

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-298

航空機用対気速度計の位置誤差について

幸尾治朗・岡 遠一・塚野雄吉
矢沢健司・小野孝次

1973 年 1 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|---------|--|-----------|---------------------------------------|
| TR-282 | 高温タービン試験設備およびその計測装置
On the High Temperature Turbine Test
Facilities and the Data Processing System | 1972年 6月 | 原動機部 |
| TR-283 | エンジン特性の実時間シミュレーション(I)
(装置および特性)
Real-time Simulation of Jet Engines with
Digital Computer (I)
(Fabrication and Characteristics of the
Simulator) | 1972年 7月 | 西尾健二, 杉山七契
越沼威, 橋本武男
大畑敏美, 市川英夫 |
| TR-284 | 高 dn 値における玉軸受の性能に関する研究
Study on Performance of Ball Bearings at
High dn Values | 1972年 5月 | 宮川行雄, 関 勝美
横山正幸 |
| TR-285 | 高温固体潤滑剤としての一酸化鉛 (PbO) に
関する基礎的研究
Study on Lead Monoxide as Solid Lubri-
cant for High Temperatures | 1972年 5月 | 宮川行雄, 西村 允
安部 亘 |
| TR-286T | An Investigation of Secondary Injection
Thrust Vector Control | May, 1972 | Tatsuo YAMANAKA |
| TR-287 | 内面加熱を受ける中空円筒の非定常熱応力
Transient Thermal Stresses of the Hollow
Cylinder Subjected Uniform Inner Heating | 1972年 5月 | 江川幸一, 竹中幸彦 |
| TR-288 | 低アスペクト比後退角片持平板翼の遷音速お
よび超音速のフラッター特性
The Transonic and Supersonic Flutter
Characteristics of Low Aspect Ratio
Sweptback Thin Cantilerer | 1972年 5月 | 中井暎一, 森田甫之実
菊地孝男, 高橋 実
東久保正年 |
| TR-289T | Transient Hypersonic Leading-Edge Flow | Jun. 1972 | Katsuhisa KOURA |
| TR-290 | 二自由度回転駆動検出型ジャイロの研究
Study of a Rotary-drive Vibratory-output
Two-degree-of-freedom Gyro | 1972年 7月 | 山田 博 |
| TR-291 | はり板結合構造物の振動 (III)
On the Natural Vibration of Plate-Beam
Combination Structures (III) | 1972年 7月 | 嶋 武敏, 林 洋一
多田保夫, 戸田 勸
日下和夫 |
| TR-292 | 翼型の非圧縮乱流ウェーク流の近似計算法
—対称ウェーク流の場合—
An Approximate Calculation Method of
Incompressible Turbulent Wakes behind
Aerofoils—Symmetrical Wake Flow
Case— | 1972年 7月 | 石田洋治 |
| TR-293 | き裂先端塑性域に線形な応力分布のある弾塑
性モデルの解析
An Elastic-Plastic Analysis of a Crack with
Linearly Distributed Stress in the Plastic
Zone | 1972年 8月 | 寺田博之 |
| TR-294 | ジェットフラップを持つ高揚力機の地面効果
Effect of Ground Proximity on the Longi-
tudinal Aerodynamic Characteristics of an
Airplane with a Jet-Flapped High Lift
Wing | 1972年 8月 | 遠藤 浩, 高橋 宏
中谷輝臣, 綿貫忠晴 |
| TR-295 | 自機搭載型軌道保持システムのための軌道決
定と制御
Orbit Determination and Control Method
for Self-Contained Station-Keeping Sys-
tems | 1972年 8月 | 松島弘一 |
| TR-296 | 航空用ガスタービン燃焼器のライナ壁面の冷
却
Liner Cooling of the Aeronautical Gas
Turbine Combustor | 1972年 8月 | 相波哲朗 |

航空機用対気速度計の位置誤差について*

幸尾治朗**・岡 遠一**・塚野雄吉**

矢沢健司**・小野孝次**

Experiments on Airspeed Calibration Procedures

By Jiro KŌO, Tōichi OKA, Yūkichi TSUKANO,
Kenji YAZAWA and Takatsugu ONO

The position error of airspeed measuring system comes from the disturbance caused by the aircraft as it moves through the air.

Such a kind of error of aircraft must be determined by flight test for each test aircraft.

Some flight evaluation have been conducted on six position error calibration procedures. Those are as follows.

1. Trailing cone or bomb method, (ICAO, Airworthiness Technical Manual.)
2. Tower method.
3. Radar altimeter method.
4. Speed course method.
5. Swivelling pitot-static tube method.
6. Airplane pacing method.

