

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-971

球形五孔型ピトー管の特性

坂井紀穂・稲垣敏治

1988年4月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

球形五孔型ピトー管の特性*

坂 井 紀 穂** 稲 垣 敏 治**

Characteristics of a Five-Hole Spherical Pitot Tube

Toshiho SAKAI, Toshiharu INAGAKI

ABSTRACT

A five-hole spherical pitot-tube produced for experimental purposes has been tested for measuring such air-data as velocity, angle of attack, sideslip angle and static-pressure of aircraft.

There are few cases in measuring the static-pressure by five-hole spherical pitot-tube, although the measurements of air-speed, angle of attack and sideslip-angle are well known. Since the five-hole spherical pitot-tube is normally installed at a position far from the lifting surface, one can expect to measure the static-pressure without position-error.

At first, wind-tunnel tests of the five-hole spherical pitot-tube were conducted. The pressure on the surface of the sphere was different from that estimated by theory. Such a difference between theory and practice induced considerable adverse effects on the accuracy of the measured air-data. So, by using new revised equations based on the results of the wind-tunnel tests, we were able to estimate all the air-data with much more accuracy.

Next, we made some flight-tests in order to ascertain position-error in free static-pressure measurements. The tests were performed under such conditions as level-flight, steady-turn, landing and take-off during the experiments. The static-pressure measured by the five-hole spherical pitot-tube agreed well with measurements taken with a swivel-pitot and the resulting air-speed has been shown to be almost the same as that obtained from the position-error correction chart, which was made by the speed-course method.

1. ま え が き

球形五孔管を用いてエアデーター迎え角、横滑り角、対気速度および静圧—の計測を試みた。五孔管による迎え角、横滑り角などの計測は数多く行われているが静圧の計測はその例をあまり見ない。

航空機における静圧の計測は気圧高度、対気速度

を得るために欠くことができない。風洞などでは測定部で流れがほぼ一様であるため側壁などに取付けたピトー静圧管を使って比較的容易に静圧を測定することができるが、航空機においては機体各部の流速が機体自身の速度と異なるためその飛行高度での大気圧を測定することが極めて難しい。また航空機の速度や姿勢などが変わっても測定した静圧がその時の大気圧を示すようにするのが理想的であるが、一般には難しく、これを位置誤差と呼び補正をするのが普通である。この静圧測定誤差は高度計、速度

* 昭和63年 2 月29日受付

** 飛行実験部

計および昇降計の指示にも誤差を生ぜしめる。静圧孔の位置は大型機においては胴体の機首に近い側面に、小型機においては胴体側面に設けるなどしているが、風洞実験、飛行実験により注意深くその位置決定がなされている。

迎え角、横滑り角を精度良く測定するには機体の存在による気流の影響が少ないように、機体からなるべく離れた所で測るのが理想であり、又同時に静圧が測れるなら機体存在の影響の少ない点で位置誤差も少ないデータが得られるはずである。本研究は球形五孔管による位置誤差のないエアデータ計測の可能性を探るために行ったものである。

本報告は、第2章では製作した球形五孔管の説明と球形五孔管によりエアデータが測定できる原理、第3章は風洞実験による迎角、横滑り角および風速の計測およびデータに基づいた新しい計算式の導出、第4章は飛行実験による静圧の計測、最後第5章はまとめという構成になっている。

球形五孔管によるエアデータの計測は、従来よりある矢羽根可動型ピトー管と比較して遜色ないことが確認された。また機械的可動部分のないことによりレスポンスの早いことが期待できるなど利点もある。

主な記号

C_p	: 圧力係数
C_{pij}	: 球面上のある点での圧力係数
g	: 重力加速度
J_i	: 評価関数
P	: 圧力
P_b	: センサ後面の圧力
P_i	: 球面上のある点での圧力
P_i'	: 球面上のある点での差圧
P_c, P_R, P_L, P_T, P_B	: 球形五孔管の中央(CENTER), 右方(RIGHT)の左方(LEFT), 上方(TOP), および下方(BOTTOM)測圧孔での圧力
P_s	: 静圧
R, r	: 半径
V	: 速度, 風速
V_N, V_T	: 法線, 接線方向の風速

V_h, V_v	: 水平, 垂直面へ投影した風速
V_X, V_Y, V_Z	: X, Y, Z方向の風速
V_{X_h}, V_{X_v}	: V_h, V_v より求められるX方向の風速
α	: 迎え角
α_w	: 風洞で設定した迎え角
β	: 横滑り角
β_h, β_v	: 水平垂直面での風の角度
β_w	: 風洞で設定した横滑り角
γ	: 風に対する角度
γ_i, γ_{ij}	: 球面上のある点と風とのなす角度
ε	: apex-angle
$\mu, \mu_i, \Delta\mu$: 補正係数
ρ	: 空気密度
Φ	: 速度ポテンシャル
ϕ	: バンク角

2. 球形五孔管と計算式

製作した球形五孔管と5孔の計測した圧力より迎え角等を求める計算式について述べる。

2.1 製作した球形五孔管

製作した球形五孔管を図1に示す。球の直径は50mm, 材質はアルミニウムである。圧力測定用孔は球前面に5ヶあり、穴の直径は0.5mmである。この孔は球面に垂直に球の中心近くまで空いており穴の角度は25.5°であり、そこに圧力センサがある。このセンサにより球面上の圧力を測定することが可能となる。図2は球形五孔管を横から見た断面図でありセンサは図のように配置されている。

本供試五孔管の測圧孔のapex-angleは25°を目標として製作されたが、各測孔の位置を光学的方法により計測した結果、実際には25.5°であった。またこれらの測圧孔は取付け部に対し水平、垂直に位置するように製作したが正面から見て中央測圧孔回りに全体として左へ3°傾いていることが計測された。さらに中央測圧孔は球の中心ではなく、0.6°上方に位置していることもわかった。つまり5孔管は取付け部に対し0.6°頭上げの状態にある。

この五孔管は幾つかの部品より出来ており、3°の傾きについては調整する機構を有している。しかし、現実にはこのようにセンサに取付誤差があるのはよ

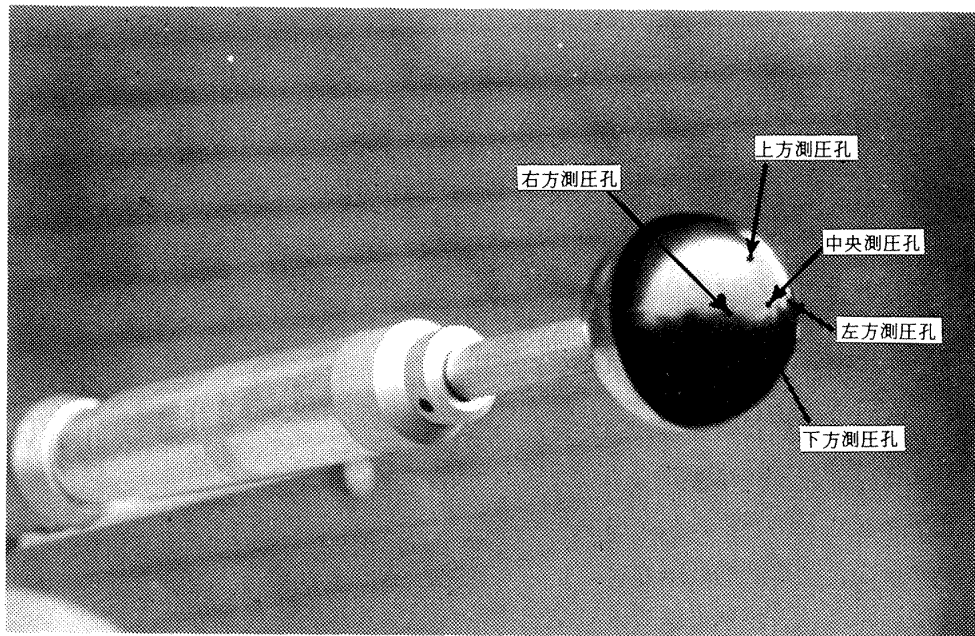


図1 球形五孔管

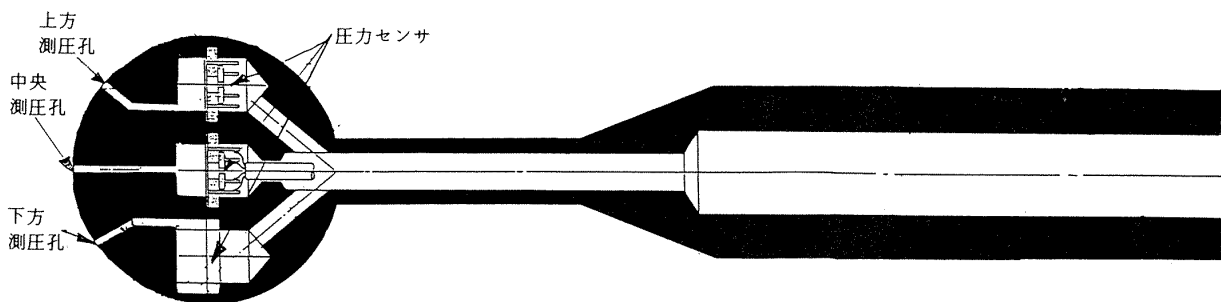


図2 球形五孔管の断面図

くあることで、そのような場合その補正を行うのが常であるから、ここでも得られた結果にこれらの傾きの補正をして使用することとした。

用いられているセンサは豊田中央研究所製半導体差圧センサである。その動作原理について簡単に述べると、内部にはシリコン感圧素子が組込まれており、圧力が加わることによってダイヤフラムにたわみが生じ、ピエゾ効果による拡散抵抗の変化が生じる。それをブリッジ回路により電圧として検出するというものである。球の後方は円筒状になっており、中空部分はセンサ後面まで達しており、センサとの電氣的接続のためのリード線はここを通過している。

この種の五孔管においては通常測圧孔での圧力をパイプなどにより外部へ取出し、外側に圧力変換器を置き測定する方式である。しかしながら、迎角や横滑り角など変化の早い動的現象を測定するため、

途中配管でのレスポンスの遅れがないように、出来るだけ測圧孔近くの球内部に圧力変換器を配したのが本五孔管の特徴である。五孔管の大きさについては、それ自身が気流を乱すので、小さい程より局所的流れの測定が行えるので望ましいが、センサを内部に組込むこととしたので球の直径は 50mm となった。

球まわりの圧力は粘性のある流れまで考えた場合レイノルズ数と無関係ではないが、流れと $40^\circ \sim 50^\circ$ 程度まで角度をもった球面上の圧力はあまりレイノルズ数の影響を受けないと考えられる⁹⁾。今回の供試五孔管のように 25.5° の apex-angle をもった測圧孔の場合は迎角あるいは横滑り角が $\pm 20^\circ$ 以内なら気流と測圧孔の角度はこの範囲に入っており、レイノルズ数の影響は比較的少ないと考えられる。上記のことのみ考えればより小さい apex-angle の方が良

いわけであるが、余り小さ過ぎれば流れの方向に対する圧力差が少なくノイズレベル以下となり計測できなくなる。

通常の五孔管のように迎え角、横滑り角の計測に使用するなら圧力センサは差圧センサでもかまわない。なぜなら、これらの計算では、後述するが、2ないし3ヶの測圧孔での圧力差が用いられるので共通のバイアスが存在しても結果に影響はない。ところが静圧の計測では、後述するように、測圧孔での絶対圧が必要である。本供試五孔管は当初迎え角、横滑り角の計測のために製作されたものであり、圧力変換器は全て差圧センサである。これを小型の絶対圧センサに変更することは構造的に困難であり、差圧センサ後面の空洞内の圧力を別の絶対圧センサで計測し、両センサの代数和から測圧孔での絶対圧を求めることとした。しかしながら構造設計段階から絶対圧センサを考慮すれば容易に取付け可能であり、絶対圧を直接測ることができる。

2.2 基本式の導出

球が理想流体中にある場合、一様流の速度を V 、球直径を R とすると、速度ポテンシャル ϕ は

$$\phi = V \left(r \cos \tau + \frac{R^3 \cos \tau}{2r^2} \right) \quad (1)$$

となるが理論上求められている。ここで τ は一様流とある点とのなす角度、 r はその点と球中心との距離である（図3参照）。

従って球面上のある点（ $r=R$ 、 $r=r_i$ ）での法線、接線方向の速度 V_N 、 V_T はそれぞれ

$$V_N = 0 \quad (2a)$$

$$V_T = -\frac{1}{r} \frac{\partial \phi}{\partial \tau} = \frac{3}{2} V \sin \tau_i \quad (2b)$$

