

UDC 551.508.5  
533.6.08

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-172

自動追尾型風向風速測定器

川幡長勝・中谷輝臣

1970年3月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-136	“NAL-16-31” および “NAL-25-31” 二段ロケット結合部の曲げ剛性試験	1968年5月	中井 暎一, 飯田宗四郎 高木 俊朗, 安藤 泰勝 菊地 孝男
TM-137	ロケットの三次元の運動の方程式および HITAC 5020 による軌道計算のためのプログラム	1968年5月	毛利 浩
TM-138	片持板の振動解析に関する考察	1968年6月	塙 武敏, 越出 慎一 林 洋一
TM-139	薄板構造の疲れき裂伝ば実験	1968年6月	竹内 和之, 野原 利雄 飯田宗四郎
TM-140	二次元スラットおよびスロテッドフラップの実験的研究(II)	1968年7月	犬丸 矩夫, 北村 清美
TM-141	超音速二次元翼列予備実験風洞について	1968年7月	近藤 博, 坂口 一 八山 優, 高森 晋
TM-142	二次元スラットおよびスロテッドフラップの実験的研究(III)	1968年7月	犬丸 矩夫, 高橋 侔
TM-143	端面一体巻きフィラメント・ワインディング容器の静圧強度および疲れ強度	1968年8月	竹中 幸彦, 朝田 洋雄 野口 義男
TM-144	真ひずみ計の試作	1968年8月	竹中 幸彦, 朝田 洋雄 野口 義男
TM-145	スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム	1968年8月	戸川 隼人, 石黒登美子 山本 浩道
TM-146	双発 STOL 機の飛行試験 —実用運用包囲線および離着陸特性—	1968年8月	幸尾 治朗, 岡 遠一 塚野 雄吉, 鎌田 幸男 小野 孝次
TM-147	浮動振子型加速度計の試作	1968年9月	大月 正男, 鈴木 孝雄 円 居繁治
TM-148	吹出しフラップ翼の高揚力特性	1968年9月	小橋安次郎, 宮沢 政文 西 武徳
TM-149	NAL-16-TR ロケットの研究試作	1968年10月	ロケット性能研究室
TM-150	リフトジェット VTOL機 の着陸における水平方向の減速について	1968年11月	西村 博史
TM-151	フラッタ解析法の再検討 —フラッタ解析法の研究 その1—	1968年12月	市川 輝雄
TM-152	ノズル内の突起物によるロケットエンジンの側分力	1969年1月	檜崎 哲二, 中野 富雄
TM-153	FA-200 改機の風洞試験 (I) プロペラ付き	1969年2月	広末 健一, 坂井 紀穂 高橋 宏, 綿貫 忠晴
TM-154	FA-200 改機の風洞試験 (II) 高揚力装置付き	1969年2月	広末 健一, 木村 友昭 高橋 宏, 綿貫 忠晴
TM-155	極超音速風洞 M7ノズル較正試験	1969年2月	橋本 登, 吉沢 昭 穂積 弘一
TM-156	自動制御系の動特性を計数型電子計算機により模擬するための汎用プログラム	1969年3月	戸川 隼人, 丸山 治雄
TM-157	機上用超小形エンコーダの研究	1969年3月	中 正夫, 山本 芳樹 大石 晃
TM-159	可動アイアンバードによる姿勢制御の実験	1969年5月	西村 博史, 藤枝 郭俊
TM-160	極超音速風洞計測装置について	1969年7月	長洲 秀夫, 吉沢 昭 松崎 貴至

# 自動追尾型風向風速測定器\*

川 橋 長 勝\*\*・中 谷 輝 臣\*\*\*

## Automatic-Tracking-Type Flow Direction and Velocity Meter

Nagakatsu KAWAHATA, Teruomi NAKAYA

An automatic flow meter which can be used for the measurement of the velocity and the direction of wind flow in a localized flow field has been developed.

Its main part consists of a pitot head, pressure transducers, and servo mechanisms which enable the pitot head to rotate and follow the flow direction.

The pitot head is composed of five small tubes, one at the center and four on the periphery, having a cross-like shape in the frontal view. These tubes are soldered together and enclosed within an outer shell tube, the space between them being filled up. The four periphery tubes are cut off at 60 degrees apex angle so that the tip of the pitot head is something like a truncated pyramid with pressure tapings on the four side faces and on the apex.

The pitot head is mounted on a circular-arc guide rail and can be rotated by a servo motor around its pitch axis, and the guide rail and the pitot head can also be rotated as a whole around their yaw axis. Both of these axes are aligned to pass through the tip of the central tube, so that the pitot tip keeps its position during the rotation.

The pressure difference taken from each pair of pressure tapings situated on opposite side of the central tube gives the signal of the direction of the flow (pitch and yaw, respectively).

The principle for determining the flow speed by this device is that the pressure difference between the central hole and any one of the others is proportional to the dynamic pressure of the flow, and that its proportional constant is unique for the truncated pyramid type head when it is aligned with the flow direction. The instrument was tested in a wind tunnel over a wide range of flow speeds and was found to be efficient.

The accuracy in the directional finding of this instrument is better than 0.5 degrees at a flow velocity higher than 8 m/sec. The error of the measurement of the flow velocity is about  $\pm 1.5$  m/sec and it is clearly caused by noise in the electric circuit.

Because of its smallness and the simplicity of its mechanism, the instrument is expected to be widely applied in the field of flow measurements.

A measured flow field behind a wing immersed in the propeller slipstream is presented as an example of the application of this instrument.

The frequency response characteristics measured in a fluctuating flow are also shown.

### 1. ま え が き

風洞試験において、気流中の風向と風速を測定したいという要求がしばしばおこる。たとえば、高性能の高揚力装置を持つ航空機の全機模型試験等においては、六分力試験結果を解析して空力特性を検討するさいに、模型近傍の気流の状態を知りたくなる場合が多い。従

来、広く用いられている気流糸による目視法は、定性的な限られた情報しか得られないので、それに変わる気流のパターンの定量的な測定方法が望まれている。この場合に、計測器に要求される性能として、次の項目があげられる。

- (1) 風向(down wash, side wash)と風速が同時に測れること。
- (2) 空間の任意の位置で点としての測定が可能なこと。
- (3) 測定対象である流れが気流の乱れ(turbu-

\* 昭和44年10月15日受付

\*\* 新型航空機部

\*\*\* 空気力学第二部

- lence) よりもマクロな現象であること。
- (4) 遠隔操作可能なこと。
  - (5) できるだけ小型で安定性\*に富むこと。
  - (6) 周波数特性は、連続トラバースによる測定が可能な程度に良好であること。

このような要求を満たすものとして、ピラミッド型頭部を持つ5孔ピトー管の圧力差を利用する方法と、熱線風速計による方法が考えられる。後者は、きわめて周波数特性が良好であり、前述の要求条件はもちろん、turbulenceのようなミクロ的非定常特性の検出にも向いている反面、熱線の酸化による特性変化、温度によるドリフト非線形特性等電気的安定性ならびに堅固さに疑問があるため前者の方法を採用することにした。すなわち、ピラミッド型頭部を持つ5孔ピトー管の上下、左右(down wash, side wash)の圧力差が常に零になるようにピトー管の向きを、その頭部先端を中心に回転させ、常に風に正対するように自動追尾するものである。この型式の風速測定器を試作したので、その若干の特性と構造について述べる。