1. ま え が き

航空機の対気速度を正確に測ることは運航上の安全性の上からは勿論のこと、航空機の性能、飛行特性を知るために、最も基本的な欠くべからざるものである。空気の流速を測る方法には風車式のものや、熱線を利用するもの等あるが、通常、航空機の対気速度は動圧測定によって知られる。航空機に設けられた静圧孔とピート管により各々静圧及び総圧を検出し、それらの差（動圧）から対気速度を知ることが出来る。しかし飛行する航空機近くの気流は機体の存在のため自由流中と異なる風速及び静圧分布を示す。このような状態のもとで静圧、総圧を検出し、対気速度を得た場合その速度は自由流中で測った速度と異った値を示す事がある。この値はピート管及び静圧孔の取付位置、気流との相対角（飛行姿勢）、飛行形態等の影響も受

ける。この自由流の速度との差を対気速度計の位置誤差(Position Error)***と云う。速度誤差の原因となる圧力誤差は総圧よりも静圧に含まれることが多い。また静圧の位置誤差は高度計の誤差としても現われる。正確な対気速度を知るためにこの位置誤差を何んらかの方法で知り、速度を補正しなければならない。実際には位置誤差が入らないような対気速度計測装置もしくは方法を用い、位置誤差測定の飛行実験により、その値を得ている。

本報告では ICAO (国際民間航空機構) の Airworthiness Technical Manual の中で推奨されている方法¹⁾をも含め、これまでに各国で行なわれて来た六つの方法によって飛行試験を行ない、その結果にもとづいて各方法の長短、得失を比較検討した。

使用した機種はビーチクラフト 65 型 (5章参照) で、実験飛行を行なった速度範囲は 80 mile/h から 200 mile/h であった。

2. 記 号

H_m : 気圧高度計の指示高度 ft

H_p : 気圧高度 ft

* 昭和 47 年 8 月 10 日受付

** 飛行実験部

*** わが国の耐空性審査要領では速度計系統の許容誤差は較正対気速度の $\pm 3\%$ 以下、この値が 5 kt 以下のときは 5 kt、と規定されている⁷⁾。

H_R : 電波高度計の指示高度 ft
 H_t : 塔上の気圧高度計の指示高度 ft
 ΔH_p : 気圧高度差 ft
 ΔH_R : 電波高度計の指示高度と気圧高度計の指示高度 (設定誤差補正) との差 ft
 K : スイベル型ピトー静圧管のピトー管の係数

$$= \frac{V_0^2}{V_p^2}$$
 P : 飛行高度における大気圧 inHg
 P_0 : 標準大気の高面上大気圧 = 29.92 inHg
 p_s : 静圧 inHg, kg/m²
 p_t : 総圧 inHg, kg/m²
 $p_s' = p_s + \Delta p_{pe}$ inHg, kg/m²
 $p_t' = p_t + \Delta p_t$ inHg, kg/m²
 Δp_h : 気圧高度計の設定誤差 inHg
 Δp_{pe} : 静圧の位置誤差 inHg, kg/m²
 Δp_t : 総圧の誤差 inHg, kg/m²
 q : 動圧 = $p_t - p_s$ inHg, kg/m²
 q' : 差圧 = $p_t' - p_s'$ inHg, kg/m²
 S : 主翼面積 m²
 T : 飛行高度における気温の絶対温度 °K
 T_0 : 標準大気の高面上気温の絶対温度, = 288°K
 V_{cal} : 較正対気速度 (CAS) = $V_m + \Delta V_{pe} = \sqrt{\sigma} V_t$
 m/s, mile/h
 V_{g1} : 対地速度 (往路) m/s, mile/h
 V_{g2} : 対地速度 (復路) m/s, mile/h
 \bar{V} : 対地速度の平均値 = $\frac{V_{g1} + V_{g2}}{2}$
 m/s, mile/h
 V_t : 指示対気速度 (IAS) mile/h
 V_m : 計器速度 = $V_t - \text{器差}$ m/s, mile/h
 V_0 : 標準ピトー管による速度 mile/h
 V_p : スイベル型ピトー静圧管による速度 mile/h
 V_t : 真対気速度 (TAS) m/s, mile/h
 $(V_m)_s$: 基準とする機の計器速度 m/s, mile/h
 ΔV_{pe} : 速度の位置誤差 m/s, mile/h
 $(\Delta V_{pe})'$: 基準位置誤差に Δh_s あるいは Δt_s が加わった位置誤差 mile/h
 $(\Delta V_{pe})_s$: 基準とする機の位置誤差 m/s, mile/h
 ΔV_c : 圧縮性による速度誤差 mile/h
 W : 飛行総重量 kg
 $\Delta C_p = \frac{p_s' - p_s}{q}$
 C_L : 揚力係数

