

NAL TR-674

ISSN 0389-4010

UDC 53.08:

533.6.08:

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-674

回転式速度ベクトル測定装置

中谷輝臣・星野秀雄・野口正芳

1981 年 6 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

回転式速度ベクトル測定装置*

中谷輝臣** 星野秀雄** 野口正芳**

A Velocity Vector Measuring System with 13 Asymmetric — Wedge Type Yewmeters

Teruomi NAKAYA , Hideo HOSHINO and Masayoshi NOGUCHI

Abstract

In the NAL 6m low speed wind tunnel flow field measurements have been carried out by traversing only one yawmeter probe. But it consumes too much time to measure the flow field around a full-scale aircraft model with one probe, so a velocity vector measuring system with 13 asymmetric — wedge type yawmeters was developed in order to survey the flow field around the empennage of the NAL STOL research aircraft model.

The rotational angle of the 13 probes and the setting angle of this system are automatically controlled following the sequence previously programmed into a mini-computer system.

As the principle of measurement used in this system is almost the same as that reported in NAL TR-594, this paper mainly describes the hardware of this system, the control modes, the data reduction, and the data processing. The accuracy of the flow angle measurement turned out to be satisfactory, but measurements of dynamic pressure and static pressure were less accurate. This paper concludes with an example of measurements taken of the flow field around the empennage of the NAL STOL research aircraft model.

1. まえがき

当研究所で現在開発が進められている S T O L 実

* 昭和 5 6 年 3 月 1 2 日受付

** 空気力学第 2 部

験機は、離着陸時に大きな揚力を得るために U S B 方式 (Upper Surface Blowing) をとっている。翼上面に取り付けられたエンジンからの排気が U S B フラップによって、急激に下方に曲げられるために、排気による誘導効果が大きく、後部胴体や尾翼付近の流れ場では、一般の航空機より吹き下し

角(ϵ)、横流れ角(σ)が大きな値になり、尾翼の効きには多大な影響を与える。

S T O L 実験機開発のための風洞試験が進行するなかで、エンジン一発停止時の不釣合いヨーイングモーメント(C_N)が重要な問題となってきた。

S T O L 実験機の初期の設計段階では、エンジンを胴体から離して取り付けていたが、一発停止の時ローリングモーメント(C_e)が大きくなることを考慮して、エンジンを胴体寄りに取り付ける設計変更を行った。実際に風洞試験の結果をみると、設計変更前にくらべて、一発停止時の不釣合いローリングモーメントは小さくなつたが、 C_N に関しては、予想(外側エンジン一発停止時の C_N は、内側エンジン一発停止時の C_N にくらべて大きい)に反して、外側エンジン一発停止時の C_N は、内側エンジン一発停止時の C_N にくらべて小さくなることがわかつた。予想と逆の結果が出た原因には、後部胴体のエンジン排気による suction 効果、尾翼に誘導される流れ場が変わり、横流れ角(σ)が変化して、垂直尾翼の効きが変わつたこと等が考えられる。

後部胴体の suction 効果については、胴体に圧力孔を設け、壁圧を測れば良い。又、尾翼付き、尾翼無しについて風洞実験を行ない、ヨーイングモーメントの差から、垂直尾翼の効きは求められるが、直接横流れ角(σ)を求めるることはできない。

一発停止時の不釣合いヨーイングモーメントを小さくするために、どの部分をどのように改善すべきかについては、胴体の壁圧測定、全機 6 分力試験だけでは、十分ではなく、機体まわりの流れ場を知る必要がある。そこで尾翼付近、特に水平、垂直尾翼の空力中心(平均空力弦長 25% 位置)における、吹き下し角(ϵ)、横流れ角(σ)と動圧を計測することを目的として、本測定装置が開発された。

従来、3 次元的流れ場の測定には 5 孔ピトー管型プローブ(ピラミッド型、円頭型等)、5 孔ピトー管型プローブを使用した自動追尾型風向風速測定器¹⁾、非対称楔型ヨーメータ^{2),3)} 等種々のものが開発されている。しかしこれらは短時間内で多点の測定には不向きである。

そこで、以前から流れ場(動圧、速度ベクトルおよび静圧)の測定のために使用されてきた、非対称

楔型ヨーメータ 13 本を樹状に組み込み、較正実験も比較的簡単に行うことができ、しかも一度に多点の測定ができるよう、大型低速風洞用に本測定装置が開発された。

本測定装置は大型低速風洞風向風速測定装置(トラバース装置)、大型低速風洞データ処理装置^{4),5)}と組み合せて使用することにより、3 次元的流れ場の測定が、計算機のプログラム制御のもとで実行することができる。

本報告では、まず本測定装置の構成(機構部、制御部)について述べ、つづいて測定原理、および本方法による校正と精度、最後にデータ処理プログラムと、S T O L 全機模型の尾翼付近の流れ場⁶⁾の後流トラバースの測定例について述べる。

記 号

(X_0 , Y_0 , Z_0) 空間に固定した直交直線座標

(X , Y , Z) プローブに固定した直交直線座標

(X^k , Y^k , Z^k) k 番目のプローブに固定した直交直線座標

A_{mn}^k k 番目のプローブに対する較正式

(1)の各項の係数

B_{mn}^k k 番目のプローブに対する較正式

(6)の各項の係数

P_{Ai}^k , P_{Bi}^k k 番目のプローブの 2 つの圧力孔

A , B がプローブの回転角毎に検出する圧力

ΔP_i^k k 番目のプローブの回転角毎に検出する圧力の差 ($P_{Ai}^k - P_{Bi}^k$)

P_0^k k 番目のプローブの全圧

P_s^k k 番目のプローブの静圧

\bar{P}_i^k ($P_{Ai}^k + P_{Bi}^k$) / 2

P_{s0} ピトー管で測定した静圧

P_{sm} 本測定法で得られた静圧

q_0 設定動圧

q_0^k k 番目のプローブの動圧

V^k k 番目のプローブの、速度ベクトルの大きさ

V_0 設定した風速

V_m 本測定法で得られた風速

α 過角

β	横すべり角
γ	プローブ軸と速度ベクトルのなす角
γ_k	k 番目のプローブの、プローブ軸と速度ベクトルのなす角
ε	吹き下し角
σ	横流れ角
ϕ^k	k 番目のプローブの回転角
ϕ_0^k	k 番目のプローブの速度ベクトルの YZ 面への射影と Z_0 軸とのなす角
ϕ_{00}^k	k 番目のプローブの初期設定角
i	プローブの回転角設定数
j	プローブの迎角設定数
k	13 本のプローブ番号
N, N'	最大設定数

2 装置の構成

回転式速度ベクトル測定装置は機構部と制御部から構成されており、それぞれ写真 1、写真 2 で示されている。

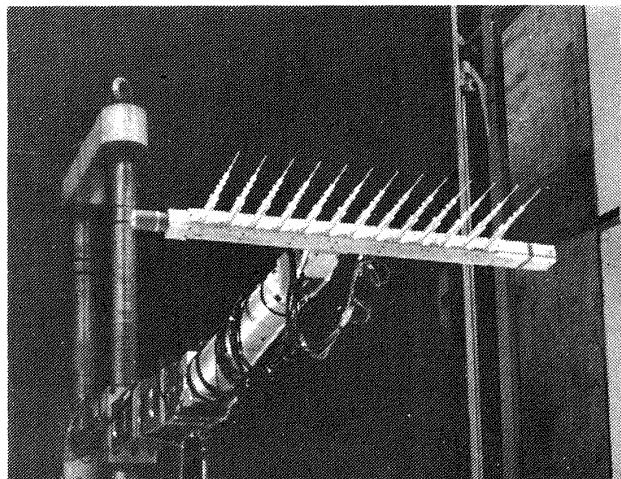


写真 1 大型低速風胴に設置した本測定装置
(機構部)

2.1 機構部

図 1 は本測定装置機構部の詳細斜視図である。本測定装置の機構部は以下の部分から構成されている。プローブ回転角設定機構部、迎角設定機構部および横搖角設定機構部である。プローブ回転角設定機構部は迎角設定機構部により後方より支持され、さらに横搖角設定機構部、前後位置決めプロックを介し

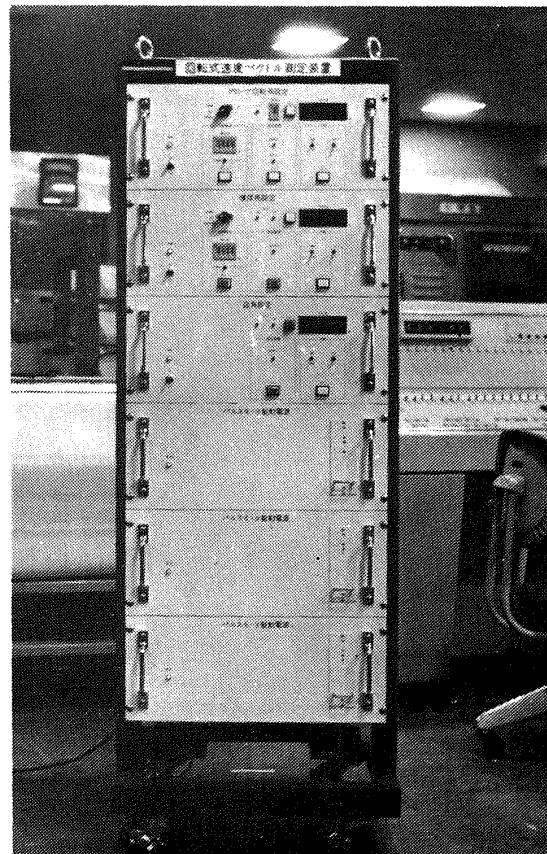


写真 2 本測定装置の制御部

て、既設の大型低速風胴トラバース装置に保持される。

2.1.1 プローブ回転角設定機構部

プローブ回転角設定機構部はプローブをプローブ軸まわりに任意の角度だけ回転させるためのものである。プローブ 13 本は 80 mm 間隔で檜状に支持枠に並らべられ、一本の駆動軸と傘歯車で噛合っている。駆動軸は、その一端に設けられたパルスモータと減速機を介して噛合っている。パルスモータの回転は、駆動軸に伝達され、13 本のプローブを同時に同一方向に回転させる。また、他端にはスキニバルブ⁵⁾と圧力変換器が収納され、13 本のプローブにかかる圧力が、スキニバルブを次々に切りかえることによって測定され、電気量に変換される。

プローブ部分の詳細について述べる。

図 2 に示すように、プローブは先端の非対称楔型ヨーメータ、中間の偏心修正装置、根元の空気スリップリングで構成されている。非対称楔型ヨーメータは従来から使用してきたものと同様で、細いス

