

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-842

航技研 2 次元風洞の気流特性について (III)

—気流の乱れと測定法—

小 国 保 男 ・ 佐 藤 衛 ・ 神 田 宏
榑 原 盛 三 ・ 三 輪 等 ・ 馬 場 滋 夫

1984 年 12 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

航技研 2 次元風洞の気流特性について (III)

—気流の乱れと測定法— *

小 国 保 男** 佐 藤 衛** 神 田 宏**
榊 原 盛 三** 三 輪 等** 馬 場 滋 夫**

Flow Quality of NAL Two-Dimensional Transonic Wind Tunnel

Part III

Flow Turbulence Level and Measuring Method

by

Yasuo Oguni Mamoru SATO, Hiroshi KANDA, Seizo SAKAKIBARA,
Hitoshi MIWA and Shigeo BABA

ABSTRACT

The flow turbulence level of the NAL two-dimensional transonic wind tunnel was measured with a constant temperature hot-wire anemometer using a hot film probe. The fluctuation of the mass flow is within a range of 0.3%–0.45% with Mach numbers of 0.2 to 0.8 and unit Reynolds numbers of 1.8×10^5 to 5.5×10^5 (1/cm). The fluctuation of the total temperature was one-seventh to one-tenth of the mass flow fluctuation. A plain sound wave was assumed, and the noise data was measured simultaneously with the turbulence and compared with this turbulence. An attempt was made to separate the velocity fluctuation and the density fluctuation in the mass flow. The future development of this complex method is discussed in this paper.

1. はじめに

航技研二次元風洞において、気流の乱れを測定した。この測定は、風洞気流の特性を把握する作業の一環として行われたものであり、気流の特性の相違が、模型の空力的性能にどのような影響を与えるか、という将来の問題にもつながっている。

本風洞の気流特性の内、最も基本的なものとして、測定部における一様性、流れの偏角等については、既に公表されて^{1), 2)}おり、それらは翼型の試験を行うのに満足な性質を持っていることが分っている。模型

試験データについて、境界層遷移等に関連した、より高度な検討を行うためには、詳細な気流特性、すなわち気流の乱れ特性を調べる必要がある。

気流の乱れは、大別して (1)速度の変動 (2)密度の変動 (3)温度の変動に分けることができ、それらが模型試験に与える影響としては、(1)境界層の変化、すなわち遷移点位置の変化および (2)データ測定の際、ノイズ等を平均化するための時間の長短があげられる。乱れとそれが与える影響の定量的相関関係については、非圧縮流の風速変動と遷移点位置の関係のような一部の例外を除いては、十分に判明していないのが実状と言えるが、本風洞のような、高レイノルズ数試験用遷音速風洞に関しても、この種の

* 昭和 59 年 9 月 12 日受付

** 空気力学第 2 部

気流の質に対する配慮，検討がよく行われている。^{3), 4)}

ここでは，風洞気流の風速変動，気流の温度変動について，熱線流速計による，ホットフィルムプローブを使用した測定方法，データの解析法および測定結果を示す。同時に測定した騒音については，別に報告される。¹⁶⁾

本風洞において，風速変動を測定する際，二つの問題点がある。一つは，吹出し式風洞であるため，通風時間が限られており，短時間で測定を行う必要があること，もう一つは，高亜音速の流れでは，圧縮性の影響があり，速度変動のみを取り出して求めることが困難であり，質量流量の変動の測定になることである。これらの問題については，測定法とデータ解析の節で説明する。

2. 記号

a, b, l	ホットフィルム表面積，幅，長さ
A, B	定数， $E^2 = A + B R_e^\omega$
E	熱線流速計出力電圧
$\overline{E}, \overline{E}^*$	" " 平均値， \overline{E} の T_r^* による補正值
\widetilde{E}	" " 交流分実効値
E_0	風速零のときの熱線流速計出力電圧
k_0	よどみ点温度における空気熱伝達係数
m	$\mu_0 \propto T_0^m$ の指数 $m = 0.76$
n	$k_0 \propto T_0^n$ の指数 $n = 0.87$
P	測定部静圧（またはブリナム室圧）
P_0	よどみ点圧
P_r	プラントル数， $P_r = Cp \cdot \mu / k$
Q	ホットフィルム放熱量
R_e	レイノルズ数 $\rho \cdot u b / \mu$
R_f	ホットフィルムの動作時電気抵抗
S_u	風速に対するホットフィルムの感度係数
S_ρ	密度 "
$S_{\rho u}$	質量流量 "
S_{T_0}	よどみ点温度 "
T_0	よどみ点温度
T_f	ホットフィルム動作温度
T_r, T_r^*	気流回復温度，仮定気流回復温度
u	風速
\widetilde{u}	風速変動分 rms 値
\overline{u}	風速平均値

γ	空気比熱比
η	気流温度回復率 $\eta = T_r / T_0$
μ_0	よどみ点温度における粘性係数
ν	動粘性係数
ρ	気流密度
$\widetilde{\rho}$	気流密度変動分 rms 値
$\overline{\rho}$	気流密度平均値
ω	熱線流速計の応答を表わす式中の定数 $E^2 = A + B^\omega$ ， $E^2 = A_1 + A_2 (\rho u)^\omega + A_3 (\rho \mu)^2 \omega$ 等

3. 測定法とデータ解析

気流乱れの測定では，質量流量の変動を求める以外に，乱れの速度成分と密度成分の分離を試みる試験も行われているが，ここでは，質量流量の変動測定に重点を置いて，実施した。速度成分と密度成分の分離については，予備的な試験を試みたので，併せて説明する。

3-1 風洞について

本風洞の概略図を図 1 に，主要な諸元を表 1 に示す。本風洞は，高亜音速から遷音速領域で，高レイノルズ数の試験を行う目的で作られた，二次元翼型試験用風洞である。建設に際し，この様な風洞に要求される性能等について，多くの検討が行われた。^{1), 5), 6), 7), 8)} ここではこれらの観点から本風洞の各部を簡単に説明する。

先に，本風洞で行われる試験時の代表的動作例を示す。⁸⁾ 通風前に，調圧弁から第 2 スロート弁の間を，通風時のよどみ点圧に近い圧力の空気を充填する。風洞起動は，第 2 スロー弁，調圧弁の順に開き，行われる。これは気流温度の急変，風速のオーバーシュートを小さくするためである。通風中，よどみ点圧は，調圧弁の開度を制御して一定に保持する。風速は，亜音速領域 ($M < 0.8$) では，第 2 スロート弁の開度を制御して，一定にし，遷音速領域 ($M \geq 0.8$) では，ブリナム室の圧力を制御する抽気弁の開度を調節して一定に保持される。風洞起動後，風速一定の条件成立により，模型迎角を指定角度に設定し，計測を行う。通風時間の制限内で，模型迎角

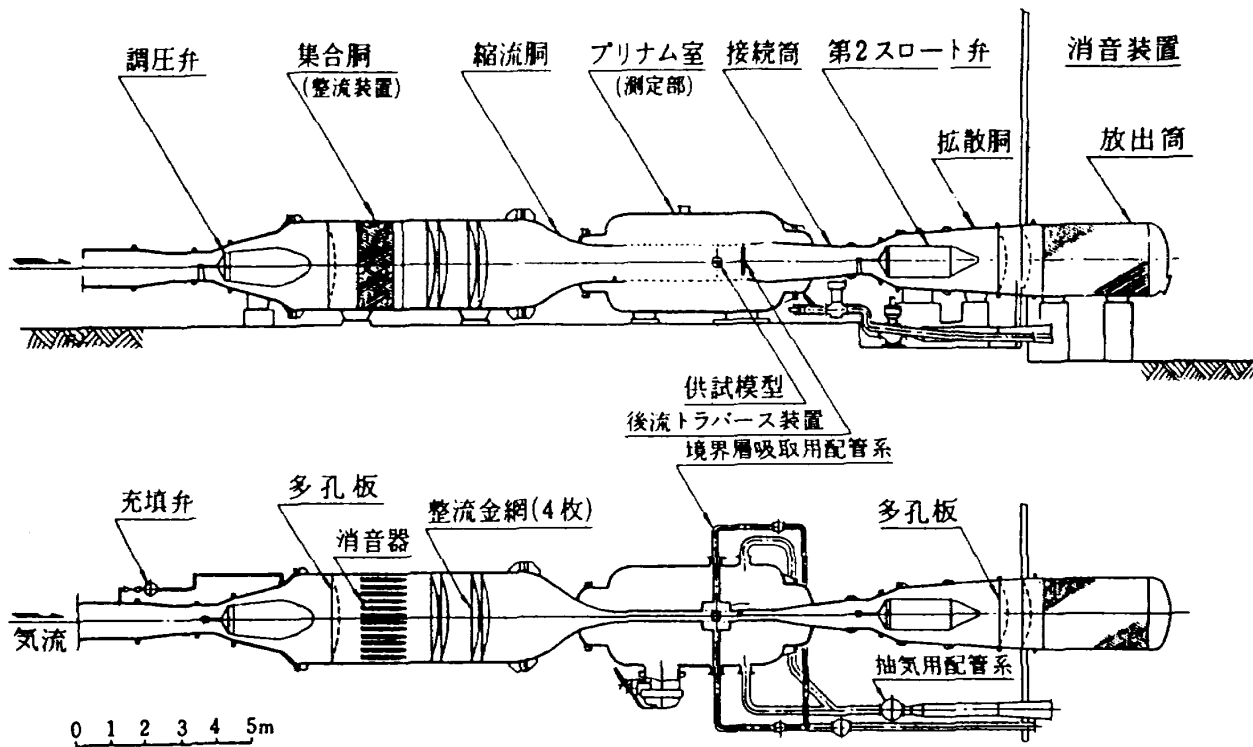


図1 二次元風洞概略図

を変更し、計測を繰返す。計測終了後、調圧弁、第2スロート弁を連動させて閉じ、調圧弁と第2スロート弁の間に、次の通風のよどみ点圧に近い圧力を残して風洞を停止させる。以上が動作の概略である。次に風洞構成機器の各部について述べる。

〔調圧弁〕⁵⁾ プラグ型を採用しており、ロート型、蝶型に比べて、気流を乱すことが少ない。弁の下流部には、拡散筒を設け、開き角を小さくすることにより、気流のはく離を抑えて、ここで発生する圧力損失を小さくした。これによって、気流に与える騒音、気流の乱れの軽減を期待できる。

〔集合同〕⁵⁾ 気流特性の向上を図るため、通常用いられる多孔板、金網の他に、吸音板を設け、騒音を抑制している。多孔板1枚、吸音板を気流に並行

に12枚、金網4枚を、この順番で設置してある。

〔縮流筒〕⁶⁾ 断面形状は、直径2.5mの円から、1m×0.3mの長方形に変えられる。このように、上下方向と左右方向の縮流曲線が異なる場合、壁面から渦が発生して、断面内に2次流を起し易い。設計に当たって、この2次流が発生しないよう、形状の選定が行われた。

〔測定部〕¹⁾ 内径2.8mの円筒殻の中に納められており、内側の寸法は、高さ1m、幅0.3m、長さ3.5mである。上下の壁は多溝壁であり、0～10%の開口比可変機構を持つ。模型取付部の側壁は、側壁の気流はく離を防ぐため、通気性焼結金属で作った直径50cmの円板を取り付け、境界層内の空気を吸い出すことができるように作られている。

〔第2スロート弁〕⁵⁾ 調圧弁と同型のプラグ型を用い、その下流には、ここで発生する衝撃波が振動して有害な騒音にならぬように、衝撃波固定楔を設けてある。

〔拡散胴〕⁵⁾ 高圧高速の気流を常圧低速の気流にして、大気に放出するための減圧装置である。気流は多孔板2枚を通り抜け、多孔板で作った放出筒から、消音装置に放出される。多孔板は、最大流量時にも、チョークを起さぬよう設計されている。

〔消音塔〕⁷⁾ 放出筒からの気流に含まれる騒音を

表1 二次元風洞主要諸元

風洞型式	間欠吹出式
測定部断面積	0.3 m (幅) × 1.0 m (高)
よどみ点圧力	196 kPa ~ 1176 kPa
マッハ数範囲	0.2 ~ 1.2
レイノルズ数	40×10^6 ($M=0.8$, $P_o=1176$ kPa, 基準長=0.25m)
通風時間	9 ~ 100 sec
通風間隔	30 min

抑制 (82 dB) して、大気に放出する。このために、外壁の一部を二重構造にする、内部には、吸音用の変形スプリッタと称する柱状の吸音板を大小合せて 41 基を設置する等が施されている。

3-2 試験方法

この試験では、気流の乱れすなわち質量流量変動、温度変動と圧力変動 (騒音) の測定を同時に行った。

質量流量と温度の変動分を測定するために、風洞測定部中央の気流中心線上に、ホットフィルムプローブを設置した。騒音を測定するために、マイクロフォンを、またホットフィルムプローブの電気抵抗と温度の関係を調べるために、熱電対を、ホットフ

ィルムプローブと並べて設置した。この様子を図 2 に示す。

気流の乱れを質量流量変動分と温度変動分に分離するために、測定部の平均風速とホットフィルムの加熱温度を独立に変えて測定を行った。

〔測定機器〕 気流の乱れを測定する機器として速度変動分のみ応答するレーザー流速計、圧力変動 (騒音) に応答するマイクロフォン、速度、密度 (圧力) および温度の変動に応答する熱線流速計等有る。この試験では、当面使用可能なホットフィルムをプローブとする熱線流速計、マイクロフォンを使用した。熱線流速計のプローブとして、ホットフィルムを使った理由は、二つある。第 1 は、レイ

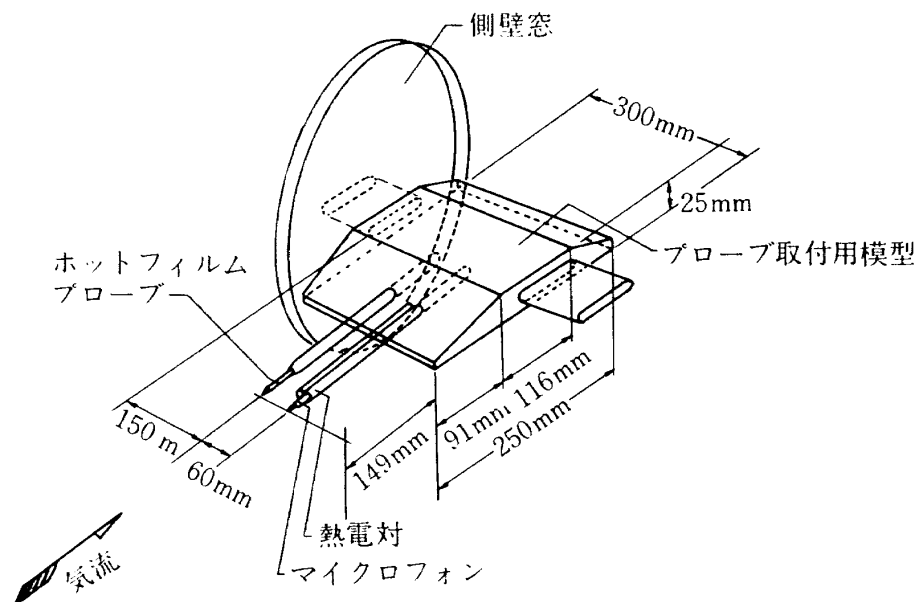


図 2 プローブ取付

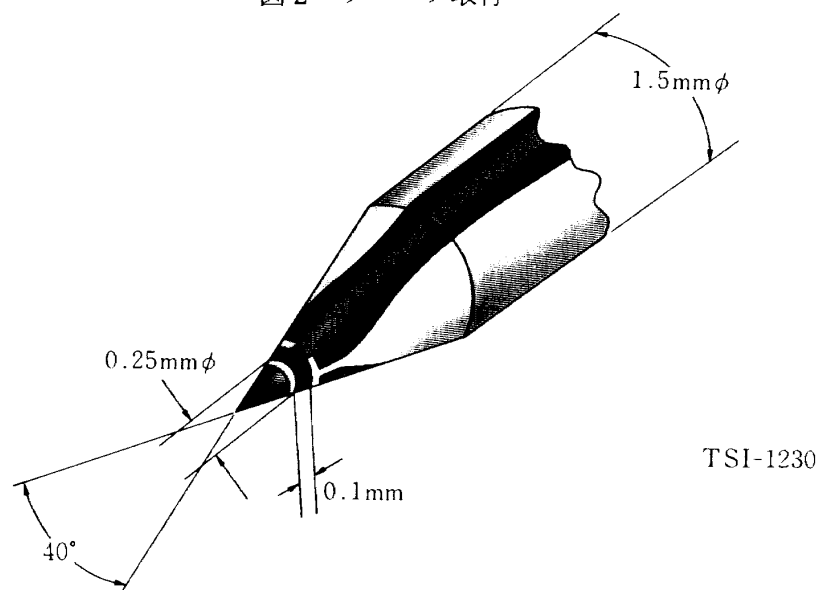


図 3 円錐形プローブ

ノズル数の基準長(フィルムでは幅, ワイヤーは直径)が, ワイヤーに比べて大きいため, 希薄気体効果が小さく, プローブの校正が簡単に行えることであり, もう一つの理由は本風洞のような大きい動圧(最大490kPa)下におけるワイヤーの断線を防ぐためである。