となる。また、球面上のある点での圧力を P_i 、一様流中の圧力を P_s とすると、ベルヌーイの定理より

$$P_i + \frac{1}{2} \rho V_T^2 = P_s + \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (3)$$

となる。ここで ρ は空気密度である。

従って、(2b)を(3)に代入すると

$$P_i - P_s = \frac{1}{2} \rho V^2 \left(1 - \frac{9}{4} \sin^2 \tau_i \right) \quad (4)$$

となる。この(4)は一様流中の静圧 P_s 、球面上の任意

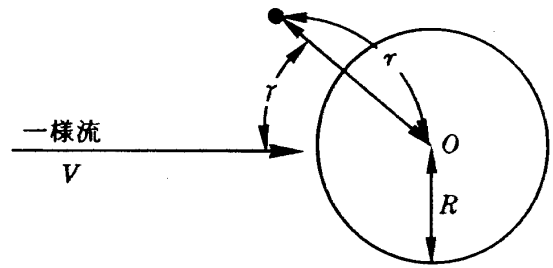


図3 球まわりの流れ

の点の圧力 P_i 、風とのなす角度 τ_i などの関係を表わしており、球形五孔管では最も基本となる式である。

座標系は、図4に示すように、球の中心 O を原点とし、前方に X 軸、それに垂直で右方に Y 軸、さらにそれに垂直で下方に Z 軸という直交座標系とする。この座標系での各測圧孔の位置は、中央測圧孔 C は X 軸上に、上下の測圧孔 T 、 B については XZ 面上方、下方即ち一つの子午面上に、また左右の測圧孔 L 、 R は XY 面左方、右方即ち赤道面上にくるようにする。中央測圧孔を除く各孔と球中心を結ぶ直線と OC とのなす角度 apex-angle は全て ϵ とする。風は一様に吹き球中心を通るような流れを V とし、球面との交点を S とする。 V_h 、 V_v は V の XY 面、 XZ 面への投影であり、これらの球面との交点を D 、 E とする。最後に β_h 、 β_v は V_h 、 V_v と X 軸とのなす角度である。

5ヶの測圧孔について(4)式が5ヶでき、それらを用いて風向、風速などを求める方法には P. C. Pien の三次元解析法がある¹⁾（付録参照）。

Pien の解析法によると β_h 、 β_v は

$$\beta_h = \frac{1}{2} \tan^{-1} \left[\frac{P_R - P_L}{2P_c - P_R - P_L} \tan \epsilon \right] \quad (5)$$

$$\beta_v = \frac{1}{2} \tan^{-1} \left[\frac{P_B - P_T}{2P_c - P_B - P_T} \tan \epsilon \right] \quad (6)$$

より求められ、 V_h は

$$V_h^2 = \frac{P_c - P_L}{\frac{9\rho}{8} \sin(2\beta_h + \epsilon) \sin \epsilon} \quad (7)$$

または

$$V_h^2 = \frac{P_c - P_R}{-\frac{9\rho}{8} \sin(2\beta_h - \epsilon) \sin \epsilon} \quad (8)$$

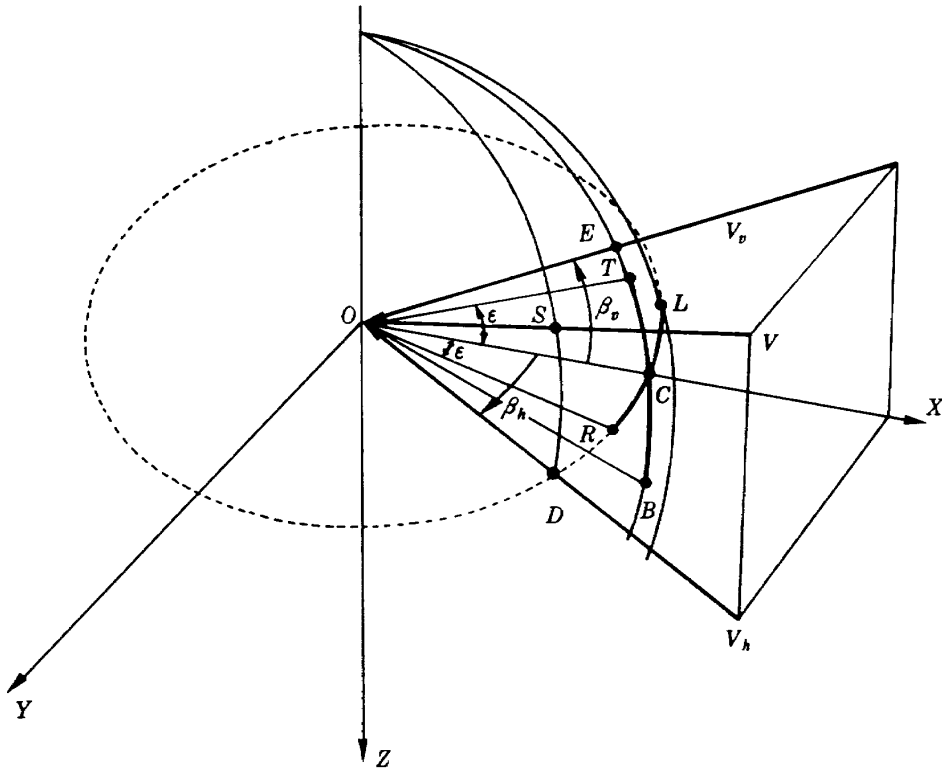


図4 座標系

から、さらに V_v は

$$V_v^2 = \frac{P_c - P_T}{\frac{9\rho}{8} \sin(2\beta_v + \epsilon) \sin \epsilon} \quad (9)$$

または

$$V_v^2 = \frac{P_c - P_B}{-\frac{9\rho}{8} \sin(2\beta_v - \epsilon) \sin \epsilon} \quad (10)$$

より求められる。

次に、Pien によって導かれた $\beta_h, \beta_v, V_h, V_v$ を用いて、風の X, Y, Z 方向の成分 V_x, V_y, V_z を求める。 V_x については V_h, V_v より次のような関係

$$V_{xh} = V_h \cos \beta_h \quad (11a)$$

$$V_{xv} = V_v \cos \beta_v \quad (11b)$$

が得られるが、 V_x としては両者の平均をとるものとし

$$V_x = \frac{1}{2} (V_{xh} + V_{xv}) \quad (12)$$

とする。また V_y, V_z については

$$V_y = V_h \sin \beta_h \quad (13)$$

$$V_z = V_v \sin \beta_v \quad (14)$$

の関係が得られる。

また、(12)~(14)の各成分の値を用いて、風速 V は

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} \quad (15)$$

より求まるし、迎え角 α 、横滑り角 β はそれぞれ次のようになる。

$$\alpha = \tan^{-1} (V_z / V_x) \quad (16)$$

$$\beta = \tan^{-1} (V_y / V_x) \quad (17)$$

このようにして、(4)のように各測圧孔での圧力が計測できると、(15)より風速、(16)、(17)より迎え角、横滑り角が求められる。

本報告ではエアデータとして重要な静圧を同時に計測することを目的としている。そこで静圧 P_s の求め方を以下に述べる。

今回製作した球形五孔管の各測圧孔での圧力計測に使用しているセンサは、前述したように、球中央部に対する球面上の圧力を計測する差圧センサと球中央部の圧力を計測する絶対圧センサの二種類である。即ち P_i' を差圧センサの出力、 P_b を球の中央部の差圧センサ後面での絶対圧センサの出力とすると、球面上の圧力 P_i は

$$P_i = P_i' + P_b \quad (18)$$

となる。これを(4)に代入し、静圧 P_s について書くと

$$P_s = P_i' + P_b - \frac{1}{2} \rho V^2 \left(1 - \frac{9}{4} \sin^2 \gamma_i \right) \quad (19)$$

となる。右辺の P_i' , P_b は計測でき、 V は(15), γ_i は(16), (17)の α , β より計算できるので、 ρ がわかれば静圧 P_s を計算することができる。

3. 風洞実験

前章の記述は、すべて理想的な場合を基にしている。実際には流体の粘性、球形状の真球度、測圧孔の位置、ふぞろい、径の大きさ、更には球後部の円筒の存在等によって理想的な場合からかなりずれることが予想され、風洞実験によって五孔管の特性を較正する必要がある。

3.1 実験方法

風洞実験は当所の突風風洞で行った。球形五孔管は別に製作した固定用金具を介して風洞へ取付けた。その取付状況を図 5 に示す。

突風風洞設備で計測したのは静圧、総圧および温度などで、これから風速、空気密度、レイノルズ数などを計測した。

五孔管について計測したのは 5 孔の差圧センサの圧力だけをブリッジ電圧として計測した。これらは

増幅器、ローパスフィルタを通して A/D 変換し、パーソナルコンピュータにとり込んだ。2 秒間 300 データより平均、標準偏差等を計算し、その平均値をもってそのケースのデータとした。

実験は風速を固定して、風洞での設定迎え角 α_w , 設定横滑り角 β_w を

$$\alpha_w = +20^\circ \sim -20^\circ, \beta_w = 0 \quad (19a)$$

$$\alpha_w = 0, \beta_w = +20^\circ \sim -20^\circ \quad (19b)$$

$$\alpha_w = +20^\circ \sim -20^\circ, \beta_w = +20^\circ \sim -20^\circ \quad (19c)$$

$$\alpha_w = -20^\circ \sim +20^\circ, \beta_w = +20^\circ \sim -20^\circ \quad (19d)$$

のように組合せて偏角した。設定風速はこの後の実機による飛行実験時の飛行速度と合わせるため 30, 40, 50 m/s で行った。なお、球直径基準のレイノルズ数は $1.0 \times 10^5 \sim 1.7 \times 10^5$ である。

3.2 風洞実験結果と問題点

初めに、ピトー係数（各測圧孔での動圧 / 風洞での動圧）を測定するために必要な実験を行った。風速を固定し、各測圧孔が風に正対するように五孔管を偏角し、それぞれの圧力を計測した。この時、風洞軸に対し各孔の幾何学的角度 ϵ だけ五孔管を偏角

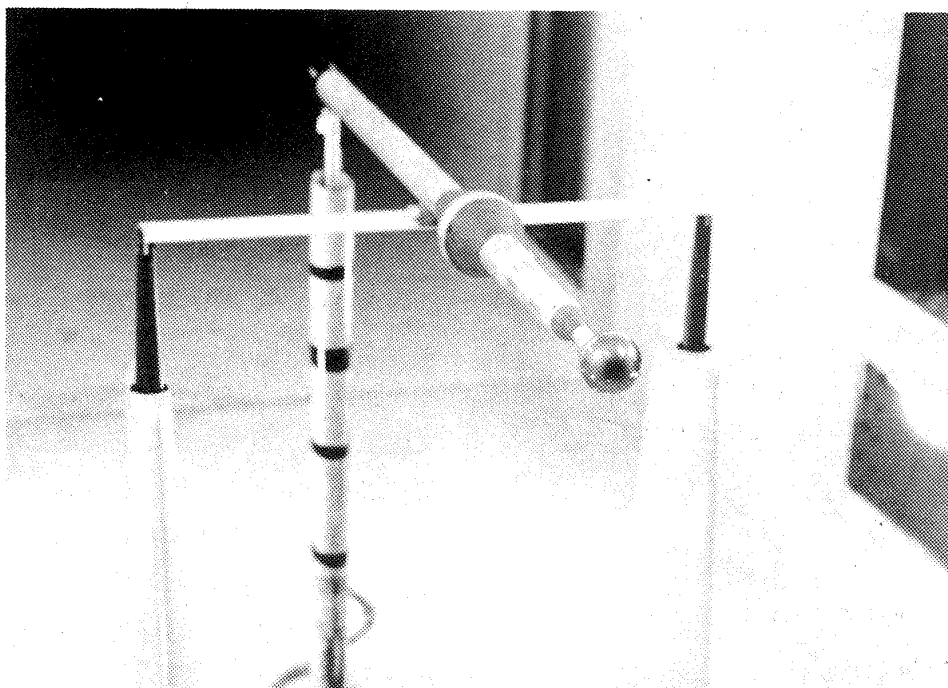


図 5 風洞での取付状況

し、さらにその近傍で α_w, β_w を変えて圧力最大となる点を調べた。ピトー係数は 30～50 m/s では 5 孔ともほとんど同じで 0.945 であった。