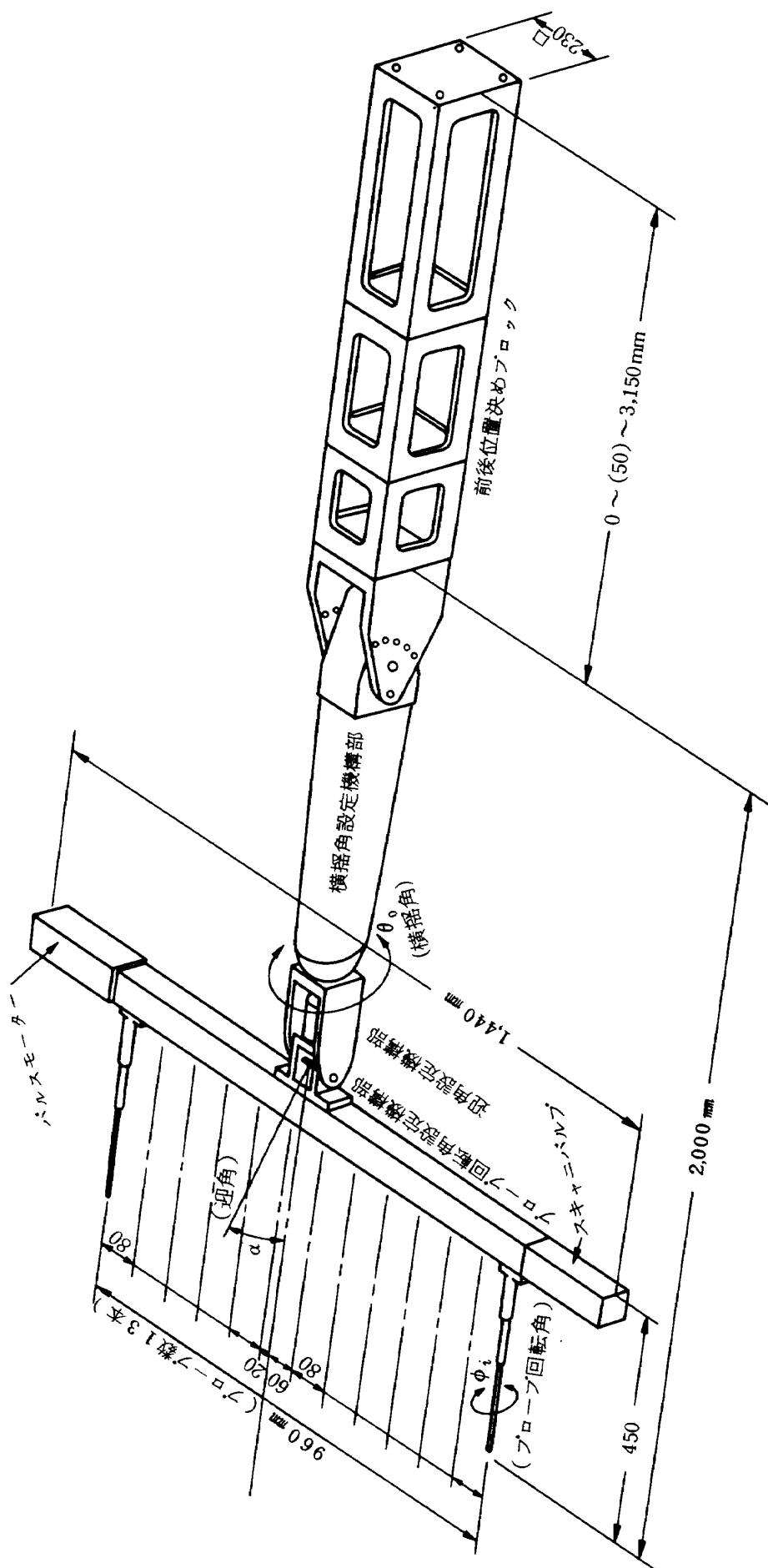


図1 回転式速度ベクトル測定装置（機械部）

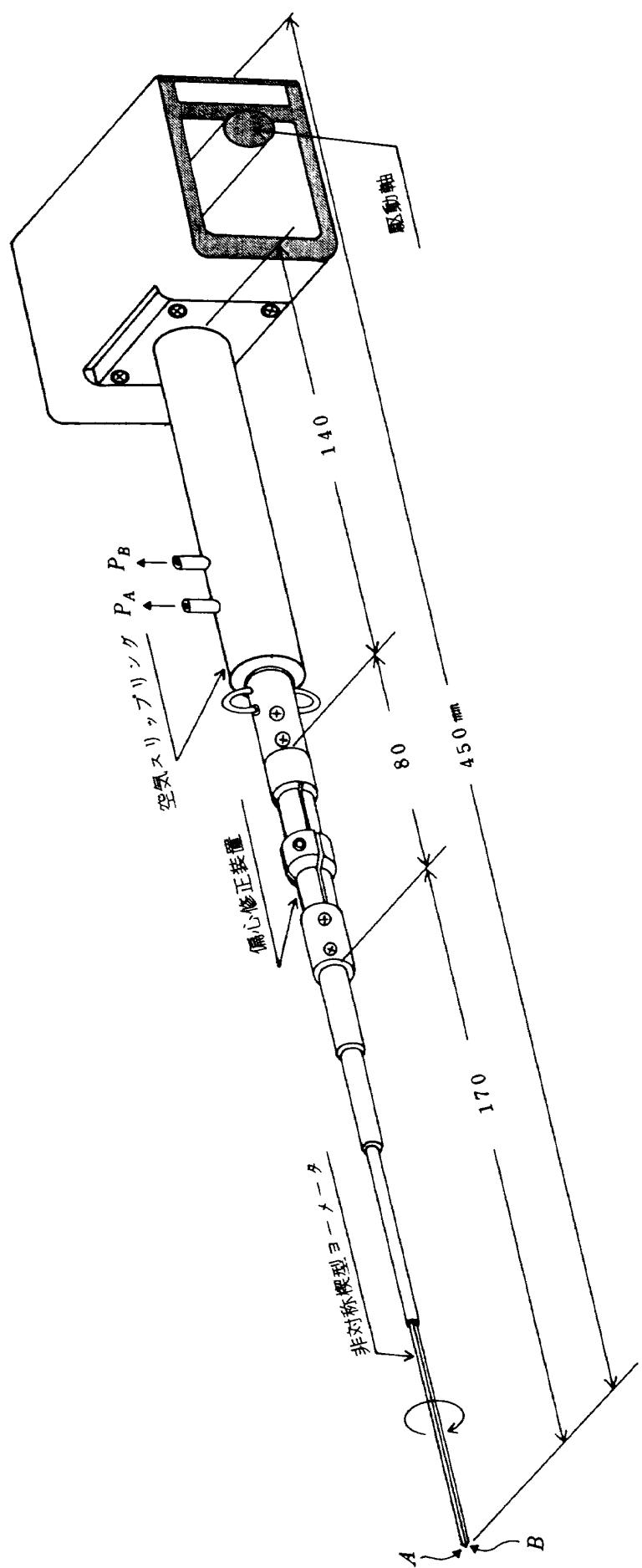


図2 プローブ部分斜視図(13本)

テンレスのパイプを2本背中合せに接合し、先端は 45° と 60° の楔面状に加工されている。偏心修正装置は、ヨーメータの先端が回転するとき、みそすり運動を起さないように修正し、軸芯を出すものである。空気スリップリングは非対称楔型ヨーメータ先端の圧力孔にかかる圧力を漏れなく、スキャニバルブの圧力ポートまで導くための軸回転接手である。

2.1.2 迎角設定機構部

迎角設定機構部はプローブ回転角設定機構部を後方より支持し、プローブを決められた迎角(α)に設定、保持するためのものである。プローブ迎角の設定は、パルスモータを回転させることによってなされる。

迎角設定機構部は、色々を利用方法をもっている。後で述べるように、迎角設定機構部の迎角を変えることによって、風胴内の一様流とプローブ軸のなす角度を変化させ、プローブ13本の係数 A_{mn} , B_{mn} を求める時に用いられる。また、大きな吹き下しのある角の流れ場の測定で、プローブ軸と気流の角度が大きすぎて、測定範囲を超えると思われる時は、あらかじめプローブ軸を気流方向に対して一定角度だけ傾けておいて測定する時に使用される。

2.1.3. 横揺角設定機構部

横揺角設定機構部は迎角設定機構部を後方より支持し、プローブ回転角設定機構部を横揺角設定機構部の軸のまわりに回転させ、定められた角度に設定するためのものである。角度の設定は機構部の内部に取り付けられたパルスモータによってなされる。

横揺角設定機構部は航空機模型の翼端渦、エンジン排気の軌跡による誘導場の流れ測定等、放射状測定が便利なように設計された。また、横揺角を 0° に固定し、上下方向にトラバースしたり、横揺角を 90° に設定して、左右方向にトラバースすることによって、一般流に垂直な断面内の格子点における測定が可能となる。

2.2 制御部

制御部の外形は写真2に示すように、上部パネルより、プローブ回転角設定制御部、横揺角設定制御

部、迎角設定制御部および各制御の電源3台が一つのラックに組み込まれた、可搬型のものである。

制御部は、前述の各機構部で使用されているパルスモータを制御するためのものである。

2.2.1 プローブ回転角設定制御部

プローブ回転角設定制御部のブロック図を、図3-aに示す。中央に制御部本体、右側に機構部が示されており、その間は 50 m のケーブルで連結されている。

制御部は、以下述べるよう、手動操作、自動繰返し操作および計算機によるプログラム制御の3つの操作モードをもっている。

i) 手動操作

手動操作機能は動作モードスイッチにより、寸動、連動を指定し、回転方向スイッチにより回転方向を指定し、本制御部の表示器を見ながら、駆動スイッチの断続によってプローブの回転を操作する機能を有する。なお、寸動スイッチによるプローブの回転角は、1寸動操作に対して 0.1° である。また、表示器の桁数は4桁で $0^\circ \sim 359.9^\circ$ まで表示され、プローブが1回転してもともどると、再び 0° を表示する。

ii) 自動繰返し操作

自動繰返し操作機能は繰返し角度スイッチ(デジタルスイッチ)により、 $0.1^\circ \sim 360.0^\circ$ の範囲で $0.1^\circ \sim 360^\circ$ おきに増分角度を指定することができる。繰返し数設定スイッチ(デジタルスイッチ)によって、プローブを最大9回転($0.1^\circ \sim 3,240^\circ$)までの範囲でプローブ回転角の上限を指定することができる。

スタートボタンによりパルスモータを駆動させ、指定された増分角度だけ回転して停止すると、設定完了信号(α 接点信号)を出力する。また、増分角度の積算が繰返し数設定スイッチで指定されたプローブ回転角の上限を超えると、パルスモータの回転が停止し、リミッター作動ランプが点灯する。このとき原点復帰操作を行うと、パルスモータは逆回転し、機構部の駆動軸にうけられた原点検出器の信号をうけて停止し、角度表示はゼロとなり、原点復帰完了信号を出力する。

iii) プログラム制御

計算機によるプログラム制御機能はブロック図(図3-a, 図3-b)左側に示されるように、本制御部と計算機(大型低速風胴データ処理装置, TACC-1.200M)⁴⁾の間を5つの信号回線で結合することによって、機構部はあらかじめ指定されたプログラムにもとづいて動作する。プログラム制御の機能には角度設定機能と原点復帰機能の2つの機能がある。

角度設定は次のように行なわれる。計算機から、あらかじめプログラミングされた角度設定信号(4桁のBCDコード)を受け、現在位置からの増分角度が指定される。スタート信号によりパルスモータが回転し、角度設定が完了すると、制御部から計算機に設定完了信号が出される。

原点復帰は、以下の順序で実行される。計算機から原点復帰命令が出されると、パルスモータが逆方向に回転し、機構部の駆動軸に設けられた原点検出器の信号を受けて、モータが停止し、原点復帰完了信号がプローブ回転角設定制御部から計算機側に出力され、現在位置表示がゼロになる。なお、一回転に要する時間は7秒であった。

