

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1221

航技研0.1m×0.1m遷音速低温風洞の気流測定

青木竹夫・澤田秀夫

1993年12月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

航技研 0.1m×0.1m 遷音速低温風洞の気流測定*

青木竹夫*¹ 澤田秀夫*¹

Measurement of Free-Stream Properties in the NAL 0.1m×0.1m Transonic Cryogenic Wind Tunnel*

Takeo AOKI*¹ and Hideo SAWADA*¹

ABSTRACT

Free-stream properties in the NAL 0.1m×0.1m Transonic Cryogenic Wind Tunnel were measured by using a traversing device especially designed for use in cryogenic wind tunnels. This traversing device consists of a sting-strut system, a stepping motor, a gear box, and ball bearings which can operate under cryogenic environments as cold as 93 K. Various probes such as a total temperature probe, a pitot tube, a static probe, and a yawmeter (2D) can be mounted on this device. The results of free-stream measurements can be summarized as follows. Variations of total temperature and total pressure in the test section were within 1.5 K and 0.1%, respectively. The static pressure distribution data indicate that flow velocity around the tunnel center line is 0.1-0.2% greater than that near the upper and lower walls. Measurement of flow angularity shows that the flow diverges in the test section at Mach number 0.8. The maximum difference in the flow direction is 0.62 degrees.

Key Words: cryogenic wind tunnel, measurement, yawmeter

1. 緒言

低温風洞では、航空機まわりの流れと風洞内模型まわりの流れとの相似則を支配する1変数であるレイノルズ数を高めることができる。1970年代、米国NASAラングレー研究所において小型低温風洞が開発され、現在、同研究所にはNTF(National Transonic Facility)と呼ばれる大型遷音速低温風洞がある。また、欧州ではドイツ、フランス、イギリス、オランダ4カ国による同様の大型低温風洞(ETW: European Transonic Windtunnel)が完成した。

低温風洞は世界中で注目されている風洞であるといっても過言ではない。

このような世界的状況下で、航技研では1980年から低温

風洞の研究を行っている。低温風洞運転実績では950時間を越え、様々な試験を通じ、技術的蓄積を行ってきた。

ここでは、まず、低温窒素ガス環境下で動作可能なトラバース装置を説明する。次に、これを使用した航技研遷音速低温風洞の気流測定(測定部風路断面内)について述べる。

2. トラバース装置の製作

測定部気流の分布諸量を測定する場合、プローブを確実に移動させるトラバース装置が必要になる。特に、低温風洞のトラバース装置では、90K程度の低温窒素ガス環境下において、風洞外部から遠隔操作で確実に動作可能な機械駆動系が求められる。なお、航技研0.1m×0.1m遷音速低温風洞全般についてはすでに報告がある¹⁾。

本測定に用いたトラバース装置を図1に示す。本装置は、プローブを取付けるステイング、ストラット、ストラット支持部、ギアボックス、ステップモータ、及び上下のリミットスイッチから構成される。ステイング、ストラットはステンレス鋼(SUS303, 304)を材質としている。ストラット

* 平成5年11月9日受付
(Received 9 November 1993)

*¹ 空力性能部
(Aircraft Aerodynamics Division)

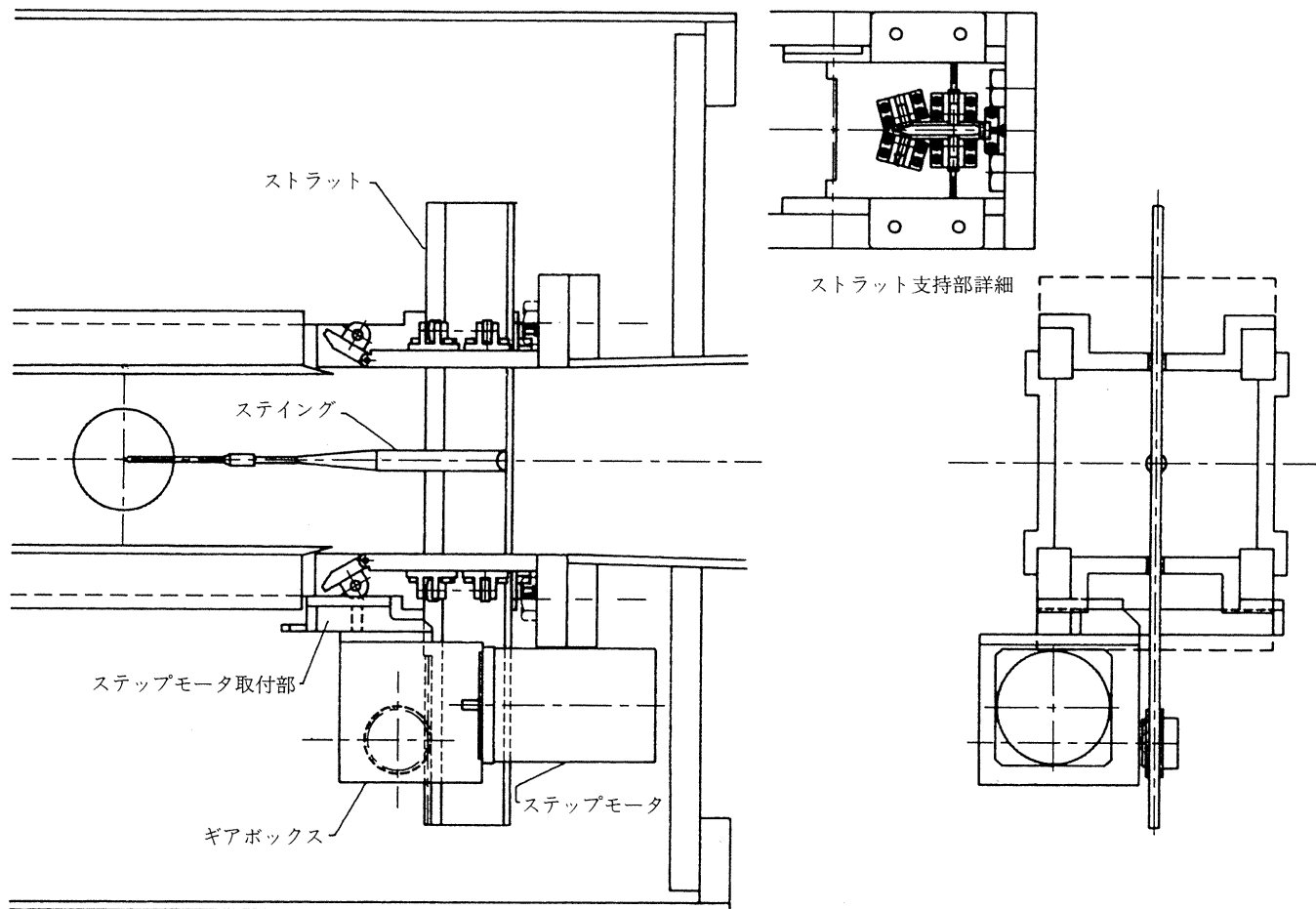


図1(a) トラバース装置説明図

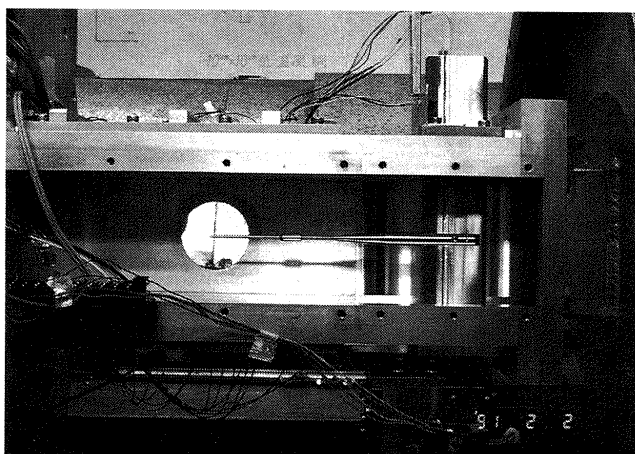


図1(b) トラバース装置全体図

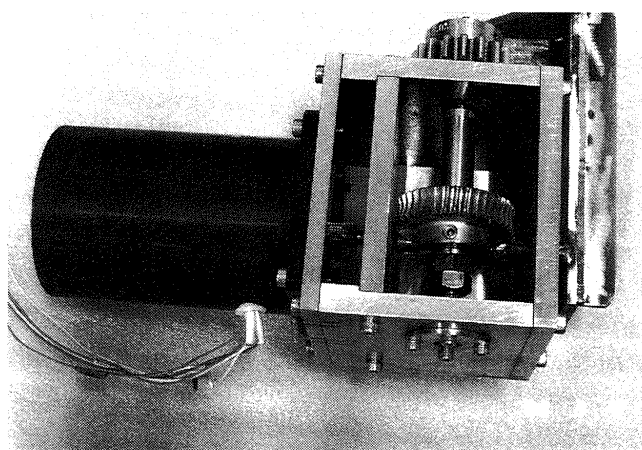
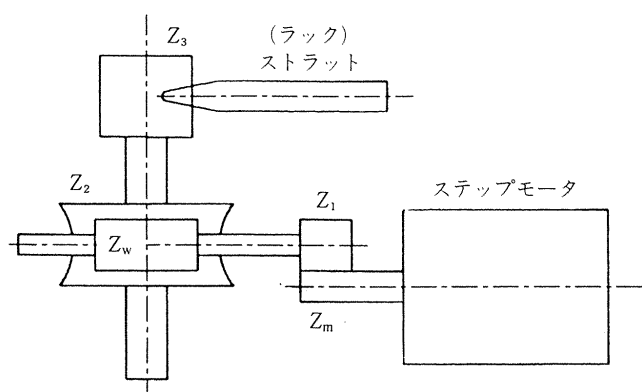