風速 50 m/s, $\beta_w = 0$ のままで α_w を $+20^\circ \sim -20^\circ$ まで 5° おきに偏角した場合の 5 孔の圧力を図 6 に示す。図 6 では横軸は α_w であるが、縦軸は計測された測圧孔の圧力を動圧 $\frac{1}{2} \rho V^2$ で除した圧力係数 % である。前記のピトー係数の補正は既に施してあり、中央測圧孔の値は $\alpha_w = 0$ で約 100 % となっている。各測圧孔での値はそれぞれの記号で示している。また実線は(4)に基づいて計算した理論値を表している。図 6 のように得られた各測圧孔の圧力から(5)～(11)を用いて計算した風速、迎え角および横滑り角などを図 7, 図 8 に示す。

これらの図より次のことがわかる。

(a) 各測圧孔の圧力は $\alpha_w = 0$ を中心とし左右対称となるのが理想的であるが、若干の非対称性が見られる(図 6)。例えば右測圧孔の圧力(+印)は $\alpha_w = 20^\circ$ では 38 % であるが、 -20° では 43 % であり、他の測圧孔についても同様である。これは、第 2 章で述べたように、五孔管が左へ 3° 傾いていることに起因し、そのような場合、右測圧孔の圧力は α_w が負の方が大きくなることで説明できる。左測圧孔の場合はこれと逆になる。さらに中央、上方および下方の測圧孔の値にも左右非対称性が見られる。これは、やはり第 2 章で述べたように、五孔管が頭上げの状態にあることで説明できる。つまり $\alpha_w = 20^\circ$ の時の上方測圧孔での値は $\alpha_w = -20^\circ$ の時の下方測圧孔での値より小さい。

これらは五孔管の取付誤差の補正で処理できることである。

(b) (a) で述べた非対称性を除いたとしても計測した圧力と理論値(4)とは差が認められる。中心測圧孔では比較的少ないが、左右測圧孔では約 5 %, 上下測圧孔では 10 % 以上もの差がある(図 6)。

(c) (a), (b) からの当然の結果として、計算された風速、迎え角および横滑り角は風洞での設定値とは多少異なる(図 7, 図 8)。風洞設定迎え角 $\alpha_w = 20^\circ$ に対して計算した迎え角は 21.4° であった(図 7)。設定風速 50 m/s に対して計算された風速は 47 m/s 程度の値を示している(図 8)。

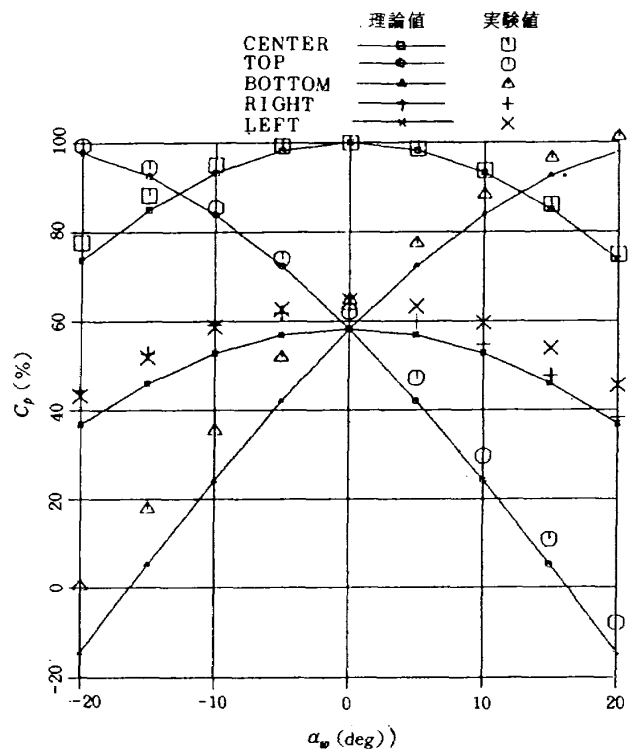


図 6 5 孔の圧力係数

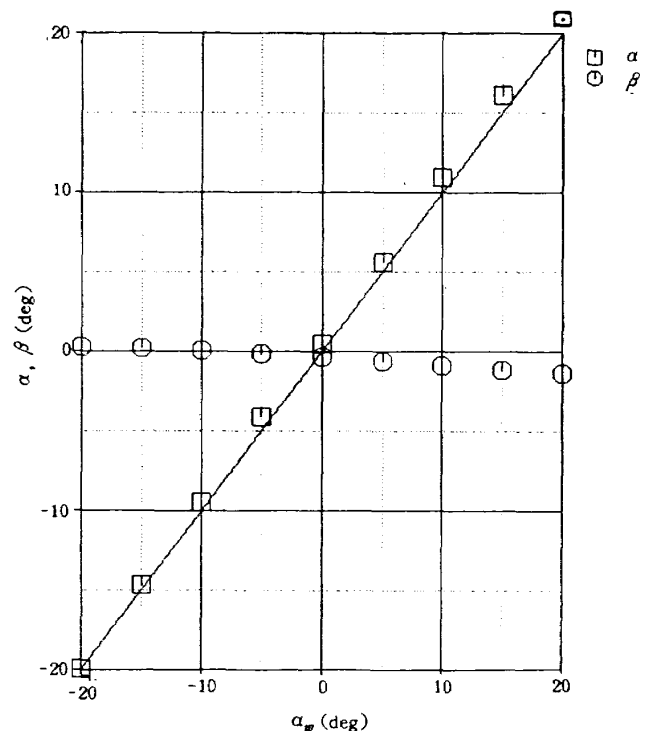


図 7 今までの方法による迎え角, 横滑り角

このような結果は風速を変化させ、更に α_w, β_w 共に偏角した場合にも現れており、風速は 6 % 低め、角度は同程度高めという値が得られた。これらは(a)の取付誤差の補正では修正できない。

以上の問題点の中で(a)は前述のように処理するこ

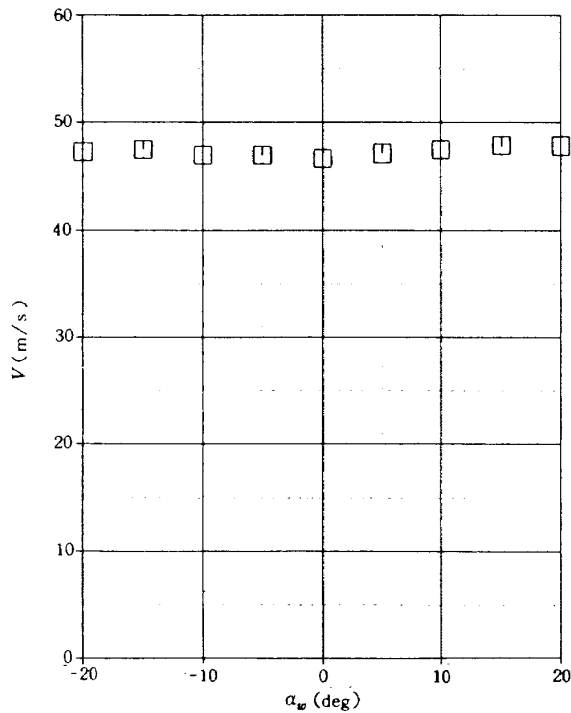


図8 今までの方法による風速 (50m/s)

とし、次の 3.3 では(b), (c)の処理について述べる。

3.3 新しい計算式の導出

風洞実験で得られた 5 孔の圧力から(1)~(17)を用いて風速、迎え角および横滑り角を計算すると、風洞での設定風速、角度とは異なる。そこで、この差がどこから出て来るのかを調べ、更にその差を組込んだ新しい計算式を導く。

風洞実験で得られた値と理論値(4)がどのように違うかを調べる。球まわりの圧力を調べるため、各測圧孔の主流に対する圧力係数を各測圧孔が風となす角度について整理する。図 9 は図 6 のデータだけでなく、(19a)~(19d)の 50m/s における実験全データをプロットしたものである。ここに横軸 r は各測圧孔が風となす角度である。実線は図 6 と同じ理論値 $1 - \frac{9}{4} \sin^2 r$ であるが、横軸は図 6 では風洞での設定角 α_w であったが、図 9 では気流と各測圧孔のなす角度 r としたので 5 本の線が 1 本の線になっている。この図から、理論値は実験値より小さく、その差は角度が大きくなるほど顕著である事がわかる。ここではまだ五孔管の取付誤差と考えられる傾き、頭上げの補正はしていないので角度が大きいくところでのバラツキがある。

取付誤差の補正を施したのが図 10 でありデータ

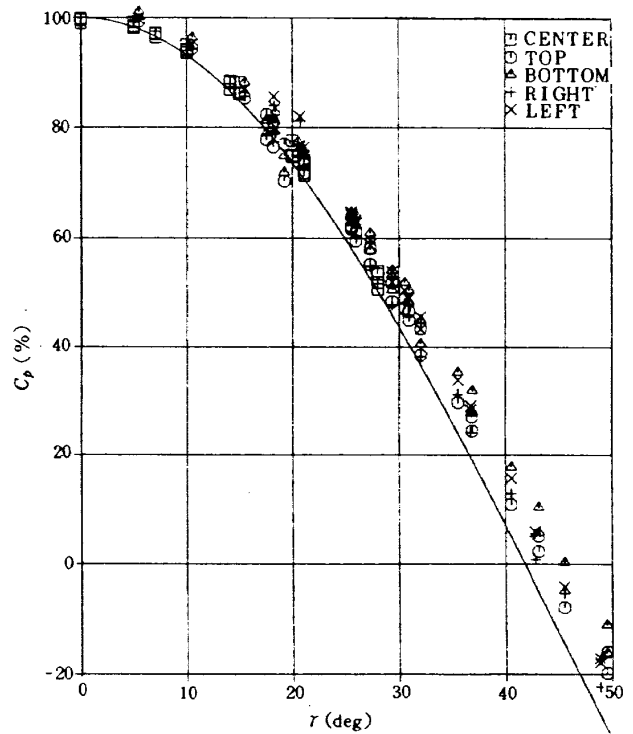
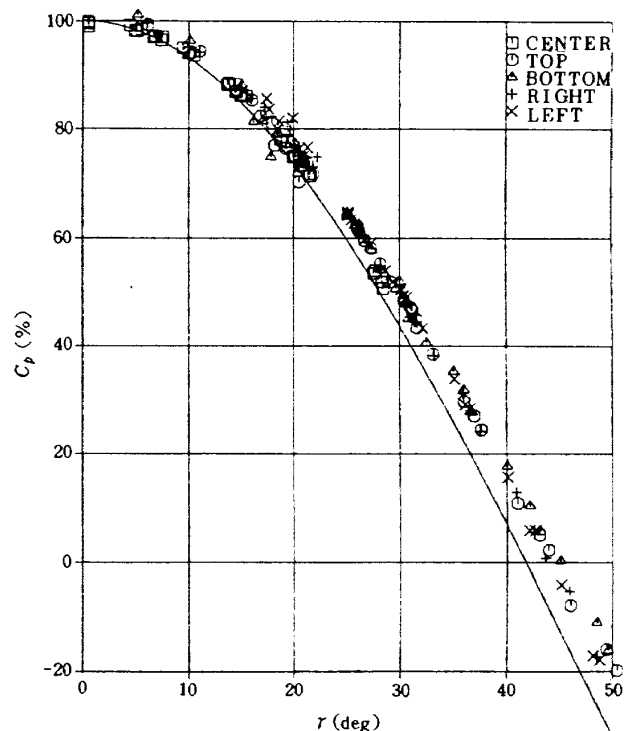


図9 風に対する角度と圧力係数

図10 風に対する角度と圧力係数
(取付誤差の補正後)

のバラツキが角度 r についてほぼ一様になったが、実験データの r に対する圧力係数の曲率が理論値より小さく、特に大きな r での値は実験値の方が大きい。この違いは五孔管取付角の補正などでは説明できないことがわかる。

理論値との違いを調べるため(4)における $\frac{9}{4}\mu$ (μ :補正係数)とおき, 実験データとの差が最も小さくなるようにこの μ を決めることとした。即ち角度(β_{Hi} , α_{Hi})の球面上にある i 番目の測圧孔については

$$J_i = \sum_{j=1}^{n_i} \left\{ C_{pij} - \left(1 - \frac{9}{4} \mu_i \sin^2 \gamma_{ij} \right) \right\}^2 \quad (20)$$