2.2.2 横揺角設定制御部

横揺角設定制御部は図3-bに示されるように、基本的にはプローブ回転角設定制御部と同一である。横揺角設定制御部では、回転角の上限を定める場合、

プローブ回転角設定制御部のように、繰返し数設定スイッチ(デジタルスイッチ)を設けないで、リミッター(リミットスイッチ)によっていることである。そのために回転角度の範囲は $0^\circ \sim 333^\circ$ の範囲となった。なお、 0° から 333° まで回転するに要する時間は約4分45秒であった。

2.2.3 迎角設定制御部

迎角設定制御部のブロック図を図3-cに示す。プローブ回転角設定制御部、横揺角設定制御部と異なり、迎角設定制御部のもつ機能は、手動操作機能のみである。これは、流れ場の測定中には、プローブの迎角設定変更は行なわないからである。手動操作機能はプローブ回転角設定、横揺角設定の手動操作機能と同一である。なお寸動スイッチによる迎角変化は 0.1° である。また、角度設定範囲は $\pm 50^\circ$ である。角度設定の上下限は、リミッターにより定められ、リミッターが動作すると、リミッター作動表示ランプが点灯して、動作が停止する。

原点復帰操作は以下の順序で行なわれる。パルスモータは現在位置から負の方向に回転し、下限リミッター(-53°)の信号を受けて正回転に変わり、原点検出器が設けられ、基準角度である -50° の位置で停止し、角度表示器は -50° を示す。

なお、本制御部では、噛合(ウォーム・ギヤー)の正逆動による機械的なバックラッシュを、電気的に補正するバックラッシュ補正回路が設けられている。

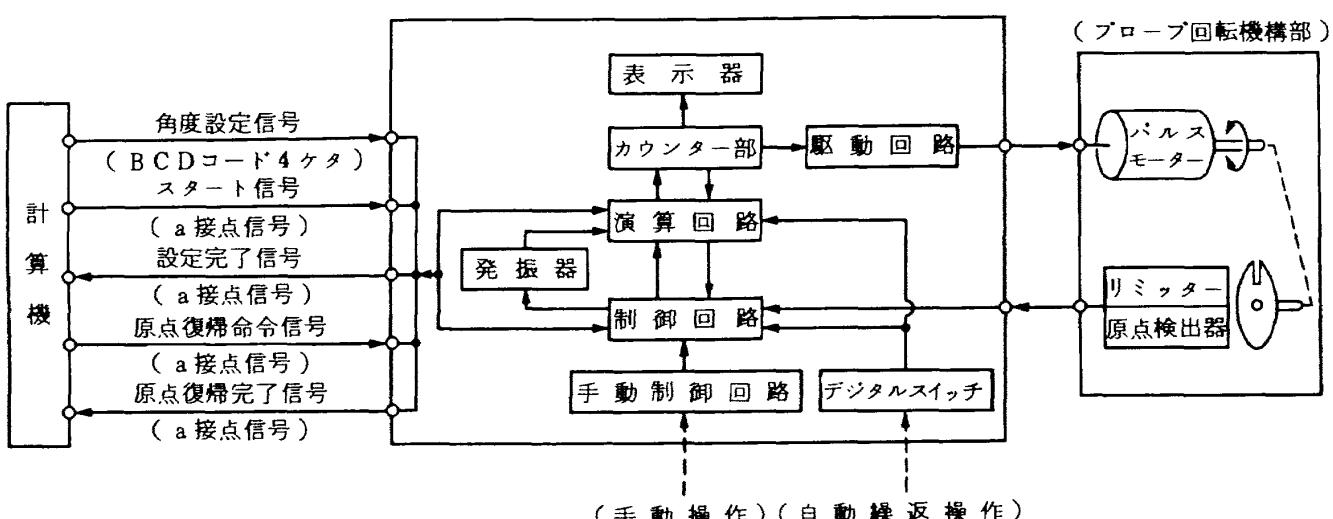


図3-a 制御部ブロック図(プローブ回転角設定制御部)

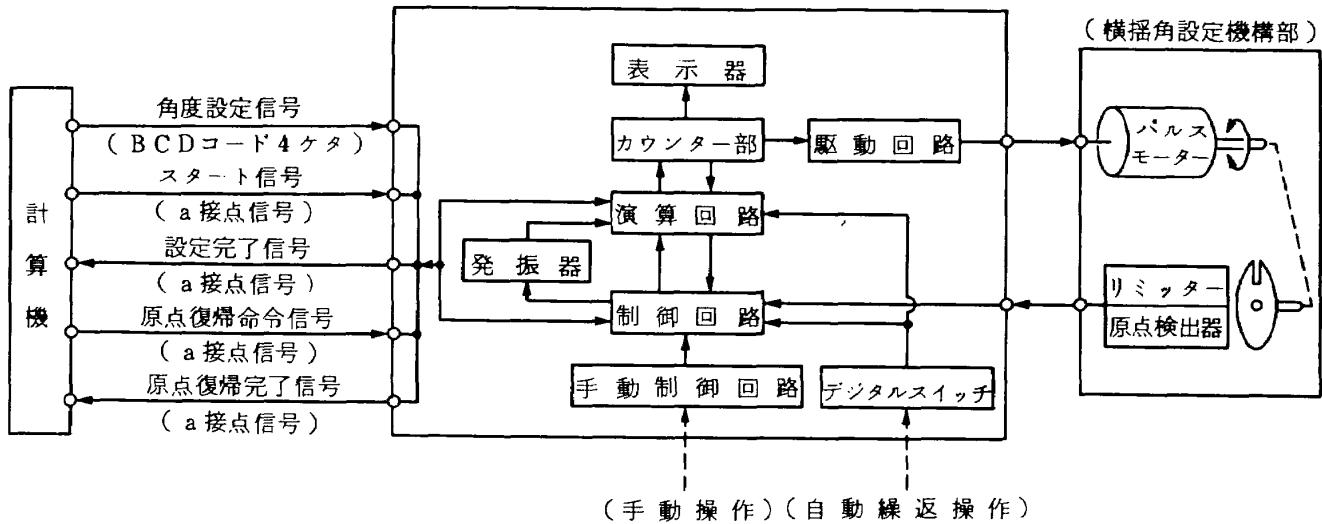


図3-b 制御部ブロック図(横搖角設定制御部)

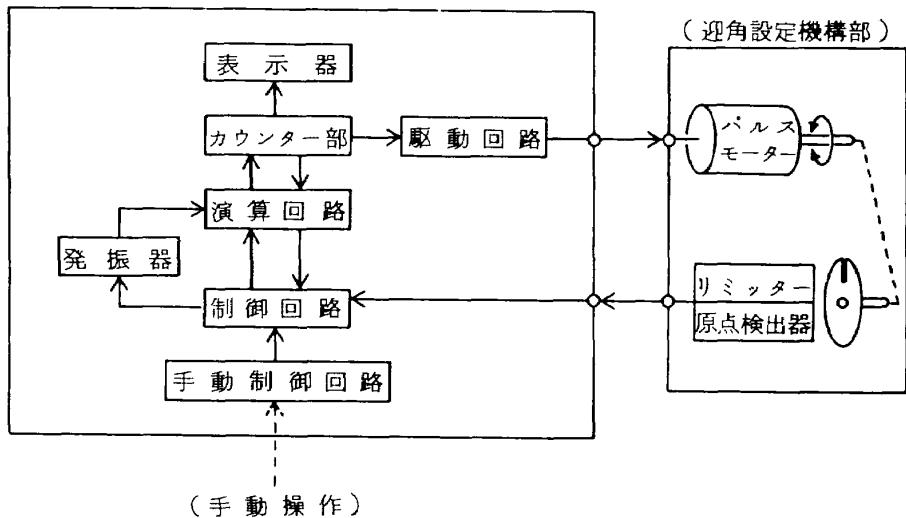


図3-c 制御部ブロック図(迎角設定制御部)

ないため、常に -50° を基準に一方向($-50^{\circ} \rightarrow 0^{\circ} \rightarrow +50^{\circ}$)へ動かし、その位置を表示する方式をとっている。

3. 測定原理

測定の原理は、基本的には参考文献2で述べられたものと同一であるが、本測定装置の場合には、13本のプローブの初期設定角をすべてゼロにすることは非常に困難であること、また、任意のプローブ角の設定で測定ができるようにするために、計算処理の方法を若干変更したものである。

座標系

図5に示されるように、空間に固定した座標系を X_0, Y_0, Z_0 とする。 k 番目($k = 1, 2, \dots, 13$)のプローブについて、 X_0 軸は k 番目のプローブの回転軸と一致させる。また、 Z_0 軸は X_0 軸に垂直で、しかも鉛直上方にとる。さらに Y_0 軸は X_0, Z_0 軸に垂直な方向にとる。

つぎに k 番目のプローブの軸と共に回転する座標系を X^k, Y^k, Z^k とする。ここで X^k 軸はプローブの軸にとる。また Z^k 軸はプローブの2孔の中心を通る直線上にとり、さらに Y^k 軸は他の2軸に垂直方向にとる。

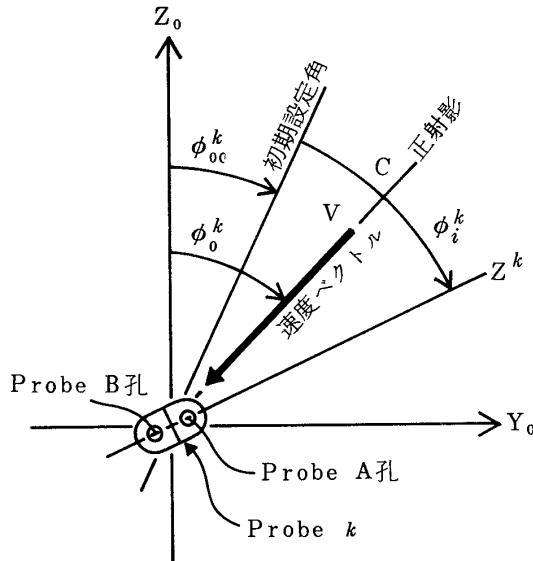
図4 プローブ初期設定角 ϕ_{00}^k と ϕ_0^k の関係

図5に示されるように、速度ベクトルの方向は \vec{BO} によって表わされる。また、速度ベクトルとプローブ軸 X_0 となす角を γ_k 、速度ベクトル \vec{BO} の Z_0Y_0 面への正射影を \vec{CO} とし、 Z_0 軸となす角を ϕ_0^k とする。プローブの回転をゼロに設定したとき ($\phi_i^k = 0^\circ$)、プローブの2孔の中心を通る直線が Z_0 軸となす角を初期設定角と称して、 ϕ_{00}^k とする(図4参照)。そしてプローブ回転角 ϕ_i^k を初期設定角から測った、プローブの回転角とする。

速度ベクトルの決定法

参考文献2より、 k 番目のプローブの2つの圧力孔A、Bが検出する圧力の差($\Delta P_i^k = P_{Ai}^k - P_{Bi}^k$)と動圧(q^k)で作った量($\Delta P_i^k / q^k$)は(1)式で表わすことができる。

$$\frac{\Delta P_i^k}{q} = A_{00}^k + A_{10}^k \gamma_k + A_{20}^k \gamma_k^2 + A_{30}^k \gamma_k^3 + (A_{11}^k \gamma_k + A_{21}^k \gamma_k^2 + A_{31}^k \gamma_k^3) \cos(\phi_i^k - \phi_*^k) \quad (1)$$