このような自動追尾型測定器は二次元的流れの測定においてすでに実用化されている<sup>4)</sup>。しかし三次元的な流れの測定用に試作し実用したものとしては最初であろう。

なお、この測定器の分解能は、風速 8 m/sec 程度で、0.5 deg 以下である。本器による 実際の計測例に関しては 文献2) を参照されたい。

## 2. 原理および構成

まえがきで述べたごとく、風速と風向が同時に計測

\* 模型に対し、より小型でなければならず、そのため、風圧に対する強度の問題およびそれによる変換器の振動、電気的 balance が必要ならその安定性も含める。

でき、しかも、空間中の任意に希望する場所<sup>1)</sup>で点としての測定が可能であり、また、比較的ゆっくりとした風向風速の変化に対して自動的に追尾して、電気的アナログ量で測定できることが本測定器の特徴である。

ピトー管の先端を中心として偏揺れ軸、縦揺れ軸のまわりにピトー管を回転させることにより、ピトー管頭部は空間中の固定点でその位置を変えずに“向き”だけのある角度範囲内で自由に変えることができる。したがって、ピトー管頭部で流れの方向を検出できるならば、その検出量を利用し、サーボ系を使って電気的にピトー管の先端まわりに自由にその向きを変え得るから、ピトー管の先端が常に流れに正対するように自動追尾させることができる。この時のピトー管の“向き”を調べれば、それが流れの方向となる。

一方風速に関しては、ピトー管の先端が常に流れに正対しているとしても、通常のピトー管のように総圧孔と、後方の平行部にあけた静圧孔の圧力差から動圧を求め、さらに速度を求める方法は、この場合適当ではない。それは、総圧は希望点のものであるにもかかわらず、静圧は空間的にかなり異なった点のものであってわれわれの要求を満たすものではなく、特に流れの様相が空間的に著しく変化している場所では、ピトー管の先端は流れに正対していたとしても、その平行部分には横断流が存在し、その影響が大きいからである。しかるに、本測定器のように四角錐台型頭部を持つピトー管では、本節第1項(b)で述べるように、特殊な使い方によって平行部の静圧を測定することなく、頭部のみ<sup>2)</sup>の検出量から風速を求める方法を考案した。これによって空間中の希望点における風向風速の点としての測定を可能にすることができた。