を最小にする補正係数 μ_i を求めた。ここで

n_i : データ個数

C_{pij} : 風洞実験でのある設定角(β_{wj} , α_{wj})の時の測圧孔での圧力係数

$$C_{pij} = C_{pi}(\beta_{wj}, \alpha_{wj})$$

μ_i : 定めたい補正係数

γ_{ij} : 風と測圧孔のなす実際の角度であり, 測圧孔は光学的観測で得られたように(β_{Hi} , α_{Hi})の角度の方向に位置し, それが風洞での設定角(β_{wj} , α_{wj})だけ更に偏角された方向に位置するようになるので γ_{ij} はこれらの関数となる。

$$\gamma_{ij} = \gamma(\beta_{Hi}, \alpha_{Hi}, \beta_{wj}, \alpha_{wj})$$

である。即ち補正係数 μ_i は

$$\frac{9}{4} \mu_i = \frac{\sum_{j=1}^n (1 - C_{pij}) \sin^2 \gamma_{ij}}{\sum_{j=1}^n \sin^4 \gamma_{ij}} \quad (21)$$

より求まる。計算に使用したデータは図10に示した全てのデータであり, α_w , β_w をそれぞれ単独に

偏角したもののみでなく同時に偏角したデータもそれを γ に換算して計算に組込んだ。

計算結果を図11に示す。これを見ると, 各測圧孔の各速度における補正係数 μ は1よりは少し小さく, さらに中央測圧孔を除く4孔の μ は中央測圧孔の補正係数 μ より少し小さい。このようにして求めた補正係数 μ が1より小さいことは図11において実験値が理論値より大きいことから類推できる。しかし中央測圧孔と他4孔とはセンサ, 測圧孔の状況などに差があるとは考えられず, これは各孔の風に対する角度の大きさに起因するものと思われる。 α_w , β_w 共に $\pm 20^\circ$ まで偏角した場合中央測圧孔の風に対する角度は $0 \sim 30^\circ$ 位の範囲にあるが, 他4孔では $0 \sim 50^\circ$ 位の範囲となる。また表1の他4孔の値には設定風速による差が見られる。風速が50m/sから30m/sへ変化するにつれ, 補正係数 μ の値は減少している。つまり補正係数は風に対する角度および速度, レイノルズ数に依存した量であると言える。そこでそのような場合の処理として角度および速度をパラメータとして n 次式で表現する(例えば $\mu = c_0 + a_1 \gamma + b_1 V + c_1 \gamma V + a_2 \gamma^2 + b_2 V^2 + \dots$)などの方法が考えられる。次数を高めて計算を行ったが, 補正の複雑さに見合うだけの評価関数 J の減少が得られず, 物理的必然性もない。

本報告では補正係数 μ が中央測圧孔と他4孔ではわずかに異なるものとして扱うことにする。以下では(4)の係数 $\frac{9}{4}$ が異なる場合のエアデータ計算式を導

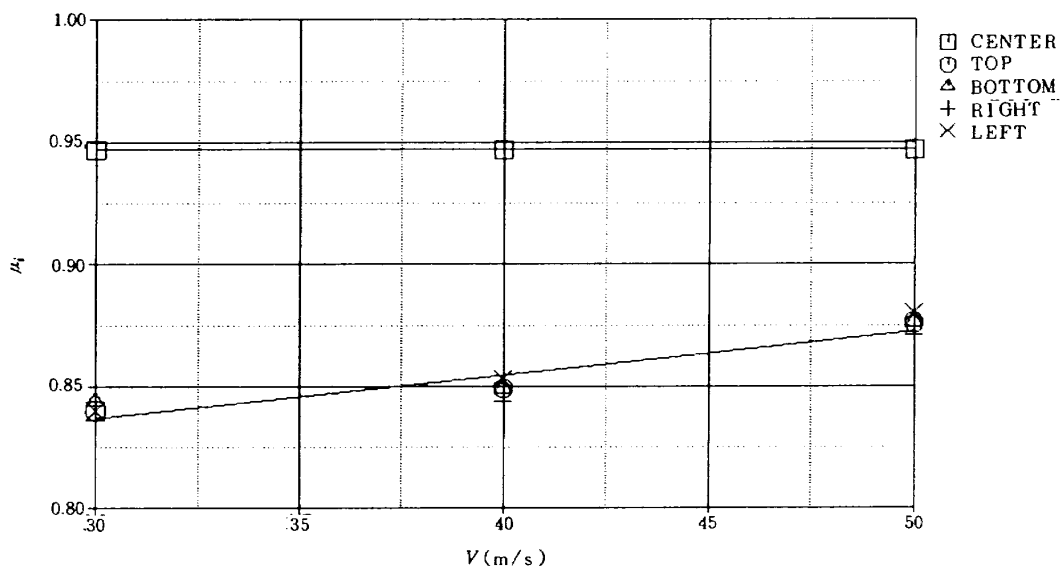


図11 風洞実験で求められた係数

く。

中央測圧孔を除く 4 孔の補正係数を $\frac{9}{4}\mu$ とおく。

図 11 より中央測圧孔の補正係数はそれより大きいので $\frac{9}{4}(\mu + \Delta\mu)$ とする。

(4)を各々の測圧孔について書く。

$$P_R - P_S = \frac{1}{2} \rho V^2 \left(1 - \frac{9}{4} \mu \sin^2 \angle SOR \right) \quad (22a)$$

$$P_L - P_S = \frac{1}{2} \rho V^2 \left(1 - \frac{9}{4} \mu \sin^2 \angle SOL \right) \quad (22b)$$

$$P_C - P_S = \frac{1}{2} \rho V^2 \left(1 - \frac{9}{4} (\mu + \Delta\mu) \sin^2 \angle SOC \right) \quad (22c)$$

$$P_T - P_S = \frac{1}{2} \rho V^2 \left(1 - \frac{9}{4} \mu \sin^2 \angle SOT \right) \quad (22d)$$

$$P_B - P_S = \frac{1}{2} \rho V^2 \left(1 - \frac{9}{4} \mu \sin^2 \angle SOB \right) \quad (22e)$$

(22c) - (22a) は

$$\begin{aligned} P_C - P_R &= \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \mu \left[\sin^2 \angle SOR - \left(1 + \frac{\Delta\mu}{\mu} \right) \sin^2 \angle SOC \right] = \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \mu (\sin^2 \angle SOR - \sin^2 \angle SOC) \\ &\quad - \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \Delta\mu \sin^2 \angle SOC \end{aligned} \quad (23)$$

となり, (22c) - (22b) は

$$P_C - P_L = \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \mu (\sin^2 \angle SOL - \sin^2 \angle SOC) - \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \Delta\mu \sin^2 \angle SOC \quad (24)$$

となる。23+24は

$$\begin{aligned} 2P_C - P_R - P_L &= \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \mu (\sin^2 \angle SOR + \sin^2 \angle SOL - 2 \sin^2 \angle SOC) - 2 \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \Delta\mu \sin^2 \angle SOC \\ &= \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \mu \angle SOD [2 \cos^2 \beta_h - \cos^2 (\beta_h - \epsilon) - \cos^2 (\beta_h + \epsilon)] \\ &\quad - 2 \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \Delta\mu (1 - \cos^2 \angle SOD \cos^2 \beta_h) = \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \mu \cos^2 \angle SOD \\ &\quad \times \cos^2 2\beta_h (1 - \cos 2\epsilon) - 2 \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \Delta\mu (1 - \cos^2 \angle SOD \cos^2 \beta_h) \end{aligned} \quad (25)$$

となり, 24-23は

$$P_R - P_L = \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \mu (\sin^2 \angle SOL - \sin^2 \angle SOR) = \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \Delta\mu \cos^2 \angle SOD \sin 2\epsilon \sin 2\beta_h \quad (26)$$

となる。26/25を計算すると

$$\begin{aligned} \frac{P_R - P_L}{2P_C - P_R - P_L} &= \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \mu \cos^2 \angle SOD \sin 2\epsilon \sin 2\beta_h / \left[\frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \mu \cos^2 \angle SOD \cos 2\beta_h (1 - \cos 2\epsilon) \right. \\ &\quad \left. - 2 \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \Delta\mu (1 - \cos^2 \angle SOD \cos^2 \beta_h) \right] \\ &= \frac{\sin 2\epsilon \sin 2\beta_h}{\cos 2\beta_h (1 - \cos 2\epsilon) - \frac{2\Delta\mu}{\mu} \left(\frac{1}{\cos^2 \angle SOD} - \cos^2 \beta_h \right)} \end{aligned} \quad (27)$$

となる。ここで分母第 2 項は

$$\frac{2\Delta\mu}{\mu} \left(\frac{1}{\cos^2 \angle SOD} - \cos^2 \beta_h \right) = \frac{2\Delta\mu}{\mu} (1 + \cos^2 \beta_h \tan^2 \beta_v - \cos^2 \beta_h) \div \frac{2\Delta\mu}{\mu} (1 - \cos^2 \beta_h) \quad (28)$$

となるので

$$\frac{P_R - P_L}{2P_C - P_R - P_L} = \frac{\sin 2\epsilon \sin 2\beta_h}{\cos 2\beta_h (1 - \cos 2\epsilon) - \frac{2\Delta\mu}{\mu} (1 - \cos^2 \beta_h)}$$

$$\begin{aligned}
&= \frac{\sin 2\epsilon \sin 2\beta_h}{\cos 2\beta_h (1 - \cos 2\epsilon) - \frac{2\Delta\mu}{\mu} \left(\frac{1 - \cos 2\beta_h}{2} \right)} \\
&= \frac{\sin 2\epsilon \sin 2\beta_h}{\cos 2\beta_h (1 - \cos 2\epsilon + \frac{\Delta\mu}{\mu}) - \frac{\Delta\mu}{\mu}} = \frac{\sin 2\epsilon \sin 2\beta_h}{\cos 2\beta_h (2 \sin^2 \epsilon + \frac{\Delta\mu}{\mu}) - \frac{\Delta\mu}{\mu}} \quad (29)
\end{aligned}$$

となり、これを書き直して

$$\frac{P_R - P_L}{2P_C - P_R - P_L} \left(2 \sin^2 \epsilon + \frac{\Delta\mu}{\mu} \right) \cos 2\beta_h - \sin 2\epsilon \sin 2\beta_h = \frac{P_R - P_L}{2P_C - P_R - P_L} \frac{\Delta\mu}{\mu}$$

が得られる。これを β_h について解くと

$$\begin{aligned}
\beta_h = \frac{1}{2} \left[-\sin^{-1} \left\{ \frac{P_R - P_L}{2P_C - P_R - P_L} \frac{\Delta\mu}{\mu} / \sqrt{\left(\frac{P_R - P_L}{2P_C - P_R - P_L} \right)^2 \left(2 \sin^2 \epsilon + \frac{\Delta\mu}{\mu} \right)^2 + \sin^2 2\epsilon} \right\} \right. \\
\left. + \tan^{-1} \left\{ \frac{P_R - P_L}{2P_C - P_R - P_L} \tan \epsilon \left(1 + \frac{P_R - P_L}{2 \sin^2 \epsilon} \frac{\Delta\mu}{\mu} \right) \right\} \right] \quad (30)
\end{aligned}$$

となる。

また β_v に対しても同様にして

$$\begin{aligned}
\beta_v = \frac{1}{2} \left[-\sin^{-1} \left\{ \frac{P_B - P_T}{2P_C - P_B - P_T} \frac{\Delta\mu}{\mu} / \sqrt{\left(\frac{P_B - P_T}{2P_C - P_B - P_T} \right)^2 \left(2 \sin^2 \epsilon + \frac{\Delta\mu}{\mu} \right)^2 + \sin^2 2\epsilon} \right\} \right. \\
\left. + \tan^{-1} \left\{ \frac{P_B - P_T}{2P_C - P_B - P_T} \tan \epsilon \left(1 + \frac{1}{2 \sin^2 \epsilon} \frac{\Delta\mu}{\mu} \right) \right\} \right] \quad (31)
\end{aligned}$$

次に風速の計算式を導く。24より

$$\begin{aligned}
P_C - P_L &= \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \mu (\sin^2 \angle SOL - \sin^2 \angle SOC) - \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \Delta\mu \sin^2 \angle SOC \\
&= \frac{1}{2} \rho V_h^2 \frac{9}{4} \mu \sin(2\beta_h + \epsilon) \sin \epsilon - \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{9}{4} \Delta\mu (1 - \cos^2 \angle SOD \cos^2 \beta_h) \\
&= \frac{1}{2} \rho V_h^2 \frac{9}{4} \mu \sin(2\beta_h + \epsilon) \sin \epsilon - \frac{1}{2} \rho V_h^2 \frac{9}{4} \Delta\mu \left(\frac{1}{\cos^2 \angle SOD} - \cos^2 \beta_h \right) \\
&= \frac{1}{2} \rho V_h^2 \frac{9}{4} \mu \sin(2\beta_h + \epsilon) \sin \epsilon - \frac{1}{2} \rho V_h^2 \frac{9}{4} \Delta\mu \sin^2 \beta_h \quad (32)
\end{aligned}$$