ただし、 $\phi_*^k = \phi_0^k - \phi_{00}^k$

(1)式において、係数 A_{mn}^k があらかじめ定められておれば、プローブ回転角 ϕ_i^k 每に、プローブの圧力 ΔP_i^k を計測すれば、未知量 q^k 、 γ_k および ϕ_*^k を求めることができる。

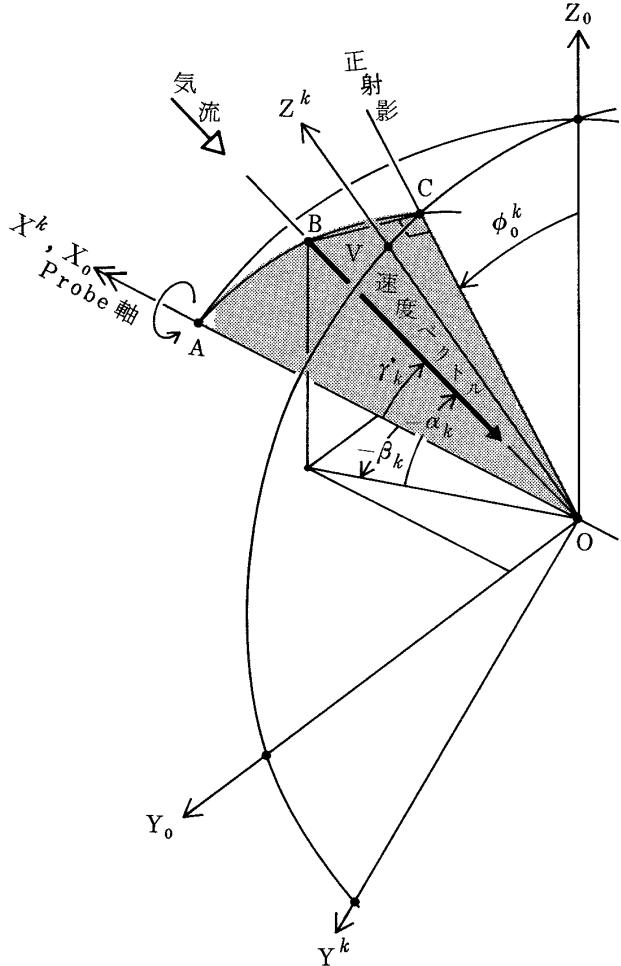


図5 直交直線座標からみたプローブ軸と速度ベクトルの関係

(1)式を(2)式のように書きかえると、

$$\frac{\Delta P_i^k}{q} = a_1^k (\gamma_k) + a_2^k (\gamma_k) \cos(\phi_i^k - \phi_*^k) \quad (i = 1, 2, \dots, N) \quad (2)$$

ただし、

$$\left. \begin{aligned} a_1^k (\gamma_k) &= A_{00}^k + A_{10}^k \gamma_k + A_{20}^k \gamma_k^2 + A_{30}^k \gamma_k^3 \\ a_2^k (\gamma_k) &= A_{11}^k \gamma_k + A_{21}^k \gamma_k^2 + A_{31}^k \gamma_k^3 \end{aligned} \right\}$$

ここで、(2)式の両辺に q^k をかけて、整理すれば(3)式が得られる。

$$F_1^k + \cos \phi_i^k (F_2^k \cos \phi_*^k) + \sin \phi_i^k (F_2^k \sin \phi_*^k) = \Delta P_i^k$$

$$\left. \begin{aligned} F_1^k &= q^k \cdot a_1^k \\ F_2^k &= q^k \cdot a_2^k \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

プローブの回転角 ϕ_i^k について最低3つの異なる角度で ΔP_i^k が計測されれば、(3)式は F_1^k 、

$F_2^k \cos \phi_*^k$, $F_2 \sin \phi_*^k$ についての連立一次方程式とから、これを解いて q^k , γ_k , ϕ_{00}^k を求めることができる。測定精度を向上させるために、4つの角度以上で計測する場合は、最少自乗法を使って(3)式を解けば良い。

(3)式の F_1^k , $F_2^k \cos \phi_*^k$, $F_2 \sin \phi_*^k$ のそれぞれの解を f_1^k , f_2^k , f_3^k とすれば、 ϕ_{00}^k は(4)式のように求められる。

$$\phi_{00}^k = \phi_{00}^k + \tan^{-1} \left(\frac{f_3^k}{f_2^k} \right) \quad \dots \dots \dots (4)$$

$F_2 \cos \phi_*^k / F_1^k$ を C^k とおけば、 γ_k に関する3次式が得られ、これを解いて γ_k を求めることができる。

ϕ_*^k , γ_k が求められたので、動圧 q^k は F_1^k の解から求められる。

前述のように、速度ベクトルをプローブ軸に関して γ_k , ϕ_{00}^k で表わすよりも、風胴軸を基準にした吹き上げ角 α と横流れ角 β で表現する方が便利なことがある。それには次の(5)式を利用する。

$$\left. \begin{array}{l} \cos \gamma_k = \cos \alpha^k \cdot \cos \beta^k \\ \tan \beta^k = \sin \phi_{00}^k \cdot \tan \gamma_k \end{array} \right\} \quad \dots \dots \dots (5)$$

なお、(5)式は風胴軸とプローブ軸が一致している時のみ成り立つ。即ち、一般にはX軸を風胴軸と一致させるために、座標変換が必要である。

静圧の決定法

k 番目のプローブの2つの圧力孔A, Bが、プローブの回転角毎に検出する圧力の読み値の平均を $\bar{P}_i^k = (P_{Ai}^k + P_{Bi}^k) / 2$ 、求めるべき静圧 P_s^k すると、参考文献2より、(6)式が成立する。

$$\begin{aligned} \frac{\bar{P}_i^k - P_s^k}{q^k} &= B_{00}^k + B_{10}^k \gamma_k + B_{20}^k \gamma_k^2 + B_{30}^k \gamma_k^3 \\ &\quad + (B_{11}^k \gamma_k + B_{21}^k \gamma_k^2 \\ &\quad + B_{31}^k \gamma_k^3) \cos(\phi_i^k - \phi_*^k) \end{aligned} \quad \dots \dots \dots (6)$$

前述の方法で γ_k と ϕ_*^k が求まっているので、係数 B_{mn}^k があらかじめわかっていれば、(6)式を静圧 P_s^k に関して解いて、(7)式が得られる。

$$\begin{aligned} P_s^k &= \frac{1}{N} \left\{ \sum_{i=1}^N \bar{P}_i^k - q^k \cdot \sum_{i=1}^N [b_1^k(\gamma_k) \right. \\ &\quad \left. + b_2^k(\gamma_k) \cos(\phi_i^k - \phi_*^k)] \right\} \end{aligned} \quad \dots \dots \dots (7)$$

$$\text{ただし } b_1^k(\gamma_k) = B_{00}^k + B_{10}^k \gamma_k^1 + B_{20}^k \gamma_k^2 + B_{30}^k \gamma_k^3$$

$$b_2^k(\gamma_k) = B_{11}^k \gamma_k + B_{21}^k \gamma_k^2 + B_{31}^k \gamma_k^3$$

4. 較正と精度

較正の方法

本装置を用いる場合、各プローブの初期設定角 ϕ_{00}^k と前述の(1)式、6式の定係数 A_{mn}^k , B_{mn}^k は、あらかじめ決定しておく必要がある。 k 番目の初期設定角 ϕ_{00}^k は以下の方法で求める。

風胴の中に本装置を設定し、気流の速度を一定にし、迎角設定機構部を動かしてプローブ軸と気流の速度ベクトルのなす角 γ_k を、 ϕ_{00}^k が 0° および 180° になる様にして(図5参照)、迎角を様々にかえ、プローブの回転角 ϕ_i^k 每に、プローブの圧力 P_{Ai}^k , P_{Bi}^k を測定する。

そこで(3)式を解くと、 ϕ_{00}^k がわかっているので、(4)式より ϕ_{00}^k が求まり、各プローブの初期設定角を求めることができる。

定係数 A_{mn}^k , B_{mn}^k を定めるためには以下の方法による。

前述の方法で、初期設定角 ϕ_{00}^k が求まっているので、測定された量 $\Delta P_i^k / q^k$, 設定された値 γ^k , $(\phi_i^k - \phi_*^k)$ を(1)式および(6)式に代入して、係数を未知数とした連立一次方程式を最少自乗法によって解けば、係数 A_{mn}^k , B_{mn}^k の値が決定される。風速を 25 m/s に設定し、 γ^k の値を $-20^\circ \sim 20^\circ$ の範囲内で、 5° おきに変化させ、回転角 ϕ_i^k を 45° おきに回転させて求めた係数 A_{mn}^k , 初期設定角 ϕ_{00}^k の値を表1に、 B_{mn}^k の値を表2に掲げる。

これを見ると13本のプローブうち、5番目のプローブの第1項の係数 A_{00}^5 は他のプローブにくらべて小さく、9番目のプローブの第1項の係数 A_{00}^9 は大きい。これは5番目、9番目のプローブの先端の楔面の加工形状が、他の11本のプローブにくらべて、わずかに違っていることによるものと思われる。13本のプローブの係数 B_{mn}^k については高次項にはらつきがあるが全般に良く一致している。

表1 較正式(1)の係数

	A_{mn}	A_{00}	A_{10}	A_{20}	A_{30}	A_{11}	A_{21}	A_{31}	初期設定角 ϕ_{00} (deg)
ブロ番号	1	0.2312	0.1080	-0.7655	0.6389	1.9656	-0.2381	0.2983	4.3
	2	0.2376	-0.0087	-0.4992	0.7124	2.0766	-0.6759	0.7306	1.0
	3	0.2460	-0.0048	-0.4887	0.3041	1.9536	-0.3342	0.5244	4.4
	4	0.2167	-0.0753	-0.1176	0.0357	2.2060	-1.2932	1.4878	6.0
	5	0.1978	0.1405	-0.9646	0.8392	2.1643	-1.0888	1.3467	-2.1
	6	0.2424	-0.0664	-0.4067	0.5997	2.1371	-1.3720	1.7865	4.7
	7	0.2292	0.1493	-1.1060	0.9902	1.9205	0.1876	-0.2882	-3.0
	8	0.2409	-0.0809	-0.4492	0.8000	2.0229	-0.5715	0.7372	3.0
	9	0.3029	0.1387	-0.7110	0.3291	2.0327	-0.4965	0.2496	1.9
	10	0.2170	-0.0428	-0.6275	0.8802	2.2954	-2.1769	2.9436	0.7
	11	0.2712	0.0354	-0.7571	0.6769	1.9487	0.4192	-0.8650	4.8
	12	0.2346	-0.0400	-0.7210	1.1546	2.0608	-0.9809	1.5735	0.8
	13	0.2116	0.2358	-1.1618	1.0426	2.1502	-0.6360	0.4171	2.7