全体としての系は、図1のようなブロック図にまとめられる(各部の説明は以後に与えられる)。測定器自身の概略図とその写真を図2に示す。縦揺れ方向の回

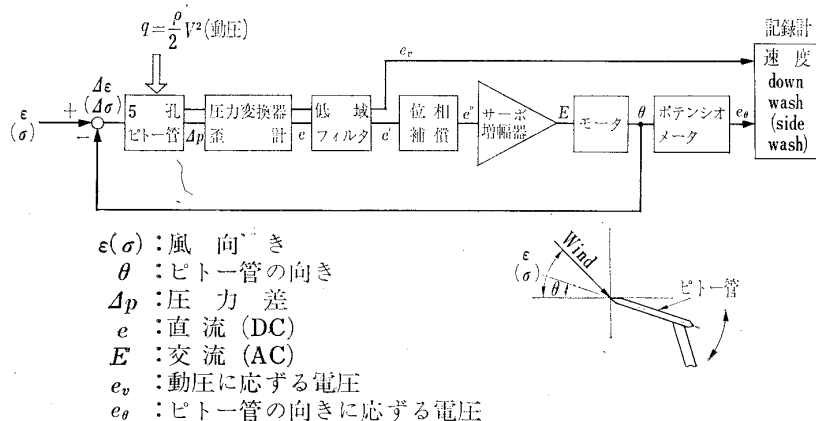


図1 風向風速測定器のブロック図

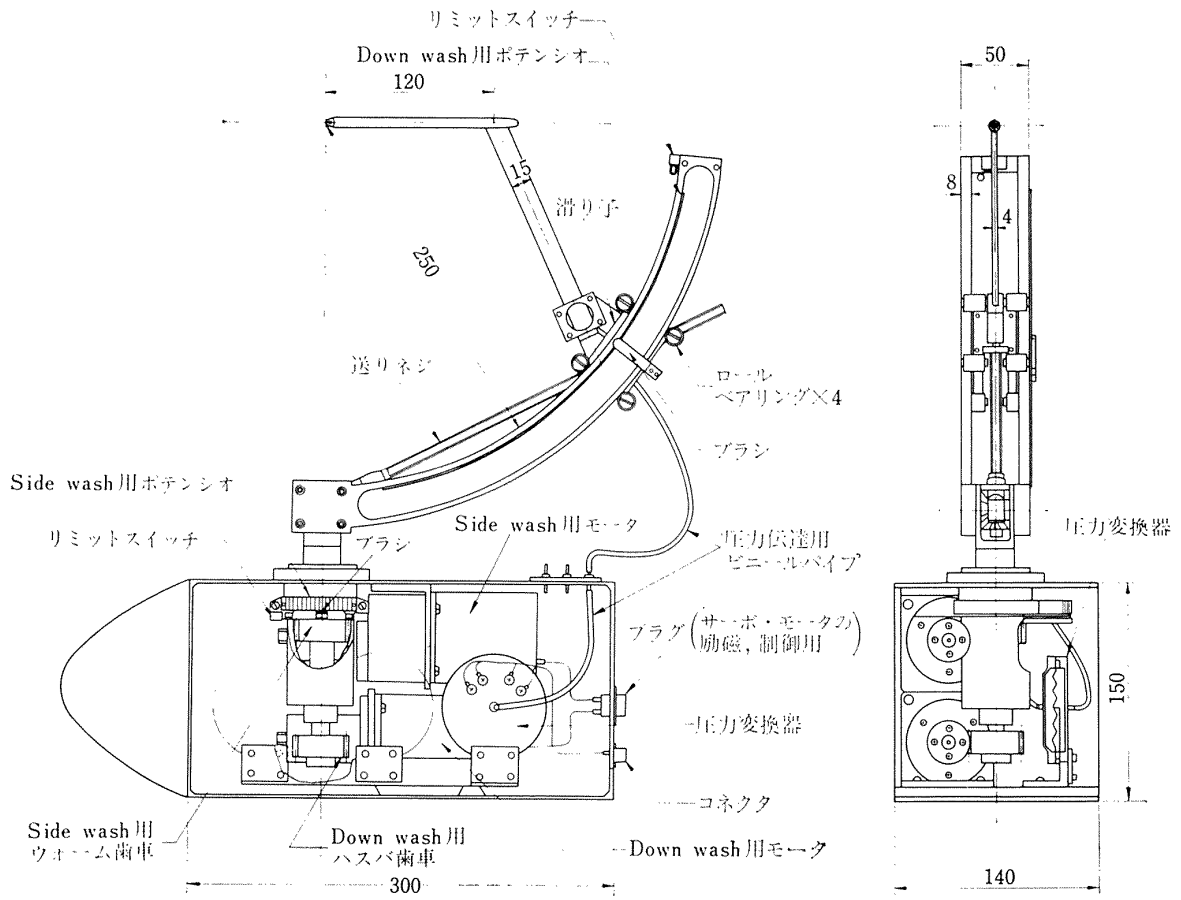


図 2 (イ) 測定器本体概略図

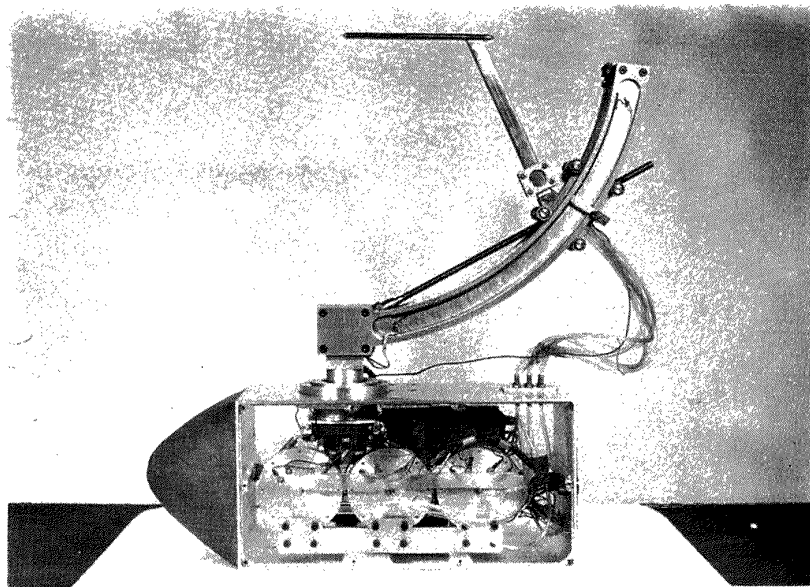


図 2 (ロ) 測定器本体

転は、図の円弧状のガイドレールの上を滑る滑り子によって行なわれ、偏揺れ方向は、ピトー管の先端を含む鉛直線のまわりに、円弧状のガイドレール、滑り子とともにピトー管が一体となって回転することによって行なわれる。

以下、各部について、その概略を述べる。

(1) 四角錐台型頭部 (ピトー管)

ピトー管の頭部を頂角60degの角錐台状に切り落したもので、それぞれの面(五つの面)に内径0.8mmの圧力測定孔を持つ(図3参照)。この部分によって、風向あるいは風速に応じた圧力差を作り出す。

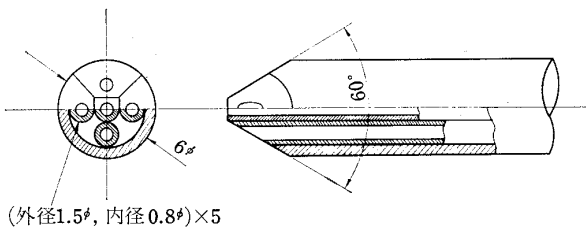


図3 5孔ピトー管頭部

(a) 角度検出

ピトー管が流れに正対しない時、斜めに切り落された部分に対する流れの対称性が失われ、その部分に取り付けられた上下、左右それぞれ一対の測定孔の圧力に差を生じ、非対称性に応じた差圧を検出することができる。この場合の感度、すなわち風向変化に対する

圧力係数  $C_p$  の変化率は、頂角の鋭さに依存する。本測定器の場合、実測すると図4に示される特性となり、小角度範囲では、感度を表わす式が次のように表わされる。

$$\frac{\partial C_p}{\partial \sigma} \approx 0.07 \quad (\text{deg}^{-1}) \quad (1)$$

$$C_p : \text{圧力係数} \triangleq \Delta p / \left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right) \quad (2)$$

$\Delta p$  : 圧力差 (kg/m<sup>2</sup>)

$\rho$  : 空気密度 (kg・sec<sup>2</sup>/m<sup>4</sup>)

$V$  : 主流速度 (m/sec)

ただし、頂角 60 deg

図4の実測値に示す通り、レイノルズ数効果はあまり認められない。また、実際に使用する時は自動追尾機構によって、角度偏差(風向とピトー管の方向のなす角)は常に小さいため、図4の直線性は問題にならない。

(b) 速度検出

前にもふれたように、ここで採用された速度検出法は通常のピトー管による速度検出(動圧検出)方法と異なり、本測定器の大きな特徴である。

ピトー管が角度の自動追尾機構によって、常に流れに正対しているものとする(ピトー管の先端で正対)と、総圧は頭部5孔のうち、流れに垂直な面内に開口した中央の総圧孔によって得られる。一方、静圧は通常ピトー管のように先端から5~6倍直径程度後方の平行

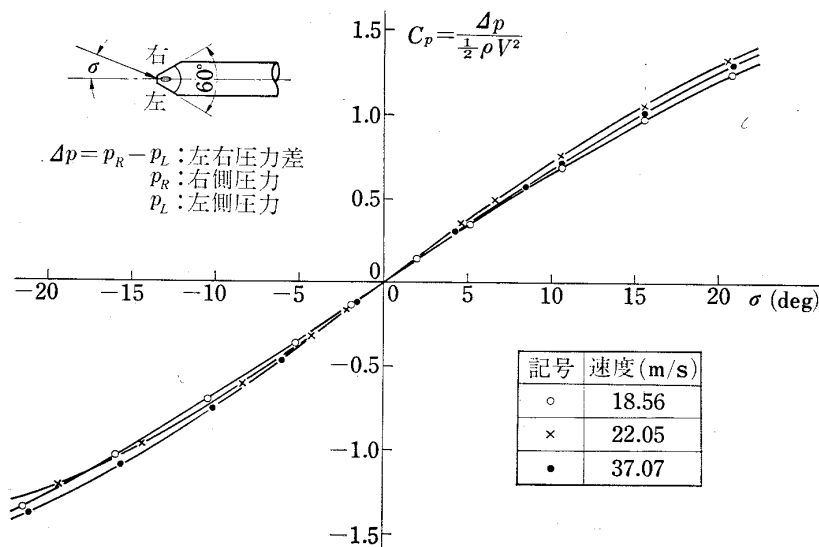


図4 5孔ピトー管の角度に対する感度(実験値)

部にあけた静圧孔によって測定する方法は前述の理由から好ましくない。それで、本測定器においては、総圧孔圧力  $p_o$  と斜めに切り落した部分の局所的静圧  $p_i$  から速度を検出する方法を用いた。ピトー管頭部が流れに正対しているとき、流れが頭部の角錐台に沿って速度  $v_i$  で流れるものとするれば、

$$p_o - p_i = \frac{1}{2} \rho v_i^2 = \alpha \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (3)$$

ただし 
$$\alpha = \left(\frac{v_i}{V}\right)^2 \quad (4)$$

と書けるから、実験的に係数  $\alpha$  を決定すれば真の動圧が得られる。この係数  $\alpha$  は四角錐台型頭部の頂角に依存するが、頂角 60deg の場合の実験結果を図 5 に示す。これによれば、本測定器の場合、

$$p_o - p_a = K \frac{1}{2} \rho V^2, \quad K=1.024 \quad (5)$$

$$p_i - p_a = k \frac{1}{2} \rho V^2, \quad k=0.330 \quad (6)$$

ここに  $p_a$  : 基準圧力 (静圧)

$K, k$  : ピトー係数

より、 
$$\alpha = K - k = 0.694 \quad (7)$$

のごとく  $\alpha$  が得られ、実験された速度範囲では直線性もすぐれ、ピトー管の頭部のみで速度を測ろうとする所期の目的を満足する。ただしこのような速度の測定法は文献 3) にすでに述べられているので特に新しい方法ではない。