図1(c) ステップモータとギアボックス

支持部とギアボックスの軸受は、低温用ベアリングを用いている。図1(c)はギアボックス、ステップモータである。表1にギアボックスの仕様を掲げる。歯車列は3段あり、第1段は平歯車、第2段がウォームギア、第3段は平歯車とラックである。これらの歯車系の設計に際して、特に、熱収縮対策は行っていない。潤滑剤はテフロン系を使った。

ステップモータは特製で、コイルはフッ素樹脂被覆電線を使用している。表2にステップモータと駆動回路の仕様を示す。本モータはパソコン(日本電気FC9801V)からインターフェイスボード(コンテックPMC-1(98))を介して、駆動回路により動かされる。

今、表1からストラット(ラック)移動距離とステップモ



		モジュール	歯数
第1段	平歯車	0.4	$Z_m=12$ $Z_1=24$
第2段	ウォームギア	1	$Z_w=1$ $Z_2=40$
第3段	平歯車とラック	2	$Z_3=18$

表1 ギアボックスの仕様

相数	3	
励磁方式	2相	1-2相
1ステップ角度(度)	7.5	3.75
1回転ステップ数	48	96
モータ電源電圧	55V max	
励磁電流	4A/相 max	
入力信号	フォトカプラー, 負論理	

表2 ステップモータと駆動回路の仕様

ータへ送るパルス数の関係を求めると、

ストラット移動距離

$\Delta Y = \text{第3段平歯車の回転ピッチ円弧長さ (mm)}$

$$= \frac{D_3}{2} \times \theta_3$$

第3段平歯車ピッチ円径 $D_3 = m_3 Z_3 = 36$ (mm)

θ : 回転角

m : モジュール

Z : 歯数

第3段平歯車とステップモータ軸との回転角の比(速度比 i)は

$$\frac{\theta_3}{\theta_m} = \frac{N_3}{N_m} = \frac{N_1}{N_m} \frac{N_3}{N_1} = \frac{Z_m}{Z_1} \frac{Z_w}{Z_2} = i_1 i_2 = \frac{12}{24} \times \frac{1}{40}$$

N : 回転数

であるから、

$$\begin{aligned} \Delta Y &= \frac{D_3}{2} \times 2\pi N_3 = \pi D_3 N_3 = \pi D_3 i_1 i_2 N_m \\ &= \frac{36}{80} \pi N_m \text{ (mm)} \end{aligned}$$

となる。

ここで、ステップモータ励磁方式は動トルクが大きい1-2相励磁で行っており、1回転ステップ数は96である。従って、上式をパルス数 $PULSE$ に換算して、

$$\Delta Y = \frac{36}{80} \pi \times \frac{PULSE}{96} = 0.0147 \times PULSE \text{ (mm)}$$

となる。これから本トラバース装置の分解能は0.0147mmであることがわかる。また、 $PULSE$ をパルス周波数 PPS で置き換えてトラバース速度 v を得る。

$$v = 0.0147 \times PPS \text{ (mm/sec)}$$

実際は $PPS = 300$ (Hz) としているので

$$v = 4.41 \text{ (mm/sec)} \text{ となる。}$$

下から上までのリミットスイッチ間の全ストロークは実測値で81.68mmである。

次に、本トラバース装置の製作経緯を述べる。図1(a)のストラット、ストラット支持部、ステップモータ取付部を交換すると、図2の装置が組立られる。この装置は、模型迎角を任意角度へ設定することを目的として、試作された。(後述のヨーメータ校正はこの装置を使った。)円弧状ストラット(セクタ)が、測定部窓中心まわりに設定角だけ回転するようになっている。図1(c)のギアボックス、ステップモータの低温動作試験はこの装置で行った²⁾。この低温動作試験の結果、ステップモータは、90~170Kの温度範囲で動作可能であることがわかった。同時に、歯車と軸固定部に“ゆるみ”が発見され、これは、ピンで固定する方法に改良した。

また、トラバース装置としては図3に示すものも考えられる。測定部上壁を貫通したストラットがプローブを片持支持する構造である。ここで使用したステップモータは市

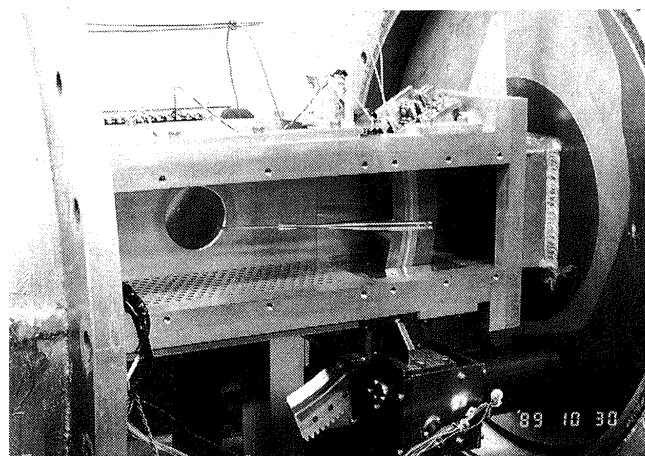


図2 模型支持装置

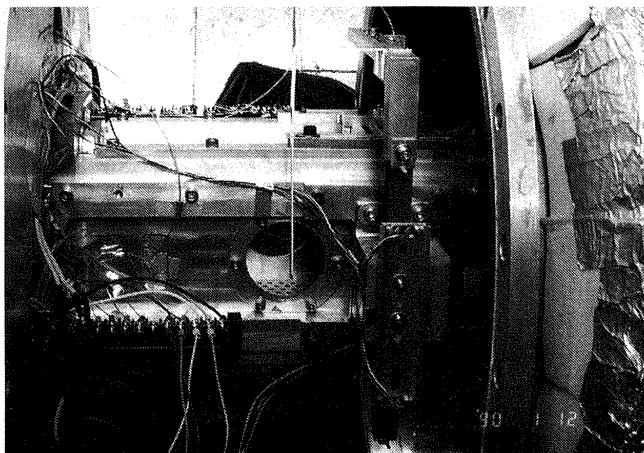


図3 改造前トラバース装置

販売常温用であり、ギアボックス一体型で直線運動ができる。潤滑油を取り除くため、ギアボックスや軸受を洗浄した。なお、リミットスイッチを上下2個設けた。これも市販のフォト・トランジスタ出力形光電素子を使っている。図3のトラバース装置は、後述の風向測定では測定値に影響を与え、プローブ支持方法に問題があった。

結局、図3のトラバース装置をやめ、図2の装置を改造することにした。方針として、

- (1) ストラットを直線状にし、ディフューザフラップ下流へ移動する。
- (2) ステイング、ストラット形状は上下対称にする。

を考えた。

以上が図1のトラバース装置の製作経緯である。

3. 総温分布

図4は自作した総温プローブである。これは市販の熱線プローブにアルミニウム製円筒をかぶせて、2個の風通し穴が熱線より僅か上流にくるようにしたものである。熱線は径 $5\mu\text{m}$ タングステン線である。実験中、破断することがしばしばあった。

縮流胴を通過する窒素ガス流に対し、侵入熱、粘性を無視すると、理論上、集合胴総温と測定部総温は等しくなる。

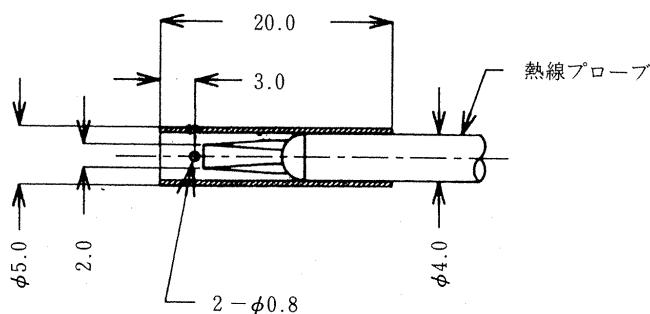


図4 総温プローブ

このため、測定部に設置した総温プローブを集合胴総温で校正する。

定電流で動作させた熱線の出力電圧を V_{50} 、集合胴内壁から約100mm内側の固定位置にある白金抵抗温度計による測定値(集合胴総温)を T_0 とすれば、両者が縮流胴をはさんで空間的に隔たっているにも拘らず、両者には明確な対応関係がある。図5にこれを示す。ただし、 V_{50} は総温プローブが測定部下壁からの高さ50mmにあるときのデータである。一方、総圧への依存性はない(図6)。従って、図5の対応関係を利用して、熱線出力電圧を総温計算値 T_{50} へ換算することができる。縦軸に総温プローブの測定