$\frac{dP}{dH_p}$: 標準大気の高気圧の高度による変化率
 inHg/ft

Δh_s : 高度計測の誤差 ft

Δt_s : 時間計測の誤差 s

ρ : 空気密度 kg·s²/m⁴

ρ_0 : 標準大気の高面上空気密度 kg·s²/m⁴

$\sigma = \rho/\rho_0$

w : 風速 (コースに平行な風速の成分)
 m/s, mile/h

$a = \frac{p_s' - p_s}{q}$

$b = \frac{p_t' - p_t}{q}$

$c = b - a = \frac{p_t' - p_s'}{q}$

3. 対気速度の測定誤差

航空機の対気速度計は下記のベルヌーイの定理に基づいて速度が検出出来るように作られている。

$$\left. \begin{aligned}
 p_s + \frac{1}{2} \rho V_t^2 &= p_t \cdots \cdots \text{総圧} \\
 p_t - p_s &= \frac{1}{2} \rho V_t^2 = q \cdots \cdots \text{動圧} \\
 V_t &= \sqrt{\frac{2q}{\rho}} \cdots \cdots \text{真対気速度}
 \end{aligned} \right\} (1)$$

この式による対気速度計の基本系統図を図1に示す。構成はピトー管 (総圧検出), 静圧孔 (静圧検出), 途中配管, そして指示計器より成る。総圧, 静圧は各検出部で得られ, 配管によって指示器に導かれ, 総圧と静圧の差に比例*して空盒が変位し, それに連結された指針が速度目盛板上を移動する。

一般に静圧孔はピトー管とは別に航空機の胴体側面で, 位置誤差及びその変動が出来るだけ少ない位置に設ける場合が多い。大型機では機首附近, 小型機では後部胴体の例が多く見られる。この取付位置は従来のデータ及び風洞試験でおよその位置を選び, 実機について試行錯誤法で定めている。この速度計系統に起り得る誤差は次に示す通りである。

(1) 位置誤差

この誤差については次章 (4章) で述べる。

(2) 器差

指示計器がもつ固有の誤差であり, 機構のガタ, 摩擦, 空盒のヒステリシス, 目盛の正確さが

* 速度計は, 空気密度として標準大気の高面上空気密度 ρ_0 を用いて作られている。

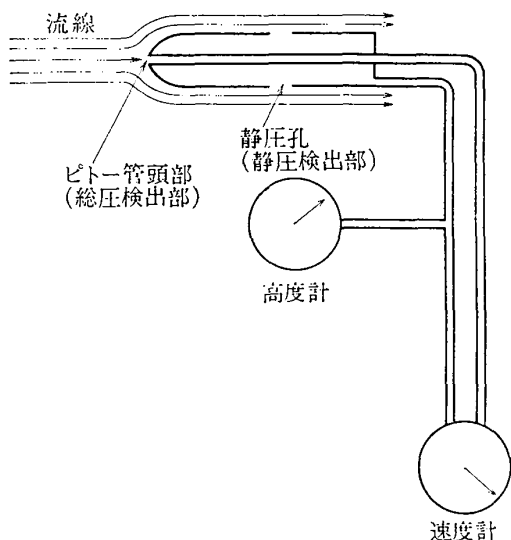


図 1 対気速度計の基本系統

原因で起る誤差

(3) 動的な誤差

総圧、静圧配管系統の管内抵抗、容量によっておこる時間おくれによる誤差

(4) 加速誤差

加速度が加った時、指示計器の構成部品の慣性が原因となって起る誤差

(5) 温度による誤差

指示計器の機構の温度による摩擦変化等による誤差

(6) 圧縮性による誤差

高度、速度の高い飛行状態で空気の圧縮性の影響が大きくなった場合の誤差

これらの誤差のうち (3), (4) の誤差は定常飛行時は問題ないが、加減速又は旋回飛行時は無視出来ない。又 (5) の誤差は高高度 (大気温度が低い) 飛行時に起るが、今回これらの誤差の修正法は省略する。(2) の器差はベンチテストで容易に知ることが出来る。(6) の圧縮性による誤差は、速度 200 mile/h, 高度 15,000 ft 以上になると無視することが出来ない*。その場合は理論的な圧縮流の修正を行うことでほぼ解決するが本報告では非圧縮流と見なすことの出来る範囲内について述べる。

* 速度 200 mile/h, 高度 15,000 ft での圧縮性による較正対気速度の誤差は約 1.3 mile/h (0.65%) である。(参考資料として図 22⁸⁾ に圧縮性の影響を示す。)

4. 位置誤差

位置誤差は、ピトー管及び静圧孔の形状、それらの取付位置、そして機体の影響、即ち、航空機の型、飛行形態 (脚, フラップ, 重量) 及び飛行状態 (高度, 速度) 等によって、検出された総圧及び静圧、もしくはそのいずれかが自由流の値と異なる場合に生ずるものである。