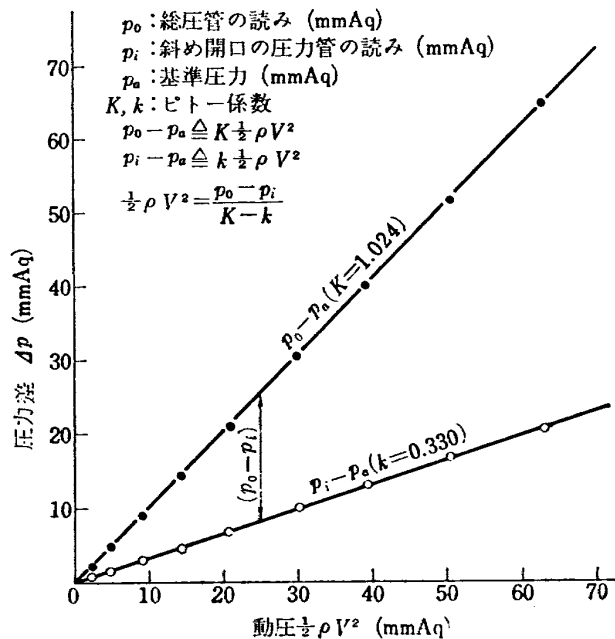


図 5 5 孔ピトー管の総圧特性

(2) 圧力変換器およびひずみ計

圧力変換器は図 6 に示すようなダイヤフラム型のもので、down wash 検出用 (ピトー管の上下圧力測定孔の差圧を検出する), side wash 用 (ピトー管の左右圧力測定孔の差圧を検出する), および速度検出用 (ピトー管の総圧孔と他の任意の一つの圧力測定孔の差圧を検出する) の 3 個がある。差圧によって生じるダイヤフラムの変位は燐青銅の板バネの曲げに変えられ、それに取付けられたひずみゲージ (4 ゲージ方式) により電気量に変換する。燐青銅の板バネの剛性が低いほど感度は良くなるが、零点付近での安定性を欠くため、剛さはダイヤフラムとの兼ね合いで適当に選ばねばならない。本測定器では、バネの厚さを種々に変えて実験し、結局、厚さ 0.37 mm のものを選んだ。この時、得られる性能は図 7 のごとくなり、感度 (差圧に対する板バネのひずみ) は、

$$G_t = \frac{\text{Strain}}{\Delta p} \cong 10.8 \quad (\mu\text{strain/mmAq}) \quad (8)$$

である。

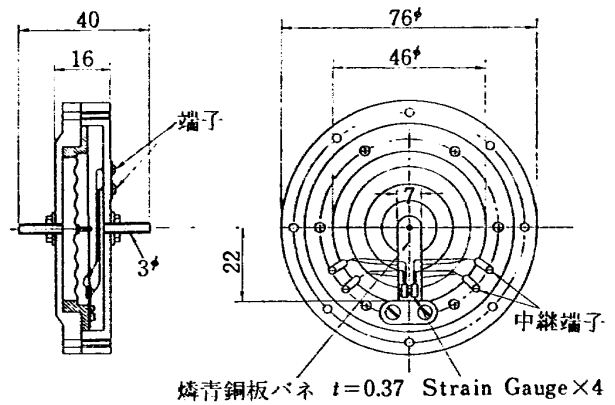


図 6 圧力変換器 (4 Gauge Type)

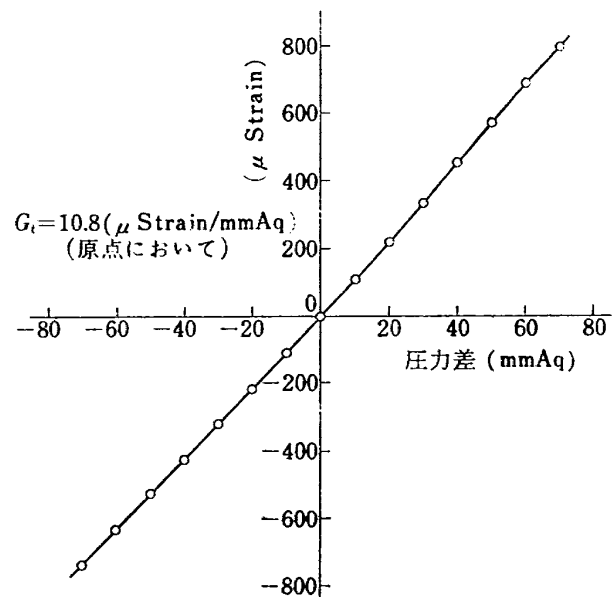


図 7 圧力変換器感度特性の一例

通常この種のひずみゲージの励起には交流ひずみ計が使われるが、本測定器では直流方式を採用した。これは、変換器とひずみ計の位置がきわめて遠くなり得るため(航技研大型低速風洞で使用する場合等)、途中のケーブルが長くなって交流励起では、容量バランスがとりにくいからである。使用するひずみ計は高利得の直流増幅器を備えており、本測定器の常用ゲインで

$$G_s \triangleq \frac{\text{Output}}{\text{Strain}} = 2.52 \text{ (mV/}\mu\text{ strain)} \quad (9)$$

である。なお、この増幅器の利得はかなり絞った場合の値である。また、増幅器の周波数特性は100Hzまで平坦な特性のものである。

(3) サーボ増幅器

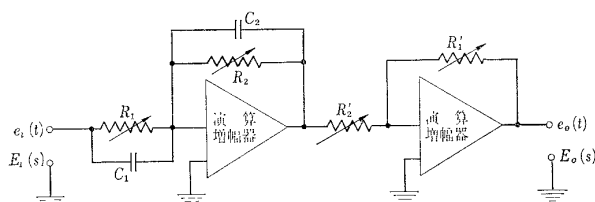
ひずみ計の出力は、そのノイズを減ずるために低域ろ波器(遮断周波数12Hz)を通して、風速の計測量は記録器へ、流れとピトー管のなす角度偏差に依ずるものは、モータを含む機械系の応答速度改善のための位相進み回路を通してサーボ増幅器に導びかれる。

位相進み回路は演算増幅器によって図8のように構成されている。

サーボ増幅器はきわめ初歩的なプッシュプル型真空管式チョッパーアンプでその静特性を図9に示す。本測定器に使用される交流二相サーボモータの特性を考慮して、最大出力電圧を適当に押えてあり、常用ゲインは線形部分で

$$G_p \equiv \frac{E_o}{E_i} \cong 860 \cong 37.4 \text{ (db)} \quad (10)$$

である。



伝達関数： $\frac{E_o(s)}{E_i(s)} \cong \frac{1 + C_1 R_1 s}{1 + C_2 R_2 s} = \frac{1 + T_1 s}{1 + \alpha T_1 s}$ 、ただし  $\frac{R_2}{R_1} \cong \frac{R_2'}{R_1'}$   
 $T_1 = C_1 R_1$ ,  $\alpha = \frac{C_2 R_2}{C_1 R_1} < 1$