ホットフィルムは, 図3に示すような円錐型

(TSI-1230)のものを使用した。このプローブは, 丈夫であること, 汚れにくい等の特徴を持つが, 周波数特性はやや悪く, 公称0~3 kHzである。マイクロフォンは, 歪ゲージ型の小型圧力変換器(KULITE, MIC-80)である。周波数特性は, 0~80 kHz程度である。熱電対はクロメル・アルメルを使用した。

表2 測定機器主要仕様

(1) 熱線流速計(KANOMAX7106): CTAユニット(1010), RMSメーター(1015), 他		
ブリッジ回路	ブリッジ比	1:1, 5:1
	プローブ抵抗設定	0~60Ω(0.01Ωステップ), 精度±0.25%
	プローブ電流最大	0.5, 1.0, 1.2 A
フィードバック回路	出力電圧	2~20 VDC
	雑音レベル	1.6 μV/√Hz, 乱流値換算0.07%以下(バンド幅: 10 kHz, センサ: 5 μφタングステン, 流速: 10 m/s 時)
	周波数特性	DC~140 kHz(5 μφタングステン, 100 m/s 時)
	安定性	2 μV/°C入力換算
RMSメーター回路	測定範囲	実効値: 1, 10, 100 mV, 1, 10, 100 V 自乗平均値: 1, 10 ² , 10 ⁴ mV ² , 1, 10 ² , 10 ⁴ V ²
	周波数範囲	0.1~200 kHz(1~100 kHz: ±1%)
	クレストファクター	10(F.S.入力), 20($\frac{1}{2}$ F.S.入力), 100($\frac{1}{10}$ F.S.入力)
	時定数	0.1, 1, 10, 100 sec(サンプリング一定)
	アナログ出力	直流電圧変換: 各レンジフルスケール1 VDC
(2) AD変換器(YHP2313B)		
入力チャンネル数	48	
入力電圧範囲	±10.24 V	
変換ビット数	符号+11ビット(純2進)	
変換速度	45 kHz(DMA), 10 kHz(NONDMA)	
精度	±0.09% F.S. ± $\frac{1}{2}$ LSB (LSB: 5 mV)	

主な測定器の仕様を表 2 に示す。熱線流速計の電氣的雑音については、データ解析の項で述べる。

測定機器の構成を図 4 に示す。風洞測定部のホットフィルムプローブは、同軸ケーブルで計測室の熱線流速計 (KANOMAX-7106) に接続する。熱線流速計の出力は三種類あり、直流分平均電圧、フィルター回路を通った交流分瞬時電圧および交流分実効値電圧に比例した直流電圧である。これらをモニター用のディジタル電圧計、オシロスコープに、また記録用のデータレコーダー (SANGAMO, SABRE-III), 二次元風洞用データ集録装置に入力する。

騒音測定用歪ゲージ型マイクロフォンは、広帯域歪計増幅器に接続し、電源の供給、騒音信号の増幅を行い、出力信号をデータレコーダーと、モニター機器に接続する。

ホットフィルム温度特性校正用のクロメル・アルメル熱電対は、測定部ブリナム室内に設置した冷接点に接続した後、通常の銅線ケーブルで計測室に導き、増幅後、データレコーダー、モニター機器に入力した。

風洞の基準気流状態を記録するため、風洞制御装置に接続されているよどみ点圧、よどみ点圧とブリナム室静圧の差圧およびよどみ点温度の各信号をデ

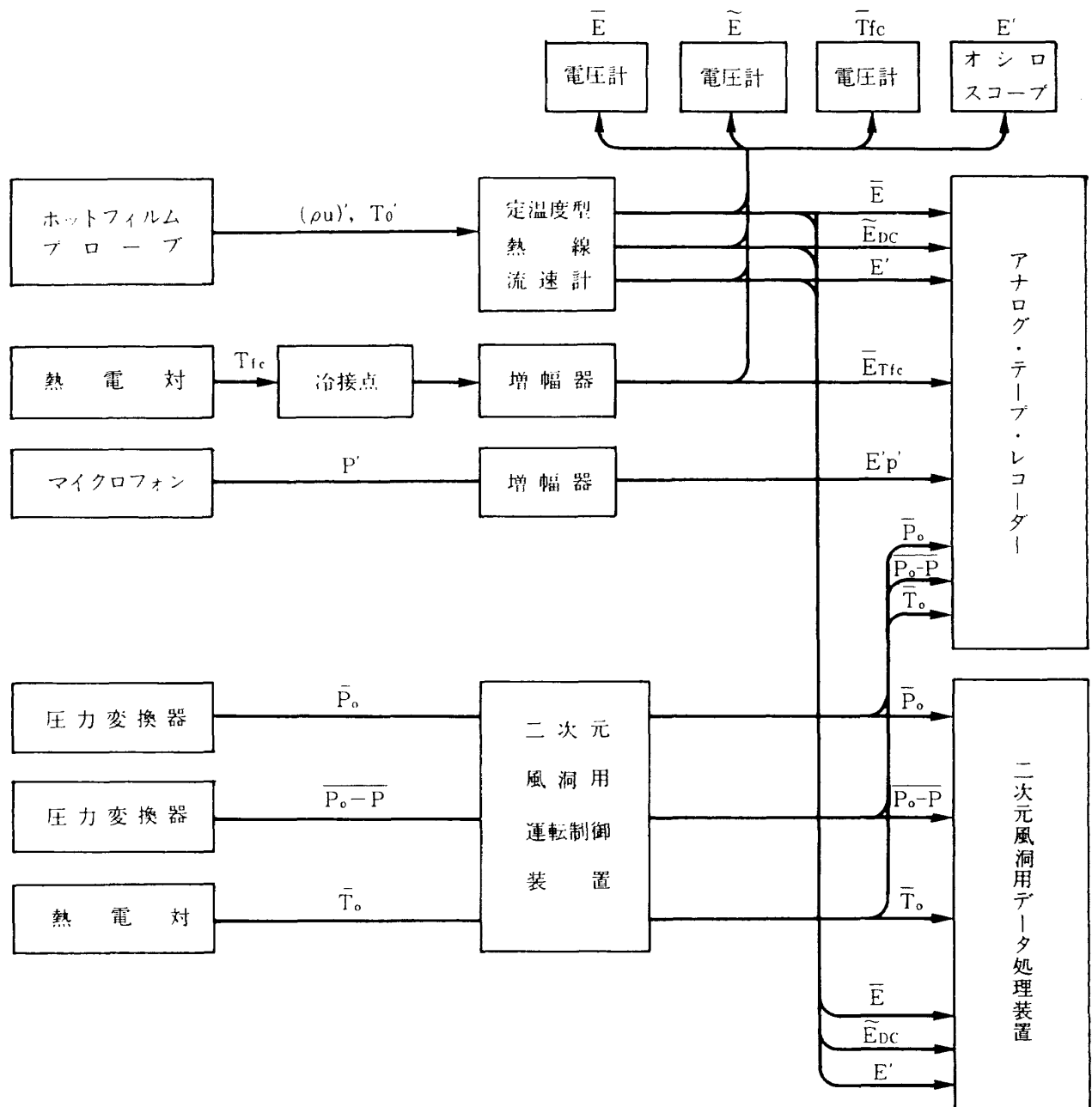


図 4 測定機器構成

ータレコーダーとデータ集録装置に入力した。

記録したデータの内、データ集録装置でAD変換されたものから、気流の乱れを算出し、データレコーダーに記録したものから、騒音の強さを求め、更に周波数解析、相関係数の算出等に使った。

〔測定手順〕 表3に示すデータ項目を以下に示す定順で測定を行った。図5参照。

A. 無風時

イ) ホットフィルムを加熱しない状態の電気抵抗(冷抵抗)と、ホットフィルムの近くに置いた熱電

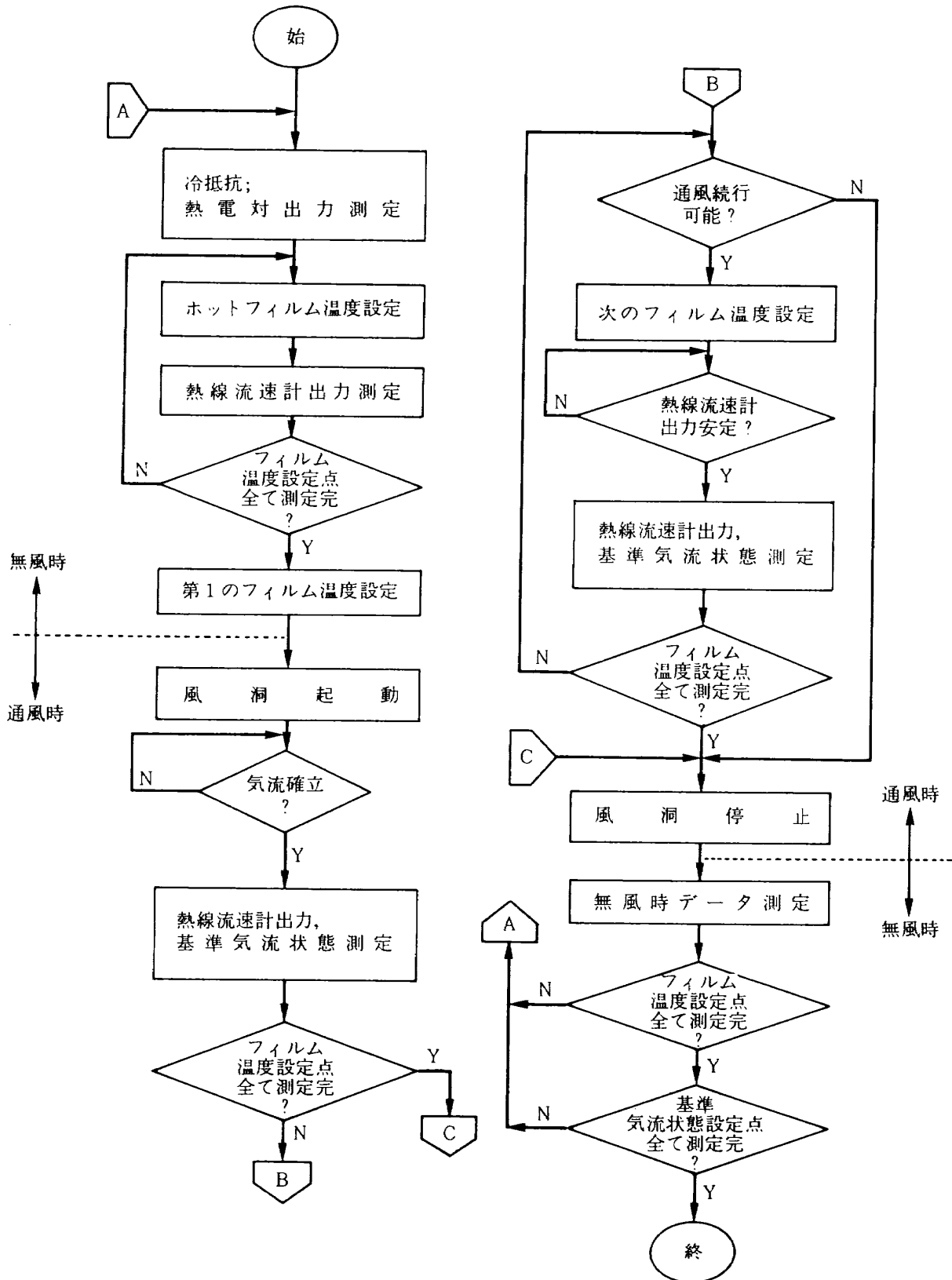


図5 測定手順

表 3 測定データ項目

測定器	測定項目	無風時	通風時
熱線流速計	直流分平均電圧	○	○
	交流分実効電圧	○	○
	交流分瞬時電圧	○	○
	プローブ冷抵抗	○	/
風洞制御装置（基準気流状態）	集合胴総圧	/	○
	測定部静圧	/	○
	集合胴温度	/	○
	測定部温度	○	○
マイクロフォン	交流分瞬時電圧	/	○

対の出力を測定し、ホットフィルムの抵抗温度特性のデータとする。

ロ) 次にホットフィルムに数種類の加熱温度を設定し、それぞれの出力電圧を読み取り、風速零のデータとする。

ハ) 次にホットフィルムに第 1 番目の加熱温度を設定し風洞の起動を持つ。

B. 通風時

ニ) 風洞起動後、気流が確立した時点で、所定のデータをデータ集録装置と、データレコーダーに記録し、同時にモニター機器の値を読み取る。

ホ) 第 1 の加熱データ記録後、第 2 の加熱温度を設定し、熱線流速計の出力が定常状態になるのを確認後、同様の記録を繰返す。通風時間の制限内で、この操作を必要な点数分行う。

C. 無風時

ヘ) 通風データ測定終了後、イ), ロ) の測定を繰返し行う。

以上が一つの気流状態で行われる測定操作であり、測定しようとする全部の気流状態でこの操作を繰返す。

一つの加熱温度において測定に要する時間は、4～5 秒程度である。加熱温度を変更するために、現状では、手動操作を行うため、さらに 4～5 秒程度の時間を必要とする。高レイノルズ数、高亜音速領域の試験では、測定可能な気流状態は、10 秒程度しか得られないため、一つの気流状態のデータを得るため、数回の風洞運転を必要とする。

一般に温度補償回路を備えていない熱線流速計を使い測定では、ヌッセルト数を算出する基準になる気流温度（回復温度）の測定は、気流の流れている状態でプローブを加熱せずに、その冷抵抗を測定して、行う。本風洞の場合、吹出し式風洞であるため、通風時間が短く、冷抵抗の測定と、プローブを加熱した測定を同一通風中に行うのが、困難である。このためこの試験では、気流回復温度について、よどみ点温度を測定し、回復温度を推定する方法を採用した。推定の方法は、データ解析の項で述べる。

3-3 データ解析の基礎

熱線流速計による測定では、プローブの置かれている気流の状態と、熱せられたプローブからの放熱量を関係付けることにより、気流の状態（平均流速、乱れ等）を知ろうとするものである。放熱量は、無次元化され、ヌッセルト数と称され、次式のように定義される。

$$Nu = \frac{Q/a}{k_o(T_f - T_r)/b} = \frac{E^2/Rf}{l k_o(T_f - T_r)} \quad \dots\dots(1)$$