ピトー管、静圧孔で得た総圧、静圧の誤差 (自由流のものとの差圧) を各々、 Δp_t , Δp_{pe} , これらを含む総圧と静圧との差を q'^{**} , 計器速度を V_m とし, (1) 式と同様に表わせれば次の関係が得られる。

$$\left. \begin{aligned} q' &= (p_t + \Delta p_t) - (p_s + \Delta p_{pe}) \\ q' &= \frac{1}{2} \rho_0 V_m^2 \\ V_m &= \sqrt{\frac{2q'}{\rho_0}} \dots \dots \text{計器速度} \end{aligned} \right\} (2)$$

位置誤差を測定する方法は大別して静圧基準と速度基準の二つの類型に分けることが出来る。第一の静圧基準法は、ピトー管で検出する総圧には誤差がなく ($\Delta p_t = 0$), 静圧孔から検出する静圧に含れる誤差 (Δp_{pe}) のみによって速度誤差が生ずると仮定し、何んらかの方法で検出した自由流の静圧と、機体の静圧測定値との差を知り、これを速度誤差に変換して得る方法である。関係式は次の通り、

(1) 式と (2) 式より

$$\sqrt{\sigma} \cdot V_t = \sqrt{\frac{2\Delta p_{pe}}{\rho_0} + V_m^2}$$

この $\sqrt{\sigma} \cdot V_t$ は、器差、位置誤差を補正した対気速度で、較正対気速度 $V_{cal.}$ と呼ばれている。

速度の位置誤差 ΔV_{pe} は、

$$\Delta V_{pe} = \sqrt{\frac{2\Delta p_{pe}}{\rho_0} + V_m^2} - V_m \quad (3)$$

$$= V_{cal.} - V_m \quad (4)$$

なお総圧に誤差がないとする仮定はピトー管頭部の気流に対する角度が大きくなると成立たなくなる。

図 2⁹⁾ はピトー静圧管の気流に対する角度とこれによって生じる圧力誤差の関係を示す。曲線 b はピトー管で検出した総圧 p_t' と自由流静圧 p_s との差を自由流動圧 q で無次元化したもので、総圧の測定誤差がない時は 1.0 となる。曲線 a は静圧孔より検出した静圧と p_s との差を、曲線 c は b と a の差を同じく無次元化したものである。これで見ると b は気流

** q' は総圧、静圧に各々 Δp_t , Δp_{pe} を含んだもので、 $\Delta p_t = \Delta p_{pe} = 0$ のときは、 $q' = q$ となる。

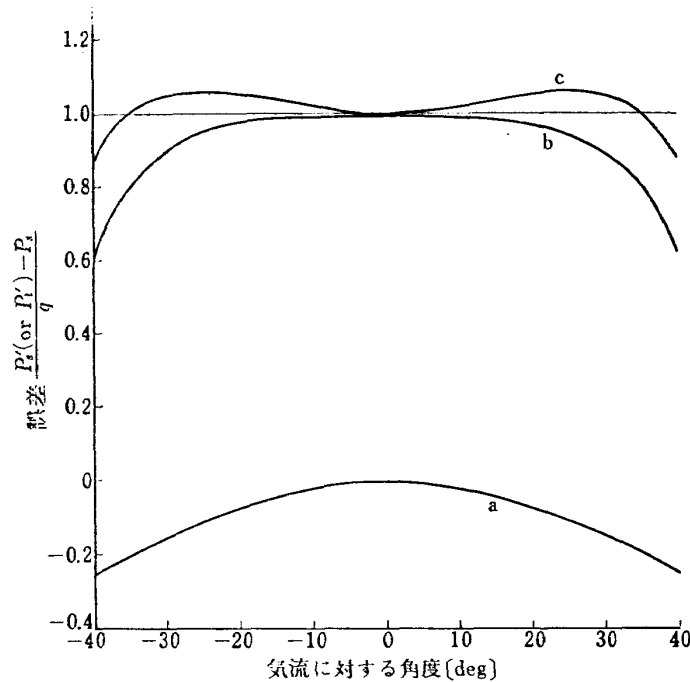


図 2 気流角度によるピトー静圧管の誤差

に対する角度が 13° 位, a は $5^\circ \sim 6^\circ$ 位から誤差が問題になる。即ち機体に固定されたピトー静圧管では機体の迎え角, 横すべり角が大きいと総圧, 静圧, ひいては動圧の誤差が入ってくる。また特に静圧には誤差が入り易い事がわかる。

第二の速度基準法は, 何んらかの方法で誤差を含まない対気速度を直接測定し, これと計器速度との差より速度誤差を得るものである。この場合の速度誤差(速度の位置誤差)は(4)式で得られる。