図8 位相進み補償回路

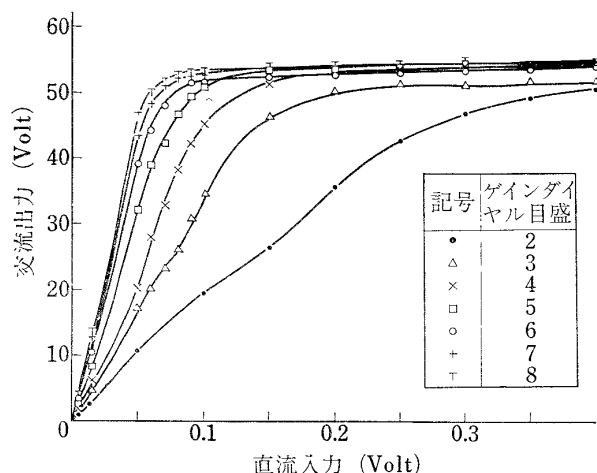


図9 サーボ増幅器の特性

(4) 二相サーボモータ

サーボ増幅器の出力は、2個の50 Hz 二相サーボモータに導びかれ、歯車機構を通じて down wash, side wash の変化に応じてピトー管の頭部を中心として回転させる。サーボモータの主要性能を表1に示す。

(5) 角度指示法

ピトー管の回転角を down wash, side wash 用のポテンシオメータによって検出し記録される。較正は、本測定器の支持具合およびポテンシオメータの印加電圧によって異なるため、実験開始に先だて、その都度行なわれる。

(6) 外部制御回路

実験中、気流の方向を自動追尾中でも、スイッチの切り換えによって、その追尾ループを切り離し、ピトー管の向きを強制的に外部から任意に変えることができる。これは、測定器本体に内装された角度指示用ポテンシオメータとサーボ増幅器側に取り付けた可変抵抗器とでブリッジを構成し、その不平衡電圧を利用するものである。この装置によって、実験中あるいは実験準備中を問わず遠隔操作によってピトー管の向きを任意に設定でき、この外部制御回路は本測定器に不可欠の装置である。また、down wash あるいは side wash の絶対値がきわめて大きいとき、それぞれの回転角範囲に対する機械的境界を越える場合がある。これに対する安全対策として、それぞれの機械的境界にリミットスイッチを備え、試験中にこの境界を越えようとするとき、自動的に上述の外部制御回路に切り換わ



るようになっている (図10参照)。

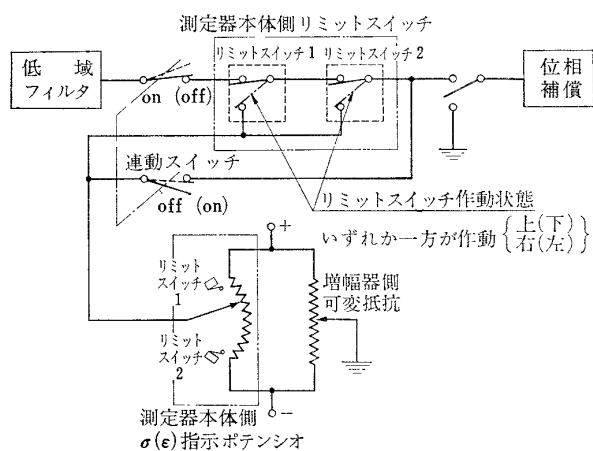


図 10 外部制御回路

以上、各部の構成とその原理の説明と若干の部分的性能について述べた。

### 3. 性 能

前節の各部についての特性から全体としての性能が

計算できる。この種の測定器の静的性能として問題となるのは、その分解能である。特に本測定器の場合、前述のようにループのエネルギー源として流れの動圧が利用されているので、分解能は流れの速度によって異なる。前節の各部の感度あるいはゲインより、角度偏差 (流れの方向とピトー管の方向のなす角) に対するサーボ増幅器の出力は、次のように得られる。

$$\frac{\text{サーボ増幅器出力}}{\text{角度偏差}} = \left( \frac{\text{サーボ増幅器}}{\text{ゲイン}} \right) \times \left( \frac{\text{ひずみ計}}{\text{感 度}} \right) \times \left( \frac{\text{圧力変換器}}{\text{感 度}} \right) \times \left( \frac{\text{ピトー管}}{\text{感 度}} \right) \quad (11)$$

すなわち、(サーボ増幅器出力)/(角度偏差) : ( $\Delta E/\Delta\sigma$ ) は、(1), (2), (8), (9), (10)式より

$$\begin{aligned} \frac{\Delta E}{\Delta\sigma} &= G_p \cdot G_s \cdot G_t \cdot \left( \frac{\partial C_p}{\partial \sigma} \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \right) \\ &= 860 \times (2.52 \times 10^3) \times (10.8 \times 10^{-6}) \\ &\quad \times (0.07 \times \frac{1}{2} \rho V^2) \\ &= 1.638 \times \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (\text{Volt/deg}) \quad (12) \end{aligned}$$

表 1 二相サーボモータの主要性能

周 波 数 Hz	50/60	最大出力点の回転数 rpm	1650/1650
励 磁 電 圧 V	100/110	ローターイナーシャ gr-cm <sup>2</sup>	16
制 御 電 圧 V	50/55×2	時 定 数 sec	0.009
最 大 出 力 W	5	制 御 Ω インピーダンス(静止時)	520/575
励 磁 相 入 力 W	16	起 動 加 速 度 rad/sec <sup>2</sup>	32,000
無 負 荷 回 転 数 rpm	2750/3300	無 負 荷 起 動 電 圧 V	3
停 動 ト ル ク kg-cm	0.53/0.53	移 相 コ ン デ ン サ μF	4/3
最大出力点のトルク kg-cm	0.3/0.3	重 量 kg	0.8

ここに

$\Delta E$  : サーボ増幅器出力 (Volt)

$\Delta \sigma$  : 角度偏差 (side wash)\* (deg)

この関係が図11に示されている。一方、サーボモータの特性(表1)から、起動電圧は 3 Volt 以上必要である。このことから、かりに 0.5 deg の角度偏差に対してモータが起動しうるためには、上述の  $\Delta E/\Delta \sigma$  は 6.0 Volt/deg 以上が要求される。したがって、図11から風速 8 m/sec 以上で実験すれば所望の分解能が得られるはずである。しかしながら、動力伝達のための歯車機構の“遊び”によるピトー管の向きの誤差は  $\pm 0.125$  deg 程度であり、結局  $\pm 0.63$  deg の精度を得るのに風速 8 m/sec 以上で実験することが必要となる。この精度は高い風速で実験するほど良くなり究局的には  $\pm 0.125$  deg 程度の精度を得ることができる。

また、速度に関する精度は、ひずみ計の増幅器の精度とピラミッド型頭部を持つピトー管の頂角に支配される。一般に、頂角を鋭くすれば、風向風速ともその感度は良くなるが、点としての測定という意味が失われて来る。本測定器の場合、おもにひずみ計の増幅器の精度に支配され、 $\pm 1.5$  m/sec 程度である (これは主流速度に依存しない)。