表2 較正式(6)の係数

	B_{mn}	B_{00}	B_{10}	B_{20}	B_{30}	B_{11}	B_{21}	B_{31}
ブロ番号	1	0.6519	0.0075	-0.5911	-0.4192	-0.1804	-0.0133	0.2397
	2	0.6647	0.0731	-0.5390	-0.8166	-0.2814	0.6298	-0.7737
	3	0.6798	-0.0076	-0.5160	-0.5647	-0.2322	0.1468	0.0730
	4	0.6639	0.0865	-0.5929	-0.7733	-0.1202	-0.1025	0.1699
	5	0.6630	-0.0462	-0.2185	-0.9856	-0.2362	0.4182	-0.3924
	6	0.6754	0.0457	-0.4853	-0.7902	-0.1281	-0.2075	0.3298
	7	0.6684	-0.0255	-0.3263	-0.9191	-0.1671	-0.1162	0.3881
	8	0.6654	0.0790	-0.6853	-0.5009	-0.1315	-0.0392	-0.0151
	9	0.6303	0.0296	-0.6401	-0.4993	-0.1682	0.1274	0.0176
	10	0.6606	0.0457	-0.5063	-0.6653	-0.1838	0.2850	-0.3702
	11	0.6469	0.0622	-0.4750	-0.8489	-0.2721	0.4591	-0.4665
	12	0.6641	-0.0178	-0.2347	-0.9984	-0.1487	0.0027	-0.0526
	13	0.6675	0.0391	-0.5896	-0.6599	-0.2668	0.5401	-0.5669

測定精度

速度ベクトルおよび静圧の決定法から明らかによう、表1と表2に掲げられた係数は多数の実測値に平均的によく当てはまる多項式を得るものとして決定された。従って、この測定法の精度は(1)式と(6)式にあらわれている係数 A_{mn}^k, B_{mn}^k の当てはめ精度に依存する。

これらの近似式の精度を調べるために、風洞気流を利用して、風速を設定し、プローブ軸を気流の方向に対して γ だけ傾け、プローブの回転角 ϕ_i^k を 90° おきに 4 点プローブの圧力を測定し、前述の計算法によって、風速 V_m 、静圧 P_{sm} 、および風向 γ_m を求め、別のピトー管で測定した風速 V_0 および静圧 P_{s0} 、ならびにプローブ軸の設定角 γ_0 と比較した。結果を図6に示す。

図6の横軸はプローブの設定角 γ_0 を示す。図6-a の縦軸に本測定法で得られた、気流の吹き上げ角 α_m と、設定迎角 α_0 の差 ($\alpha_m - \alpha_0$) を示す。この図から速度ベクトルとプローブ軸のなす角が

20° までの範囲では、13本のプローブの測定誤差は土 0.3° 以内であることがわかる。

図6-b の縦軸に本測定法で得られた気流の横流れ角 β_m と、設定横すべり角 β_0 の差 ($\beta_m - \beta_0$) が示されている。同様の角度範囲内で、吹き上げ角の測定精度と同様、横流れ角の測定精度は土 0.3° 以内である。

図6-c の縦軸に本測定法で得られた風速 V_m を、設定風速 V_0 で無次元化した速度比を示す。プローブによってばらつきがあるが平均すると、速度の測定精度は 1 % 以内であることがわかる。

図6-d の縦軸に本測定法で得られた静圧 P_{sm} と、別のピトー静圧管で測定した静圧 P_{s0} を差し引いた値の差 ($P_{sm} - P_{s0}$) を、設定動圧 q_0 で無次元化した静圧係数を示す。

この図から静圧の測定精度は土 0.6% 以内であることがわかる。

風向と風速の測定誤差はプローブ軸と風速ベクトルのなす角 γ_0 に依存せず、 γ_0 が大きくなっても

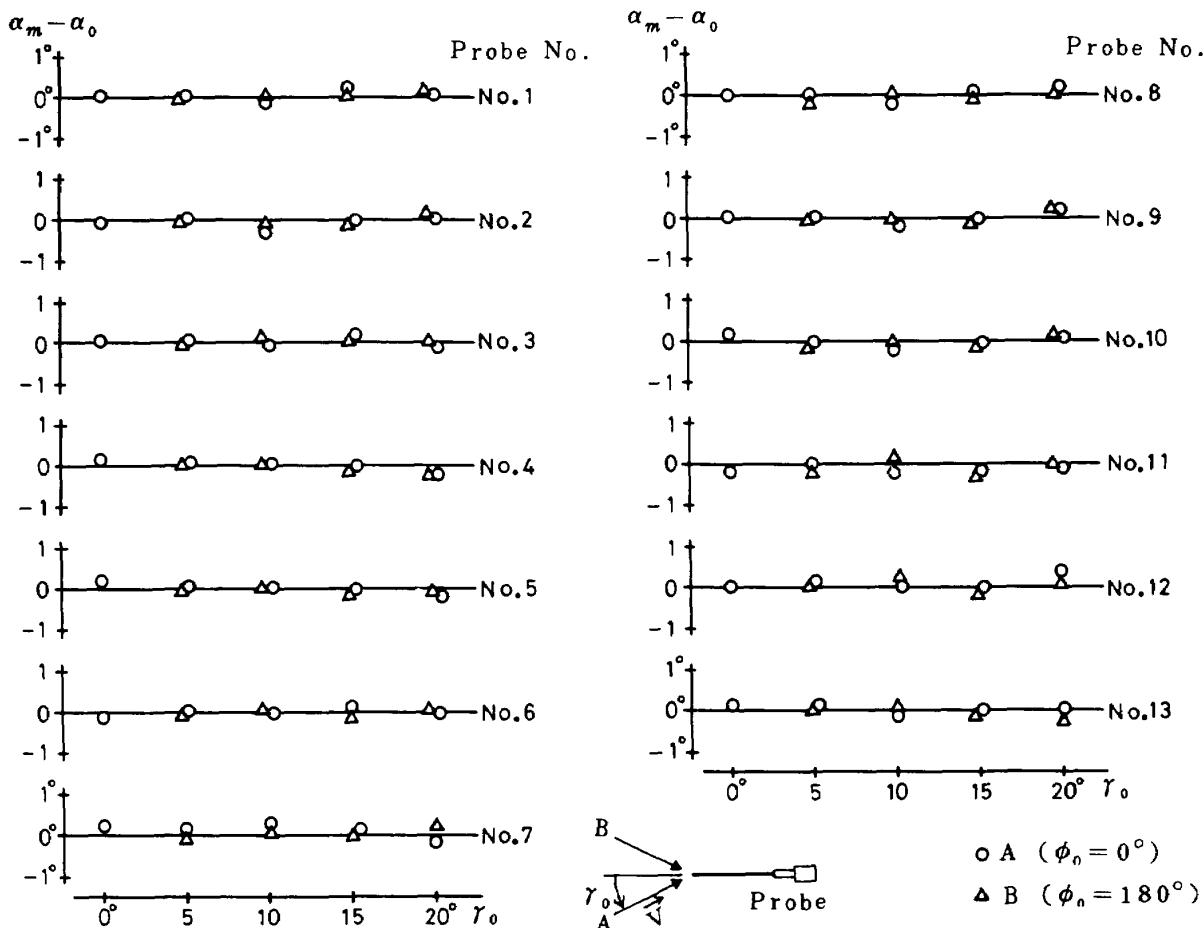
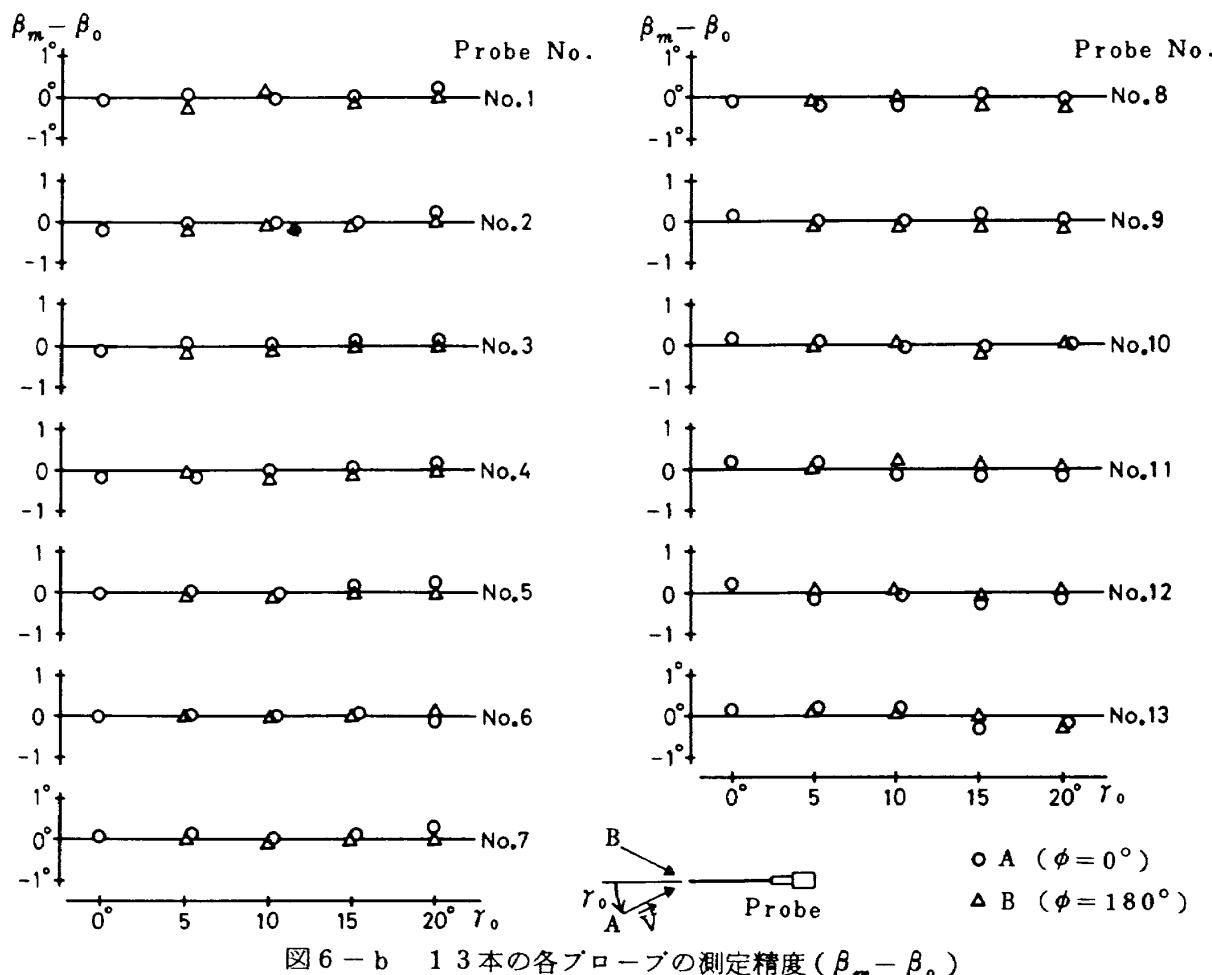
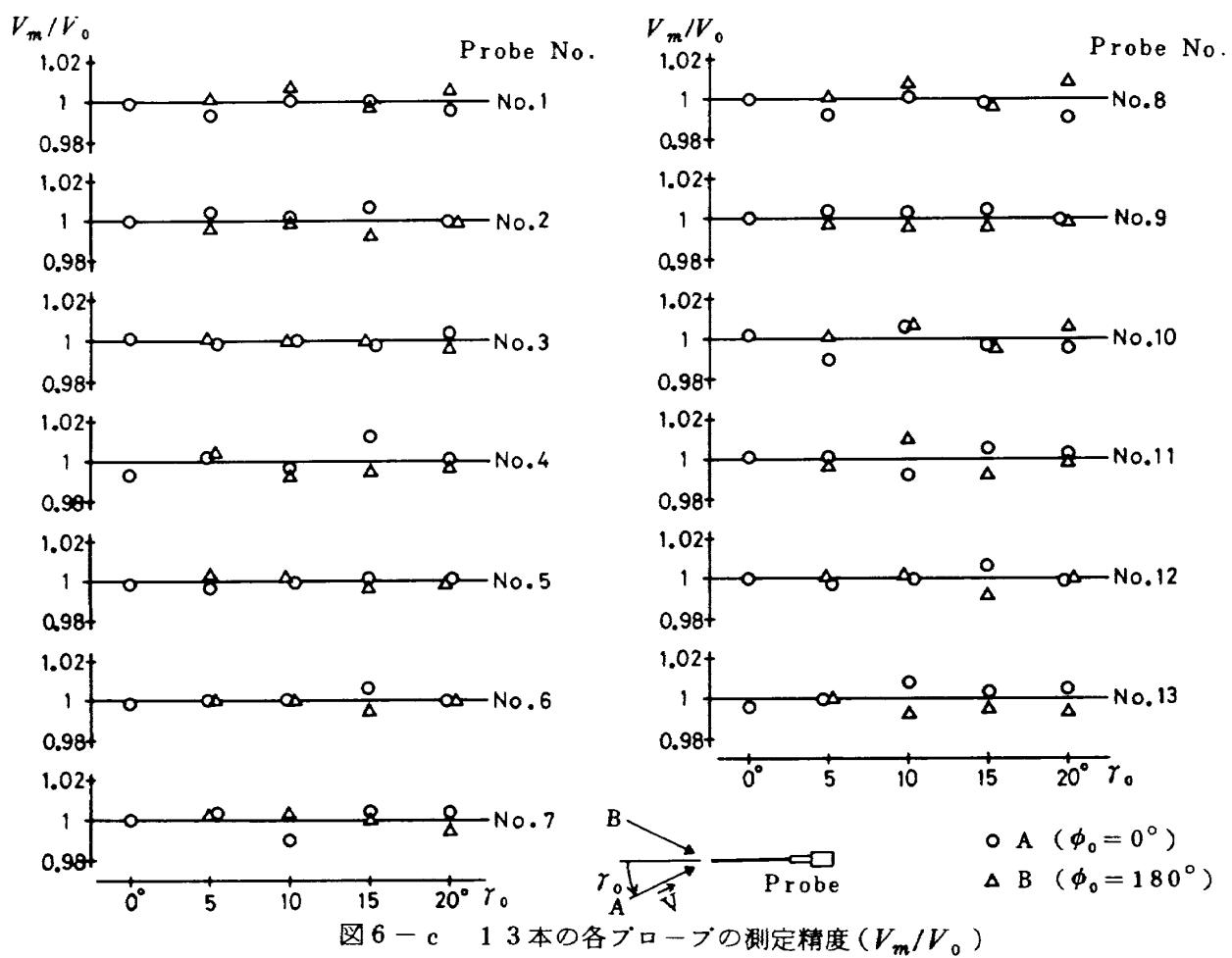