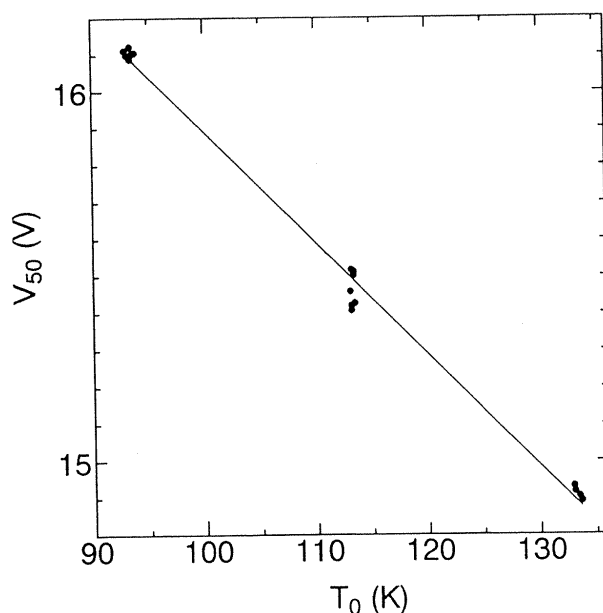


図5 熱線出力電圧と集合胴総温との対応関係

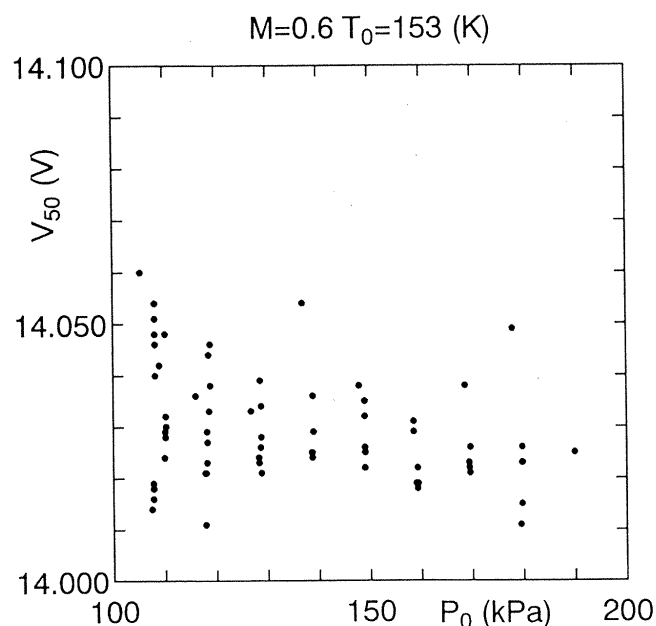


図6 熱線出力電圧の総圧への依存性

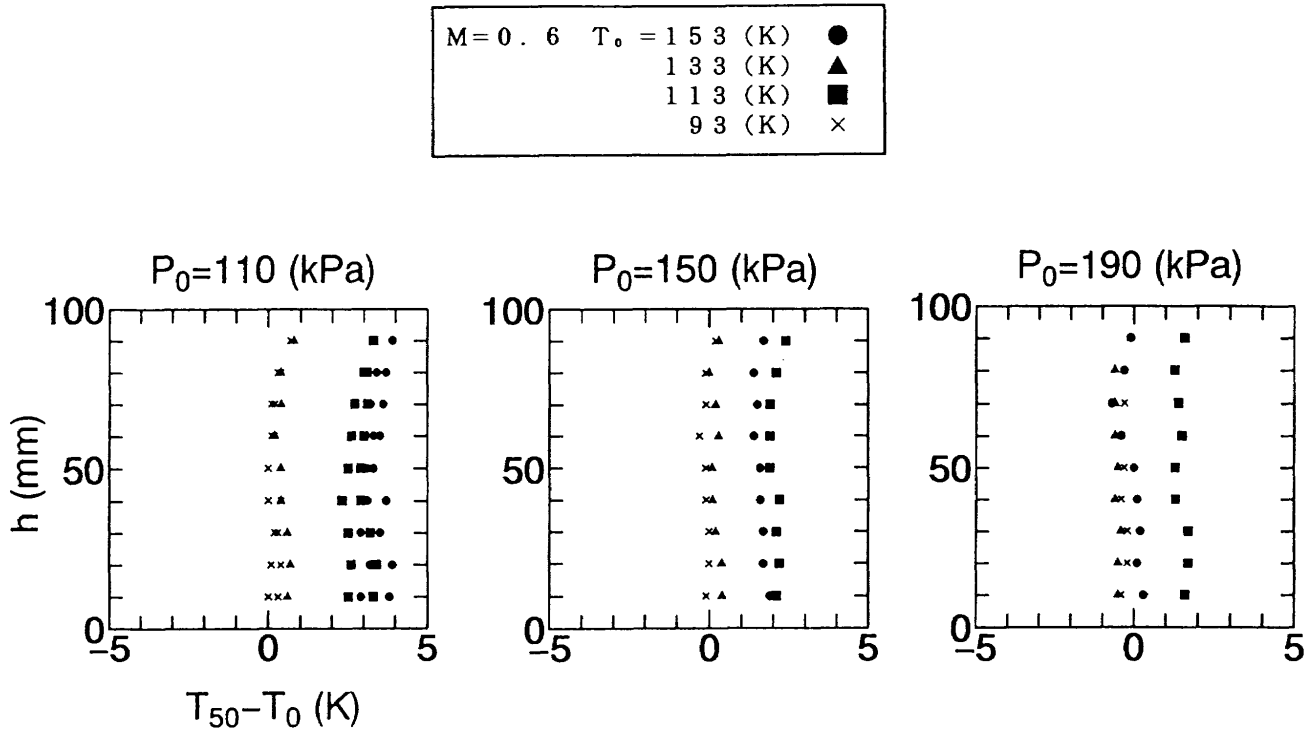


図7(a) 総温分布

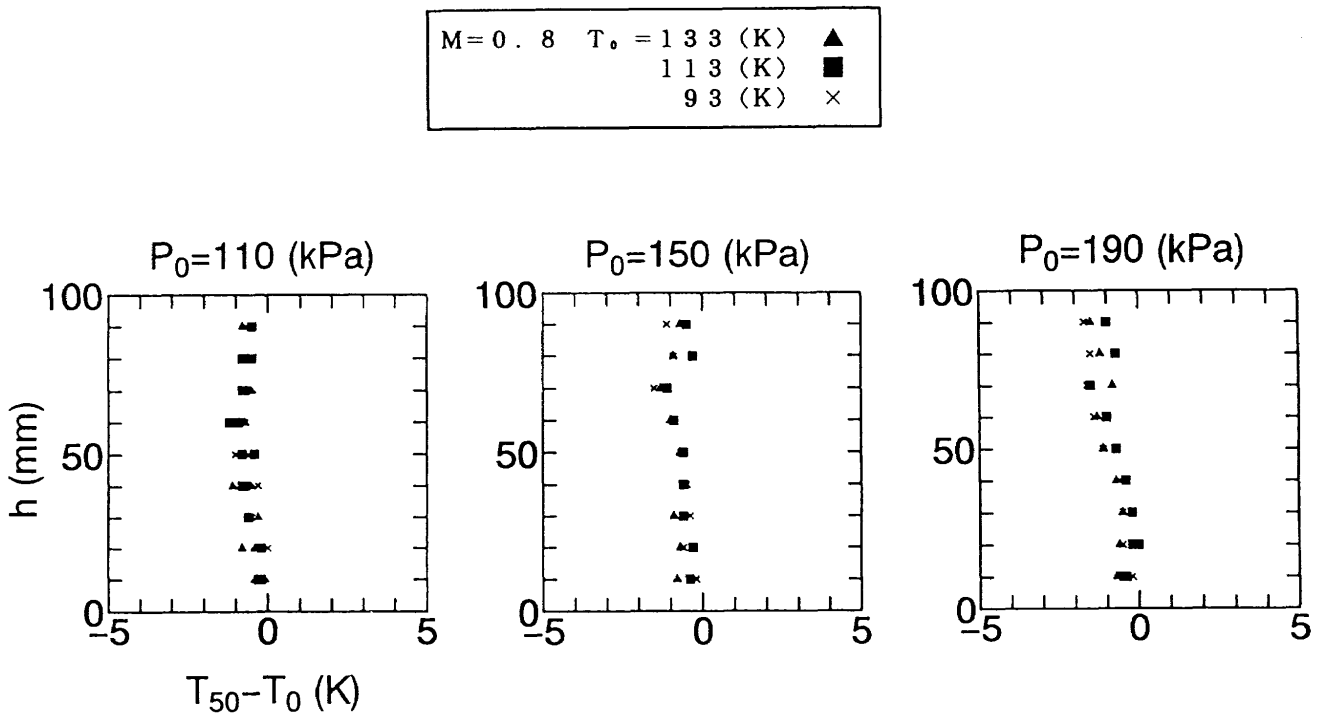


図7(b) 総温分布

部下壁からの高さ h (以降、高さの定義は同じ。), 横軸に T_{50} と T_0 との差をとれば, 図7を得る。図7(a)はマッハ数0.6の場合である。●, ■印が原点(0K)より右側へきている。前述の校正法的前提によれば, 実験点は原点付近にくるはずであるが, これらの測定がクールダウン直後に行われたため, 風洞内配線の抵抗変化の影響を強く受け, 実験点が右へ移動したと考えられる。総温分布は, 各総圧において顕著な相違はなく, 1.5Kの幅に入っていることがわかる。図7(b)マッハ数0.8の場合は, 前後移動もなく, 各温度での実験点が重なりあっている。総温分布は1.5Kの幅に入っている。