気流状態とヌッセルト数の関係付けは古くから行われており、キングの法則として、次式の様に表わされる。

$$Nu = A + B Re^\omega \quad (2)$$

$$\text{ただし, } Re = \rho u b / \mu = u b / \nu \quad (3)$$

A, B, ω は、校正によって決る定数。

非圧縮流では、密度の変化はないものと見なすことが出来、 μ , b が一定であれば、レイノルズ数は、 $Re \propto u$ と表わせ、ヌッセルト数は、速度の関数として表わせる。

圧縮性流れでは、 ρ = 一定の関係は成立せず、ヌッセルト数は速度のみの関数では表わせない。よって以下に述べるように、より一般的な関係を使い、気流温度の変動を考慮した、質量流量 ρu の変動に対する関係式が求められているので、これを適用する。後で述べるように、この関係式を使用しても、速度成分のみの検出は困難である。

一般に、ヌッセルト数は、次の関数形で書ける。⁹⁾

$$Nu = f(l/b, M, Re, Pr, Tf/To) \quad \dots (4)$$

ホットフィルムのように、クヌードセン数（またはレイノルズ数）に対する基準長（フィルム幅）が、ホットワイヤーの基準長（ワイヤー直径）に比べて、大きいものは、希薄気体効果が小さく、ヌッセルト数のマッハ数による依存性は小さくなる。¹⁰⁾ この試験でも図6に示す通り、ヌッセルト数に比例する出力電圧の二乗と、レイノルズ数に比例する質量流量の関係をプロットすると、一定の加熱温度では、一本の線上に乗っており、マッハ数の依存性はほぼ無視できる。プラントル数は気体では一定、また、ホットフィルムの形状が、動作中変形しなければ l/b は一定であるから、(4)の関係式は、 Re と Tf/To のみの関数となり、*Morkovin* の提唱した、次式に書きなおせる。¹¹⁾

$$Nu = Nu(Re, Tf/To) \quad (5)$$

(1)式を変形して対数微分を行うと次式が得られる。

$$2 \frac{dE}{E} = \frac{dNu}{Nu} + \frac{dk_o}{k_o} - \eta \frac{dT_o}{Tf - \eta T_o} \quad (6)$$

これに(5)および

$$\left. \begin{aligned} Re &= \rho u b / \mu, \quad \eta = T_r / T_o \div \text{一定} \\ \mu_o &\propto T_o^m, \quad k_o \propto T_o^n \\ Rf &= R(1 + \alpha Tf) \end{aligned} \right\} \begin{aligned} &(7), (8) \\ &(9), (10) \\ &(11) \end{aligned}$$

から得られる関係を代入すると、次式を得る。付録参照。

$$2 \frac{dE}{E} = \frac{\partial Nu}{\partial Re} \frac{Re}{Nu} \frac{d\rho u}{\rho u} + \left[n + 1 - m \frac{\partial Nu}{\partial Re} \frac{Re}{Nu} \frac{dT_o}{T_o} - \frac{Re}{\partial Re} - \frac{dRf}{Rf} \frac{Tf}{dTf} \left(2 \frac{\partial E}{E} \frac{Rf}{\partial Rf} - 1 \right) \right] \frac{dT_o}{T_o} \quad (12)$$

ここで

$$\frac{1}{2} \cdot \frac{\partial Nu}{\partial Re} \frac{Re}{Nu} = S \rho u \quad (13)$$

$$\left[\frac{1}{2} \left(n + 1 - m \frac{\partial Nu}{\partial Re} \frac{Re}{Nu} - \frac{dRf}{Rf} \frac{Tf}{dTf} \right) \left(2 \frac{\partial E}{E} \frac{Rf}{\partial Rf} - 1 \right) \right] = S T_o \quad (14)$$

と置くと(12)は、次の形になる。

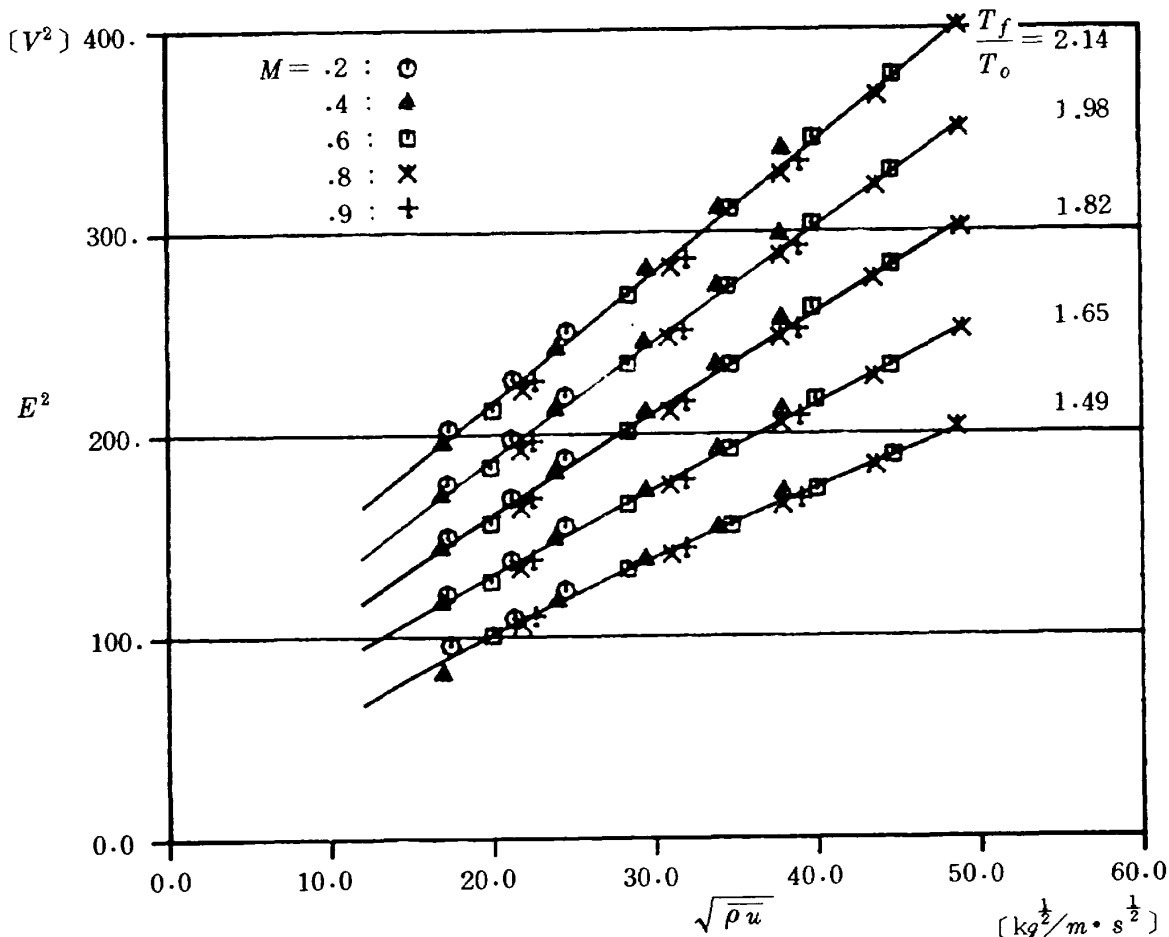


図6 Nusselt 数のMach 数依存性（放物線型プローブ）

$$\frac{dE}{E} = S_{\rho u} \frac{d\rho u}{\rho u} + S_{T_o} \frac{dT_o}{T_o} \quad (15)$$

圧縮性流れ領域では、この関係式から、測定した熱線流速計の出力電圧平均値、変動値および、基準気流状態データから得られる質量流量平均値、よどみ点温度平均値を代入して、質量流量とよどみ点温度の変動分を求めようとするものである。 $S_{\rho u}$ 、 S_{T_o} はそれぞれ ρu 、 T_o に対する感度係数であり、校正処理によって求められる。

Kovasznyによれば、圧力変動を無視する仮定、すなわち

$$\frac{1}{(\gamma-1)M^2} \frac{\tilde{P}}{\bar{P}} \ll \frac{\tilde{u}}{\bar{u}} \quad (16)$$

の関係があれば、速度変動分 (\tilde{u}/\bar{u}) の値を求め

られる。しかし、この条件は、高亜音速領域では、成立しないため、速度変動分は求められない。¹⁰⁾

(15)式の実際の適用は、データ解析の項で述べる。

3-4 データ解析

解析の手順を図7に示す。始めに表3に示す、各種データを取得する。次にこのデータの内、直流分平均電圧と基準気流状態のデータから、各気流状態における感度係数($S_{\rho u}$ 、 S_{T_o})を求める校正処理を行う。最後に、この感度係数と交流分実効値電圧、直流分平均電圧、基準気流状態からの ρu の平均値、 T_o 平均値を使い、変動分 $(\tilde{\rho u}/\bar{\rho u}$ 、 $\tilde{T_o}/\bar{T_o}$ 、 $\tilde{\rho u \cdot T_o}/\bar{\rho u \cdot T_o})$ を算出する。

〔原理〕 データ解析の原理を図8に示す。図に示すように、基準気流状態を、質量流量(ρu)軸と、よどみ点温度(T_o)軸で作る平面上に表わし、

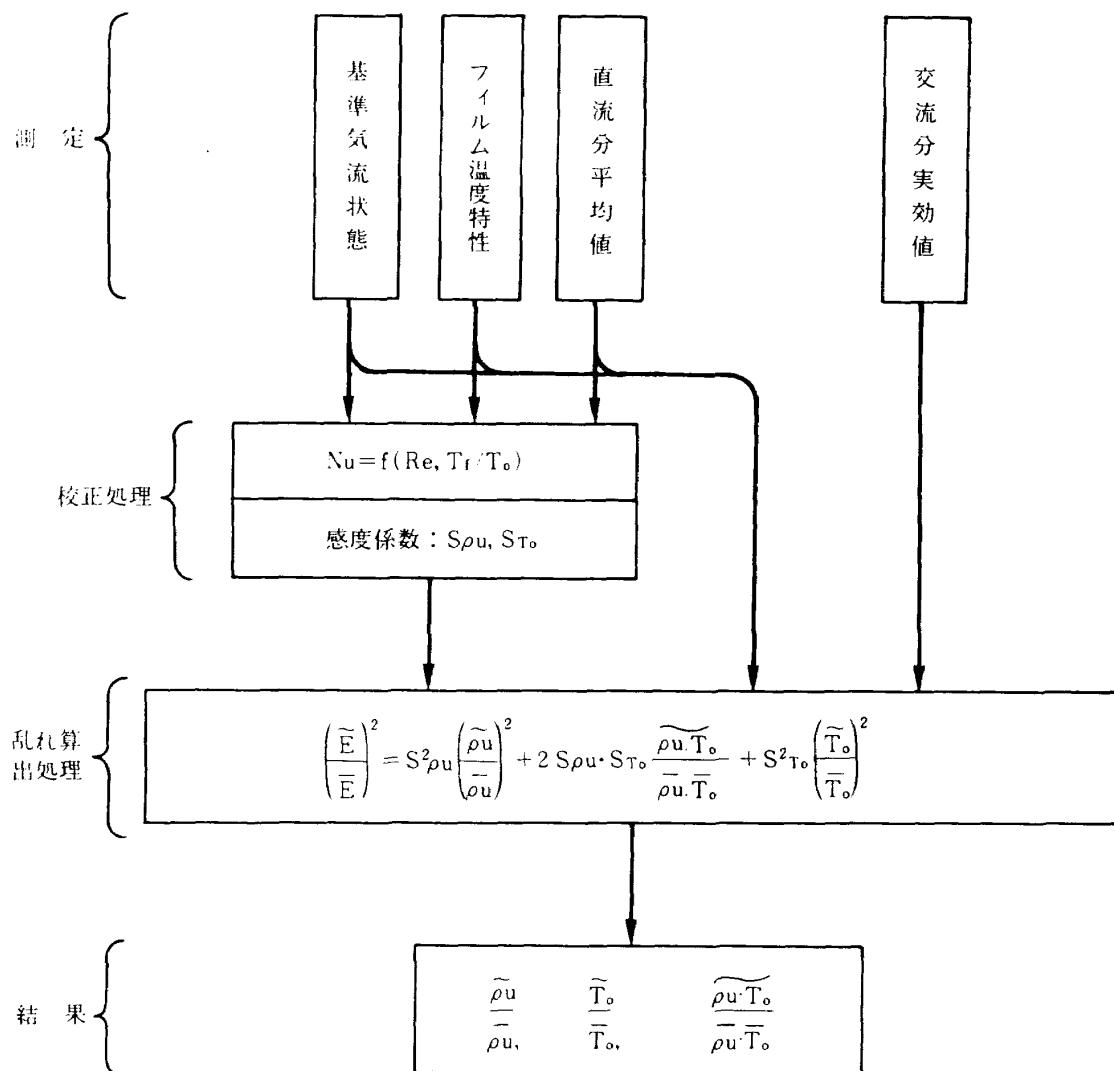


図7 データ解析手順

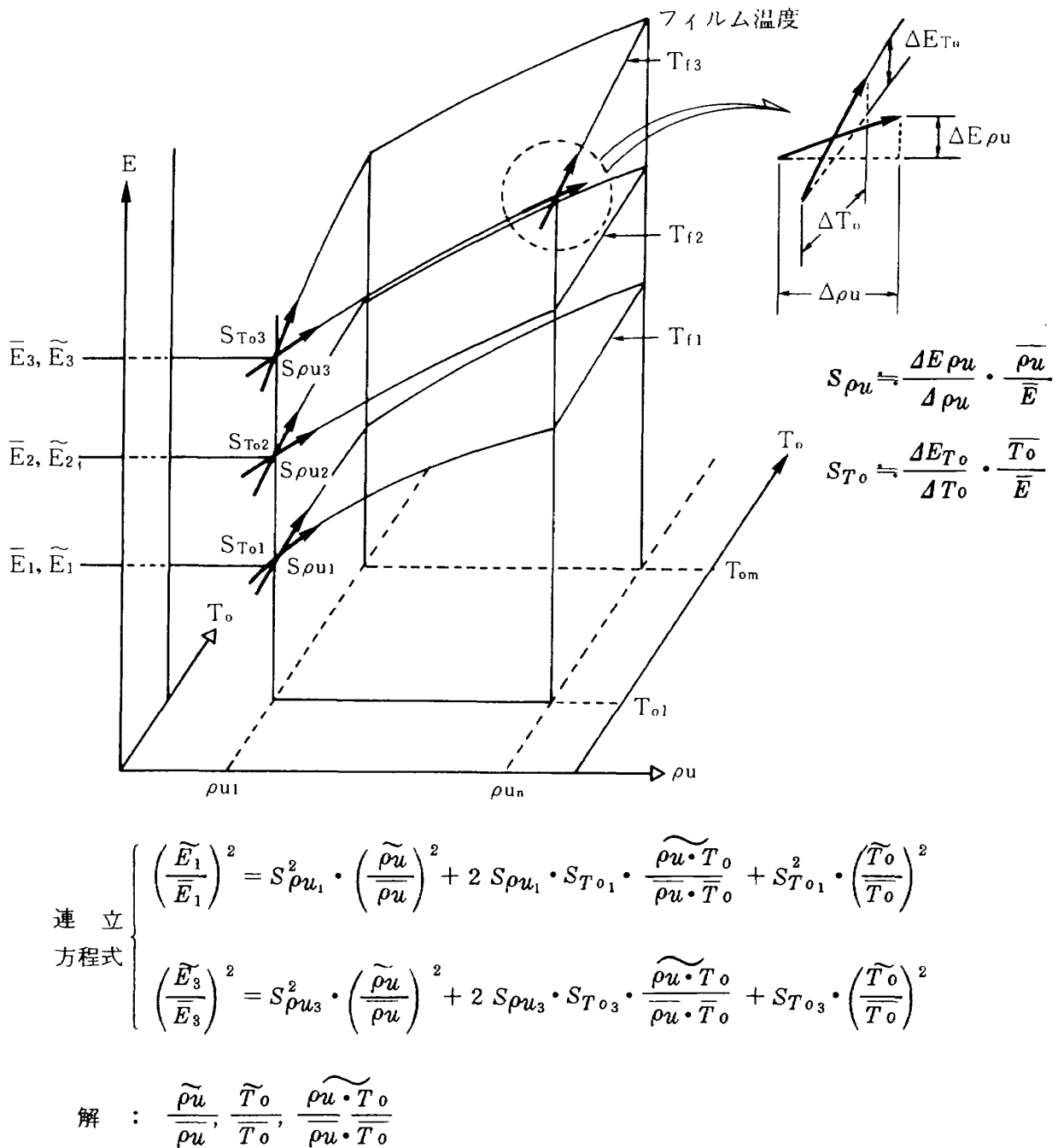


図8 データ解析の原理

熱線流速計の応答を、出力電圧 (E) の軸方向に表わす。ホットフィルムの加熱温度を一定にして、気流状態を ρu および T_0 を独立に変化させると、熱線流速計の応答は曲線群で得られこれらの曲線群を含む曲面が得られる。加熱温度を異った値に設定し、同様のことを繰返して、数種類の曲面を得る。気流が微小変動をする場合、出力応答は、加熱温度に対応する曲面上を移動するものとして解析を行う。