この二つの考え方に基づく位置誤差測定の方法を次に示す。

- (1) 曳航静圧管による方法³⁾ (Trailing cone or bomb method)
- (2) 高度計による方法 (Altimeter method)
 - (a) 塔による方法³⁾ (Tower method)
 - (b) 電波高度計による方法 (Radar altimeter method)
- (3) 速度基線による方法³⁾ (Speed course method)
- (4) スウィベル型ピトー静圧管による方法⁴⁾ (Swivelling pitot-static tube method)
- (5) 編隊飛行による方法³⁾ (Airplane pacing method)

(1) と (2) は第一の類型に入るもので (3), (4), (5) は第二の類型である。但し, (4) で静圧のみ測定する場合は第一に入る。位置誤差は一般に低速時に大きく, 離着陸時の事故に関連して失速速度の測定の際にその

精度の向上が要求される。この精度は目的によって異なるが, 耐空性審査の場合を例にとれば, 許容される位置誤差の $1/10$, 即ち 0.3% 又は 0.5kt 以内の値が必要である。これは計測器の精度としては問題でないが, 総合的な実験の精度としてはきびしい数字であろう。

5. 実験機の概要

実験には当研究所の実験機, 米国ビーチクラフト社製 '65 型' 双発機を使用した。図 3 に三面図と主要諸元, 性能を示す。図 4 は実験機の総圧及び静圧の計測系統図を示す。総圧はプロペラ後流に直接影響されない主翼下面に取付けられた 2 個のピトー管で検出され, 各々左右の速度計に導かれる。静圧は後部胴体の左右側面に設けられた二つの静圧孔で検出され, 機体内で一本の静圧用配管に集められて速度計及び高度計に導かれる。静圧検出孔が二ヶ所に設けてあるのは, 片側の孔が塞がった場合の安全のためと左右の平均圧を得るためである。

ビーチクラフト 65 型機用にビーチクラフト社で出した位置誤差校正曲線を図 5 に示す。横軸は器差を修正した計器速度, 縦軸は位置誤差である。横軸の計器速度に, 対応する位置誤差の値を加えると校正対気速度が得られる。

図で明かなように形態(フラップおよび脚の上げ, あるいは下げ)によって全く異った曲線を示す。

発 動 機	340HP×2
全 備 重 量	3,500 kg
主 翼 面 積	25.74 m ²
最大水平速度	385 km/h
失速速度 (脚・フラップ下げ) (Idle power)	129 km/h
上 昇 限 度	8,230 m
最大航続距離	1,950 km

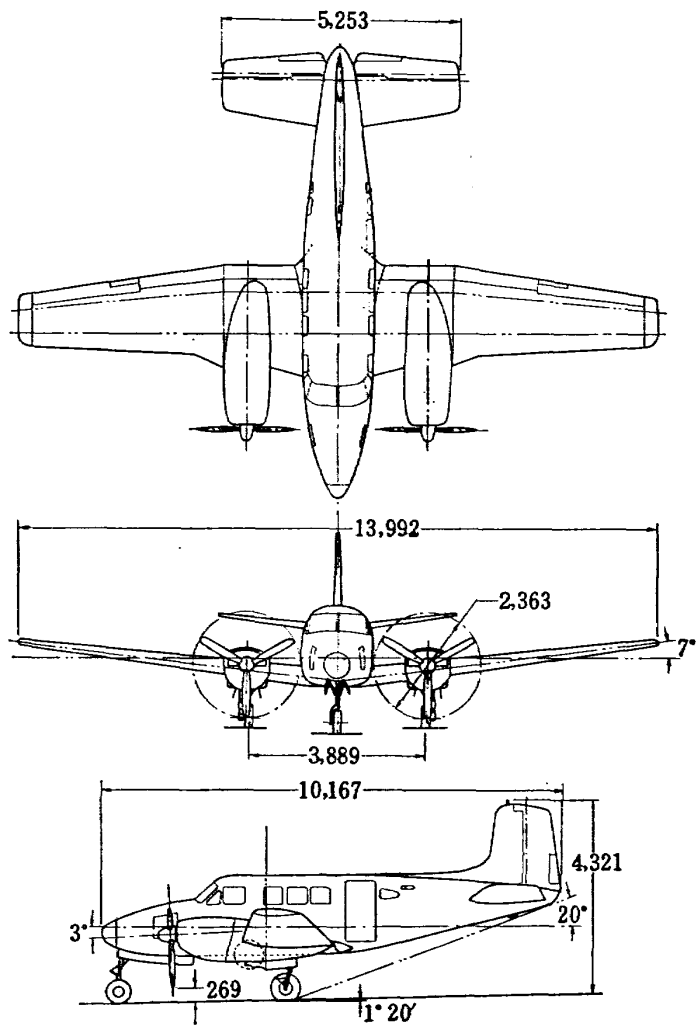


図 3 ビーチクラフト 65 型 三面図 単位 [mm]