4. 総圧分布

総圧分布測定の際に用いた総圧管を図8に示す。ステンレス製で外径は2mmである。頂角3度のテーパ部を持ち, 先端部は60度で円錐状にえぐってある。また, ステイングに取付けたとき, 総圧管の先端が測定部窓中心位置にくるようになっている。

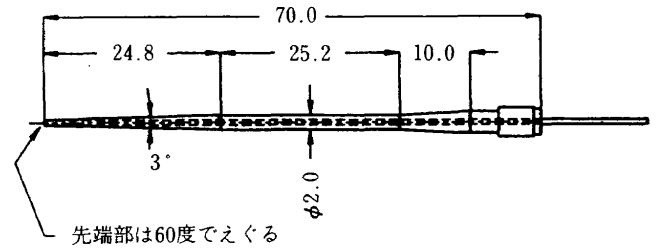


図8 総圧管

図9が得られた総圧分布である。 P_{opr} はトラバース装置に取付けた総圧管, P_0 は集合胴内壁から約50mm内側に固定した総圧管, による各測定値である。使用した圧力変換器は, P_0 側が絶対圧型, P_{opr} 側が差圧型であるため, データ処理の際は実験中の大気圧変化を考慮した。マッハ数 M が0.6(図9(a))と0.8(図9(b))では, 0.8の場合がややばらつきが大きい, 全体的に0.1%の幅に入っている。

$M = 0.6$	$T_0 = 153$ (K)	●
	133 (K)	▲
	113 (K)	■
	93 (K)	×

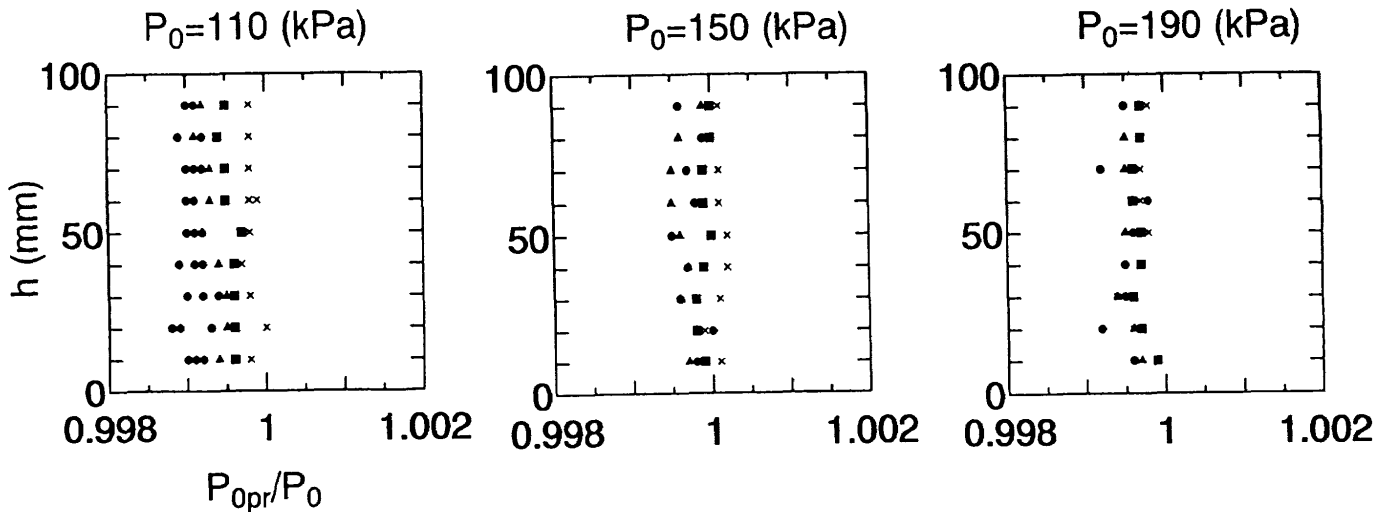


図9(a) 総圧分布

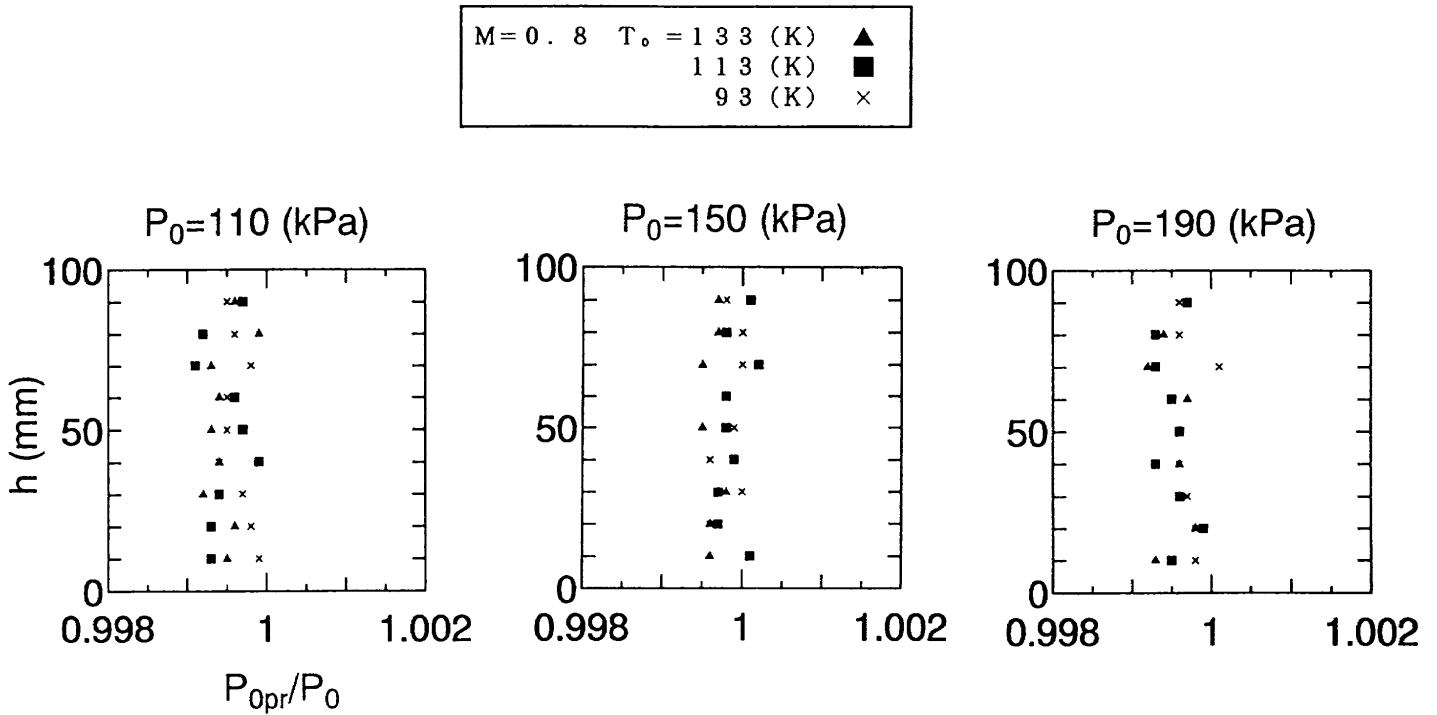


図9 (b) 総圧分布

5. 静圧分布

静圧管は図10に示してある。ステンレス製で外径は2 mm, 3度のテーパ部がある。ステイング取付時、静圧孔(径0.3mm, 2個)が測定部窓中心位置にくるようにしてある。図11は静圧分布である。横軸は圧力係数

$$C_p = (P_{pr} - P_s) / q$$

であり、 P_{pr} : 静圧管による測定値,
 P_s : 抽気室圧力、 q : 動圧を表す。図11(a)はマッハ数0.6の場合である。×印(93K)と $P_0 = 190$ (kPa)の場合の■印(113

K)は追加試験データであり、大気圧変化の補正が十分でないために、他データから離れていると思われる。測定法は、総圧分布の章で述べたように、 P_{pr} が差圧型、 P_s が絶対圧型圧力変換器を各々使用しているため、試験中の大気圧変化の影響を受ける。この追加試験の際、大気圧変化は4時間に0.61(kPa)降下しており、 C_p 換算では0.03程度データが移動する。いずれにせよ、ここでは測定部静圧と抽気室圧力を比較検討する議論(測定部マッハ数算出法等)は避ける。静圧分布自身に注目すると、風路中心(高さ50mm)付近でくぼんだ凹型の分布を示している。つまり、速度が上下壁