ある一つの曲線を得るために、例えば ρu のみを

数点変化させ、それに応ずる出力平均電圧を得、この出力電圧を、最小自乗法を使い、 ρu の関数として数式化を行う。このとき、同時に交流分実効値電圧も測定する。こうして得た曲線群を、校正処理、乱れ算出に使用する。

熱線流速計の出力の変動と校正係数を使い、気流の変動を求めるのに(15)式を使用するが、出力変動として、交流分実効値電圧を使うため、次のように変形して処理を行う。

$$\left(\frac{\widetilde{E}}{E}\right) = S_{\rho u}^2 \left(\frac{\widetilde{\rho u}}{\rho u}\right)^2 + 2S_{\rho u} \cdot S_{T_0} \left(\frac{\widetilde{\rho u \cdot T_0}}{\rho u \cdot T_0}\right) + S_{T_0}^2 \left(\frac{\widetilde{T_0}}{T_0}\right)^2 \quad (17)$$

ある一つの気流状態での測定値と、校正係数を代入すると、三つの未知数 $(\widetilde{\rho u} / \rho u)^2$, $\widetilde{\rho u \cdot T_0} / \rho u \cdot T_0$, $(\widetilde{T_0} / T_0)^2$ を含む式が得られる。この三つの未知数を求めるために、一つの気流状態で、三種類のプローブ加熱温度の測定値と校正係数を代入し、(18)式の連立方程式を解くか、または、より多くのデータから最小自乗法によって三つの未知数を求める。

$$\left\{ \begin{aligned} \left(\frac{\widetilde{E}_1}{E_1}\right) &= S_{\rho u_1}^2 \left(\frac{\widetilde{\rho u}}{\rho u}\right)^2 + 2S_{\rho u_1} S_{T_{0_1}} \left(\frac{\widetilde{\rho u \cdot T_0}}{\rho u \cdot T_0}\right) + S_{T_{0_1}}^2 \left(\frac{\widetilde{T_0}}{T_0}\right)^2 \\ \left(\frac{\widetilde{E}_2}{E_2}\right)^2 &= S_{\rho u_2}^2 \left(\frac{\widetilde{\rho u}}{\rho u}\right)^2 + 2S_{\rho u_2} S_{T_{0_2}} \left(\frac{\widetilde{\rho u \cdot T_0}}{\rho u \cdot T_0}\right) + S_{T_{0_2}}^2 \left(\frac{\widetilde{T_0}}{T_0}\right)^2 \\ \left(\frac{\widetilde{E}_3}{E_3}\right)^2 &= S_{\rho u_3}^2 \left(\frac{\widetilde{\rho u}}{\rho u}\right)^2 + 2S_{\rho u_3} S_{T_{0_3}} \left(\frac{\widetilde{\rho u \cdot T_0}}{\rho u \cdot T_0}\right) + S_{T_{0_3}}^2 \left(\frac{\widetilde{T_0}}{T_0}\right)^2 \end{aligned} \right. \quad (18)$$

$S_{\rho u_1}$, $S_{\rho u_2}$ …… は、 ρu に対する感度係数と称し、一定の基準気流状態において、異なるプローブ加熱温度毎に得るものであり、気流の質量流量の変化に対して、出力電圧の変化する程度を表わす。基準気流状態が変れば、改めて求められるべき値である。

$S_{T_{0_1}}$, $S_{T_{0_2}}$ …… は、同様に、よどみ点温度 T_0 に対する感度係数である。

〔校正〕 校正は、測定データから近似式を作り、図 8 の曲面を得、次に、データを測定した時の気流状態に対応する曲面上の、 ρu 方向の対数偏微分、 T_0 方向の対数偏微分を行い、感度係数 $S_{\rho u}$ と S_{T_0} を求めることである。

S_{T_0} を求めるについて、本風洞は、よどみ点温度

T_0 を任意に変化させる機構を有しないため、この方法で T_0 に対する感度係数は得るのが困難である。 T_0 を変化させる代りに、 T_0 を一定に保持し、プローブ加熱温度 T_f を変化させ、(14)式を適用して、 T_0 方向の感度係数を求める。直接に T_0 を変えられる場合の感度係数の式は、(14)式より簡単に表わせる。

〔質量流量に対する感度係数〕 感度係数の式(13)は、 Tr , Tf が一定状態では、次のように変形できる。

$$\frac{\partial Nu}{Nu} \frac{Re}{\partial Re} = \frac{\partial E^2}{E^2} \frac{\rho u}{\partial \rho u} = \frac{\partial \ln E^2}{\partial \ln \rho u} = 2 S_{\rho u} \quad (19)$$

このことは、ヌッセルト数とレイノルズ数の関係を求める代りに、 E^2 と ρu の関係を求めることで、感度係数を求められる。測定時に得た、 ρu 平均値と、直流分平均値から、プローブ加熱温度 T_f が一定条件のデータを使い、最小自乗法によって： $E^2 = f(\rho u)$ の関係式を求める。式は次の形で表現し、 $A_1 \sim A_3$ を求めた。

$$E^2 = f(\rho u) = A_1 + A_2 (\rho u)^\omega + A_3 (\rho u)^{2\omega} \quad (20)$$

ω は、プローブの形状により決る値である。ここでは簡単に、 ω を数種変化させて、近似式を作り、曲線全般に比較的近似度の良い、 $\omega = 0.25$ の値を採用した。感度係数は、(19)式から、次式の形を得る。

$$S_{\rho u} = \frac{1}{2} \frac{\partial \ln E^2}{\partial \ln \rho u} = \frac{1}{2} \frac{\partial E^2}{\partial \rho u} \frac{\rho u}{E^2} = \frac{1}{2} f'(\rho u) \cdot \frac{\rho u}{f(\rho u)} \quad (21)$$

ある一つの気流状態における感度係数は、プローブ加熱温度毎に得た式と、その微分式に、気流状態から得られる ρu の値を代入して、(21)から得る。

〔よどみ点温度に対する感度係数〕 (14)式には、 $S_{\rho u}$ と出力電圧をプローブ抵抗値で微分したもの、および、抵抗値をプローブ温度で微分したものを含んでいる。出力電圧とプローブ抵抗値の関係は、気流の流れている状態で測定した値を使い、最小自乗法により関係式を求める。一方プローブの抵抗値と温度の関係は気流には関係のない量であるから、予め、恒温槽などに入れて求めておくこともできる。本試験では、通風の前後に、プローブの抵抗値と、

そばに設置した熱電対の出力を測定した値から、関係式を求めた。

出力電圧とプローブ抵抗値の関係は次式を使い、最小自乗法により、 $B_1 \cdots B_3$ を求めた。

$$E = g(Rf) = B_1 + B_2 Rf + B_3 Rf^2 \quad (22)$$

プローブ抵抗値と温度の関係も同様に、次式を適用した。

$$Rf = h(Tf) = C_1 + C_2 Tf + C_3 Tf^2 \quad (23)$$

感度係数は、(21), (22), (23)および(22), (23)の微分係数を(14)に代入した次式によって求める。

$$S_{T_o} = \frac{1}{2} \left\{ n+1 - m \cdot 2 \cdot S_{\rho u} - h'(Tf) \frac{Tf}{h(Tf)} \left(2 \cdot g'(Rf) \frac{Rf}{g(Rf)} - 1 \right) \right\} \quad (24)$$

〔気流温度〕 校正に必要なデータは、平均質量流量 $\bar{\rho u}$ を変化させたときの平均出力電圧 \bar{E} および、プローブ加熱温度 Tf を変化させたときの平均出力電圧である。各々を独立に変化させる場合、平均気流回復温度 \bar{T}_r は一定に保持されているものとして、校正データを得る必要がある。本風洞では、よどみ点平均温度 \bar{T}_o を一定に保持する機構がないため、通風中 \bar{T}_o が変化し (4~5 [K])、それに伴い \bar{T}_r が変化する。出力電圧 \bar{E} はこの \bar{T}_o の変動の影響を受けるため、この影響分の補正を行う。この補正は、 \bar{T}_o を測定し \bar{T}_r を求め、これを使って補正した。

気流温度回復率を η とし、 $\bar{T}_r = \eta \bar{T}_o$ の関係を用いる。 η はほぼ一定と見なした。⁽¹⁰⁾ (1) および (5) 式から出力電圧は次式で表現できる。

$$E^2 = Rf \cdot b \cdot k_o \cdot (Tf - T_r) \cdot Nu \quad (25)$$

E^2 の補正は、基準になる回復温度 T_r^* を想定し、気流回復温度がこの状態である場合の出力電圧を求める方法で行う。(25) 式のように、 E^2 は $(Tf - T_r)$ に比例するから、気流回復温度が T_r^* である場合の E^2 を E^{2*} とすると、

$$E^{2*} = \frac{Tf - T_r^*}{Tf - T_r} E^2 = \frac{Tf - \eta T_o^*}{Tf - \eta T_o} E^2 \quad (26)$$

である。出力電圧はこの平方根を用いる。

〔電氣的雑音〕 表 2 の熱線流速計の仕様によれば、フィードバック回路の発生する雑音は、流速

10 m/s、でタングステンワイヤプローブを使って測定した場合、乱流値換算で 0.07 % 程度含まれることが予想される。本試験では、流速はより大きく、雑音による影響はより少いと考えられるが、雑音除去のための処理は、行っていないため、乱れは、真値より大きめに計算されることを予想しなければならない。

3-5 ρ, u の変動成分の分離

気流の乱れは、大別して、速度 u の変動、密度 ρ の変動、および温度 T_o の変動の三種類があり、熱線流速計は、このいずれの変動にも応答するため、三種類の変動成分を分離測定できる可能性がある。分離することが出来れば、乱れに対する各々の寄与する割合が分り、各成分の乱れに対する影響の解明に役立つことも期待できる。

速度変動分 \tilde{u}/\bar{u} を求めるためには、 $\tilde{\rho u}/\bar{\rho u}$ を求め、圧力変動を無視する仮定をして算出する例⁽¹²⁾もあるが、本風洞では、圧力変動を無視できる程には小さくないことが予想された。次の〔原理〕で示すように、圧力変動を無視しなくとも、 ρ, u, T_o の変動分を求める方法⁽¹³⁾はあるが、その方法は、速度、密度、温度を独立に変えられる風洞であることが条件になる。また熱線流速計も 3 台以上必要になり、本風洞では当面、実行困難である。一方、前の試験から推定されたように、温度変動分が無視できる程小さければ、〔方法〕で示すように、速度と密度の変動分を分けることが出来る。

〔原理〕 熱線流速計の応答を一般的に表わせば、

$$E = f(u, \rho, T_o, Tf, \dots) \quad (27)$$

E の変化を、右辺の各々の変化分を使って表わせば、次式になる。ただし、定温度型熱線流速計では、 $dTf = 0$ であるから、 dTf の項は無くなる。

$$dE = \left(\frac{\partial E}{\partial u} \right) du + \left(\frac{\partial E}{\partial \rho} \right) d\rho + \left(\frac{\partial E}{\partial T_o} \right) dT_o \quad (28)$$

これを变形して

$$\frac{dE}{E} = S_u \frac{du}{u} + S_\rho \frac{d\rho}{\rho} + S_{T_o} \frac{dT_o}{T_o} \quad (29)$$

$$\left. \begin{aligned} \text{ただし, } Su &= \left(\frac{\partial E}{\partial u} \frac{u}{E} \right) = \frac{\partial \ln E}{\partial \ln u} & (30) \\ S\rho &= \left(\frac{\partial E}{\partial \rho} \frac{\rho}{E} \right) = \frac{\partial \ln E}{\partial \ln \rho} & (31) \\ S_{T_o} &= \left(\frac{\partial E}{\partial T_o} \frac{T_o}{E} \right) = \frac{\partial \ln E}{\partial \ln T_o} & (32) \end{aligned} \right\}$$

を得る。三種類の加熱温度の瞬時値データを(29)式に適用すると、 du/u 、 $d\rho/\rho$ 、 dT_o/T_o を未知数とする、3連の連立方程式を得る。これを解いて、それぞれの変動分の瞬時値を得る。実効値を得るためには、多量の時系列データを使い、統計的処理を行う。また、 Su 、 $S\rho$ 、 S_{T_o} は、 u 、 ρ 、 T_o を独立に変化させたデータを使い、感度係数として求めておく。

〔方法〕 ρu 、 T_o の変動測定の結果から、温度 T_o の変動分は、質量流量 ρu の変動分に比べて、0.1～0.15倍程度である。一方、温度に対する感度係数は、加熱温度を高くすると、その絶対値は急激に減少する。よって、(28)式において、右辺第三項は、高い加熱温度のとき、省略できる可能性がある。この試験では、加熱温度の高い試験を行い、温度の項を省略して、処理を行う。(29)式の温度の項を省略して、変動分を実効値で表現すると、次の式を得る。

$$\left(\frac{\tilde{E}}{\bar{E}} \right)^2 = Su^2 \left(\frac{\tilde{u}}{\bar{u}} \right)^2 + 2SuS\rho \left(\frac{\tilde{u} \cdot \tilde{\rho}}{\bar{u}\bar{\rho}} \right) + S\rho^2 \left(\frac{\tilde{\rho}}{\bar{\rho}} \right)^2 \quad (33)$$

感度係数 Su は、 $\bar{\rho}$ を一定にして、 \bar{u} を変化させたときの \bar{E} と \bar{u} から最小自乗法により、近似式を作り、測定した点の対数微分を行い、求める。 $S\rho$ についても同様である。

次にある気流状態で、プローブの加熱温度、三種類のデータを(33)式に代入し、連立方程式を解いて、 \tilde{u}/\bar{u} 、 $\tilde{\rho}/\bar{\rho}$ および $\tilde{u} \cdot \tilde{\rho}/\bar{u}\bar{\rho}$ を求める。これらの処理方法は、3-4で述べた方法と同様である。