となり

$$V_h^2 = \frac{P_C - P_L}{\frac{\rho}{2} \frac{9}{4} \{ \mu \sin(2\beta_h + \epsilon) \sin \epsilon - \Delta\mu \sin^2 \beta_h \}} \quad (33)$$

が得られる。

同様に23より、 P_R を使って

$$V_h^2 = \frac{P_C - P_R}{-\frac{\rho}{2} \frac{9}{4} \{ \mu \sin(2\beta_h - \epsilon) \sin \epsilon + \Delta\mu \sin^2 \beta_h \}} \quad (34)$$

が得られる。

また V_v についても同様に

$$V_v = \frac{P_C - P_T}{\frac{\rho}{2} \frac{9}{4} \{ \mu \sin(2\beta_v + \epsilon) - \Delta\mu \sin^2 \beta_v \}} \quad (35)$$

$$V_v = \frac{P_C - P_B}{-\frac{\rho}{2} \frac{9}{4} \{ \mu \sin(2\beta_v - \epsilon) \sin \epsilon + \Delta\mu \sin^2 \beta_v \}} \quad (36)$$

の如く得られる。

静圧については(20)の理論値 $\frac{9}{4}$ を中心測圧孔では $\frac{9}{4}(\mu + \Delta\mu)$ で置き換えて

$$P_s = P_i' + P_b - \frac{1}{2} \rho V^2 \left[1 - \frac{9}{4} (\mu + \Delta\mu) \sin^2 \gamma_i \right] \quad (37)$$

より求められる。

ここで、本報告で導出した計算式による計算手順をまとめると次の様になる。

図 11 より、中央測圧孔を除く 4 孔の補正係数 μ は速度 V をパラメータとして

$$\mu = 0.00178V + 0.784 \quad (38)$$

なる実験式が得られる。ここで V は m/sec の単位である。中央測圧孔の補正係数 $\mu + \Delta\mu$ は常に 0.947 であるので

$$\Delta\mu = 0.947 - \mu \quad (39)$$

より求めることができる。しかし上記(38)~(39)においては求めようとする β_h , β_v , V などは μ および $\Delta\mu$ がパラメータであり、また μ および $\Delta\mu$ は V の関数であるので、繰返し演算を行って解くこととした。

まず補正係数 μ を 40m/s の時の 0.849, $\Delta\mu$ を 0.098 とし, β_h , β_v , V_h , V_v および V を求める。そして(38), (39)より新しい μ^* , $\Delta\mu^*$ を計算する。この μ^* , $\Delta\mu^*$ が μ , $\Delta\mu$ とほとんど一致すれば角度 α , β および静圧 P_s まで計算できる。一致しない時は μ , $\Delta\mu$ を μ^* , $\Delta\mu^*$ で置きかえて iteration を続行する。この iteration はほとんど 2~3 回で収斂する。

3.4 新しい計算方法による結果

3.3 で述べた方法により計算した風速, 迎え角および横滑り角を図 13, 図 14 に示す。ここでは風速が 50m/s ばかりでなく 40m/s, 30m/s の場合も図示した。図 13 を見ると全ての風速で風洞設定角とほとんど同じ値を示しており、今までの計算方法では風速 50m/s, $\alpha_w = 20^\circ$ の時 21.4° であった迎え角は 20.2° となって設定迎え角 α_w に極めて近くなった。図 14 を見るとやはり全ての風速域で計算された風速は風洞での設定風速とほとんど同じ値を示している。

図 13, 図 14 は α_w のみ偏角した結果であるが, β_w および β_w , α_w 共に偏角した場合も例外なく全て風洞での設定角とはば一致していた。風洞での設定角

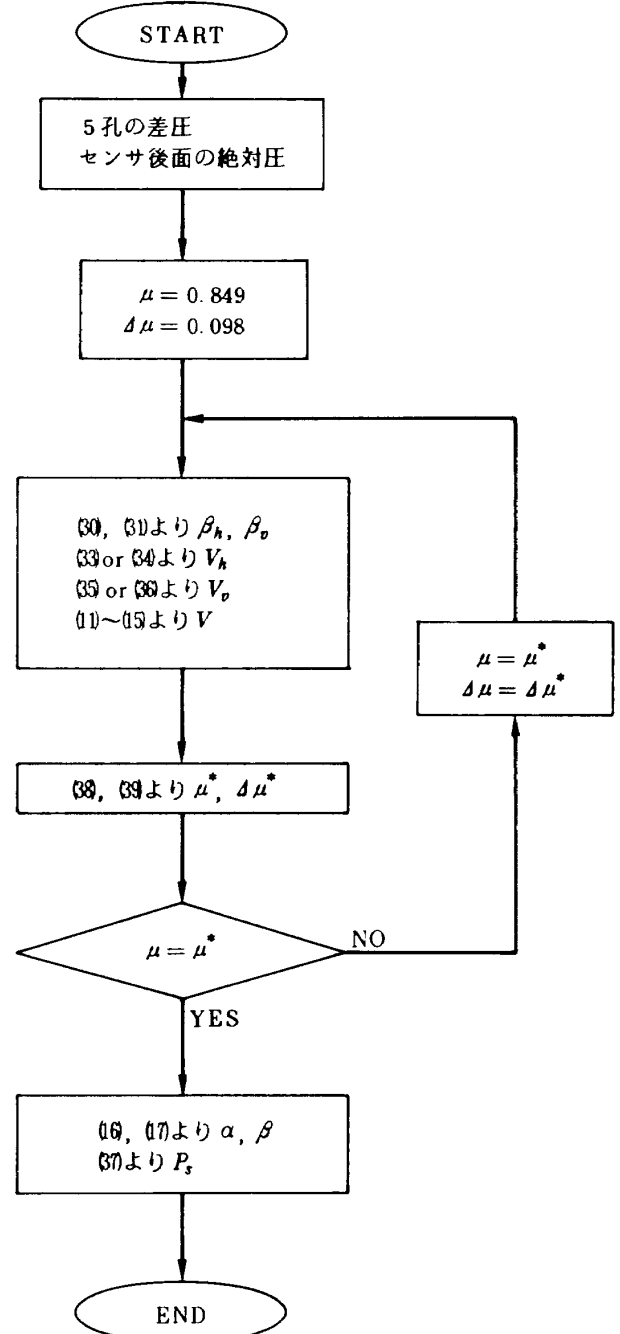


図 12 計算手順のフローチャート

との差の標準偏差は今までの方法では約 1° であったが、新しい計算方法を使うと 0.2° になった。

このように新しい計算方法を使うと今までの方法

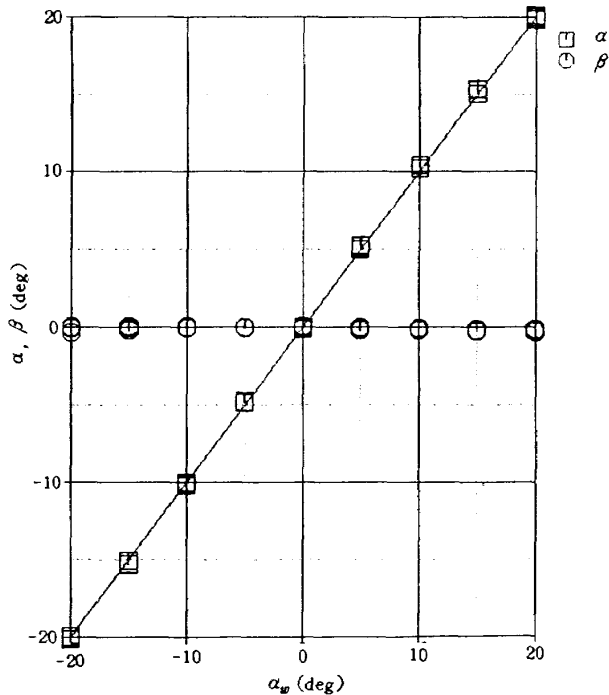


図13 新しい方法による迎え角，横滑り角

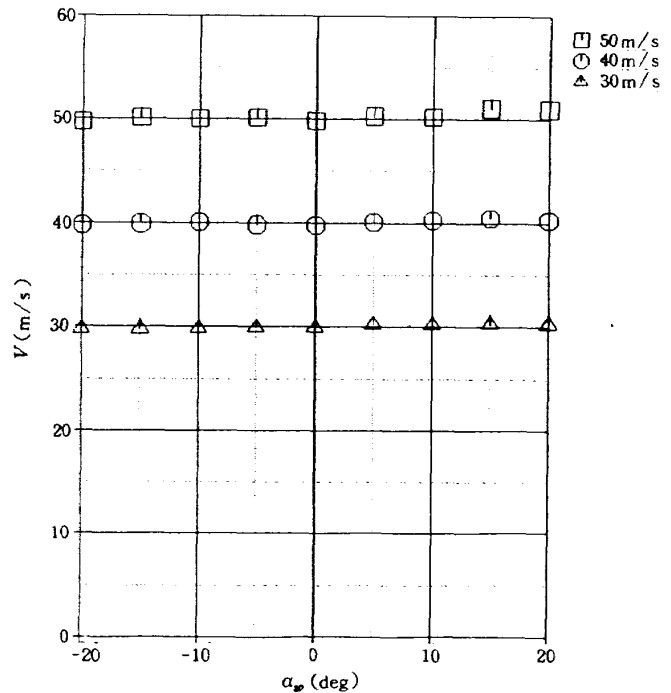


図14 新しい方法による風速

に較べて格段に良い結果が得られることがわかった（図7と図13の一部，図8と図14の一部を比較）。

次に静圧はこの新しい計算方法によりどのように改善されるかを述べる。

(19)の右辺第三項 $\frac{1}{2} \rho V^2 \left(1 - \frac{9}{4} \sin^2 \gamma_i\right)$ と (37)の右辺第三項 $\frac{1}{2} \rho V^{*2} \left[1 - \frac{9}{4} (\mu + \Delta\mu) \sin^2 \gamma_i^*\right]$ を較べると，(37)では風洞実験に基づいて決定した補正係数 μ および $\Delta\mu$ を使って各測圧孔での測定値より計算される V^* および γ_i^* を使用していることから，静圧はより正しく計算できるはずである。対気速度が50m/sで飛行している航空機の場合を例にとると(19)と(37)で計算された静圧の差を標準大気での高度に換算すると15.2m(50ft)となった。すなわち新しい計算方法では V , γ_i もより正確に求まり，更に $\frac{9}{4}$ の代りに $\frac{9}{4} (\mu + \Delta\mu)$ を使うことによって15.2m(50ft)相当分正確に静圧を計測できるはずである。

しかしながら風洞では静圧を変化できないので，静圧が(37)でどの程度正確に測れるかは調べられない。そこで次章におけるように飛行実験により高度を変えてこの点の解明を試みる。

4. 飛行実験

前章では，風洞実験データに基づいた新しい計算

方法により，風速，迎え角および横滑り角が球形五孔管によりかなり正確に測定できることを示した。さらに静圧についてもこの計算方法でより正確な計測ができるはずであると述べた。しかしながら風洞実験では静圧を変化できないので静圧計測の妥当性を示すことができない。そこで航空機に球形五孔管を搭載し，種々の高度などを飛行することにより静圧を変化させてこの点を調べることにした。

4.1 実験方法・装置

飛行実験は当所の実験用航空機FA-200改（スラット付）を用いて行った。

対気速度，迎え角，横滑り角および静圧などのエアデータの計測は機体の存在による影響がないように機体からなるべく離れた所で測るのが良いので，供試五孔管を主翼右翼端ブームに取付けた。ブームの長さは製作，取付，強度等の制限によって主翼翼弦長程度である。球形五孔管を取付けた状況を図15に示す。静圧の計測には，前述したように，各測圧孔での絶対圧計測が必要なため，各測圧孔での5ヶの差圧センサの出力とこれら全ての差圧センサ後面の絶対圧力の出力1ヶと合計6ヶが球形五孔管の出力となる。これらの計測値より対気速度，迎え角，横滑り角および静圧（高度）が計算できる。