図6-a 13本の各プローブの測定精度 ($\alpha_m - \alpha_0$)

図 6-b 13 本の各プローブの測定精度 ($\beta_m - \beta_0$)図 6-c 13 本の各プローブの測定精度 (V_m/V_0)

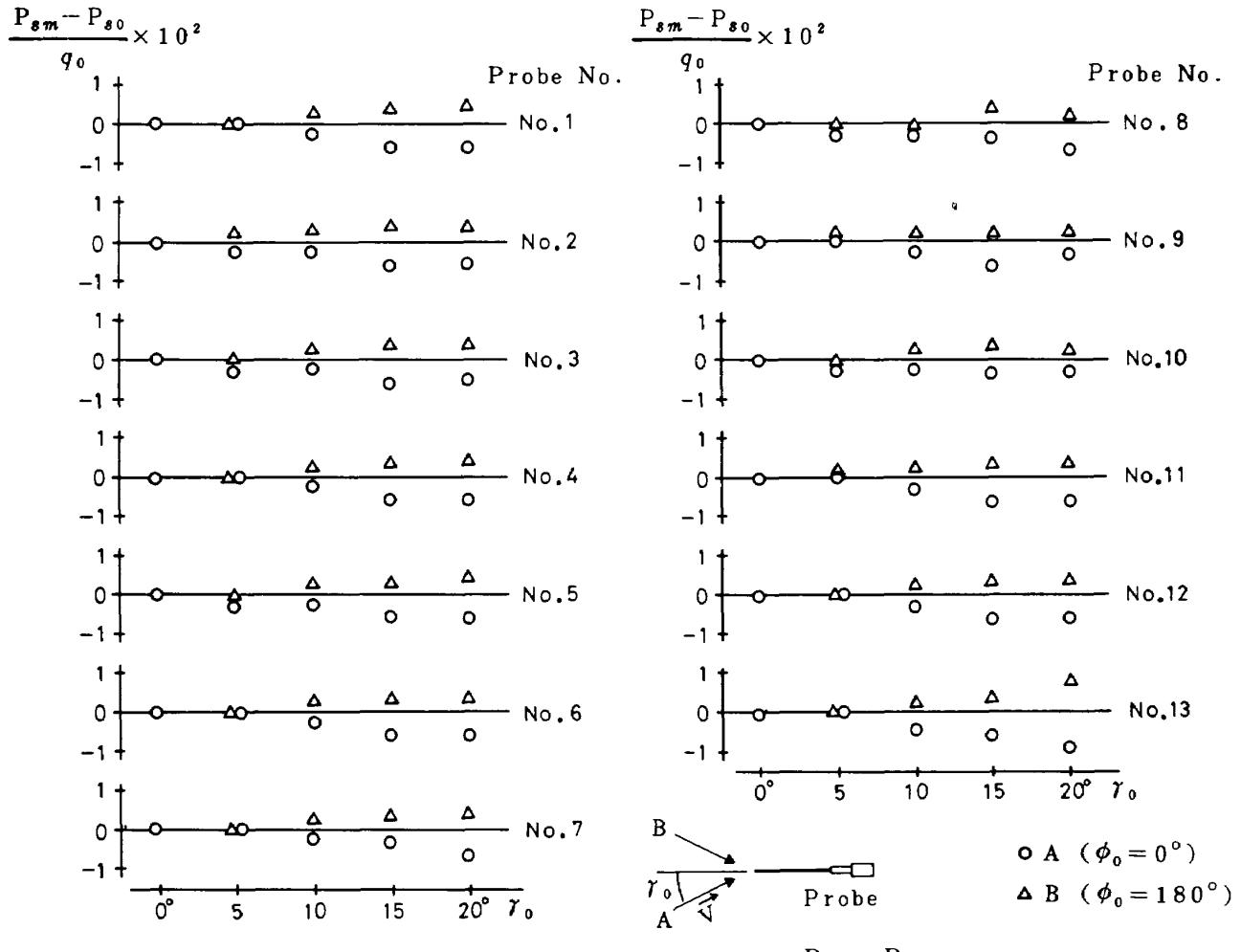


図 6-d 13 本の各プローブの測定精度 ($\frac{P_{sm} - P_{s0}}{q_0} \times 10^2$)

誤差が拡大される傾向が見られない。しかしながら、静圧の測定誤差は γ_0 が大きくなるに従い、 $\phi_0 = 0^\circ$ の時には (-) 側に、 $\phi_0 = 180^\circ$ の時には (+) 側に拡大される傾向が現われている。これは、プローブ先端の非対称性による、加工精度の影響が現われ、(6)式のあてはめ精度が十分でないことによるものと思われる。

なお、今回の実験では、プローブの回転角 (ϕ_i) を 90° おき 4 点であったが、係数 (A_{mm} , B_{mm}) を算出 (45° おき 8 点) した時のように、回転角 (ϕ_i) の設定数 (i) を増せば、加工精度による角度 γ の影響を、より小さくすることができる。

5. データ処理と測定例

5.1 データ処理プログラム

データ処理プログラムは、以下の 3 つの部分で構成されている。プローブを回転させてスキャニバルブ⁵⁾を動かし、プローブの圧力を計測するための

データ収集プログラム、計測された圧力データから速度ベクトルと静圧を求めるための計算処理プログラム、そして較正実験で計測された圧力データから定係数 A_{mn}^k , B_{mn}^k および初期設定角 ϕ_{00}^k を求めるための計算処理プログラムである。

5.1.1 データ収集プログラム

このプログラムは、プローブ回転角とスキャニバルブによるポートの切り替えを制御しながら、13 本のプローブの圧力孔にかかる圧力を計測して、磁気ディスクに収録するために使用されるプログラムである。

図 7-a に示されるように、まずプローブの回転角 (ϕ_i) を $i = 1$ (プローブの初期設定角 ϕ_{00} の位置) に設定し、スキャニバルブを駆動して、 $k = 1$ 番目のプローブの圧力 P_{A1}^1 , P_{B1}^1 を A/D 変換して収録する。さらに演算処理をして、 ΔP_1^1 , \bar{P}_1^1 を求め、次に、プローブを切り換えて $k = 2$ にして、 ΔP_2^2 ,

\bar{P}_1^2 を求める。同様なシーケンスを繰り返して、 $k=1\sim 13$ まで行う。13本のプローブについて ΔP_1^k , \bar{P}_1^k ($k=1, 2, \dots, 13$) が求まると、回転角(ϕ_i)を $i=2$ に設定して上述のシーケンスが繰り返され、 $i=i_{max}$ まで進んで、データ ΔP_i^k , \bar{P}_i^k ($i=1, 2, \dots, i_{max}$, $k=1, 2, \dots, 13$) が、磁気ディスクに収録される。

5.1.2 速度ベクトルと静圧を求める演算処理プログラム

このプログラムは、データ収録プログラムによって収録された圧力データを処理して、速度ベクトルと静圧を求めるための演算処理プログラムであり、普通はデータ収録がすべて終了した時点で実行される。

図7-bに示されるように、磁気ディスクに収録

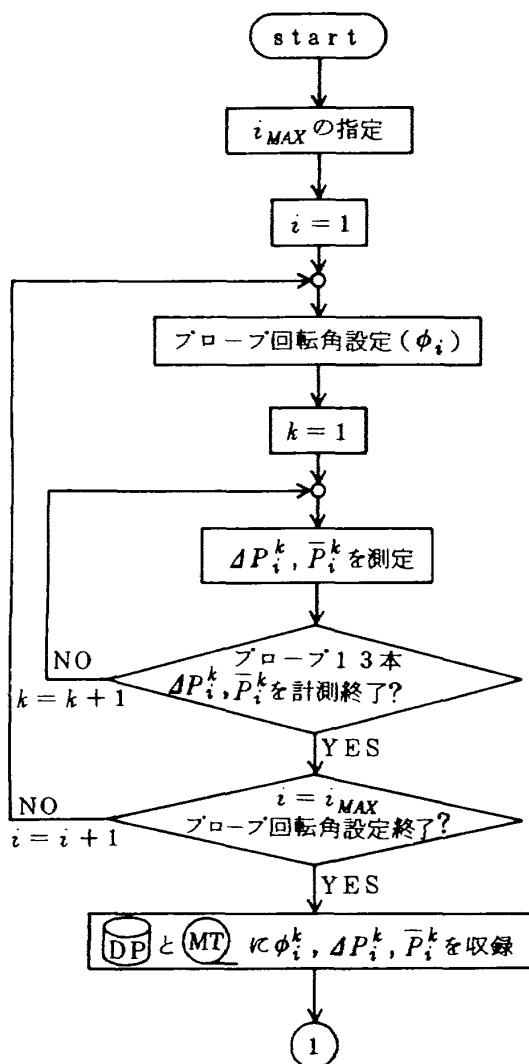


図7-a データ収集シーケンス

された、プローブ初期設定角 ϕ_{00}^k 、実係数 A_{mn}^k , B_{mn}^k 、プローブ回転角 ϕ_i^k 、圧力 ΔP_i^k , \bar{P}_i^k をプローブの番号 $k=1$ を指定して、コアー上に呼び出す。(3)式を解いた解を(4)式に代入して、 ϕ_0^1 を求める。