さらに温度変動分を求める必要がある場合は、3-4で述べた方法、または、熱線流速計を、プローブを加熱しない程度の小さな電流を流す、定電流モードで動作させることにより得られる。

〔測定器〕 ホットフィルムプローブは、放物線型(TSI-1235)に替えて測定を行った。このプローブは図9に示すような形状であり、先端の放物線状の部分に白金フィルムが蒸着されている。応答周波数特性は公称0～70〔kHz〕である。プローブ以外は、3-2で述べたものを使用した。

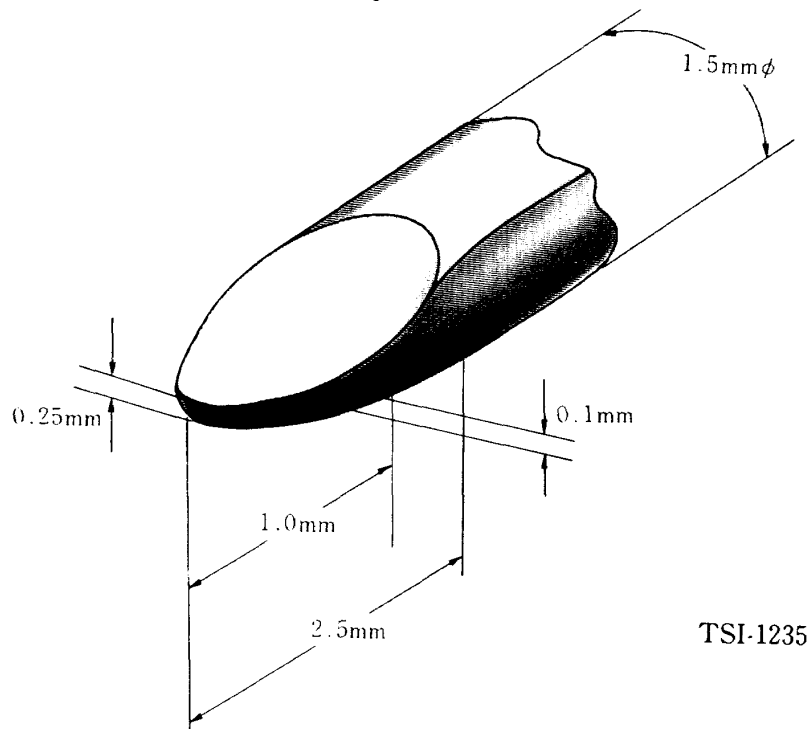


図9 放物線形プローブ

4. 試験結果

4-1 質量流量変動 温度変動

〔試験範囲〕 試験範囲を、表4に示す。よどみ点圧力は、本風洞で過去最も多く行われた、 $P_o = 392$ [kPa] (4 [kg/cm²]) を選び、マッハ数は、試験時の通風可能時間と、処理の容易さから $M = 0.8$ 迄とした。ホットフィルムプローブの加熱温度は、乱れを分離処理するために最低必要な3点とした。図10～図17は、図3の円錐型プローブを使用した結果の図である。

〔校正曲線〕 図10に ρu の平方根に対する平均出力電圧の平方をプロットしたものを示す。実線は、6点のデータから最小自乗法によって近似した

表4 試験範囲

a) 気流状態

P_o [kPa]	392					
Mach	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.8
R_e [$\times 10^5/cm$]	1.89	2.77	3.56	4.31	4.89	5.89

b) ホットフィルムプローブ温度

T_f [K]	356	385	415
R_f [Ω]	5.0	5.2	5.4

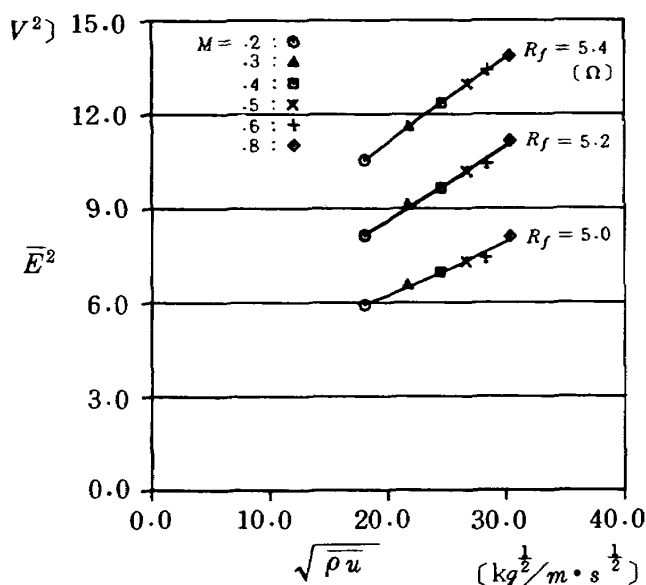


図10 校正曲線1 質量流量対出力電圧 (円錐形プローブ)

値を示す。近似式は、 $E^2 = A_1 + A_2(\rho u)^{2.5} + A_3(\rho u)^5$ である。それぞれの加熱温度における $A_1 \sim A_3$ の値を、表5に示す。一般的に言われている $E^2 = A + B(\rho u)^\omega$ にあてはめると、図から、加熱温度の低いとき $\omega > 0.5$ であり高くなると、 $\omega < 0.5$ となり、指数部が小さくなる傾向を示した。

図11は、ある気流状態で、プローブの抵抗値 (すなわち加熱温度) を変化させたときの平均出力電圧をプロットしたものである。実線は、測定データから $E = B_1 + B_2 R_f + B_3 R_f^2$ に近似した値である。この関係は、直線から、わずかに外れる程度である。表6に係数を示す。

図12に、プローブの抵抗値が、温度によって変化する様子をプロットしてある。 $R_f = R_1 + R_2 T_f + R_3 T_f^2$ に近似させた。 R_3 はほぼ零であり、校正結果は、一次式で表わした。

〔感度係数〕 ρu および T_o に対する感度係数を表7と図13、および図14に示す。

$S_{\rho u}$: 気流状態、プローブ動作温度により、この係数は、異なる。この変化は、加熱温度を高く

表5 校正1, 近似式係数

R_f [Ω]	A 1	A 2	A 3
5.0	8.488	-2.287	0.3988
5.2	6.936	-1.245	0.3620
5.4	2.521	1.289	0.1408

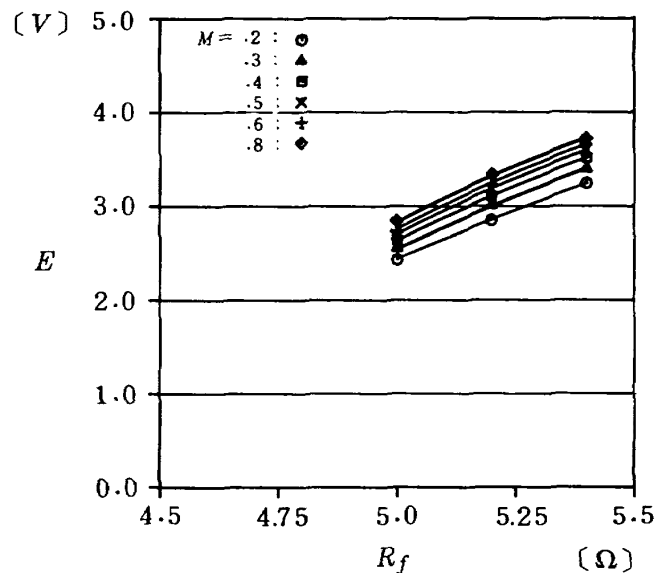


図11 校正曲線2 設定抵抗対出力電圧

表 6 校正 2. 近似式係数

Ma	B_1	B_2	B_3
0.2	-18.21	6.093	-.3928
0.3	-24.41	8.396	-.6010
0.4	-29.78	10.44	-.7914
0.5	-34.10	12.11	-.9490
0.6	-37.54	13.44	-1.075
0.8	-41.27	14.91	-1.217

$$\bar{E} = B_1 + B_2 R_f + B_3 R_f^2$$

すると、気流状態による変化は小さくなる傾向を示す。また、 ρu が小さいとき、加熱温度の高い方が感度は大きく、 ρu が大きいときは、加熱温度の低い方が感度が大きくなっている。

S_{T_o} : 気流状態の変化に対する感度係数の変化は、加熱温度の高いとき、 ρu が増加すると、

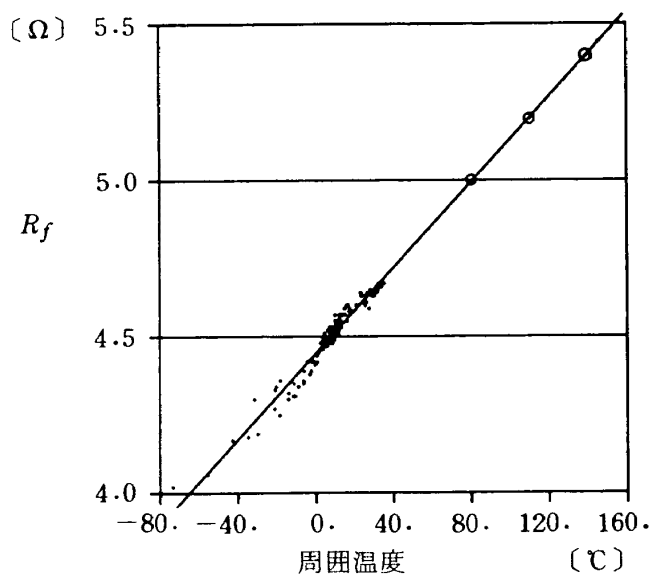


図 12 校正曲線 3 プローブ温度特性

減少する。加熱温度の低いときは、 ρu の増加と共に感度の絶対値は増加するが、ある点を境に減少する気配である。一方 ρu を一定にして、加熱

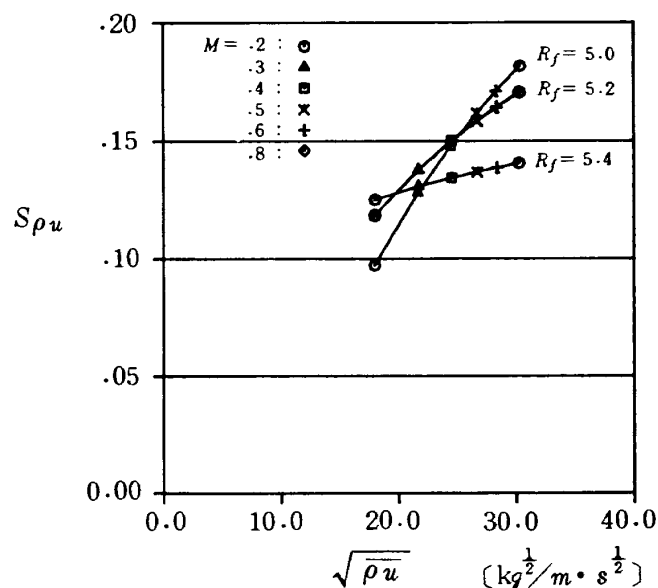


図 13 対質量流量感度

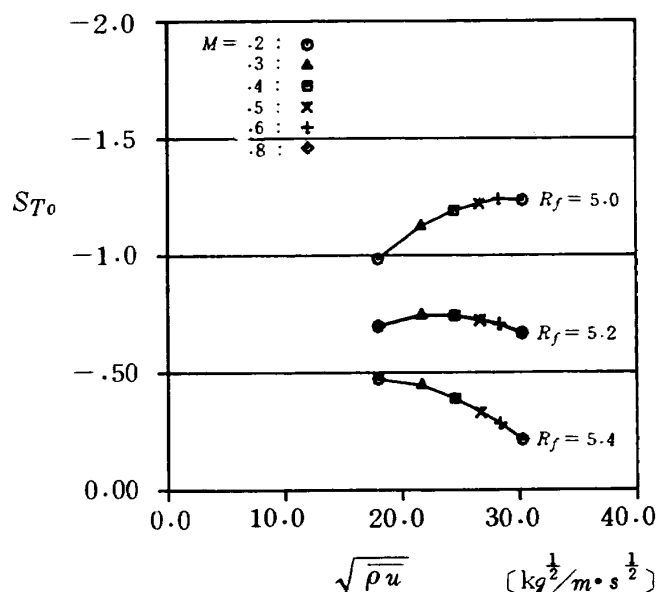


図 14 対よみ点温度感度

表 7 感 度 係 数

$T_f [K]$	3 5 6		3 8 5		4 1 5	
Ma	$S_{\rho u}$	S_{T_o}	$S_{\rho u}$	S_{T_o}	$S_{\rho u}$	S_{T_o}
0.2	.0923	-.9852	.1185	-.6990	.1252	-.4726
0.3	.1281	-1.125	.1379	-.7453	.1308	-.4461
0.4	.1481	-1.192	.1503	-.7440	.1345	-.3901
0.5	.1620	-1.222	.1588	-.7255	.1371	-.3315
0.6	.1711	-1.242	.1644	-.7086	.1388	-.2838
0.8	.1816	-1.236	.1706	-.6694	.1407	-.2140

温度を変化させると、感度係数は急激に減少する。減少の割合は、気流速度が大きい程大きくなる。

〔乱れ〕 先ず、熱線流速計交流分の測定値を、図15に示す。 $M = 0.2$ を除くと、 $Mach$ 数 ($Reynolds$ 数)の増加と共に、交流分は減少している。

乱れ算出処理の結果を、表8、図16および図17に示す。乱れの程度は、 ρu の変動分については、0.17～0.30%程度であり、 $M = 0.2$ を除いて、 $Mach$ 数が大きくなる程、乱れは減少する傾向である。 T_o の変動分は、 ρu の変動分と比べ、1桁程度小さく、0.02～0.035%程度である。 $M = 0.3 \sim 0.6$ の付近で大きく、それを外れると、減少する傾向である。図16における低 $Mach$ 数側の大きな乱れは、電氣的雑音の影響のおそれがある。

図16、図17には、本試験とほぼ同じ方法で測定した、航技研2m×2m遷音速風洞の乱れを、併せて示す。 ρu 変動は、 $M = 0.2 \sim 0.4$ の範囲で、当風洞の方が大きく、約2倍程ある。 $M = 0.5 \sim$

0.8では、ほぼ同じ程度である。 T_o の変動についても、本風洞の方が大きい。 $M = 0.2 \sim 0.4$ で、5～7倍程、 $M = 0.5 \sim 0.8$ では2.5～1倍程度である。

他の連続式風洞の例でも^{10),14)}みられる様に、 $Mach$ 数の増加と共に、速度変動分は増加する傾向にあるが、吹出式の本風洞は、速度変動分は減少する傾向