図 15 航空機への取付状況

左翼端ブームには矢羽根可動型ピトー管を取付けた。これは矢羽根が空気力を受けることにより動き、ピトー管が常に流れに向くように設計されているもので、総圧孔は流れに正対し、静圧孔は流れと平行になるので、機体の迎え角、横滑り角などの影響を受けずに総圧、静圧を検出できるはずである。これらの孔の圧力は高度変換器、速度変換器に配管し、ここから対気速度、高度が出力される。今回はこの矢羽根可動型ピトー管を球形五孔管と較べる基準センサと考えた。しかしながらこの矢羽根可動型ピトー管については以前に行った風洞実験のデータから上記の理想的な場合とは若干異なる値が得られることが判っているので、矢羽根可動型ピトー管に関するデータは全てこの時のデータによる補正を施して使用した。

これら両センサの出力は全てアナログ電圧であり、飛行実験時にデータレコーダに記録した。そして後でそれを再生し、3.3で述べた新しい計算方法により処理を行った。その結果、両センサより高度、速度という同じ物理量が得られる。この両センサは機体の迎え角、横滑り角などの影響をほとんど受けずに高度、速度を計測できるし、さらに取付けた場所が機体の影響の少ない所と考えられるので、位置誤差の少ない計測が期待できる。

位置誤差とは主に静圧孔の位置に起因する誤差で、高度計、速度計および昇降計の指示にも誤差を生ぜしめる。速度計は動圧（総圧－静圧）を指示する計器であり、その圧力自身が小さいためもあり、位置誤差（静圧誤差）の影響を受けやすい。そこで機体

の速度計の指示と上記両センサからの計測値を較べることにより位置誤差を推定し、さらに球形五孔管で位置誤差のない静圧が測定できることを示すのが飛行実験の目的である。

飛行実験時、機体の高度、速度などの実験状態の設定は実験パイロットが機体付属の高度計、速度計などを見て行った。実験は突風などの外乱が少ない空域を選んで行い、途中で外乱によって平衡を乱された場合はデータを取り直した。

飛行実験データ中に出てくる高度は、特に断わらない限り、標準大気での高度に換算してあり、それには次の式を使った。

$$Z = \frac{1}{0.0000225577} \left\{ 1 - \left(\frac{P}{760} \right)^{\frac{1}{5.2559}} \right\} \quad (40)$$

ここで P は圧力 [mmHg]、 Z は高度 [m] である。また速度については、機体付属の速度計の指示を使うこともあり、標準大気海面での速度即ち IAS である。3.4で述べた計算式中の空気密度 ρ は標準大気海面での値を用いた。

4.2 飛行実験結果と位置誤差

まず第一に水平定常直進飛行での結果を示す。設定した高度は 304.8m～1524m (1000ft～5000ft)、速度は 31.3m/s～49.2m/s (70mph～110mph) である。より安定したデータを得るため、ある高度/速度を一分間保持し、その平均値をもってそのケースのデータとした。図 16 には一例として高度 914.4m (3000ft)、速度 31.3m/s (70mph) で一分間定常飛行している様子を示す。水平定常直進飛行では右翼端の球形五孔管と左翼端の矢羽根可動型ピトー管から得られる高度、速度は同じ値を示すはずである。ただし、両センサはその機構など異なるものであり全く等しくはならない。前述したように球形五孔管は測圧孔のすぐ近くに圧力センサを設けており、数十 Hz 位迄の動特性を持っているが、矢羽根可動型ピトー管は機械式であり、さらに配管により総圧、静圧が圧力センサへ接続されている為もあり、早い周波数では応答できない。図 16 の速度記録を見ると両センサのこのような差が顕著である。

図 17 には様々な高度で速度を変えた水平定常直進飛行で得た速度に関するデータを示す。縦軸は球

形五孔管およびピトー管で求められた速度と機体付属の速度計での値（器差補正済み）を示し、プラスは速度計での値よりも球形五孔管あるいはピトー管の値が大きかったことを示す。横軸はデータ番号で

あり、No.1～No.5は 31.3m/s(70mph)、No.11～No.19は 40.2m/s(90mph)、No.26～No.32は 49.2m/s(110mph) での種々の高度を飛行した時のデータである。



図 16 水平定常直進飛行の一例

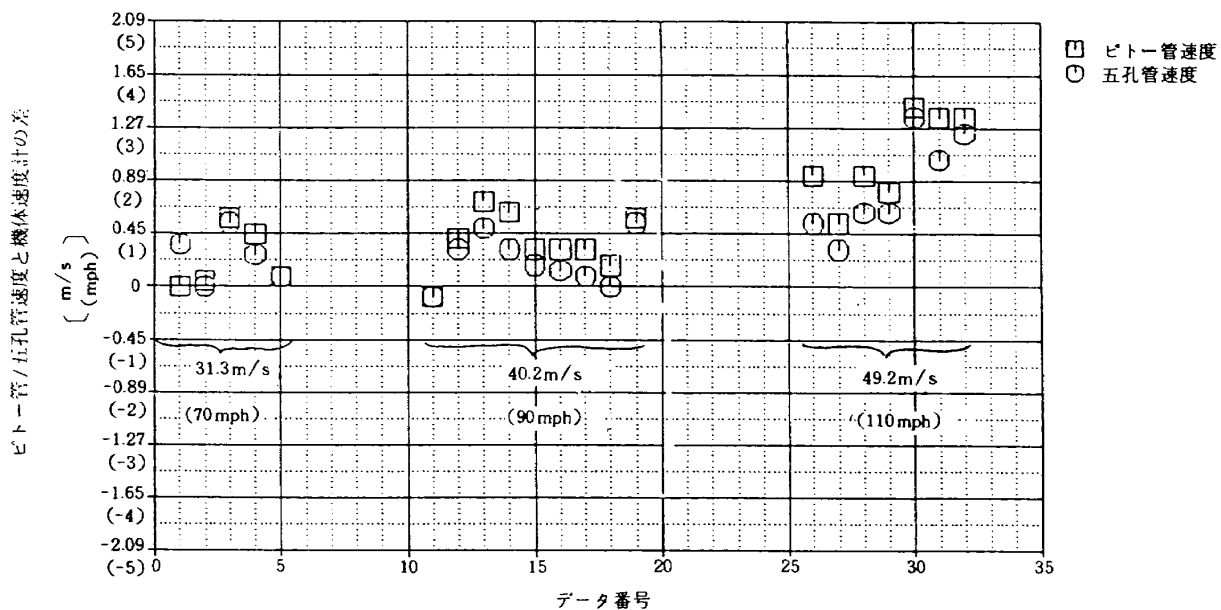


図 17 水平定常直進飛行の結果

これを見ると球形五孔管と矢羽根可動型ピトー管の差はほとんどなく、最大で 0.36m/s(0.8mph) である。

次に定常旋回での結果を示す。定常旋回飛行を行っている時、水平方向の力の釣合から、バンク角を ϕ 、機体速度を V 、旋回半径を R 、重力加速度を g とすると

$$\tan \phi = \frac{V}{gR} \quad (41)$$

の関係がある。従って機体速度 V とバンク角 ϕ がわかれば旋回半径 R は計算することができる。また主翼スパンの長さがわかれば、例えば右旋回の場合、右翼端は胴体に較べどれだけ小さい円周上を移動するのかわかり右翼端の速度もわかり、同様にして左翼端の速度もわかる。左翼端速度 / 右翼端速度は 1 より大となり、左旋回の場合には逆に右翼端速度 / 左翼端速度は 1 より大となる。このように旋回中の外側翼端速度 / 内側翼端速度の比を機体速度に対してプロットしたのが図 18 の実線でありこれはバンク角が 30° のものである。記号は飛行実験により得られた値で、両センサの平均値を横軸にとりプロットしたものであり、各速度で 30 秒位定常旋回を行った結果である。旋回飛行のトリムは水平定常飛行のそれと較べるとかなり困難で各回毎のバラツキは機体の高度計、速度計で見て夫々 15.2m(50ft),

2.2m/s(5mph) であった。この図より、旋回飛行時の両センサの速度比は計算値と良く合っており、従って両センサの速度は同程度に正確であると言える。

位置誤差測定の為の通常の飛行実験方法には幾つかあるが、その内で FA-200 改機で簡単に行えるものとしてはスピードコース法がある。これは距離のわかっている定点間を水平定常直進飛行をし、その通過時間を測ることでまず対地速度を求め、このコ

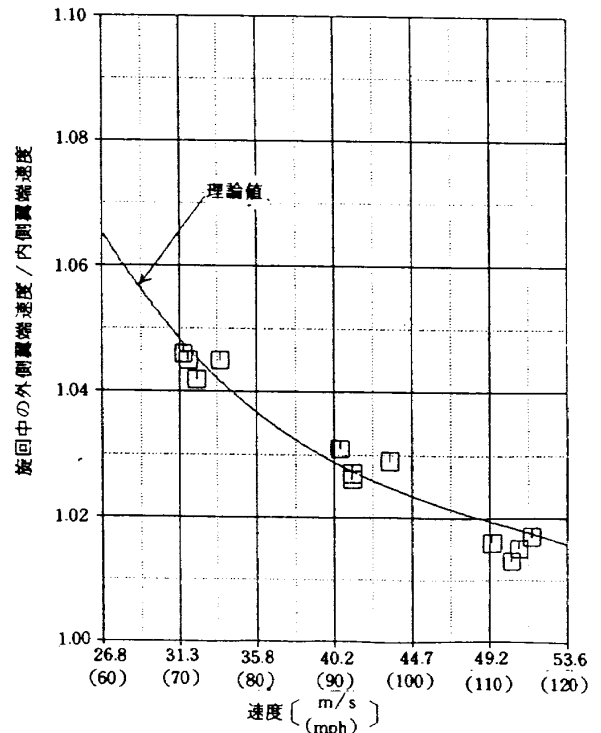


図 18 旋回飛行の結果

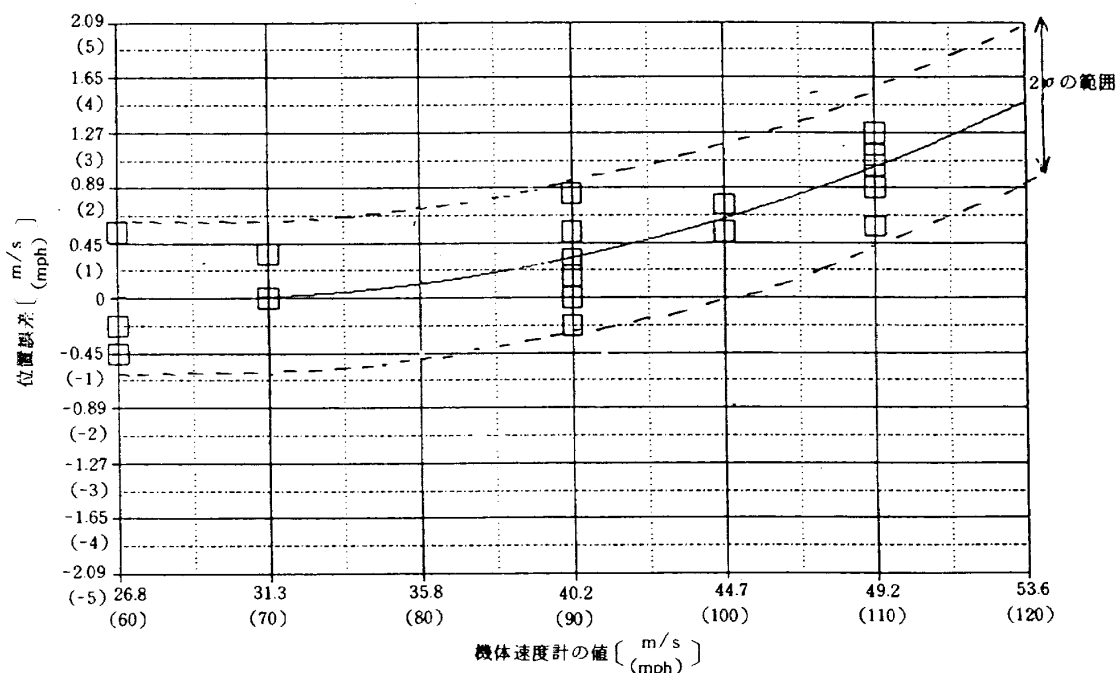


図 19 スピードコース法により求めた位置誤差

ース上を往復飛行して両者の平均をとって、この間の風向・風速の変化がないと仮定する時、この平均は真対気速度と考えられ、飛行高度における空気密度の補正を施せば、機体付属の速度計の指示に対する校正対気速度が得られるので位置誤差が求められるというのが方法の概要である。