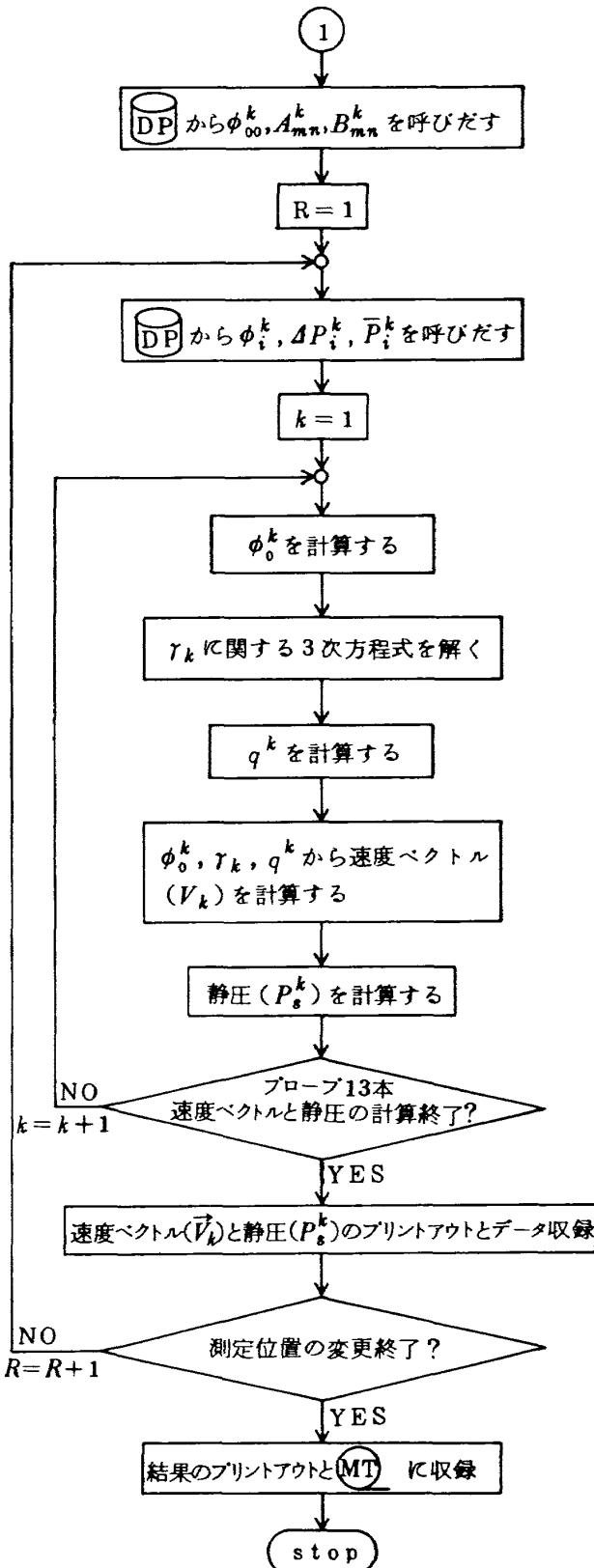


図7-b 演算処理シーケンス

さらに γ に関する3次方程式を解いて γ_1 を求める。次に q^1 を求め、得られた ϕ_0^1, γ_1, q^1 から速度ベクトル V_1 を計算する。最後に(7)式を解いて静圧 P_s^1 を求める。以下同様に $k = 2, 3, \dots$ と進め、 $k = 1$ ～3番目のプローブについて計算処理が終了した時点で、13本のプローブ全部、プローブ軸に対する速度ベクトルと静圧が求められ、結果がプリントアウトされると同時に磁気ディスクに収録される。次に新しい測定位置での圧力データが呼びだされ、以上のシーケンスを行なう。次に、一旦収録したものをお呼びだし、測定されたすべてについて、プローブ軸から風胴軸に座標変換し、演算処理を終了した時点で、測定位置毎に13本のプローブ位置における、速度ベクトル、静圧がプリントアウトされ、同時に磁気テープに保存される。

5.1.3 初期設定角 ϕ_{00}^k 、係数 A_{mn}^k, B_{mn}^k 決定のプログラム

このプログラムは、較正実験において風速を一定にして、プローブ軸と気流のなす角 γ を変えて測定されたプローブの圧力データを演算処理して、プローブ固有の係数 A_{mn}^k, B_{mn}^k および初期設定角 ϕ_{00}^k を求めるための演算処理プログラムである。普通はプローブ較正のための実験が終了した時点で呼び出される。

図7-cに示すように、較正実験で得られた各種データ($q_0^k, \gamma_j^k, \phi_i^k, P_0^k, P_{so}^k, P_{Aij}^k, P_{Bij}^k$)を磁気ディスクに移す。次にプローブ $k=1$ を指定して、各種の測定データ($q_0^1, \gamma_j^1, \phi_i^1, P_0^1, P_{so}^1, P_{Aij}^1, P_{Bij}^1$)をコア上に呼びだす。まず初期設定角 ϕ_{00}^1 を求め、ついで係数 A_{mn}^1, B_{mn}^1 を最少自乗法を用いて決定する。次に $k=2$ にして同様な処理を行ない、 $k=1$ ～3のすべてのプローブについて演算処理を終え、結果を磁気ディスクと磁気テープに収録する。

5.2 測 定 例

5.2.1 後流トラバース実験の計測システム

本測定装置の既設のトラバース装置およびデータ処理装置を⁴⁾用いて行ったSTOL全機模型の尾翼付近の流れ場の測定例について述べる。

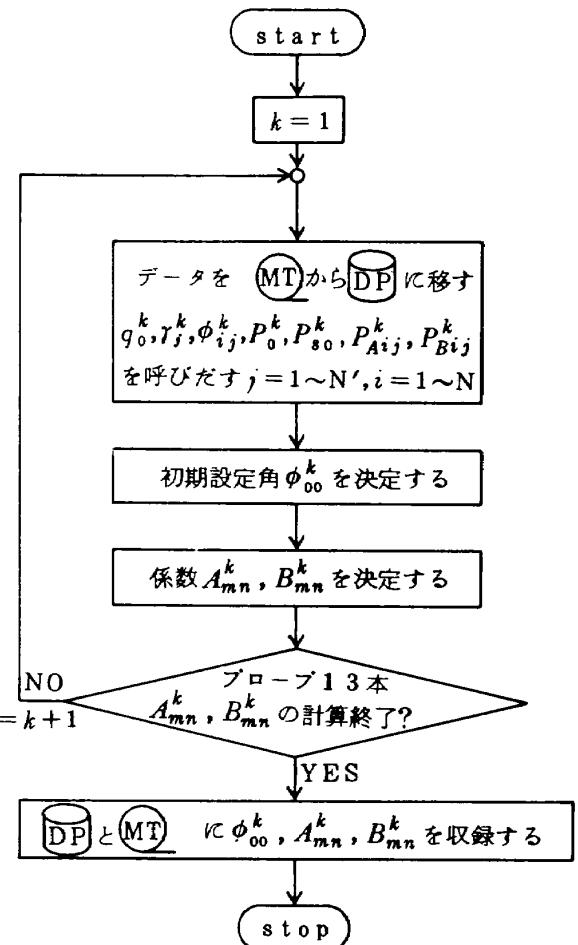


図7-c 係数決定シーケンス

全体の計測システムの構成は図8に示されるように、風胴側にはトラバース装置本体、本測定装置の機構部、機構部内にはスキャニバルブと圧力変換器がある。測定室側にはトラバース装置のコントローラ、本測定装置の制御部、スキャニバルブのコントローラおよび計算機を中心としたデータ処理装置がある。

トラバース装置は手動操作によって駆動される。左右方向と上下方向の座標Y, Zはポテンショメータの出力として表示され、計算機にテレタイプから入力される。また、本測定装置の機構部の迎角(α)、横揺角(θ)は手動操作で設定され、その値はテレタイプから計算機に入力される。図7-aに示された、データ収集シーケンスに従って、プローブ回転角が設定され、スキャニバルブのポートを切り換えて、プローブの圧力が計測され、データが収集される。

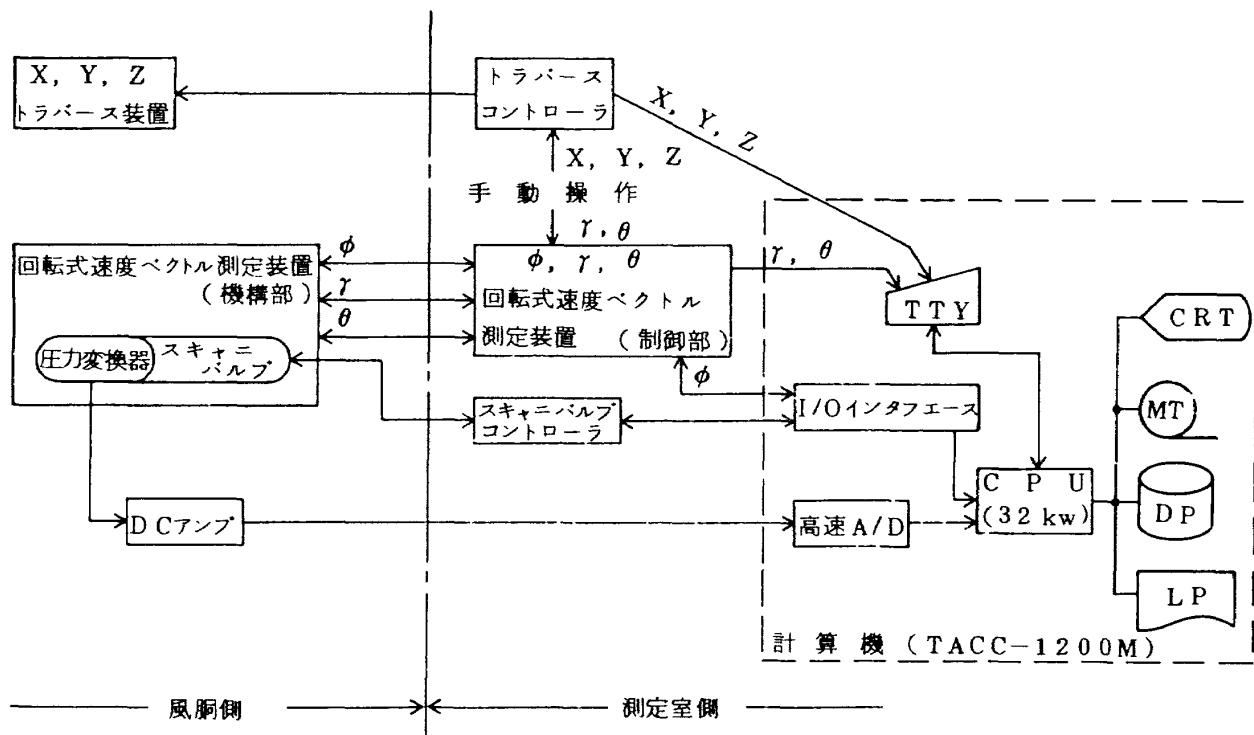


図8 後流トラバース実験の制御系と計測系(ブロック図)