\* down wash の場合も同様にして  $\frac{\Delta E}{\Delta \epsilon}$  が求められる。

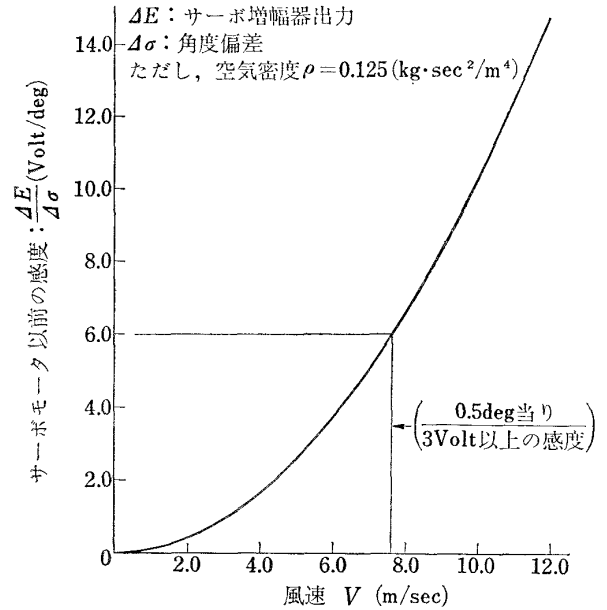


図 11 サーボモータ以前の感度と風速

一方、この測定器の周波数特性も重要な問題であるが、実験によれば図12のようになる。down wash に関しては、ほぼ 0.2 Hz, side wash に関しては 0.3 Hz 程度までの変動に対して十分な追尾特性を示すと思われる。また、本測定器を使った実際の測定例<sup>2)</sup>においてこの程度の追尾特性で支障がないことが確かめられた。

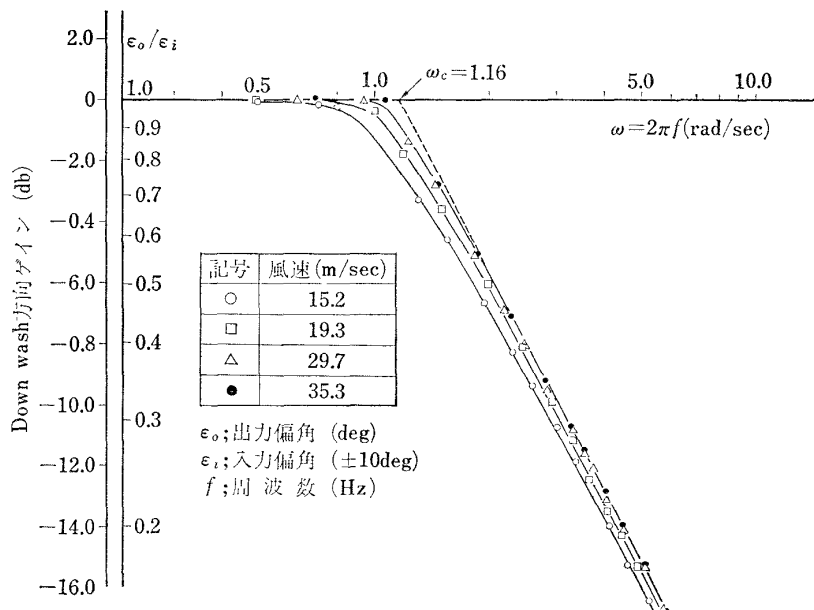


図 12(イ) Down wash 方向ゲイン特性

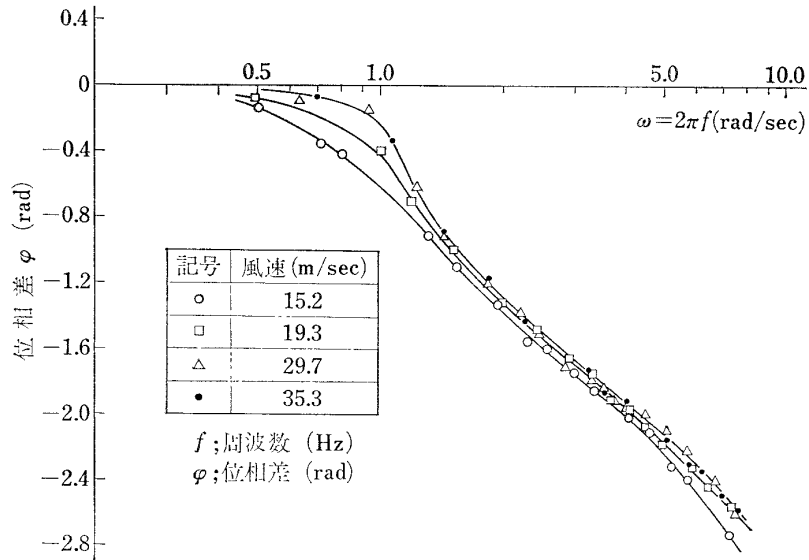


図 12(ロ) Down wash 方向位相特性

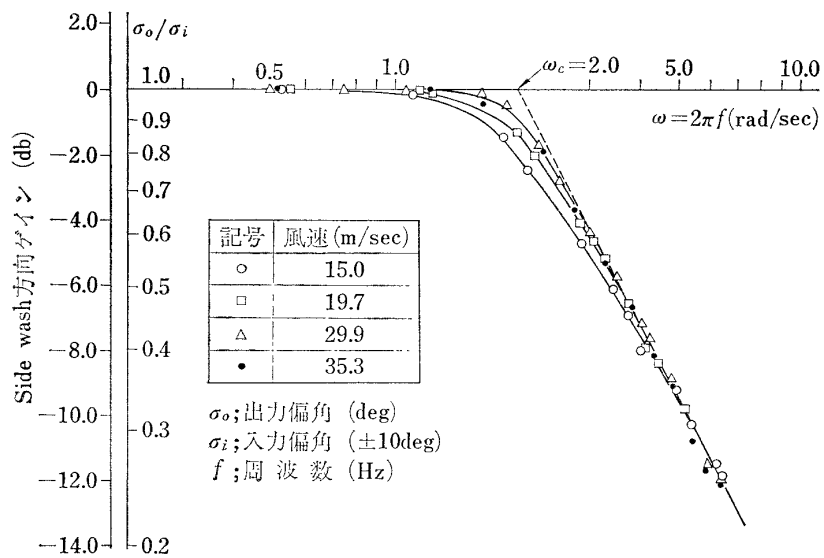


図 12(ハ) Side wash 方向ゲイン特性

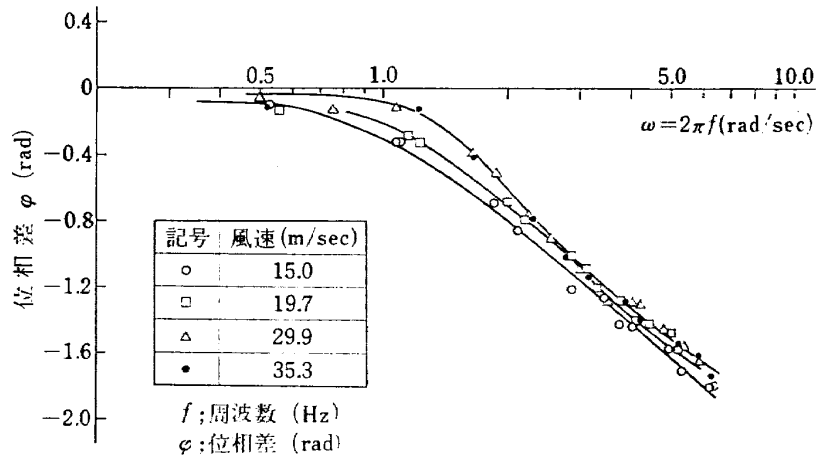


図 12(二) Side wash 方向位相特性

#### 4. むすび

自動追尾型風向風速測定器を試作し、その原理と各部の構成および性能について述べた。

本測定器の特徴は、風向に対する自動追尾と、風向風速とも希望の場所で点としての測定が可能なことである。特に、風速検出において、中央の総圧管と頭部角錐台の任意の斜めの面上の開口した管との圧力差が動圧に比例することを利用したのは全く新しい試みである。