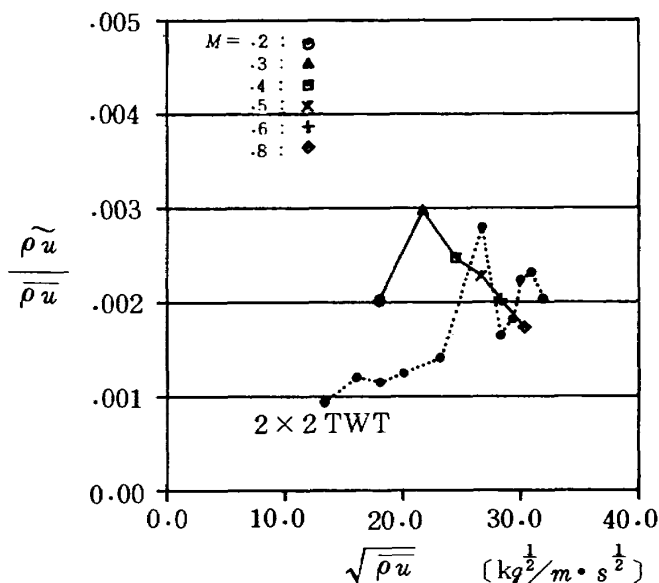


図16 質量流量変動分

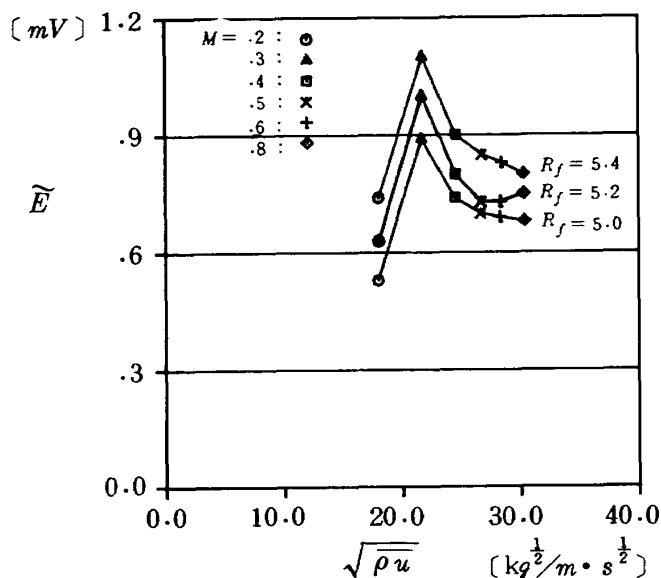


図15 交流分実効電圧測定値

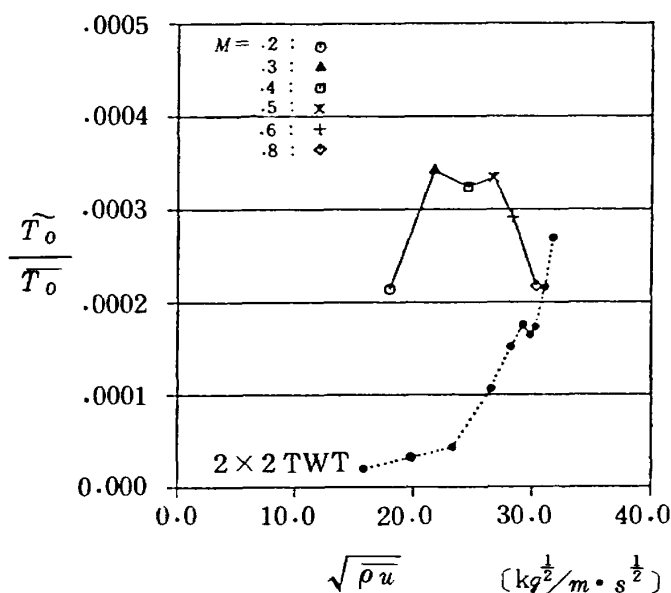


図17 よどみ点温度変動分

表8 乱れ算出結果

P_o	$Mach$	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.8
392 (kPa)	$\tilde{\rho u} / \bar{\rho u} (\%)$	0.20	0.30	0.25	0.23	0.20	0.17
	$\tilde{T_o} / \bar{T_o}$	0.021	0.034	0.032	0.033	0.029	0.022
	$\sqrt{\tilde{\rho u} \cdot T_o} / \sqrt{\bar{\rho u} \cdot \bar{T_o}}$	0.043	0.077	0.076	0.077	0.066	0.050

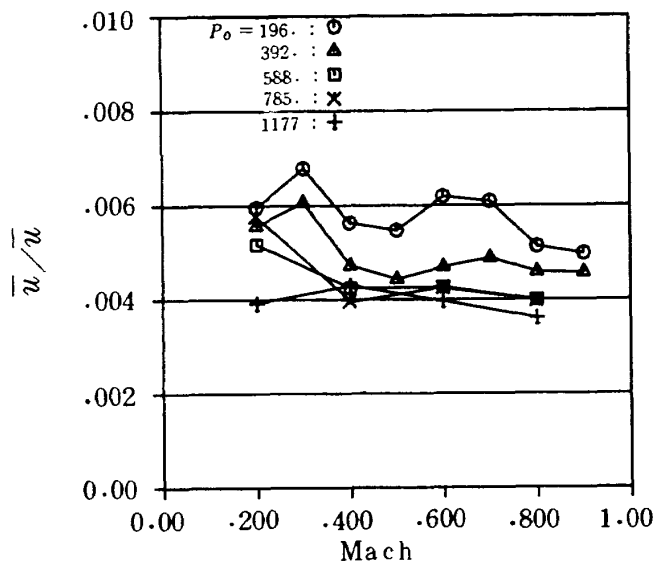


図 18 騒音による速度変動分
(平面波を仮定)

である。

図18 には、同時に測定した騒音データから、音¹⁶⁾による速度変動分を計算してプロットした。速度変動分の計算は、騒音が、平面音波である仮定をして行った。このデータも、 $\tilde{p}u/\bar{\rho}u$ 程明瞭ではないが、 $Mach$ 数の増加と共に変動分が減少する傾向を示した。さらに、よどみ点圧力の増加と共に、変動分が減少する傾向も示している。

4-2 密度変動と速度変動の分離

〔試験範囲〕 試験範囲を、表 9 に示す。密度は、 $\rho = 2.0 \sim 10.2 \text{ [kg/m}^3\text{]}$ 、 $u = 65 \sim 280 \text{ [m/s]}$ の範囲をそれぞれ 5 点ずつ、全部で 25 点の気流状

態を 5 種類のフィルム温度で測定することにした。ただし、通風時間の制限により、表中×印をした点は、測定できなかった。図 6 および 図19 ~ 図26 は、図 9 の放物線型プローブを使用した結果の図である。

〔校正曲線〕 図19 a) ~ 図19 e) に密度変化に対する出力電圧平均値を示す。1つの図には、ある一定速度の状態、加熱温度を変えたときの図を示す。記号で描いた点が測定値であり、点線は、近似式の値を示す。

図20 a) ~ 図20 e) は、密度を一定にした状態で、速度変化に対する出力電圧平均値をプロットした。図18 と同様に、一つの図に 5 種類の加熱温度のデータを示す。この図で、測定データと近似式値が流速 180 [m/s] の両側で、一致していない理由は、実際の試験では、完全に密度一定の状態にならなかったためである。このため、速度変化に対する近似式は、図19 に示した近似式から、密度一定条件の出力電圧を算出し、これを使用した。

〔感度係数〕 図 21 a) ~ e) は、横軸に速度、縦軸に感度を取り、ある一定の密度状態における、密度に対する感度係数を示した。記号の違いは加熱温度の違いである。密度状態を 5 種類の条件で、測定したため、5 枚の図が得られる。図22 a) ~ e) は同様に、速度に対する感度係数である。

密度の小さい場合、速度が変化すると、対密度感度、対速度感度共に大きく変化する。加熱温度の違いによる、それぞれの感度の変化は、加熱温度が高

表 9 密度、速度変動分離試験範囲

a) 気流状態範囲

$\rho \backslash u$	65[m/s]	130	193	250	280	$P_o (M=.6)$
2 [kg/m ³]	○	○	○	○	○	196
4.1	○	○	○	○	○	392
6.3	○	○	○	○	○	588
8.4	○	○	○	○	×	785
10.2	×	○	○	○	×	981
$Mach$	0.2	0.4	0.6	0.8	0.9	(kPa)

b) プローブ加熱温度範囲

$T_f \text{ (K)}$	407	451	495	540	584
$R_f \text{ (}\Omega\text{)}$	9.25	10.0	10.75	11.5	12.25

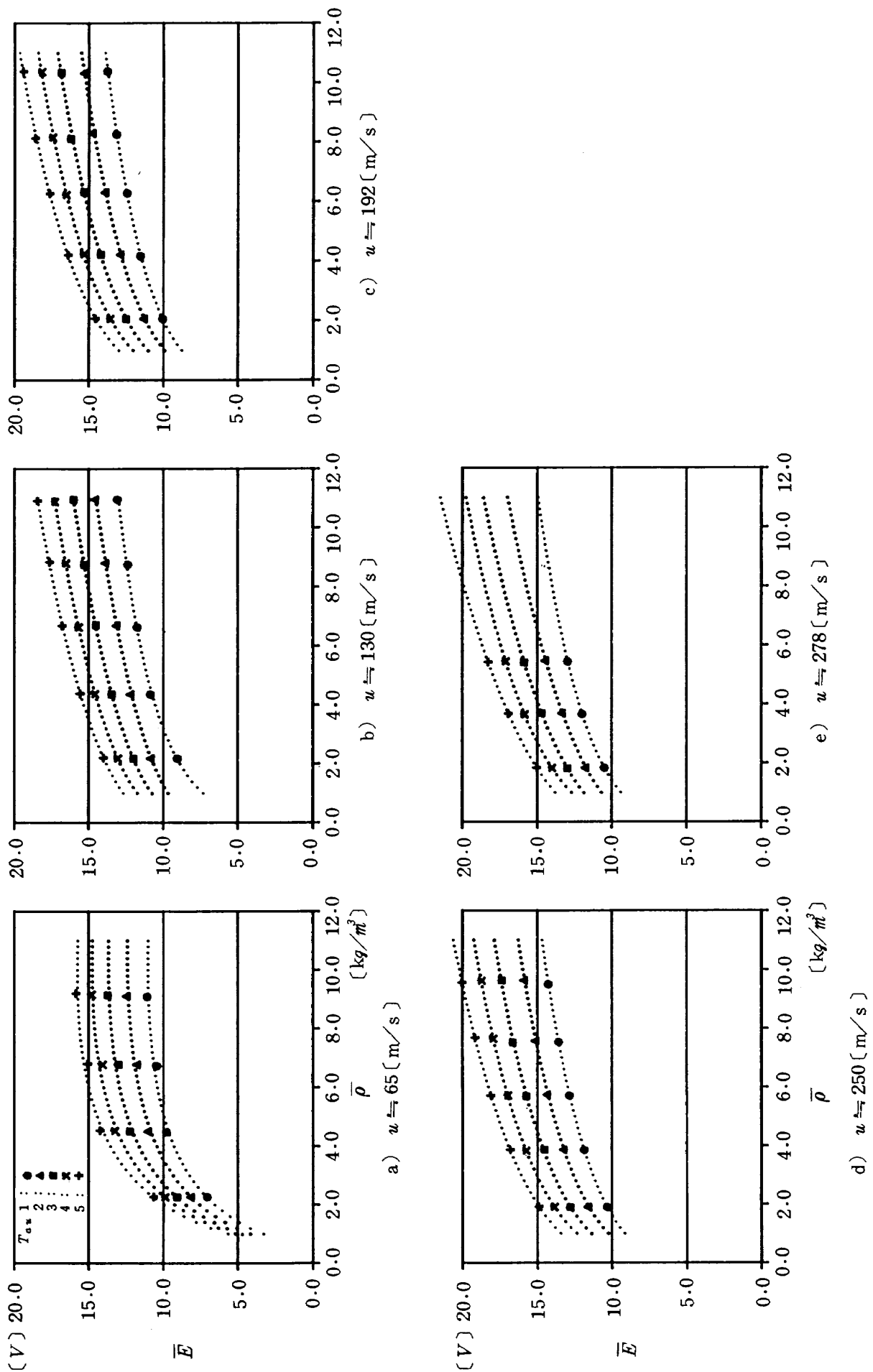


図 19 対密度出力電圧 (放物線型プロローブ)

