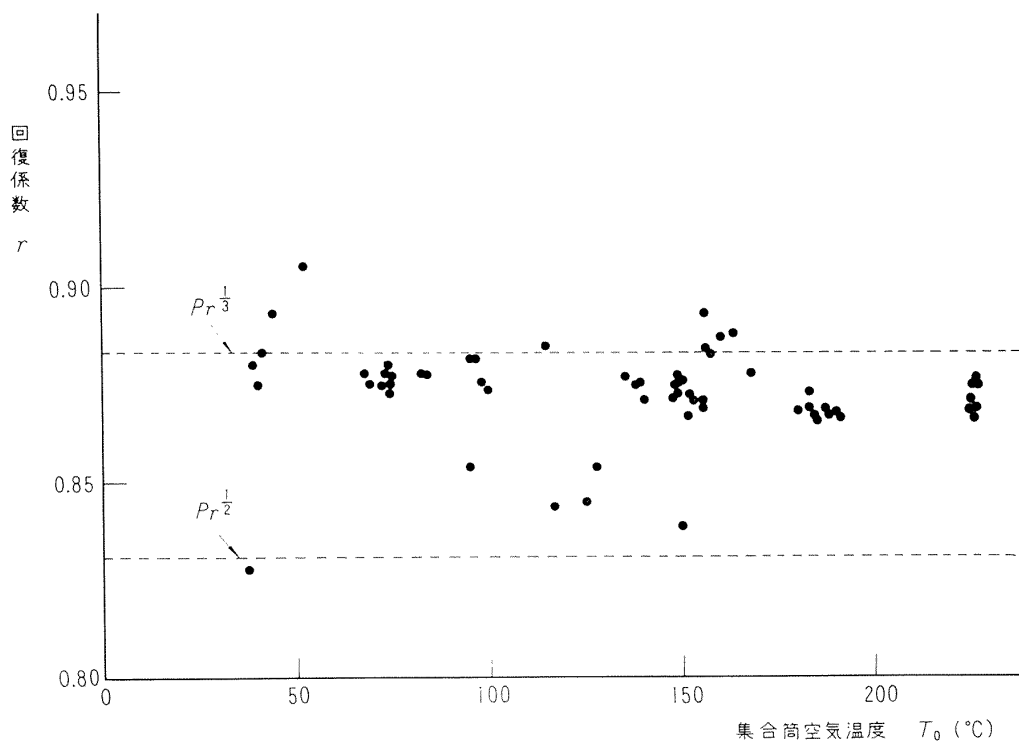


図 31 10°円すい模型熱電対③の回復係数

測定した遷移レイノルズ数を図32に示す。全体の測定点のばらつきは大きいですが、この風洞では遷移レイノルズ数は1cm当りのレイノルズ数が大きくなるに従って大きくなる傾向を示し、その値