風向の追尾精度に関しては、風速の上昇とともに良くなり、本測定器によって  $\pm 0.5$  deg 以内の精度で測定するには、ほぼ風速 8 m/sec 以上で測定すべきであることを示した。しかしながら、チャタリング防止等の対策を考えることによって、さらにゲイン  $\Delta E/\Delta \sigma$  [(12)式]を上げることが可能になり、一層精度の高い測定が可能である。また、風速測定精度は、ほぼ  $\pm 1.5$  m/sec であり、本測定器の場合、そのおもな原因は電気系統の雑音信号によるものである。

周波数特性に関しては、測定対象の非定常性に特別な考慮を払わなかったため、折点周波数は 0.2~0.3 Hz と低いが、電氣的、機械的に応答速度を高めるための改良の余地が多く残されており、この型の風向風速測定器でもかなり折点周波数を大きくしうると思われる。しかしながら、風洞における普通の定常現象の測定に対しては本器の程度で十分であることが実証されている<sup>2)</sup>。

本風向風速測定器を使って流れの場を測定した一例

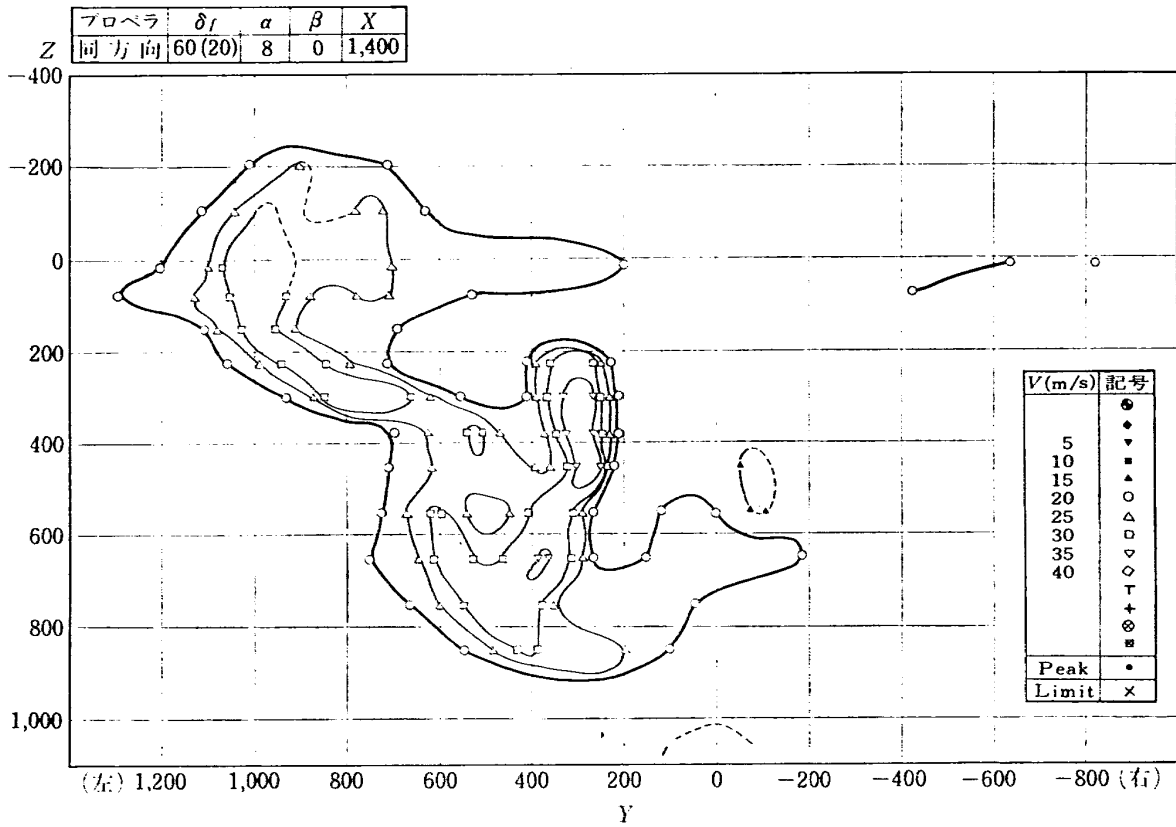
を付図 1, 2, 3 に示す。これらは、ほとんど全翼幅にわたって同方向回転のプロペラ後流におおわれたフラップ下げ角  $\delta_f = 60^\circ$  (外),  $20^\circ$  (内) の翼を持つ STOL 機の迎え角  $\alpha = 8^\circ$ , 横すべり角  $\beta = 0^\circ$  の状態における水平尾翼付近の Y-Z 面内の流れの場である。 $\epsilon$ ,  $\sigma$ ,  $V$  はそれぞれ down wash 角, side wash 角, 風速を示し, X, Y, Z (mm) は、模型空力中心からの測定点の位置を示す。詳細は文献 2) を参照されたい。

データ処理に関しては、計測点が増すとそのデータ量は膨大になり、また計測中監視の上からも流れのパターンを知りたくなるため、オンラインのデータ処理機構を設けることが望ましく、今後に残された問題である。

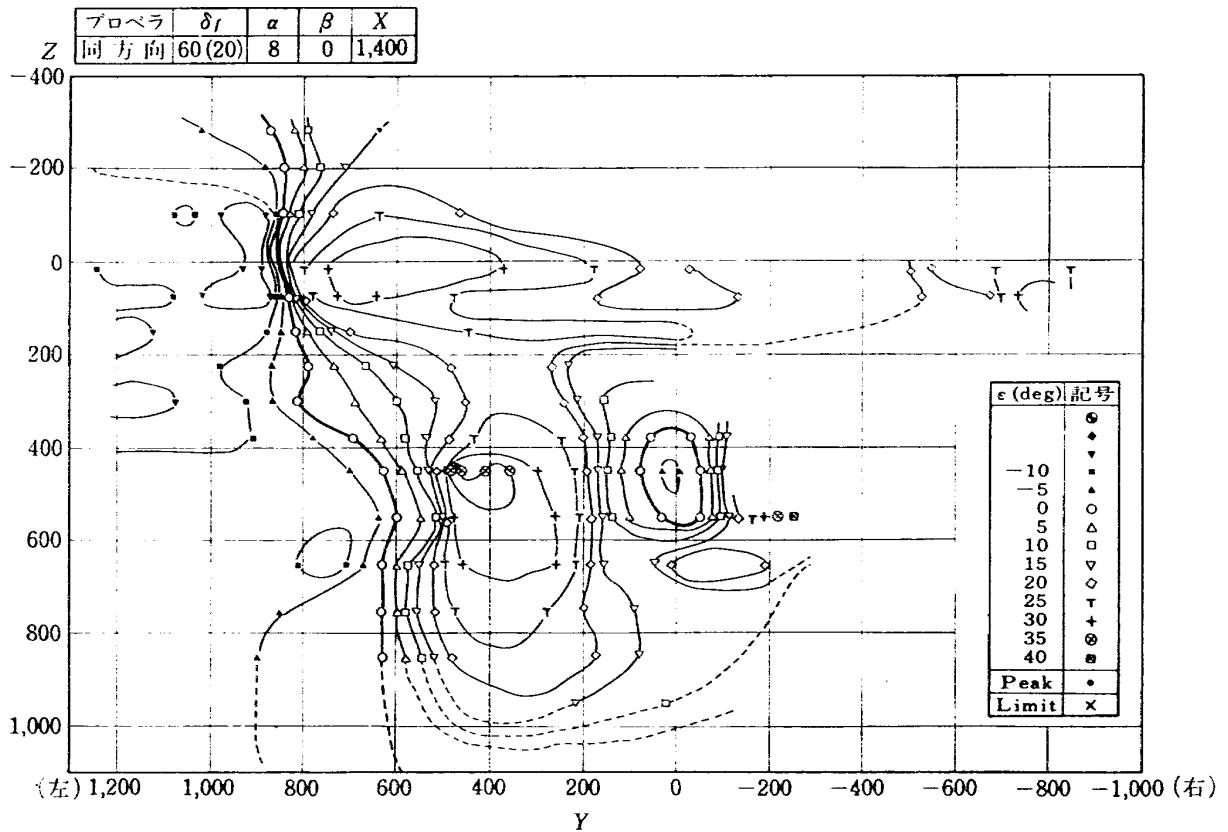
終わりに、この風向風速測定器の開発にあたって、幾多のアイデアと有益な助言の数々を提供していただいた小橋安次郎北海道大学工学部教授に心から感謝を捧げる。また、開発にあたって種々の便宜を図っていただいた、高木廣治飛行実験部長、犬丸矩夫室長(新型航空機部第 2 研究室)、実験を手伝っていただいた、鈴木友昭技官に謝意を表す。