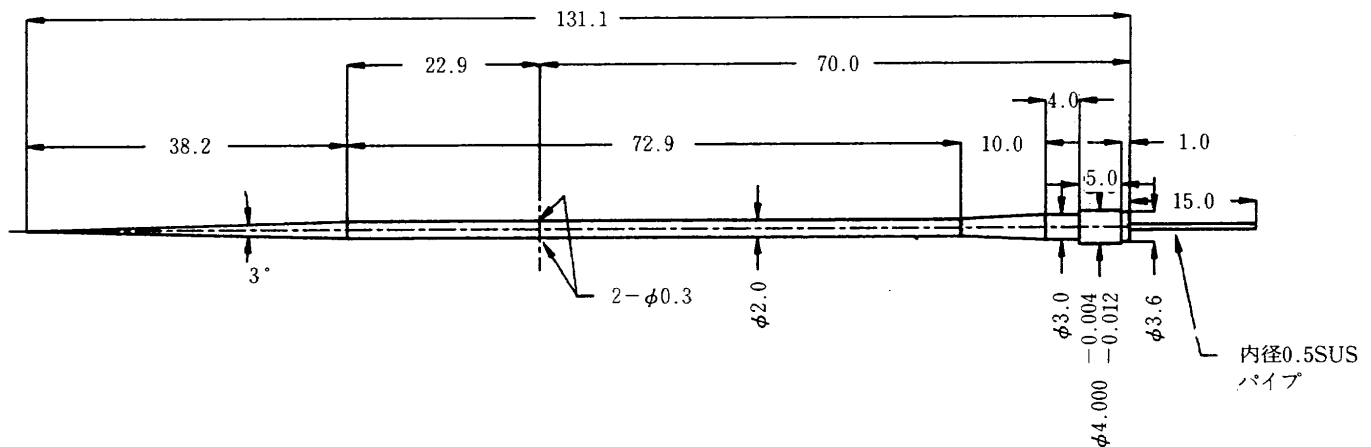


図10 静圧管

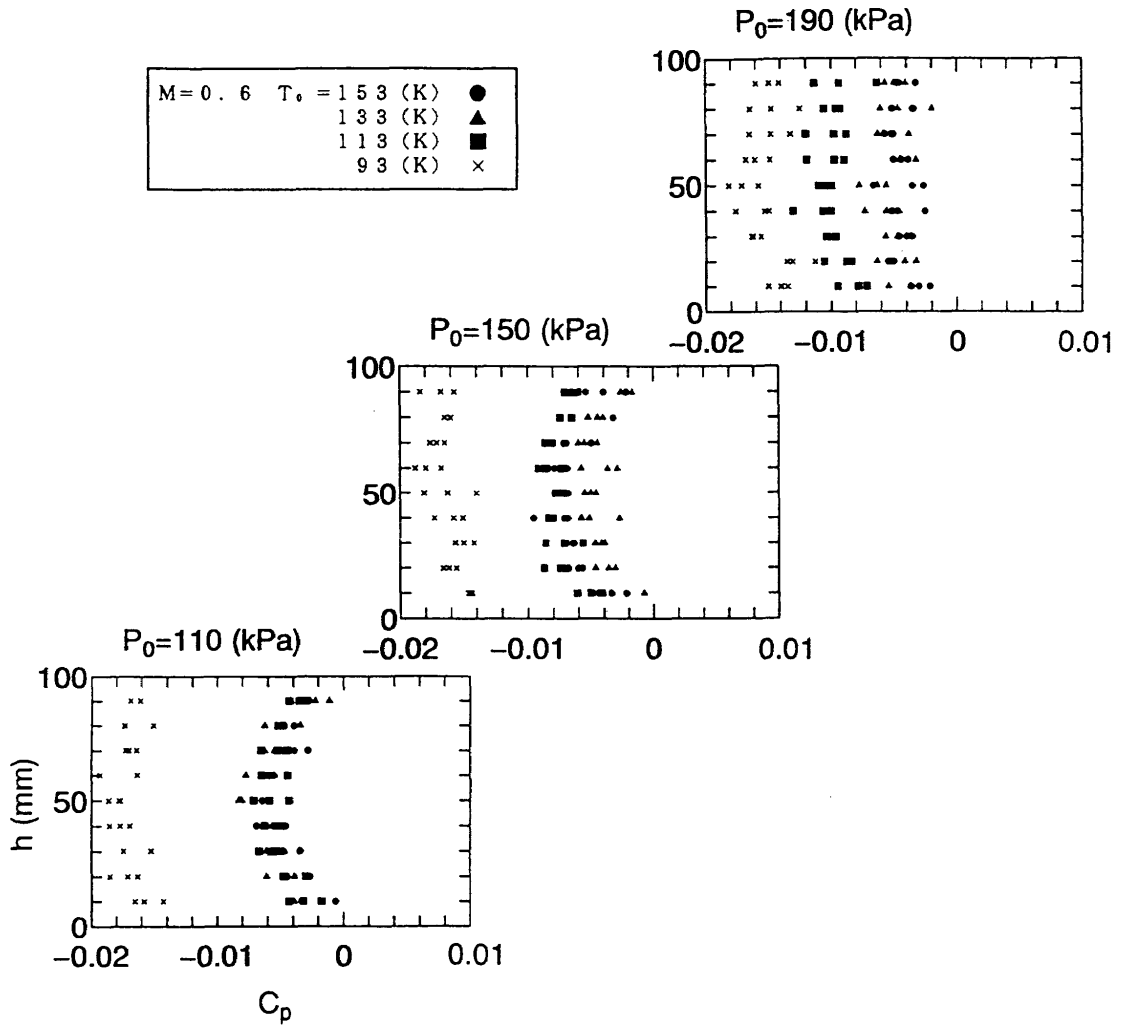


図11(a) 静圧分布

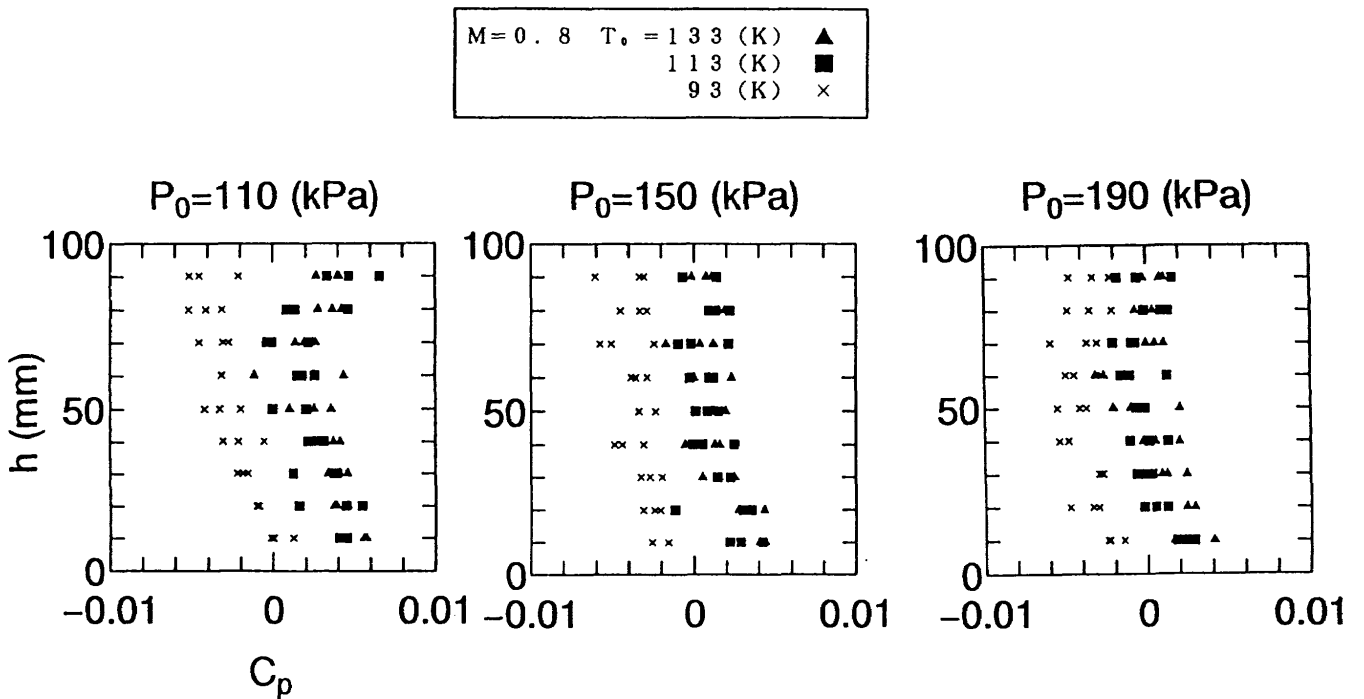


図11(b) 静圧分布

側よりも中央部において、目測で、0.1-0.2%程度大きいことがわかる。詳しくみると、図11(a)0.6の場合よりも、(b)0.8の場合が、やや凹型がくずれている。