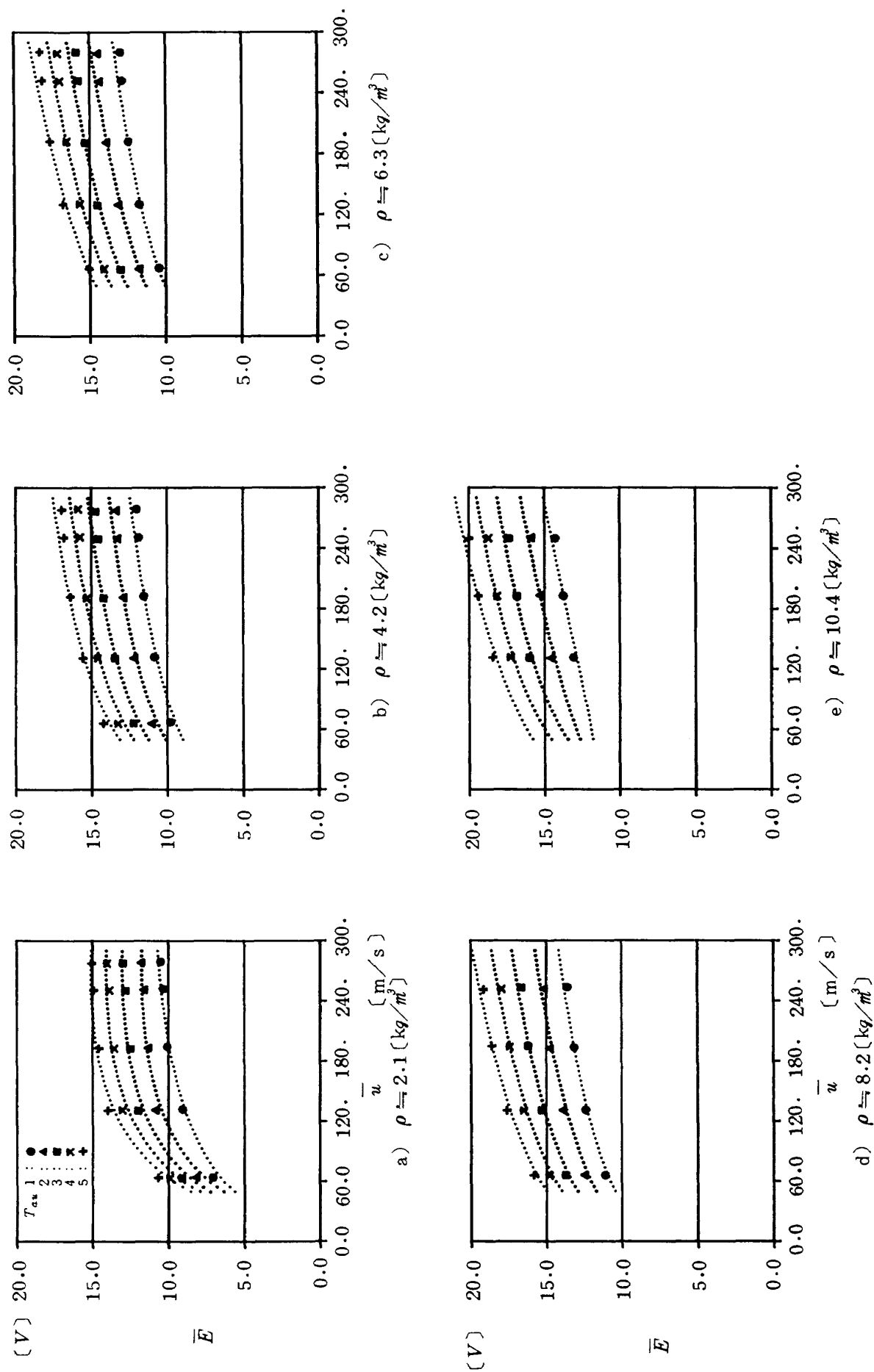


図 20 対速度出力電圧

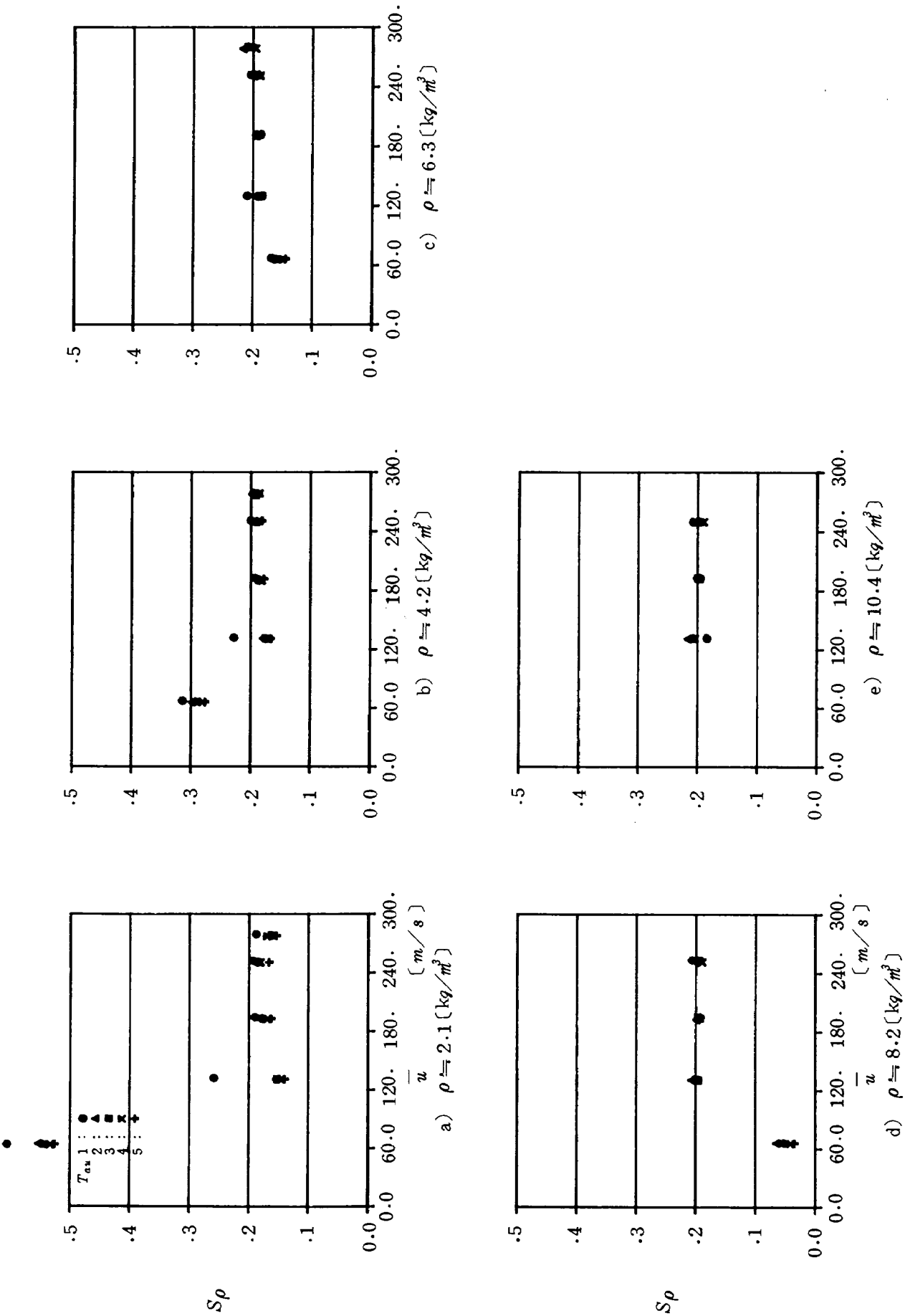


図 21 対密度感度

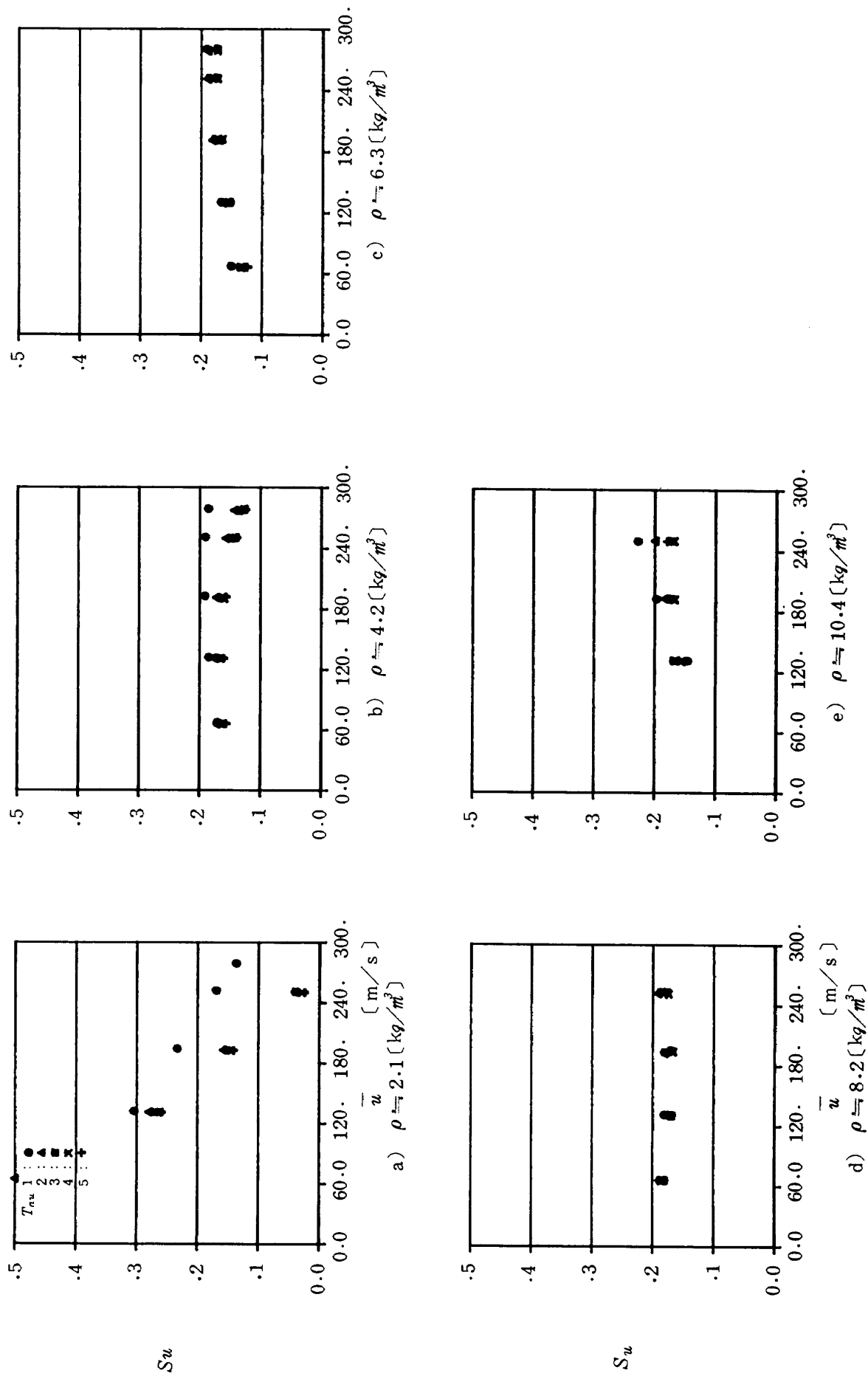


図 22 対速度感度

くなると、かなり少なくなる。

密度の大きい場合には、速度の変化、加熱温度の変化に対する、各感度係数の変化は共に少なくなる。このことは、乱れを求める連立方程式を解くために、不利になる。

温度に対する感度係数を図23に示す。この値は加熱温度の高い場合、その絶対値が零に近づくことを期待したが、予想外にも、加熱温度を高くするにつれて、正の係数になり、さらに絶対値も増えた。

〔乱れ〕 図24 a) から e) は、それぞれ、密度一定状態で、速度とプローブ温度を変えた場合の交流分実効電圧の測定結果である。横軸は気流平均速度、縦軸は交流分実効値を示し、記号の違いは、加熱温度の違いを示す。測定値は、密度の大きい場合バラツキが比較的大である。

次に測定値と感度係数から連立方程式を解いて算出した、乱れ $\tilde{\rho}/\bar{\rho}$ 、および \tilde{u}/\bar{u} を図25 a), b) に示す。図中、表示されていないものは、連立方程式の解が負になり、不合理な結果になったものである。

連立方程式の解のバラツキが大きい理由は、加熱温度の違いによる感度係数の変化が小さいこと、測定した交流分実効電圧のバラツキが大きいことが考えられる。

密度変動、速度変動さらに温度変動の測定は、加熱温度によって、感度係数が変わるような工夫が必要である。

〔質量流量変動分について〕 乱れを測定値から

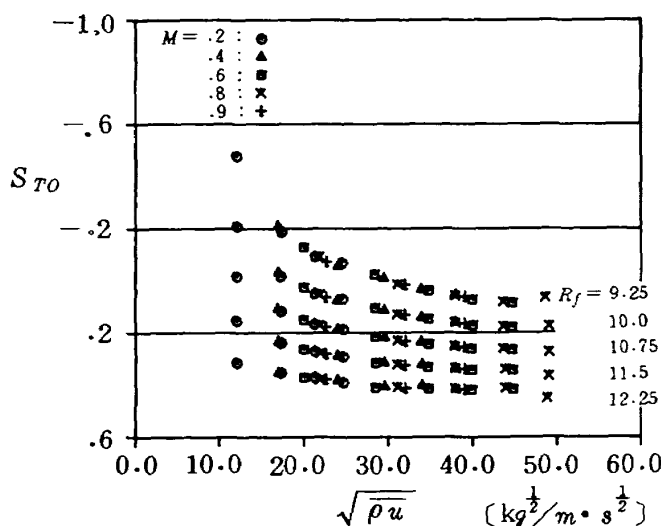


図23 対温度感度

算出する方法として、C. C. Horstman, W. C. Rose, E. P. Mc Daid らによって行われた方法^{13), 14), 15)}で処理した結果を図26 a), b) に示す。この方法は、測定の誤差を最も増幅しない方法であり、目安の値を求めるには適している。プローブの加熱比 $(T_f - T_r)/T_r$ が 0.5 以上、プローブレイノルズ数が 20 以上では、次の式が成り立つとした方法である。

$$\frac{\tilde{\rho} u}{\bar{\rho} u} = \frac{\tilde{e}}{e} / S_{\rho u}$$

この方法による結果は、質量流量の乱れが約 0.3 % から 0.45 % 程度である。

5. ま と め

航技研二次元風洞の気流の乱れを測定し、その概略値を求めることが出来た。吹出し風洞では、通風時間が短く、さらに、本風洞のような、高レイノルズ数の遷音速風洞では、高い動圧による、プローブ破損、遷音速領域での熱線流速計応答の解釈の難かしさなどの困難がつかまとう。完全な測定はできなかったが、測定した結果、本風洞の乱れの程度は、 \tilde{u}/\bar{u} が、0.3 % ~ 0.45 % 程度であり、航技研 2 m × 2 m 遷音速風洞と比べて、約 2 倍程度であることが分った。質量流量と気流温度の変動を比べると、温度変動は、質量流量変動の 1/10 ~ 1/7 程度である。

質量流量の乱れは、Mach 数の低いとき、大きく、高い Mach 数になると減少する。M = 0.8 のときの乱れは、M = 0.3 のときの乱れの半分位である。

同時に測定した、騒音データから音による速度変動分を、平面音波を仮定して算出すると、同じような傾向を示す。また、他の 2, 3 の連続式風洞と比べると、^{10), 14)} この傾向は著しく異なる。連続式風洞の例は、Mach 数の増加と共に、乱れ比率も大きくなる。

密度と速度の変動分の分離については、まだ工夫する必要がある。乱れの各成分を独立に得ることは乱れの解釈に役立つと思われ、発展させるべきである。さらに測定精度の向上を図らなければならない。