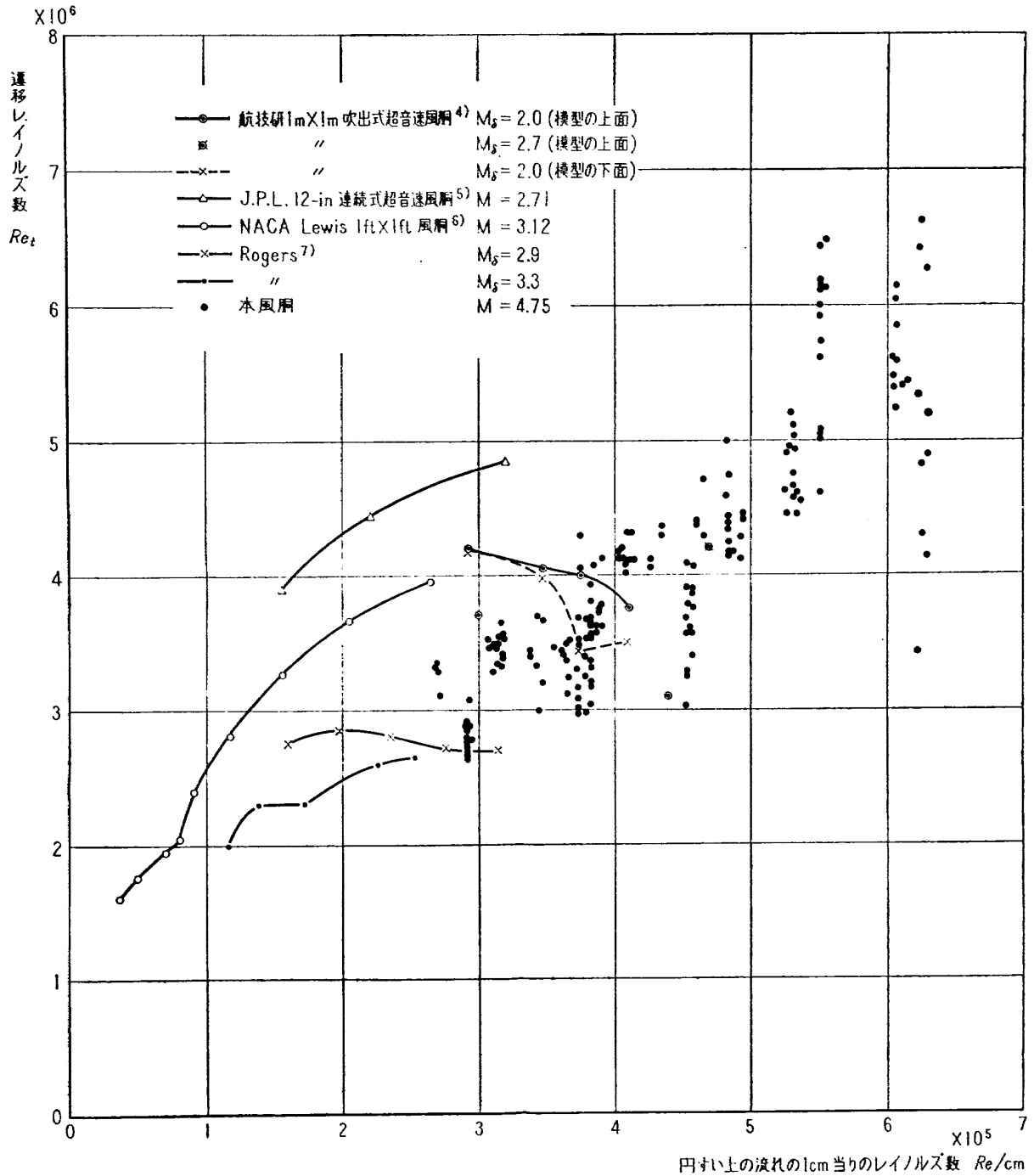


図 32 風洞の遷移レイノルズ数

は他の高速風洞の遷移レイノルズ数とほぼ同程度である。測定点のばらつきの原因として風洞壁の乱流境界層からの圧力波、実験を重ねるにつれて模型表面のあらさが大きくなりまた先端がゆがむことの影響、風洞の気流のくせなどが考えられる。また集合筒空気温度と集合筒圧が一定でも、たえず遷移点が動揺していること、通風時間が長くなると風洞壁や観測窓の温度が上昇し、自然対流のむらがシュリーレン写真の上に現われて遷移点の判定がむずかしくなることなども考えられる。なお図32には航技研 1m x 1m 吹出式超音速風洞その他の風洞のデータ<sup>4)~7)</sup> もあわせて記した。

## 7. む す び

航技研 15cm×15cm 吹出式超音速風洞（高マッハ数風洞）の運転条件を決定するための実験を行ない、次の結果を得た。

- (1) 測定部のマッハ数は中心の 60mm の範囲で一様であり、その値は 4.75 である。
- (2) 測定部の総温度は中心の 80mm の範囲で一様である。
- (3) 種々の模型に対して始動・運転に必要な圧力比と第二スロートの絞り比の関係が得られた。
- (4) 測定部の気流の遷移レイノルズ数は 20~240°C の集合筒温度に対して  $6 \times 10^6 \sim 3 \times 10^6$  の程度である。