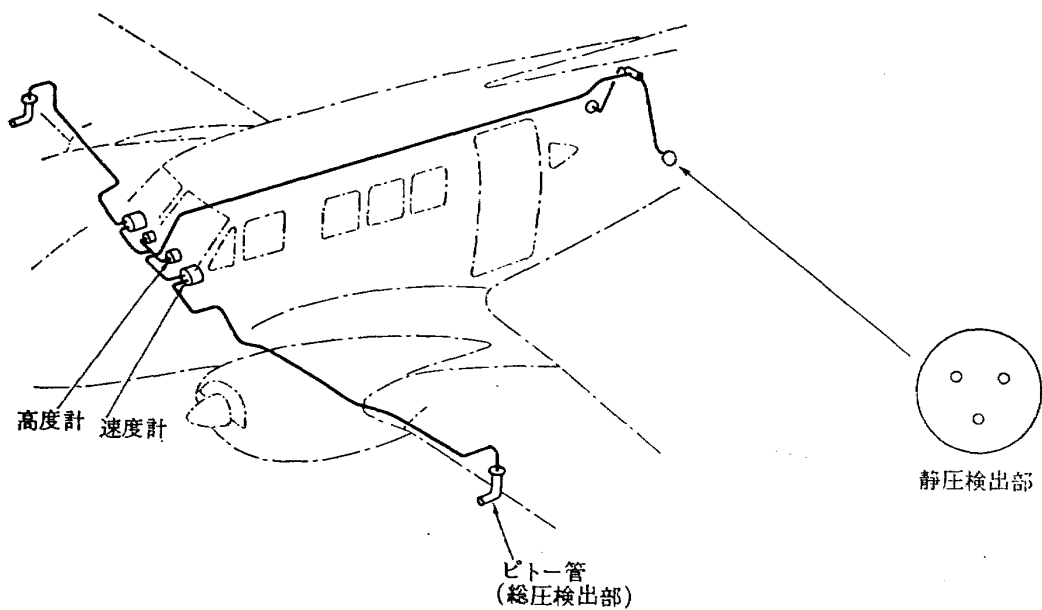


図 4 ビーチクラフト 65 型の総圧及び静圧の計測系統

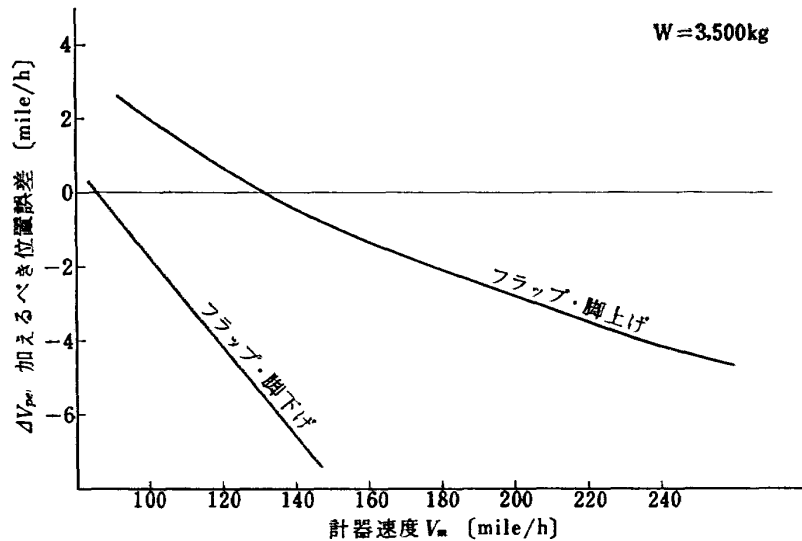


図 5 ビーチクラフト 65 型の位置誤差 (ビーチクラフト社資料)

6. 位置誤差測定法と実験結果及び検討

第 4 章で記した六つの位置誤差測定方法について飛行実験を行った。実験飛行の速度範囲はフラップおよび脚上げ, で IAS 90 mile/h~200 mile/h まで, フラップおよび脚下げ, で 80 mile/h~130 mile/h までで, 各々 10 mile/h 間隔で水平飛行を行った。なおフラップは最大下げ (28°) 状態である。得られたデータは各測定法の項で述べる処理を行い, 実験機の最大総重量 (3,500 kg) 時の値に補正した。(付録参照) 実験結果を図 8, 11, 13, 17, 21 に示す。これらの図で実線は曳航静圧管による方法で得られた曲線で, これを実験機の基準の位置誤差曲線とし, 他の方法で得た結果と比較検討した。