6. 風向分布

文献3)によれば、ヨーメータ校正では、ヨーメータプローブを風洞測定部に取付け、ある一定な風洞運転状態で、プローブ先端中心まわりにプローブ角度 α を変化させ、ヨーメータ差圧 ΔP とプローブ角度を計測する。そして、ヨーメータプローブの取付けを正確に180度反転し、同じ操作を繰り返す。正転と反転の校正直線の勾配から感度 $d\Delta P/d\alpha$ が、2直線の交点から器差 δ が次式で求まる。

$$\delta = \alpha_2 - \alpha_1$$

ここで、 α_1 は正転の場合の $\Delta P=0$ となるプローブ角度、 α_2 は校正位置における風向を表す。

感度と器差を使って風向 ε は

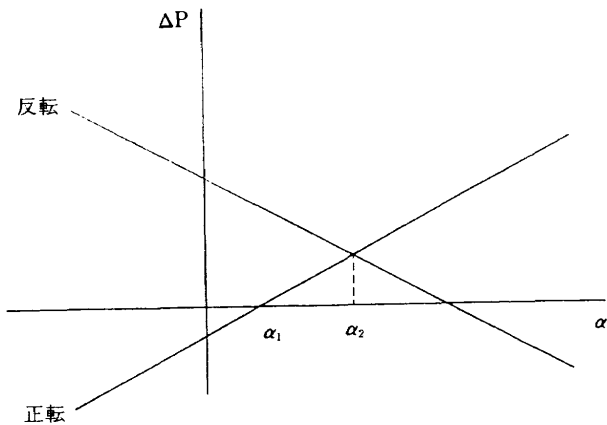


図12 ヨーメータの校正

$$\varepsilon = \frac{\Delta P(\alpha=0)}{\frac{d\Delta P}{d\alpha}} - \delta$$

から計算される(図12)。

ヨーメータ形状は従来から様々な形のものが使われているが、本実験では、たがね型を使用した(図13)。その外径は3mm、先端頂角は60度でステンレス製である。ここで、プローブ外径は小さいほど望ましいが、圧力導管等を考慮すると、外径3mmが限度である。ステンダへの取付部はV字形突起があり、V溝との組合せで正確に180度反転できるようにになっている。

ヨーメータ差圧は、まず、テフロンチューブ(外径1mm、長さ約500mm)でプレナム室まで導き、風洞外部にある圧力変換器までは銅管(外径2mm、長さ約1500mm)を用いた。

ヨーメータプローブ取付けの様子を図2に示す。セクタ上部にリミットスイッチとして前述の光電素子を2つ設けた。下側リミットスイッチを原点とし、ヨーメータプローブの傾斜角をその先端まわりに負の方向へ0.2度ずつ送り、校正試験を行った。

実際、ヨーメータ差圧出力を測定してみると出力が振動していた。この原因として最初にセクタの振動を考えた。図14はセクタを機械的に固定した場合のばらつきを示す。縦軸はヨーメータ差圧測定値の標準偏差 σ を動圧 q で割って無次元化してある。ばらつきの大きさは、レイノルズ数 Re 、動圧、マッハ数 M が大きいほど、また総温 T_0 が低いほど、増加する傾向にある。最大値で0.9%である。なお、セクタを固定しない場合と比較してもほとんど変わらない。従って、セクタの振動が原因ではない。

一方、風洞への液体窒素供給流量が一定値を中心にゆれ

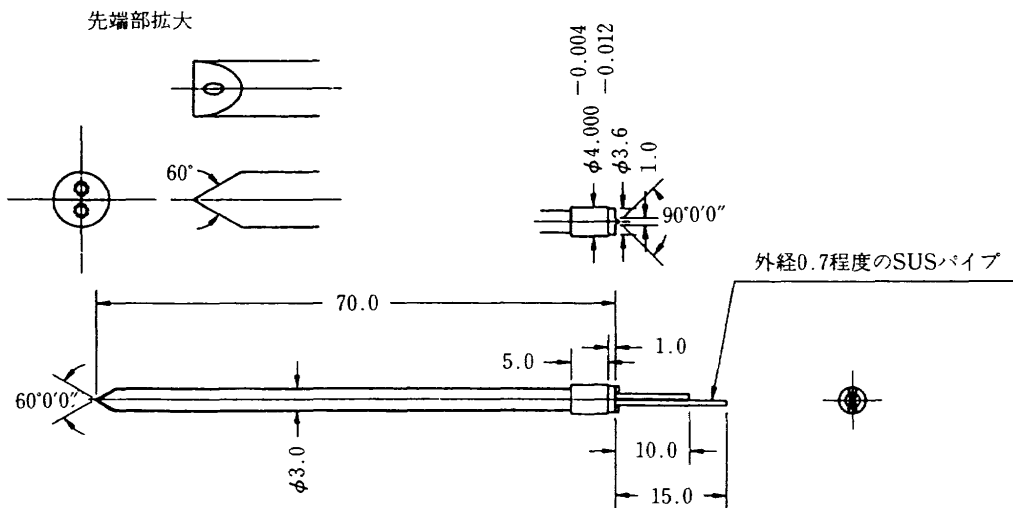


図13 ヨーメータプローブ

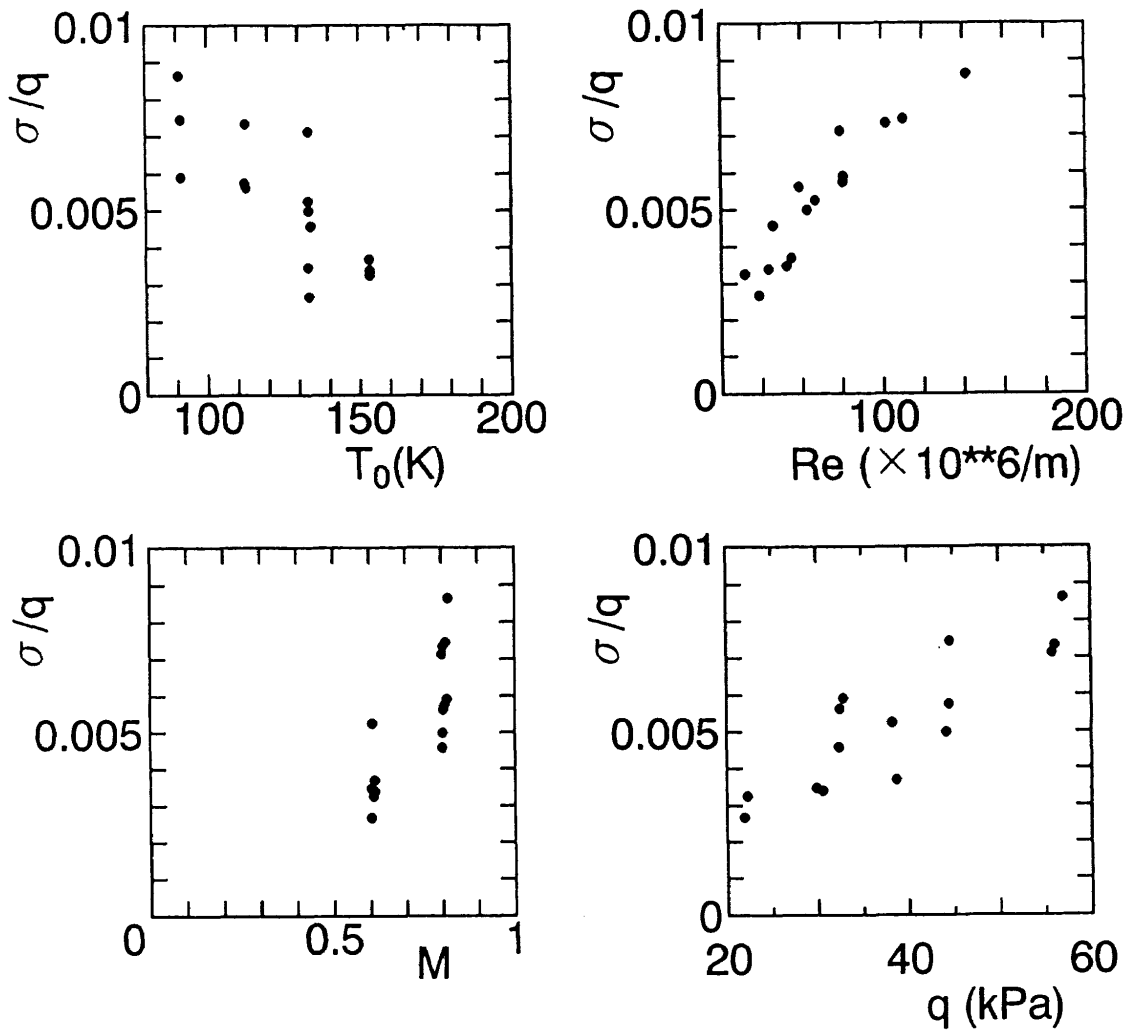


図14 セクタ固定の場合のばらつき

NO: 131 M=0.8 T₀=93 K P₀=190 kPa

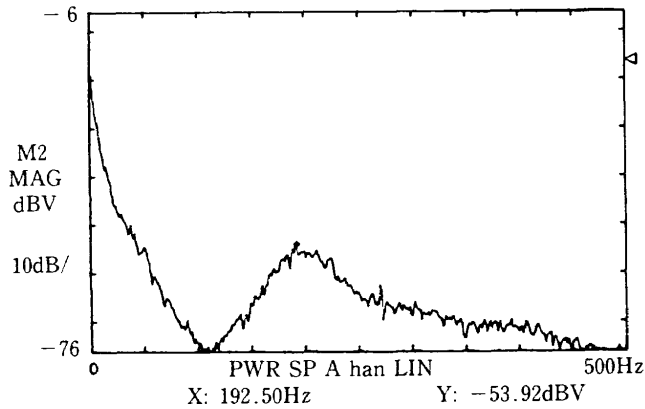


図15 ヨーメータ出力のFFT解析

M=0.6 T₀=153 (K) P₀=110 (kPa)