スピードコース法の実験は以前に行ったもので球形五孔管を搭載していないことを除けば搭載器材はほとんど同じであり、機体計器は全く同じである。実験はJR中央線・吉祥寺ー中野間で行い、各駅を地上の目標として利用した。高度は3048m(1000ft)、片道飛行時間は3～4分であり、コース端に到達すると直ちに引き返し逆方向に飛行した。結果を図19に示す。高度を低くすると関係上あまり平穩ではなく、低速域ではかなりの機首上げのため前方が見にくく実験点が少ない。実線は最小二乗法により求めたカーブで速度域が高い方で位置誤差がプラスになっており、これは速度計の値にこの分の位置誤差を加えると校正された速度が得られることを示す。点線には含まれた領域が 2σ (95%)の範囲である。

次に、球形五孔管による計測値は位置誤差を生ぜずに速度を計測していることを示す。そのためにはスピードコース法によるデータ(図19)と水平定常飛行によるデータ(図17)が等しいことが示せればよい。そこで図20にはスピードコース法のデータ

(□印、実線および点線)と水平定常飛行より求めたデータ(○印)とを重ねて示す。図17で示したように矢羽根可動型ピトー管と球形五孔管の計測値にはほとんど差がないので、水平定常飛行のデータとしては球形五孔管による計測値のみプロットした。図20を見ると球形五孔管のデータはスピードコース法によるデータとは良く一致している。このことは機体速度計に対して校正すべき値(位置誤差)が一致していることを示し、球形五孔管による速度の計測には位置誤差が含まれていないと言える。

最後に高度の計測を目的として高度が高い松本空港(高度656.5m(2154ft))で離着陸を行ったデータを示す。空港ではその時の気圧等のデータと球形五孔管のデータとの比較ができる。

図21は松本着陸時の模様である。高度計規正值QNHは101.56kPa(29.99inHg)、現地気圧は93.91kPa(704.4mmHg)であった。標準大気での高度は636.4m(2088ft)であり、球形五孔管は着陸時に638.6m(2095ft)までなめらかに下りほぼ正しい高度を示した。また機体の高度計は停止した時、上記QNHで652.3m(2140ft)を指し、松本の高度と比較的良く合っている。

図22は松本離陸時の模様である。QNHは101.63kPa(30.01inHg)、現地気圧94.01kPa(705.1mmHg)であり、標準大気では628.5m(2062ft)となる。球形五孔管より得られた値は630.0m(2067ft)

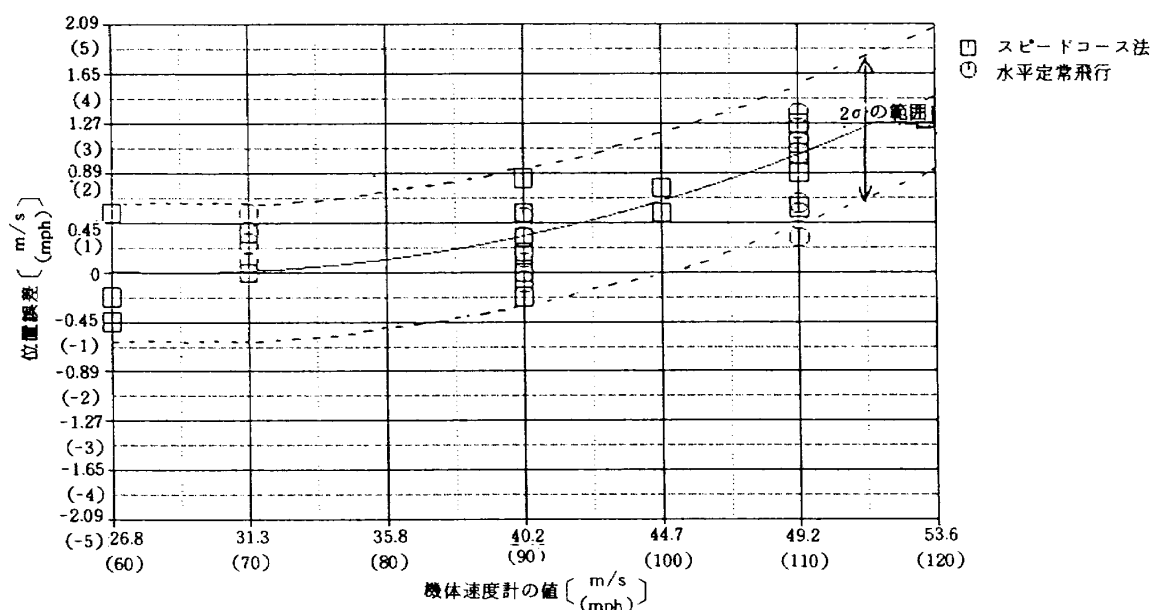


図20 位置誤差

でありこれも又良く合っている。また図のマーカのデータにある 2500, 3000 …… は上記 QNH で高度計がその高度を示した瞬間を表わしており, (2140-2062) ft 分この値を少なく読みかえれば標準大気で

のデータとなり, 球形五孔管の高度データと良く合う。調布離着陸でも同様な結果が得られており, このように高度の計測にも非常に良い結果が得られた。

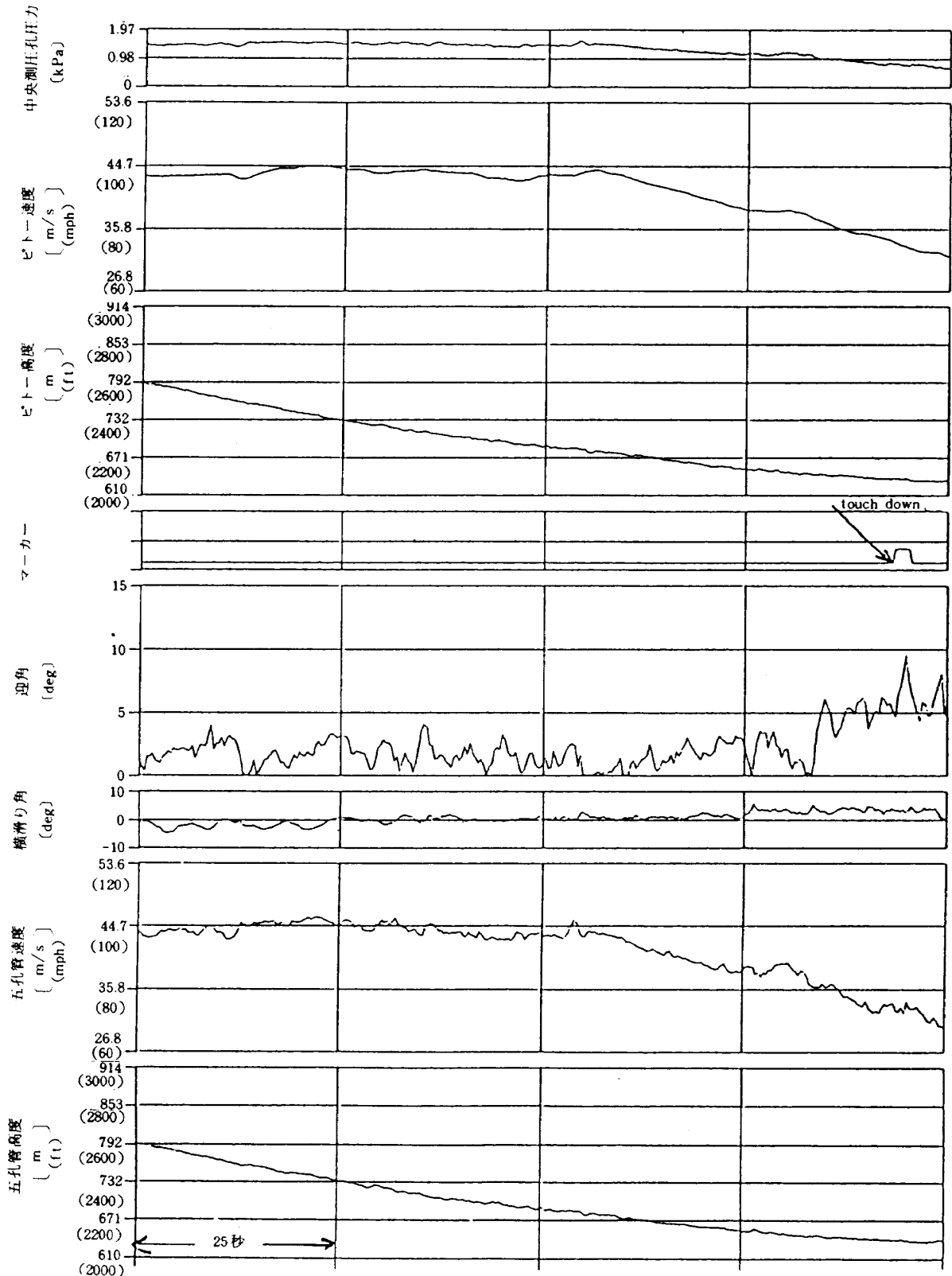


図 21 松本着陸

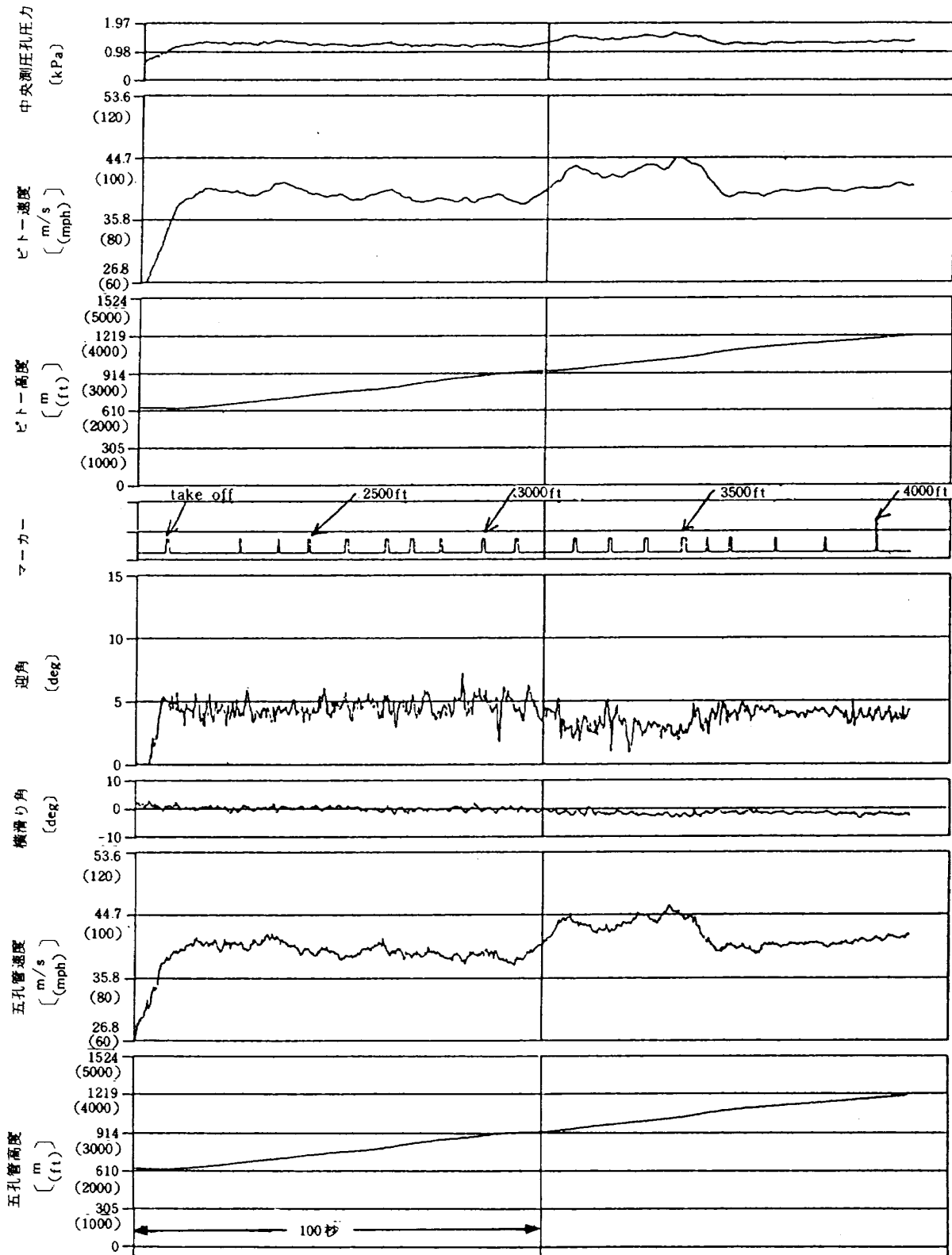


図 22 松本離陸

5. ま と め

球形五孔管を用いエアデータ — 迎え角, 横滑り角, 対気速度および静圧 — を計測した。五孔管による迎え角, 横滑り角の計測は多いが, 静圧の計測

はその例をあまり見ない。結果を要約すると以下の通りである。

(1) 球形五孔管を用いた迎え角, 横滑り角などの計測では今まで用いていた Pien の式などでは幾らか誤差を含むことが指摘されていた。これは流体の

粘性，球後部の円筒部の影響，真球度，測圧孔の大きさ，位置などによるものと考えられる。本報告では風洞実験で得られたデータを基にいわゆる理論値とは異なる計算式モデルを導出した。この新しい式を用いることにより，迎え角，横滑り角，風速がより正確に求まった。静圧についてもより正確な計測が得られるので飛行実験によりそれを確認した。