#### 文 献

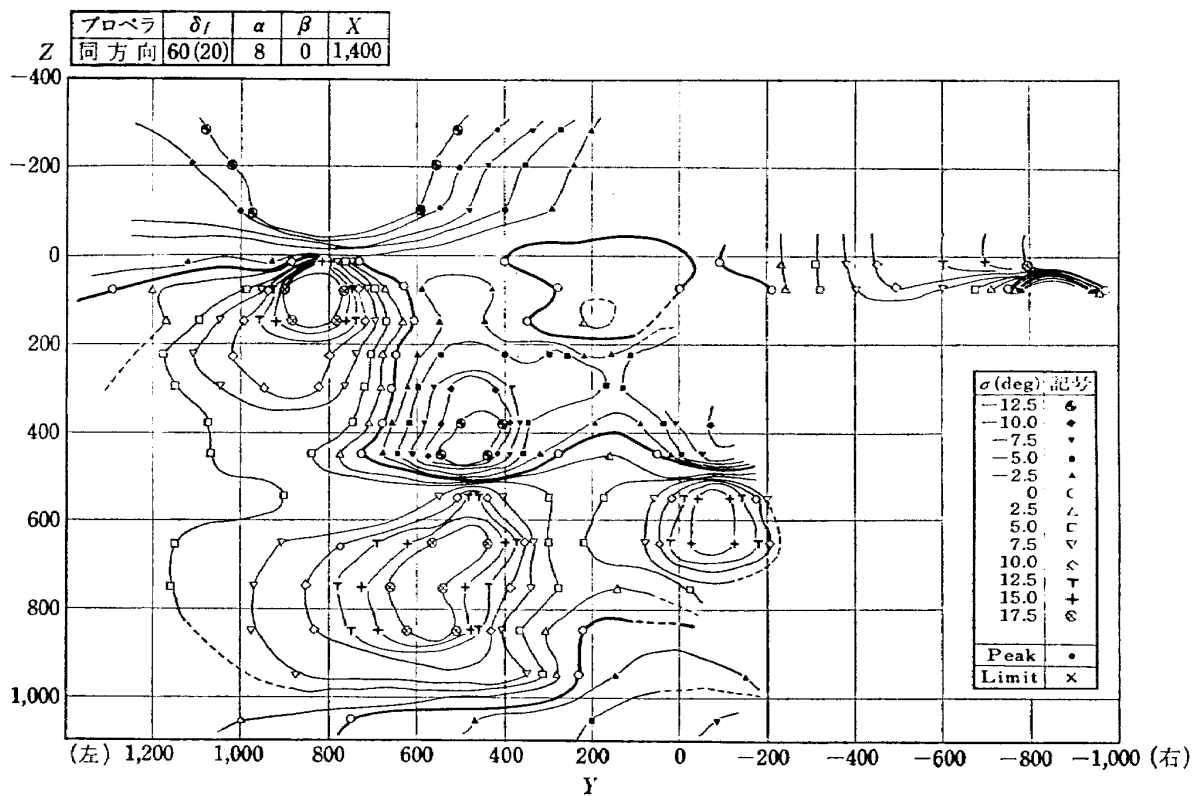
- 1) Alan Pope; Wind-Tunnel Testing, John Wiley & Sons Inc., Oct. 1961.
- 2) Inumaru N., others; Shall be publish as NAL TR-197T, 1970.
- 3) Bryer D. W., others; ARC R&M No. 3037, 1955.
- 4) 近藤博ほか; 航技研報告 TR-44, 1963.



付図 1 流れの場の測定例(風速分布)



付図 2 流れの場の測定例 (Down wash 分布)



付図 3 流れの場の測定例 (Side wash 分布)

TM-161	燃料蒸発管に関する研究(Ⅱ) —加熱蒸発管の燃料未蒸発分捕集—	1969年8月	鈴木邦男, 田丸 卓 乙幡安雄
TM-162	境界層内圧力変動および板の振動変位の測定(I)	1969年9月	藤森義典, 山崎 浩
TM-163	ある双発プロペラ STOL 機の動安定風洞実験	1969年9月	別府護郎, 鈴木友昭
TM-164	ブレードのフラッピング運動をバネで拘束したロータのピッチダンピングについて	1969年10月	別府護郎, 岡遠 一
TM-165	フェノール系複合材の環境試験結果	1969年11月	古田敏康, 野口義男
TM-166	ガスタービン用缶形燃焼器における燃焼領域のガス組成と燃焼状態	1969年11月	大塚貞吉, 斎藤 隆吉 堀内正司, 本間 幸吉 宮坂 彰
TM-167	YS-11A-300 型輸送機の胴体疲労試験—中部胴体前方大型貨物口部および後方乗降口部付近—	1970年1月	竹内和之, 川島矩郎 熊倉郁夫, 松岡陽一
TM-168	ダンピングメータの試作	1970年2月	柳沢三憲
TM-169	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定(I)	1970年2月	相波哲朗
TM-170	JRエンジンの燃焼器におきた振動燃焼	1970年2月	鈴木邦男, 石井浅五郎 山中国雅
TM-171	缶形燃焼器(低圧, 低温系)試験設備による航空計器の氷結(着氷)試験	1970年3月	鈴木邦男, 相波哲朗 本間幸吉, 服部宣夫

注：欠番は配付先を限定したもの。

---

## 航空宇宙技術研究所資料172号

昭和45年3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) ☎182

印刷所 一誠社総合印刷株式会社  
東京都武蔵野市御殿山1-6-10

---