最後にこの測定とまとめを行うに当たり、二次元風洞研究室、高島一明室長に御指導頂いたことを記し、

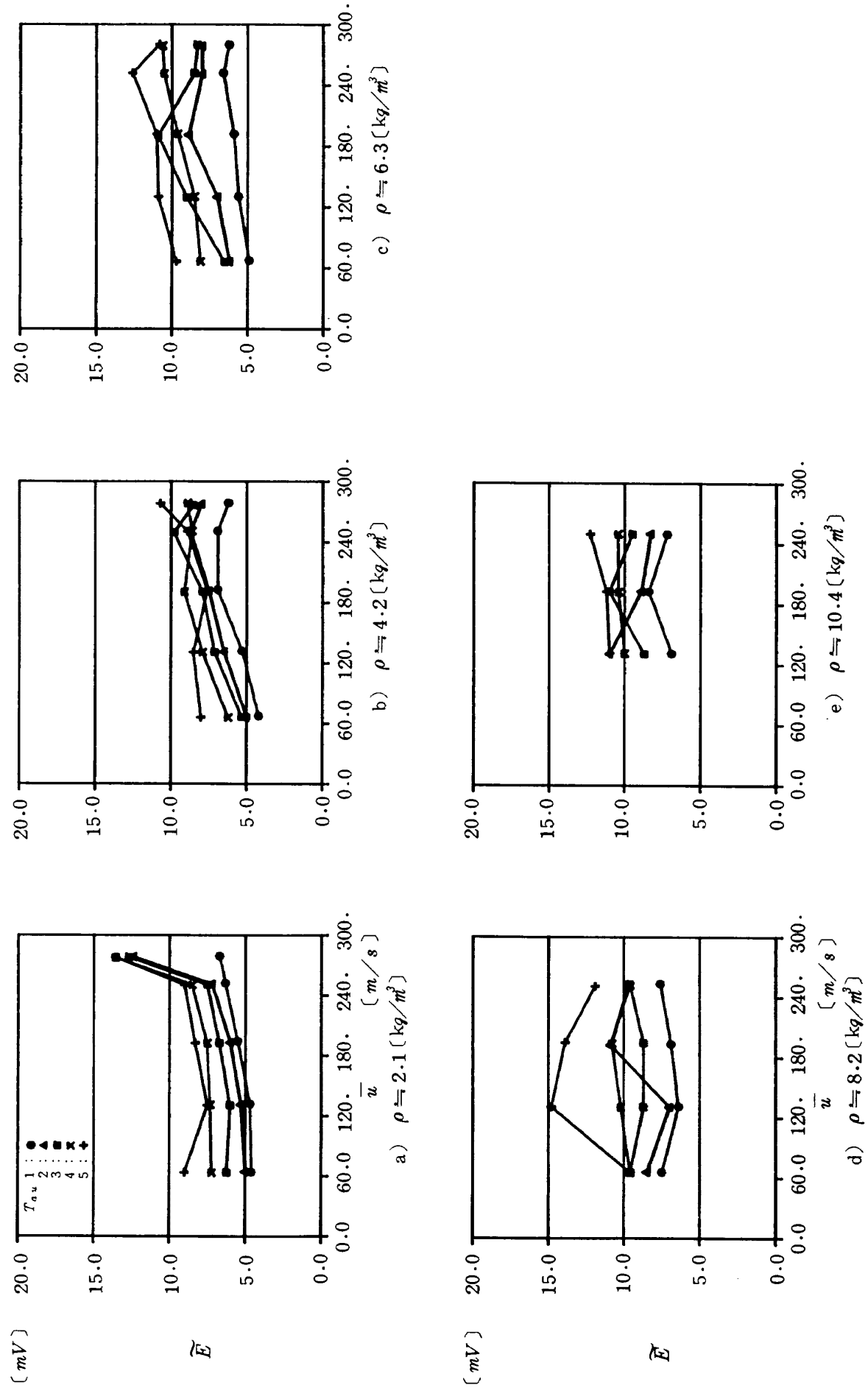


図 24 交流分実効電圧測定値

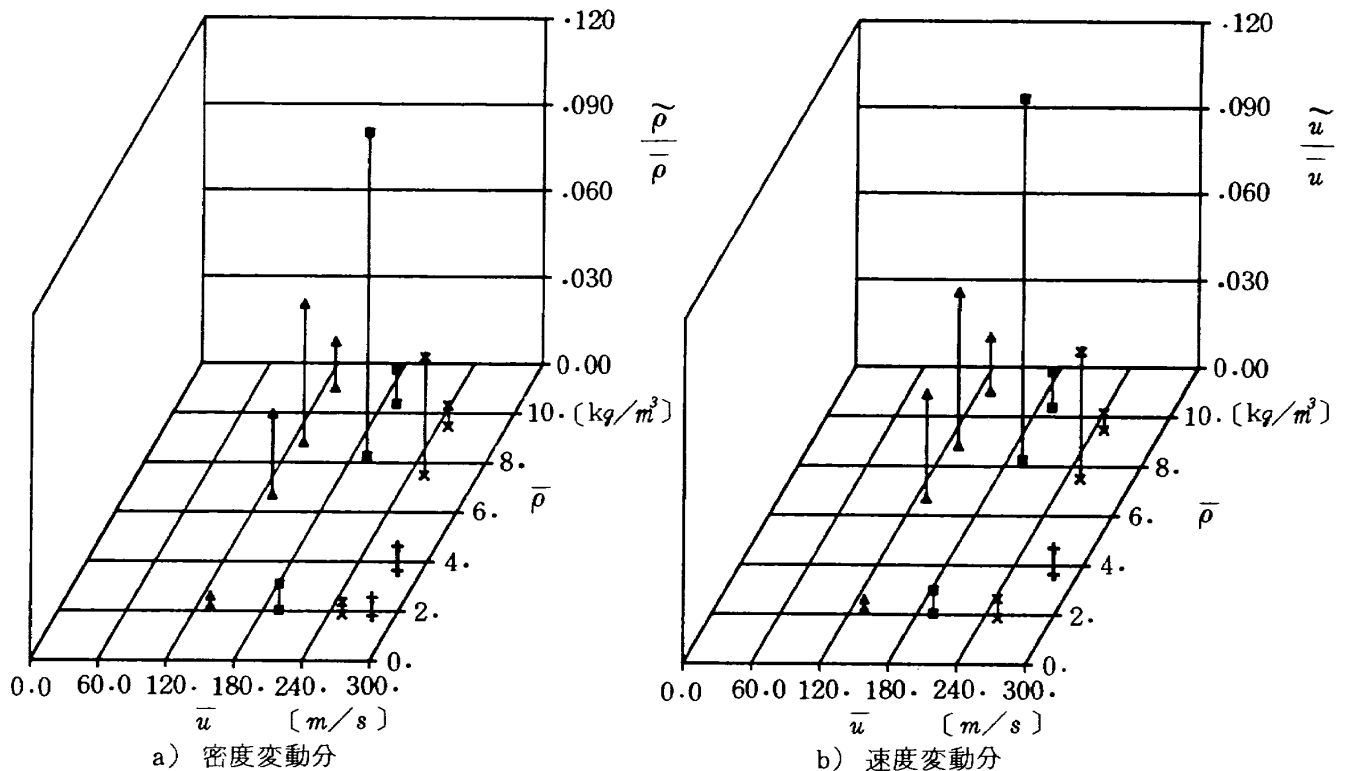
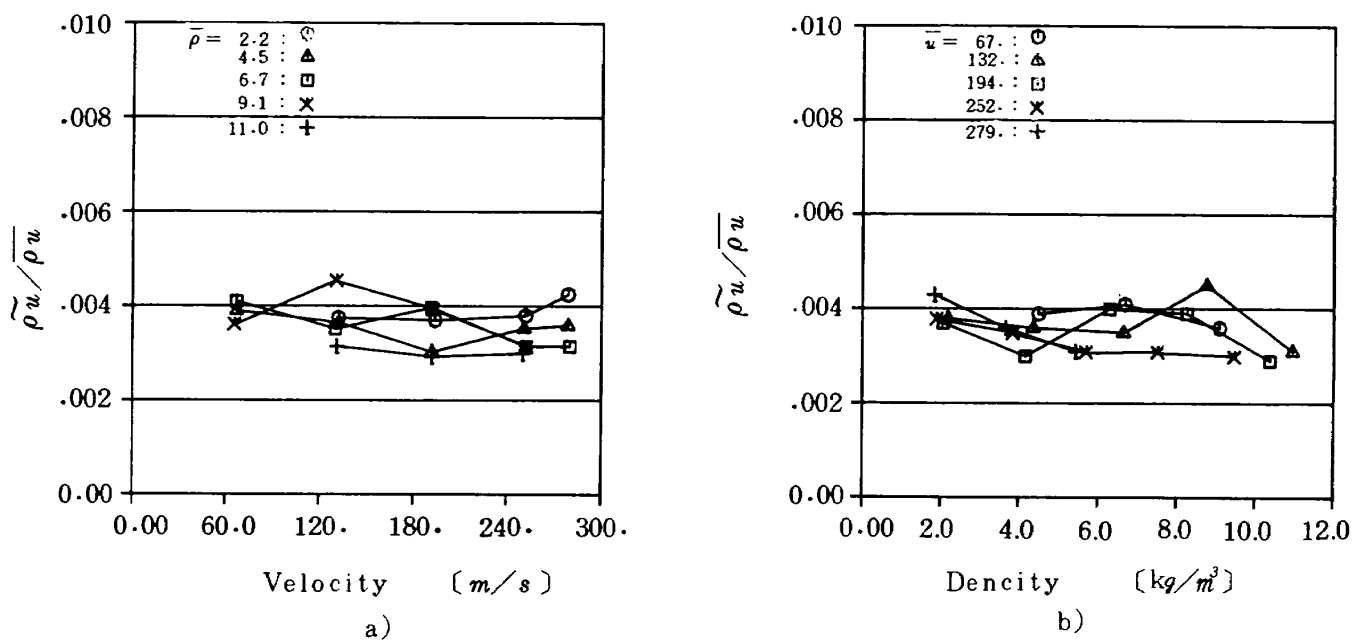


図 25 密度、速度変動成分分離結果

図 26 $\tilde{\rho u} / \bar{\rho u} = (\tilde{E} / \bar{E}) / S_{\rho u}$ 処理結果

また、実験に当っては、遷音速風洞制御研究室、小松行夫技官に御協力頂いたことを記して、感謝の意を表します。

参 考 文 献

- 1) 空気力学第二部；航技研二次元風洞の構造と特性，航空宇宙技術研究所報告 TR - 647(1980

/11)

- 2) 榑原盛三，他；航技研二次元風洞の気流特性について(I)，航空宇宙技術研究所報告 TR - 693 (1982/1)
- 3) R.C. Pankhurst, et al; Large Windtunnels: Required Characteristics and the Performance of Various Types of Transonic Facility,

AGARD-R-615 (1974/JUN)

- 4) D. Küchemann, et al; On the Flow Quality Necessary for the Large European High-Reynolds-Number Transonic Windtunnel LEHRT, AGARD-R-644 (1976/MAR)
- 5) 榑原盛三, 他; 二次元風洞構成要素の研究(I), 航空宇宙技術研究所報告 TR-465 (1976/7)
- 6) 遠藤 浩, 他; 二次元風洞構成要素の研究(II), 航空宇宙技術研究所報告 TR-476 (1976/10)
- 7) 榑原盛三, 他; 二次元風洞構成要素の研究(III), 航空宇宙技術研究所報告 TR-606 (1980/4)
- 8) 三輪 等; 二次元風洞構成要素の研究(IV), 航空宇宙技術研究所報告 TR-597 (1980/1)
- 9) L.S.G. Kovásznay; The Hot Wire Anemometer in Supersonic Flow, Jour. Aero. sci., Vol 17, No 9, (1950/APR)
- 10) 河合伸坦, 他; 航技研 2 m × 2 m 遷音速風洞の気流乱れに関する特性試験, 航空宇宙技術研究所資料 TM-342 (1978/1)
- 11) P. Bradshaw; An Introduction to Turbulence and Its Measurement, Oxford Pergamon Press (1971)
- 12) C.C. Horstman, et al; Hot wire Anemometry In Transonicflow, NASA TMX-62495 (1975/DEC)
- 13) P. Stainback, et al; Flow Quality Measurements in Transonic Wind Tunnels and Planned Calibration of the National Transonic Facility, NASA CP-2183 (1980/DEC)
- 14) W.D. Harvey, et al; Evaluation of Flow Quality in Two Large NASA Wind Tunnels at Transonic Speeds, NASA TP-1737 (1980/DEC)
- 15) W.C. Rose, et al; Measurement in Transonic Flow AIAA, 9th Aerodynamic Testing Conference (1976)
- 16) 榑原盛三, 他; 航技研二次元風洞の気流特性について (II) 航空宇宙技術研究所報告 TR-836 (1984/9)

付録 $\rho u, T_0$ の変動分関係式

ヌッセルト数定義

$$Nu \equiv \frac{E^2 / R_f}{b k_0 (T_f - T_r)} \quad (1)$$

(1) より

$$E^2 = Nu R_f b k_0 (T_f - \eta T_0) \quad (2)$$

(2) を対数微分して

$$2 \frac{dE}{E} = \frac{dNu}{Nu} + \frac{dk_0}{k_0} - \eta \frac{dT_0}{T_f - \eta T_0} \quad (3)$$

ここで (3) の dNu/Nu について計算する。

$$Nu = Nu \left(Re, \frac{T_f}{T_0} \right) \quad (4)$$

を適用し, これを対数微分すると,

$$\begin{aligned} \frac{dNu}{Nu} &= \frac{\partial \ln Nu}{\partial \ln Re} \frac{dRe}{Re} + \frac{\partial \ln Nu}{\partial \ln (T_f/T_0)} \frac{d(T_f/T_0)}{(T_f/T_0)} \end{aligned} \quad (5)$$

を得る。 T_f = 一定で流速計を動作させるから,

$$\frac{d(T_f/T_0)}{(T_f/T_0)} = - \frac{dT_0}{T_0} \quad (6)$$

となり, (5)式は

$$\begin{aligned} \frac{dNu}{Nu} &= \frac{\partial \ln Nu}{\partial \ln Re} \frac{dRe}{Re} - \frac{\partial \ln Nu}{\partial \ln (T_f/T_0)} \frac{dT_0}{T_0} \end{aligned} \quad (7)$$

(7) の dRe/Re について,

$$Re = \rho u b / \mu, \quad \mu \propto T_0^m \quad (8), (9)$$

であるから,

$$\frac{dRe}{Re} = \frac{d\rho u}{\rho u} - \frac{d\mu}{\mu} = \frac{d\rho u}{\rho u} - m \frac{dT_0}{T_0} \quad (10)$$

(7)の $\partial \ell n Nu / \partial \ell n (T_f / T_0)$ について

(気流一定状態で T_f を変化させる場合)

(2) を T_f で対数偏微分すると,

$$\begin{aligned} \frac{2}{E} \frac{\partial E}{\partial T_f} &= \frac{1}{Nu} \frac{\partial Nu}{\partial T_f} + \frac{1}{T_f - \eta T_0} \\ &+ \frac{1}{R_f} \frac{\partial R_f}{\partial T_f} \end{aligned} \quad (11)$$

R_f は T_f のみの関数だから

$$\partial R_f / \partial T_f = dR_f / dT_f \quad (12)$$

$$\partial E / \partial T_f = \partial E / \partial R_f \cdot dR_f / dT_f \quad (13)$$

(11) は,

$$\begin{aligned} \frac{2}{E} \frac{\partial E}{\partial R_f} \frac{dR_f}{dT_f} &= \frac{1}{Nu} \frac{\partial Nu}{\partial T_f} + \frac{1}{T_f - \eta T_0} \\ &+ \frac{1}{R_f} \frac{dR_f}{dT_f} \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \therefore \frac{1}{Nu} \frac{\partial Nu}{\partial T_f} &= \left(\frac{2}{E} \frac{\partial E}{\partial R_f} - \frac{1}{R_f} \right) \frac{dR_f}{dT_f} \\ &- \frac{1}{T_f - \eta T_0} \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \frac{T_f / T_0}{Nu} \frac{\partial Nu}{\partial (T_f / T_0)} &= \left(\frac{2}{E} \frac{\partial E}{\partial R_f} R_f - 1 \right) \\ \frac{T_f}{R_f} \frac{dR_f}{dT_f} - \frac{T_f}{T_f - \eta T_0} \end{aligned} \quad (16)$$

$$\begin{aligned} \therefore \frac{\partial \ell n Nu}{\partial \ell n (T_f / T_0)} &= \left(2 \frac{\partial \ell n E}{\partial \ell n R_f} - 1 \right) \\ \frac{d \ell n R_f}{d \ell n T_f} - \frac{T_f}{T_f - \eta T_0} \end{aligned} \quad (17)$$

よって (3) の dNu / Nu は, (5) 及 (10), (17) を代入して次式を得る。

$$\begin{aligned} \frac{dNu}{Nu} &= \frac{\partial \ell n Nu}{\partial \ell n Re} \left(\frac{d\rho u}{\rho u} - m \frac{dT_0}{T_0} \right) \\ &- \left\{ \frac{d \ell n R_f}{d \ell n T_f} \left(2 \frac{\partial \ell n E}{\partial \ell n R_f} - 1 \right) \right. \\ &\left. - \frac{T_f}{T_f - \eta T_0} \right\} \frac{dT_0}{T_0} \end{aligned} \quad (18)$$

次の (3) の dk_0 / k_0 について

$$k_0 \propto T_0^n \quad (19)$$

であるから,

$$\frac{dk_0}{k_0} = n \frac{dT_0}{T_0} \quad (20)$$

(3) に (18), (20) を代入すると,

$$\begin{aligned} 2 \frac{dE}{E} &= \frac{\partial \ell n Nu}{\partial \ell n Re} \left(\frac{d\rho u}{\rho u} - m \frac{dT_0}{T_0} \right) \\ &- \left\{ \frac{d \ell n R_f}{d \ell n T_f} \left(2 \frac{\partial \ell n E}{\partial \ell n R_f} - 1 \right) \right. \\ &\left. - \frac{T_f}{T_f - \eta T_0} \right\} \frac{dT_0}{T_0} + n \frac{dT_0}{T_0} - \frac{\eta T_0}{T_f - T_0} \frac{dT_0}{T_0} \\ &= \frac{\partial \ell n Nu}{\partial \ell n Re} \frac{d\rho u}{\rho u} + \left\{ n + 1 - m \frac{\partial \ell n Nu}{\partial \ell n Re} \right. \\ &\left. - \frac{d \ell n R_f}{d \ell n T_f} \left(2 \frac{\partial \ell n E}{\partial \ell n R_f} - 1 \right) \right\} \frac{dT_0}{T_0} \end{aligned} \quad (21)$$

\therefore (3) から次式を得る。

$$\begin{aligned} \frac{dE}{E} &= \frac{1}{2} \frac{\partial \ell n Nu}{\partial \ell n Re} \frac{d\rho u}{\rho u} \\ &+ \frac{1}{2} \left\{ n + 1 - m \frac{\partial \ell n Nu}{\partial \ell n Re} - \frac{d \ell n R_f}{d \ell n T_f} \right. \\ &\left. \left(2 \frac{\partial \ell n E}{\partial \ell n R_f} - 1 \right) \right\} \frac{dT_0}{T_0} \end{aligned} \quad (22)$$

航空宇宙技術研究所報告 842 号

昭和 59 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 丁目 44 番地 1

電話武蔵野三鷹(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南 4-2-12

Printed in Japan