(2) そこで飛行実験により静圧がどの程度正確に求まるかを調べた。静圧の計測では位置誤差が問題となり，速度計の指示に顕著な誤差となって現われるのが普通である。水平定常，旋回の飛行実験では従来からかなりの信頼性を置いていた矢羽根可動型ピトー管と球形五孔管とを比較してほとんど一致していることを確認した。さらにスピードコース法による位置誤差とも極めて似た結果を示し，球形五孔管による位置誤差の少ない静圧が計測できることが示された。

(3) 本五孔管は球の中央に応答の速い圧力センサを組み込んでおり矢羽根可動型ピトー管では困難な高い周波数の応答が得られる事が飛行実験データにも顕著に現われ，飛行中の突風計測に役立てる事ができる。

終りに，豊田中央研究所の方々にはセンサ部製作，その使用法などの御教示を頂き深く感謝いたします。

また，本五孔管の製作には斎藤秀夫氏，センサ，アンプなど全般については岡遠一総括室長のアドバイスがあったことを付記する。

参 考 文 献

- 1) P. C. Pien ; Five-Hole Spherical Pitot Tube, David Taylor Model Basin Report 1299, May, 1958
- 2) AGARD ; Flight Test Manual, Vol.1 (1962)
- 3) 浅野誠一；五孔ピトー管による流向流速の計測に関する研究，大阪大学造船学科，昭和46年度修士論文
- 4) 幸尾治朗 他；航空機用対気速度計の位置誤差について，航技研報告第298号，昭和48年1月
- 5) Earl J. Montaya ; Wind-Tunnel Calibration and Requirements for In-Flight Use of Fixed Hemispherical Head Angle-of-Attack and Angle-of-Sideslip Sensors, NASA TN D-6986, March, 1973
- 6) 乾 崇夫 他；五孔管による小模型まわりの流場計測，関西造船協会誌第154号，昭和49年9月
- 7) 高橋 肇，上田隆康；五孔ピトー管の特性について，西部造船会会報第39号
- 8) 日本航空宇宙学会；航空宇宙工学便覧，1974，丸善
- 9) 日本機械学会；機械工学便覧，昭和52年7月
- 10) H. C. Seetharam, W. H. Wentz Jr. and J. K. Walker ; Measurement of Post-Separated Flowfields on Airfoils, Journal of Aircraft, Vol.14, No.1, January, 1977
- 11) P. S. Barna ; Sensor for Measuring Instantaneous Angle of Attack of Helicopter Blades, NASA CR-3297, June, 1980
- 12) 友田好文 他編；地球観測ハンドブック，東京大学出版会，1985年1月
- 13) S. W. Bowen, S. G. Scott, K. R. Chan and J. G. Borucki ; Yaw and Angle of Attack Measurements on the NASA CV-990 Aircraft, AIAA 23rd Aerospace Sciences Meeting, AIAA-85-0341, January, 1985
- 14) 日本機械学会；技術資料 流体計測法，昭和60年8月
- 15) Andreas Landhäußer ; Kalibrierung einer 5-Lochsode und Erprobung eines Auswerteverfahrens zur Strömungsfeldmessung, DFVLR-Mitt. 86-19, September, 1986

付録 Pien の三次元解析法

5つの測圧孔（右，左，中，上および下）の圧力より風向，風速を求めるには P.C.Pien の三次元解析法がある（文献1）。以下その解析法について述べる。

5つの測圧孔については (5a) ～ (5e) を既に示した。

$$P_R - P_S = \frac{1}{2} \rho V^2 \left(1 - \frac{9}{4} \sin^2 \angle SOR \right) \quad (5a)$$

$$P_L - P_S = \frac{1}{2} \rho V^2 \left(1 - \frac{9}{4} \sin^2 \angle SOL \right) \quad (5b)$$

$$P_C - P_S = \frac{1}{2} \rho V^2 \left(1 - \frac{9}{4} \sin^2 \angle SOC \right) \quad (5c)$$

$$P_T - P_S = \frac{1}{2} \rho V^2 \left(1 - \frac{9}{4} \sin^2 \angle SOT \right) \quad (5d)$$

$$P_B - P_S = \frac{1}{2} \rho V^2 \left(1 - \frac{9}{4} \sin^2 \angle SOB \right) \quad (5e)$$

(5c) - (5b) は

$$P_C - P_L = \frac{9 \rho V^2}{8} (\sin^2 \angle SOL - \sin^2 \angle SOC) \quad (A.1)$$

となり，(5c) - (5a) は同様に

$$P_C - P_R = \frac{9 \rho V^2}{8} (\sin^2 \angle SOR - \sin^2 \angle SOC) \quad (A.2)$$

となる。(A.1) + (A.2) は

$$2P_C - P_R - P_L = \frac{9 \rho V^2}{8} (\sin^2 \angle SOR + \sin^2 \angle SOL - 2 \sin^2 \angle SOC) \quad (A.3)$$

となり，(A.1) - (A.2) は

$$P_R - P_L = \frac{9 \rho V^2}{8} (\sin^2 \angle SOL - \sin^2 \angle SOR) \quad (A.4)$$

となる。球面三角法の余弦定理を用いると

$$\cos \angle SOR = \cos \angle SOD \cdot \cos (\beta_h - \epsilon) + \sin \angle SOD \sin (\beta_h - \epsilon) \cos \angle SDR \quad (A.5)$$

であるが， $\angle SDR$ は直角だから

$$\cos \angle SOR = \cos \angle SOD \cos (\beta_h - \epsilon) \quad (A.6)$$

となり

$$\sin^2 \angle SOR = 1 - \cos^2 \angle SOD \cos^2 (\beta_h - \epsilon) \quad (A.7)$$

となる。同様にして

$$\sin^2 \angle SOL = 1 - \cos^2 \angle SOD \cos^2 (\beta_h + \epsilon) \quad (A.8)$$

$$\sin^2 \angle SOC = 1 - \cos^2 \angle SOD \cos^2 \beta_h \quad (A.9)$$

の関係も求まる。(A.3) は (A.7) ～ (A.9) の関係を用いて次のようになる。

$$\begin{aligned} 2P_C - P_R - P_L &= \frac{9 \rho V^2}{8} \cos^2 \angle SOD [2 \cos^2 \beta_h - \cos^2 (\beta_h - \epsilon) - \cos^2 (\beta_h + \epsilon)] \\ &= \frac{9 \rho V^2}{8} \cos^2 \angle SOD \left[\cos 2\beta_h - \frac{\cos 2(\beta_h - \epsilon) + \cos 2(\beta_h + \epsilon)}{2} \right] \\ &= \frac{9 \rho V^2}{8} \cos^2 \angle SOD \cos 2\beta_h (1 - \cos 2\epsilon) \end{aligned} \quad (A.10)$$

(A.4) は (A.7), (A.8) の関係を用いて次のようになる。

$$\begin{aligned} P_C - P_L &= \frac{9\rho V^2}{8} \cos^2 \angle SOD [\cos^2(\beta_h - \epsilon) - \cos^2(\beta_h + \epsilon)] \\ &= \frac{9\rho V^2}{8} \cos^2 \angle SOD \frac{\cos 2(\beta_h - \epsilon) - \cos 2(\beta_h + \epsilon)}{2} = \frac{9\rho V^2}{8} \cos^2 \angle SOD \sin 2\epsilon \sin 2\beta_h \end{aligned} \quad (\text{A.11})$$

(A.11)/(A.10) は次のようになる。

$$\begin{aligned} \frac{P_R - P_L}{2P_C - P_R - P_L} &= \frac{\frac{9\rho V^2}{8} \cos^2 \angle SOD \sin 2\epsilon \sin 2\beta_h}{\frac{9\rho V^2}{8} \cos^2 \angle SOD \cos 2\beta_h (1 - \cos 2\epsilon)} = \frac{\sin 2\epsilon}{1 - \cos 2\epsilon} \tan 2\beta_h \\ &= \frac{2 \sin \epsilon \cos \epsilon}{2 \sin^2 \epsilon} \tan 2\beta_h = \cot \epsilon \tan 2\beta_h \end{aligned} \quad (\text{A.12})$$

従って

$$\beta_h = \frac{1}{2} \tan^{-1} \left[\frac{P_R - P_L}{2P_C - P_R - P_L} \tan \epsilon \right] \quad (\text{A.13})$$

となり, β_h は apex-angle ϵ と水平方向の測圧孔の圧力 P_C , P_R および P_L より求められる。

β_v は (5c) ~ (5e) を用いて, 上記 β_h と同様にして

$$\beta_v = \frac{1}{2} \tan^{-1} \left[\frac{P_B - P_T}{2P_C - P_B - P_T} \tan \epsilon \right] \quad (\text{A.14})$$

となり, ϵ と鉛直方向の測圧孔の圧力 P_C , P_B および P_T より求められる。

この様にして得た β_h , β_v は横すべり角 β , 迎角 α ではないことに留意しなければならない。

次に風速を求める。まず

$$\angle SOD = \tan^{-1} (\cos \beta_h \tan \beta_v) \quad (\text{A.15})$$

であるので

$$V_h = V \cos \angle SOD \quad (\text{A.16})$$

$$V_v = V_h \cos \beta_h / \cos \beta_v$$

となる。(A.1) は (A.8), (A.9) を用いて

$$\begin{aligned} P_C - P_L &= \frac{9\rho V^2}{8} \cos^2 \angle SOD [\cos^2 \beta_h - \cos^2(\beta_h + \epsilon)] \\ &= \frac{9\rho V_h^2}{8} \left[\frac{1 + \cos 2\beta_h}{2} - \frac{1 + \cos 2(\beta_h + \epsilon)}{2} \right] = \frac{9\rho V_h^2}{8} \sin(2\beta_h + \epsilon) \sin \epsilon \end{aligned}$$

となり

$$V_h^2 = \frac{P_C - P_L}{\frac{9\rho}{8} \sin(2\beta_h + \epsilon) \sin \epsilon} \quad (\text{A.18})$$

の関係が得られる。 ϵ , ρ , P_C および P_L が既知で β_h が (A.13) より求まれば V_h を求めることができる。さらに P_R を使って同様に

$$V_h^2 = \frac{P_C - P_R}{-\frac{9\rho}{8} \sin(2\beta_h - \epsilon) \sin \epsilon} \quad (\text{A.19})$$

が求まる。このように水平方向の風速 V_h は ϵ , ρ , P_C , P_R , P_L および β_h より求めることができる。

鉛直方向については同様にして

$$V_v^2 = \frac{P_C - P_T}{\frac{9\rho}{8} \sin(2\beta_v + \epsilon) \sin \epsilon} \quad (\text{A.20})$$

$$V_v^2 = \frac{P_C - P_B}{-\frac{9\rho}{8} \sin(2\beta_v - \epsilon) \sin \epsilon} \quad (\text{A.21})$$

が得られる。ここでも鉛直方向の風速 V_v は ϵ , ρ , P_C , P_T , P_B および β_v より求めることができる。

尚、実際に V_h , V_v を求めるには、 V_h については (A.18), (A.19), V_v については (A.20), (A.21) の使い分けが必要となる。

航空宇宙技術研究所報告 971号

昭和 63 年 4 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
電話三鷹 (0422) 47-5911 (大代表) 〒182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2 - 27 - 12

Printed in Japan