なお、この風洞はその排気口に消音装置を付設することによりその騒音が著しく減少したことを付記しておく。これについては別の資料<sup>8)</sup>を参照されたい。

終わりに、この研究に対し終始ご指導いただいた空気力学第一部平木一部長ならびに長洲秀夫室長、装置の設計製作および実験を手伝っていただいた岩田実君にお礼を申し上げる。

またトラバース装置の設計については北出大三器材研究室長、模型の製作については工作課、実験に際しては遷音速風洞制御第一研究室の皆さんのお世話になった。ここにあわせてお礼申し上げる。

## 文 献

- 1) 平木一・清水福寿・橋本登；高マッハ数風洞について（I），航技研資料TM-1（昭和36）。
- 2) J. A. F. Hill, J. R. Baron, L. H. Schindel and J. R. Markham; Mach Number Measurements in High-Speed Wind Tunnels, AGARDograph 22, (1956).
- 3) Eva M. Winkler; Design and Calibration of Stagnation Temperature Probes for Use at High Supersonic Speeds and Elevated Temperatures, J. Appl. Phys., Vol. 25 (1954) pp.231—232.
- 4) 長洲秀夫；第12回日本航空学会年会（昭和39/4）。
- 5) E. R. van Driest and J. C. Boison; Experiment on Boundary Layer Transition at Supersonic Speeds, J. of the Aeronautical Sciences, Vol. 24 (1957) pp.885—899.
- 6) P. F. Brinich; A Study of Boundary-Layer Transition and Surface Temperature Distributions at Mach 3.12, NACA TN-3509, (1955).
- 7) R. H. Rogers; The Effect of Tip Bluntness on Boundary-Layer Transition on a 15° Included Angle Cone at  $M=3.12$  and 3.81, ARC C. P. No. 598, (1959).
- 8) 牛田健二・清水福寿・吉永崇；高マッハ数風洞の消音装置について，航技研資料TM-75，（昭和41）。



TM-75	高マッハ数風胴の消音装置について	1966年2月	牛田健二, 清水福寿
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	牛吉小川 崇一
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1966年3月	田畑浄治, 桜井善雄
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析	1966年3月	三浦川雅男, 森幹彦
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	中野直治, 斎藤秀夫
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	新橋崎哲二, 藤原盛三
TM-81	吹出式超音速風胴の起動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	石原久蔵, 斎藤秀夫
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年4月	外宗長洲秀夫, 柏原登喜子
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験(II)	1966年4月	近藤博, 増田惣平
TM-84	二段ロケットの低速風胴試験	1966年7月	毛利浩, 田村敦宏
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年8月	佐野四郎, 能村宏実
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年8月	小野幸一
TM-88	プロペラ後流偏向型STOL機の風胴試験(I)	1966年9月	池谷光栄, 畑山茂樹
TM-89	有孔板の振動について	1966年9月	犬丸矩夫, 岡部祐二郎
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年9月	北村清美, 川幡長勝
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年9月	木村友昭, 泉日出夫
TM-92	リフトジェットエンジン試験設備(I) 一台上運転設備一	1966年10月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-94	J-3ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性	1966年10月	近藤博, 蓑田光弘
TM-95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	山崎紀雄, 吉田晃昇
TM-96	2024-T4および7075-T6有孔平板の曲げ疲労試験と2024-T4平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	大中山晋, 菅原昇
			五味光澄, 宮地敏雄
			武内澄昌, 宮地敏雄
			星谷内澄昌, 宮地敏雄
			佐野政二, 二明, 菰岡一洋

注：欠番は配布先を限定したもの

## 航空宇宙技術研究所資料97号

昭和42年1月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
 東京都調布市深大寺町1880  
 電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(代表)

印刷所 奥村印刷株式会社  
 東京都千代田区西神田1~10