6.1 曳航静圧管による方法

対気速度計の静圧検出値のみに位置誤差があり, それが速度計の誤差の原因であるとし, 自由流の静圧を測定し, これと機体静圧孔で検出した静圧との差から, 位置誤差を得る方法である。機体の影響がない程度に離して曳航される静圧検出管を用いて自由流の静圧を得るところにこの方法の特徴がある。この方法には, 円錐式静圧管を曳航するものと, 爆弾型静圧管を曳航するものがある。われわれが使用したものは, 米国, ダグラス社製の曳航円錐式静圧管である。曳航円錐の形状及び実験機への取付状況を図 6 に示す。円錐は揚力を発生せず, 抵抗だけを生じるよう作られており, ワイヤロープで曳航される。静圧は円錐頂部より約 30 cm はなれた所にある静圧孔で検出され, ワイヤロープとその外側を包むナイロンチューブの間隙を通っ

て機内に導かれる。円錐は機内に備えた電動巻上げ機で飛行中に出し入れすることが出来, ワイヤロープの長さは機内のメータに表示される。

位置誤差の測定にあたってはこの静圧検出部を機体後流に影響されない位置まで離す必要がある。一般にプロペラ機の場合機体から主翼幅長離れば影響がないとされている。図 7 にこの機体の影響を知るために行った飛行実験結果を示す。横軸は曳航静圧管と機体との距離, 縦軸はこの静圧管による静圧と機体静圧孔で得た静圧との差 Δp_{pe} を示す。機体によって生じた気流の変化は機体から離れるにつれて減衰するはずであり, 図において Δp_{pe} がワイヤ長に対して変化する範囲は機体の影響が存在するものと考えられる。この資料によれば円錐が 50 ft 以上はなれると Δp_{pe} はほぼ一定値 (その形態における位置誤差に相当する) を示す。即ち, この実験機では曳航静圧管を 50 ft 以上機体から離せば自由流の静圧が得られることがわかる。

位置誤差測定実験では曳航静圧管を 50~60 ft 離し, その静圧と機体静圧孔の静圧との差を傾斜メータで読みとった。得られた静圧の位置誤差 Δp_{pe} と計器速度 V_m から速度の位置誤差 ΔV_{pe} は (3) 式によって求められる。

実験結果を図 8 に示す。点線で示す曲線はビーチクラフト社の位置誤差較正曲線である (前述の図 5)。ビーチ社の測定方法は不明であるが, われわれが行った曳航静圧管法の結果に似ている。この方法では機体のピート管より検出される総圧には誤差がないと仮定したが, ここで使用した実験機の場合は水平直線飛行であるから, 横すべり角の影響はほとんどないものと見