5.2.2 STOL全機模型の尾翼付近の流れ場⁶⁾

測定対象は、現在開発が進行しているU S B方式のSTOL実験機全機模型の尾翼付近の流れ場である。

本装置で測定された一例について述べる。模型は尾なし状態で、模型迎角(α)は 10° 、横すべり角(β)は 0° 、エンジン推力係数(C_J)は1.0にセットされた。図9は、尾翼の空力中心(平均空力弦長の25%位置)の位置と、後流トラバースを行った位置を示している。

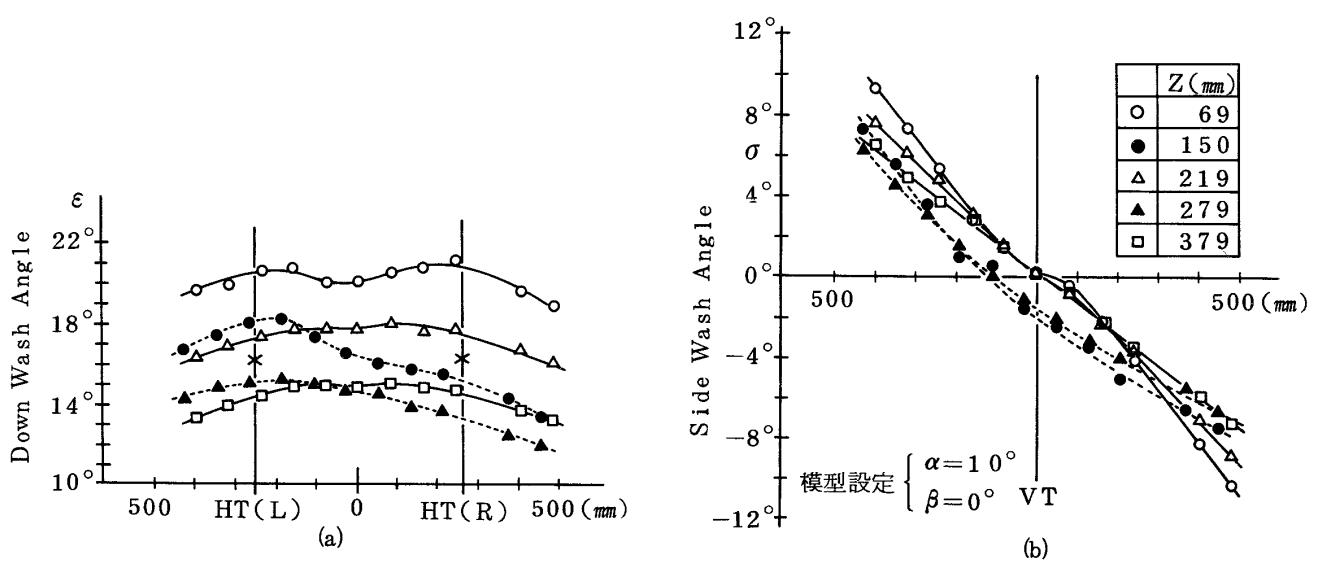
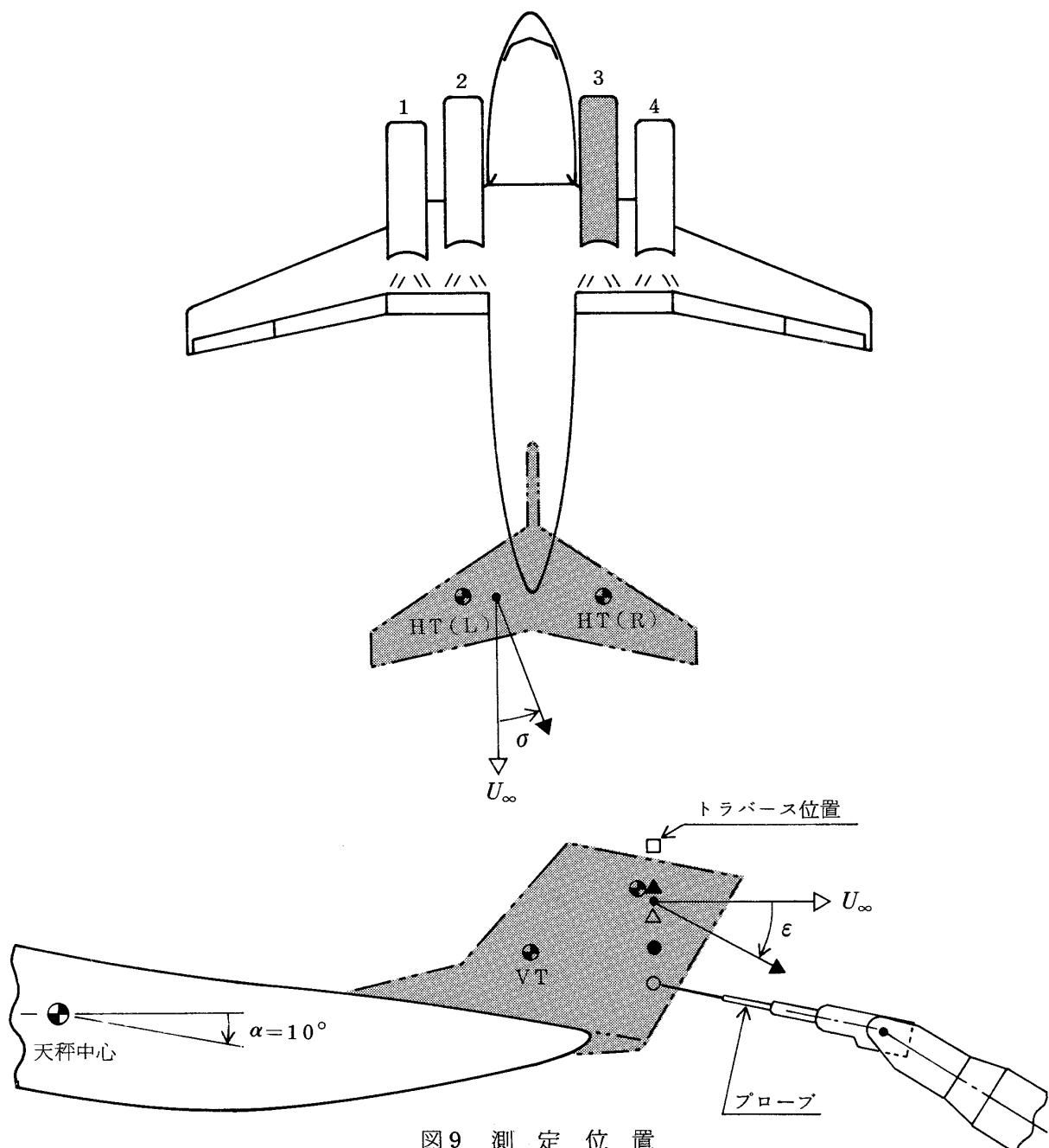
測定は、回転式速度ベクトル測定装置の横搖角(θ)を 0° にセットして、13本のプローブが水平面内に並ぶ状態で、水平尾翼空力中心の位置を、エンジン全発作動のときは上下に3つの位置、右翼内側エンジン(第3エンジン)停止の場合には上下の2つの位置の測定を行い、結果を図10に示す。

図10の横軸は左右方向Y座標を表わし、13本のプローブ位置(80mm間隔)が示されている。左端から2番プローブ、中央に7番プローブ、そして右端が13番プローブである。なお、図中にプロットしていない1番プローブと11番プローブは、実験中、ビニールパイプの接続緩み等により、データ収録が不能となった為に、記載していない。

図10-aの縦軸には吹き下し角(ϵ)、図10-

bの縦軸には横流れ角(ϕ)が示されている。測定された上下方向の座標(Z)は図10-bの右上の枠の中に表示されている。Zは天秤中心を通る水平線上からの高さである。白印(○, □, △)はエンジンを4発駆動($C_J = 1.0$)させた時、黒印(●, ▲)は第3エンジンを停止($C_J = 0.75$)させた場合である。

図10-aについて、HT(R), HT(L)の線上にある×印は、エンジン4発駆動時のZ方向の3つの位置の測定結果について、Y方向に直線的に内挿し、次にその値をZ方向に直線的に内挿して求めた吹き下し角で、ほぼ水平尾翼空力中心の吹き下し角を示す。エンジン一発停止時の水平尾翼空力中心位置の吹き下し角は、ほぼ同水平面上にあるZ方向の測定値黒▲印線上の値と考えて良い。エンジンが4発作動している時には吹き下し角はほぼ左右、対称であるけれども、第3エンジンが停止すると、右側水平尾翼の吹き下し角は左側より小さくなり、左右で 2° 程度の差が生じる。4発エンジン作動時の垂直尾翼上の横流れ角はほぼ 0° を示すが、エンジンが一発停止すると(-)側に 2° 程度ずれる。右翼内側エンジンが停止することによって、左右対称な流れ場がくずれ、垂直尾翼付近では、右翼側から左翼側に向かう流れ場になることがわかる。



6. あとがき

回転式速度ベクトル測定装置は、13本の非対称楔型ヨーメータを横型に配列したことにより、一度に多点の速度ベクトルと静圧測定を可能にした。また、本装置と大型低速風胴のデータ処理装置を組み合わせ、プローブ回転角設定、横揺角設定を計算機のプログラム制御のもとで実行することにより、人の手をわざわざしないで自動的に多量の測定を短時間に行うことができ、航空機模型等の後流測定に便利であることが実証された。

尚、S T O L全機模型の後流測定実験中に、模擬エンジンに用いられている潤滑油のため、圧力孔に目詰まりを起したり、配管用ビニールパイプが割れたりして、正しい圧力測定ができないことがあった。これらの点は今後の改良課題として残されている。また、動圧と静圧の測定結果が、気流角度の測定結果にくらべて悪いことも、今後改善すべき課題である。

尚、本測定装置の開発にあたって、飛行性能研究室、大型低速風胴計測研究室、大型低速風胴制御研究室の方々より多大な協力を頂いた。

参考文献

- 1) 川幡、中谷；自動追尾型風向風速測定器、航技研報告 TM-172
- 2) 中谷、遠藤；非対称楔型ヨーメータによる3次元流中の速度ベクトルおよび静圧の測定、航技研報告 TR-594(1979)
- 3) 遠藤、中谷；特許権利取得、特許第990152号 昭和55年3月18日
回転式非対称楔型プローブおよびこれによる気流測定方法
- 4) 桑野、星野、室田；大型低速風胴データ処理システムについて I, 航技研報告 TM-345(1978)
- 5) 室田、桑野、星野；大型低速風胴データ処理システムについて II, 航技研報告 TM-392(1979)
- 6) S T O L実験機全機模型の尾翼付近の流れ場(近日、航技研報告)

航空宇宙技術研究所報告 674 号

昭和 56 年 6 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

電話武藏野三鷹(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