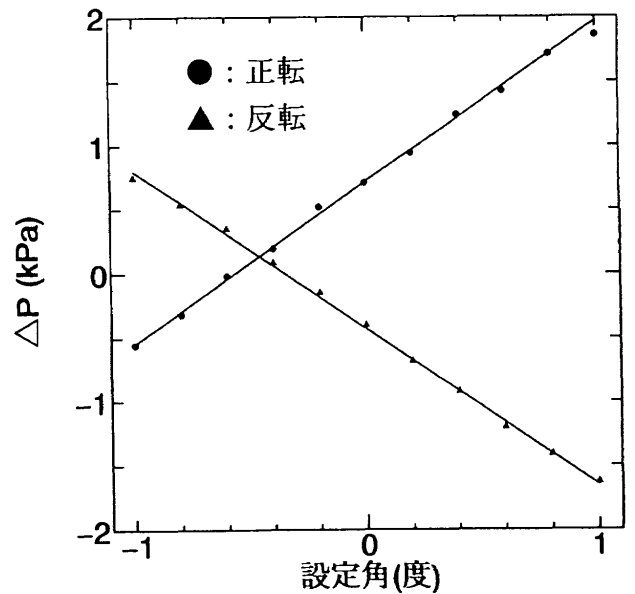


図16 ヨーメータ差圧とプローブ設定角の関係

るとき、ヨーメータ出力も振動するため、流量偏差との相関も調べたが、明確な相関はない。総圧との関係も同様である。

図15はヨーメータ出力のFFT解析である。約200Hzにピークがある。この振動は角度誤差にして±0.16度となり、

更に測定精度を向上させるため、ヨーメータ出力を0.3Hzローパスフィルタに通すことにした。フィルタをかけた後の標準偏差/動圧は0.2%で、角度誤差に換算すると±0.04度である。

図16はヨーメータ差圧とプローブ設定角の関係の1例で

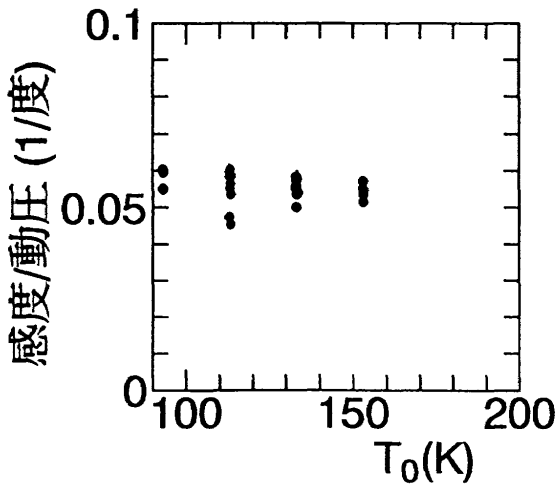
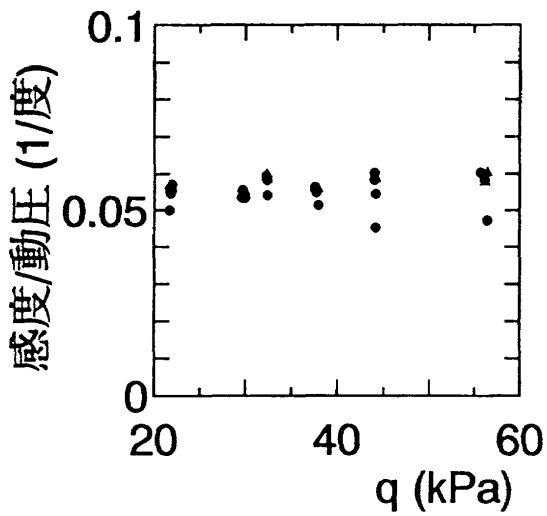
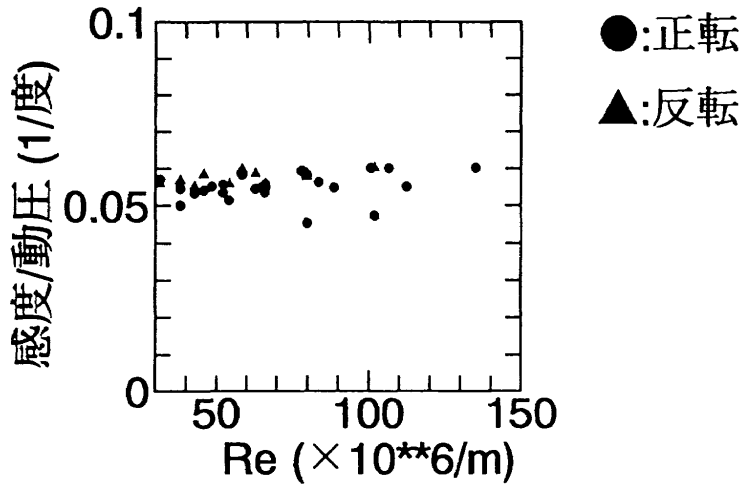


図17 感度

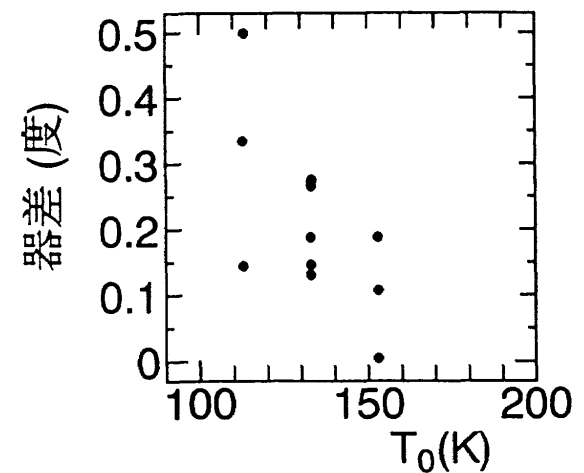
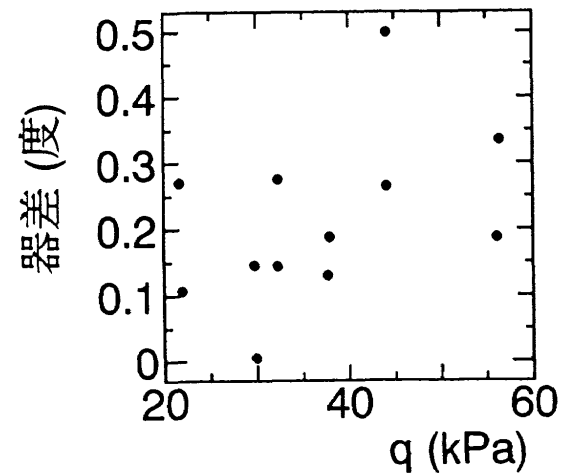
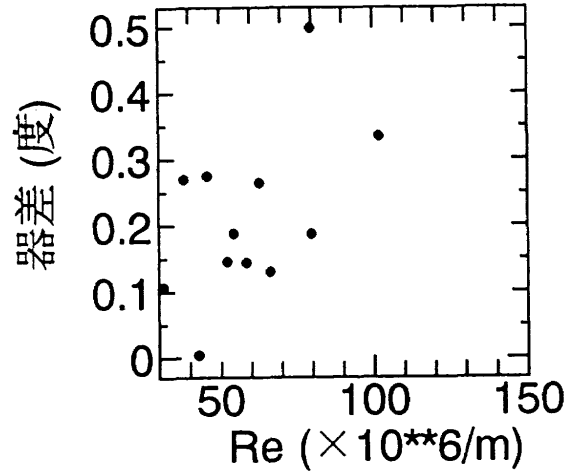


図18 器差

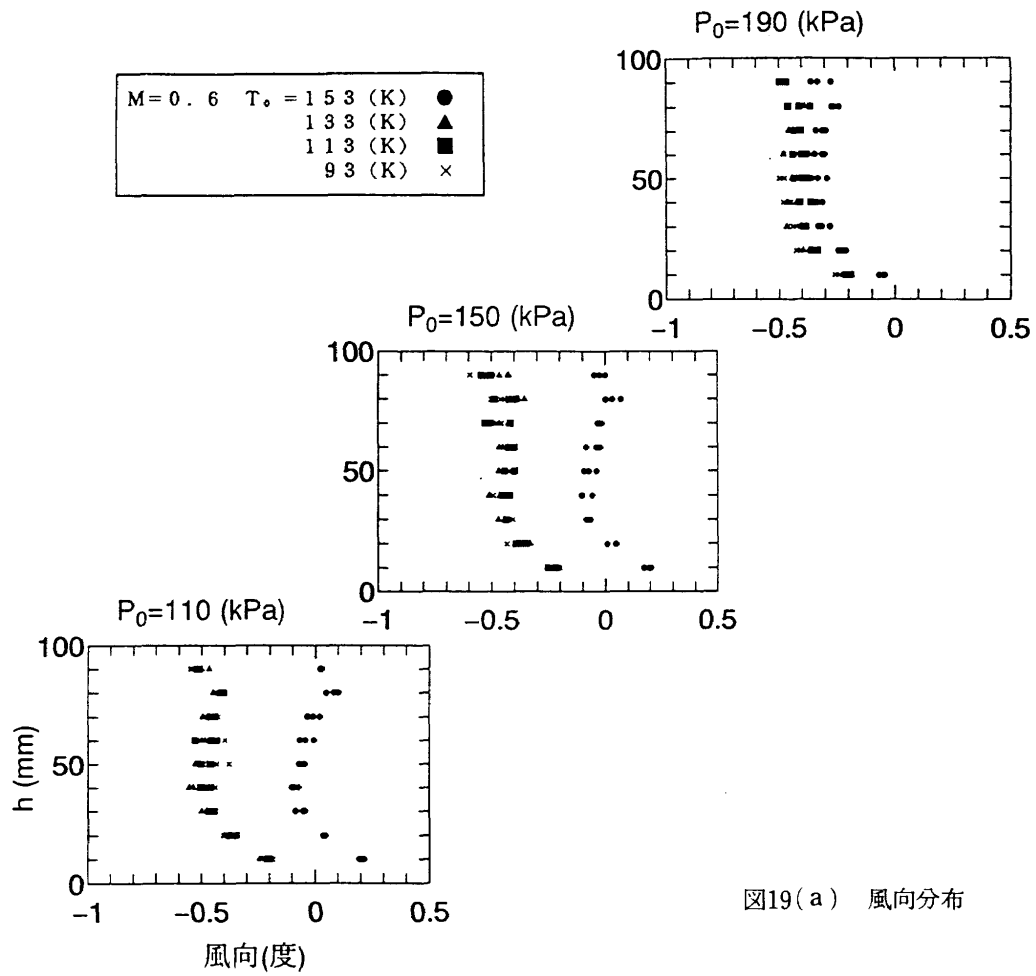


図19(a) 風向分布

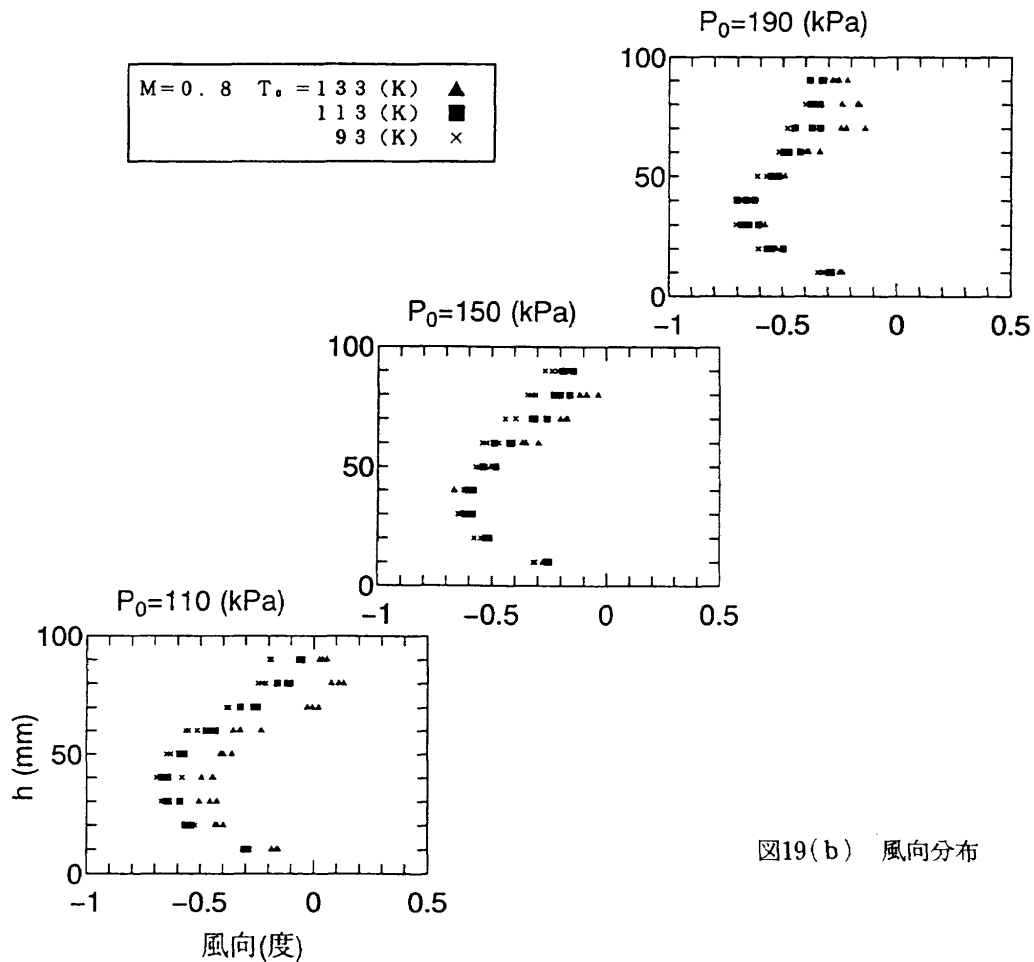


図19(b) 風向分布

ある。これから感度と器差を求めると、図17, 18を得る。図17の反転の場合は絶対値が示されている。感度/動圧はレイノルズ数、動圧、総温に依存せず、ほぼ一定で、平均値は0.0559/度である。器差は0.5度以下であった。

文献4)にはヨーメータ感度について記述があり、通常のヨーメータ感度は、感度/動圧=0.04~0.07/度となっている。本校正結果は、この範囲に合致している。

また、同文献には高マッハ数における局所衝撃波形成を起因としたヨーメータ読みの変動について記述がある。本実験ではヨーメータ出力振動の原因特定はしなかったが、図14にマッハ数への依存性が示されており、流体现象による可能性が考えられる。

風向分布を図19に示す。ヨーメータと風路中心軸との平行度が確認できないため、横軸は相対的風向を表し、絶対的値ではない。各実験点における感度だけを用いて風向分布を算出した。トラバース位置は測定部断面中心鉛直面である。上下壁はスロット壁で下流方向に片側0.1度拡がっている。開口比は4%である。側壁は固体壁で、互いに平行である。

図19(a)はマッハ数0.6の場合で、風向変化は少ない。高さ20~80mmでは幅0.2度に入っている。一方、図19(b)マッハ数0.8になると、風向分布は、見かけ上、拡がり流れの傾向を示す。最大幅0.62度の場合がある。

文献5)によれば、遷音速、超音速風洞では流れの傾きは±0.15~0.2度以下とあり、今回の結果はこれより若干大きい。

総温、総圧の違いによる風向分布の顕著な変化はなく、一様流マッハ数に強く依存している。

7. 結論

(1) 90K程度の窒素ガス低温環境下において、風洞外部か

- ら遠隔操作可能なトラバース装置を製作した。これを用いて測定部の物理量の分布を測定することができた。
- (2) 総温プローブを自作し、総温分布を測定した。総温分布は1.5Kの幅に入っている。
 - (3) 総圧分布は0.1%の幅に入っている。
 - (4) 静圧分布は風路中心付近でくぼんだ凹型になることが多く、速度が上下壁側よりも中央部で0.1~0.2%程度大きい。
 - (5) ヨーメータ差圧測定で振動現象が見られた。
 - (6) 低温環境下で得られたヨーメータ感度(感度/動圧)は平均値0.0559/度で、常温のヨーメータ感度範囲に一致した。
 - (7) マッハ数0.8の場合、風向分布は、見かけ上、拡がり流れの傾向を示し、最大幅0.62度の場合があった。

参考文献

- 1) 高島一明, 沢田秀夫, 青木竹夫, 萱場重男; 航技研 0.1 m×0.1m 遷音速低温風洞の試作, 航空宇宙技術研究所報告TR-910(1986/8).
- 2) 青木竹夫, 沢田秀夫;
航技研低温風洞における迎角変角装置の試作, 日本航空宇宙学会第19期年会講演会講演集(1988) pp.71-72.
- 3) A. Pope and K. L. Goin; High-Speed Wind Tunnel Testing (1965) pp.314-315, John Wiley & Sons.
- 4) R. C. Pankhurst and D. W. Holder; Wind-Tunnel Technique (1948) pp.204-206,
Sir Isaac Pitman & Sons.
- 5) S. M. Gorlin and I. I. Slezinger; Wind Tunnels and Their Instrumentation (1966) pp.444-445, Israel Program for Scientific Translations.

航空宇宙技術研究所報告1221号

平成 5 年 12 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町 7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段北 1-7-8

Printed in Japan