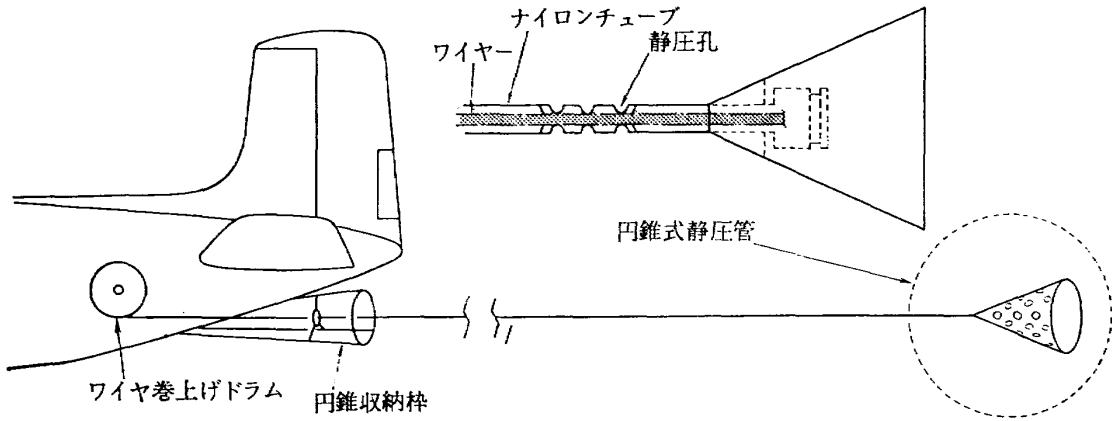


図6 円錐式曳航静圧管

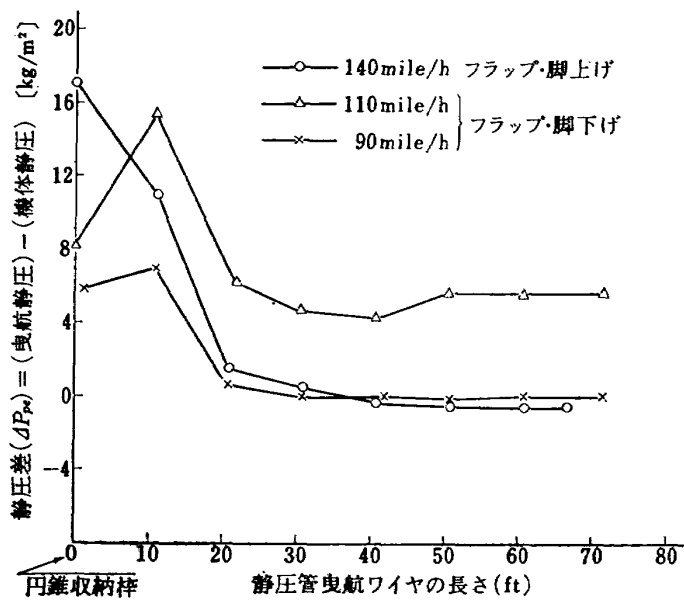


図7 曳航静圧管の曳航ワイヤ長と静圧差

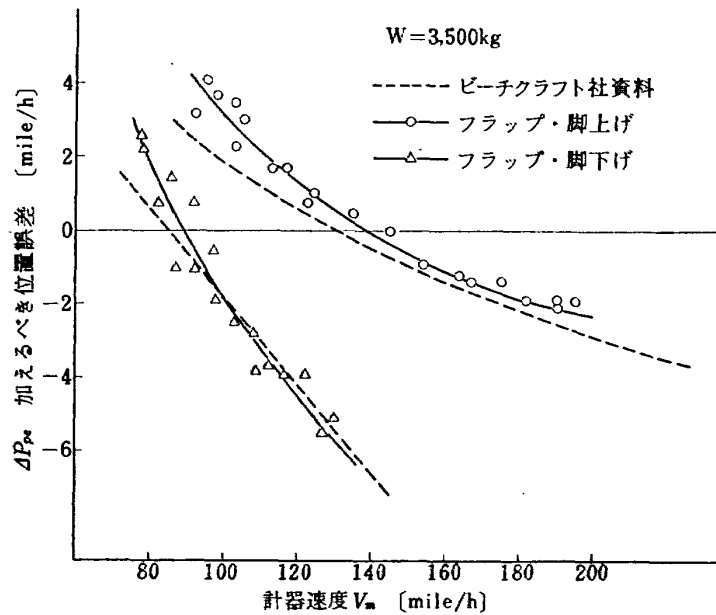


図8 曳航静圧管法で得た位置誤差

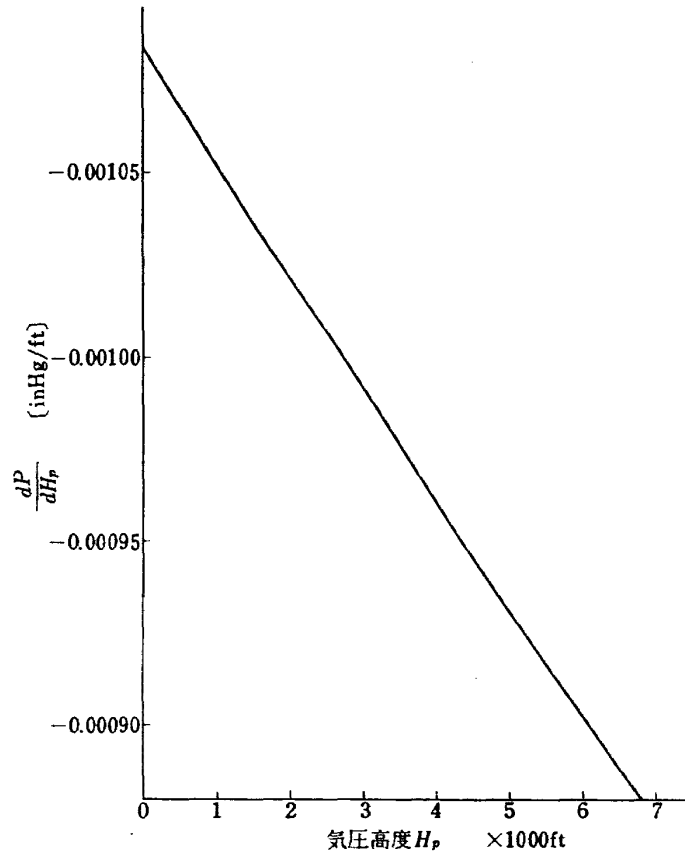


図 9 高度による気圧の変化率

なされる。また迎え角の影響も少ない*。この測定法は、精度の高い結果を得ることが出来る方法として ICAO の Airworthiness Technical Manual で推奨しているばかりでなく、実験資料を見ても、測定点のばらつきは他の方法にくらべてはるかに少なく、安定した結果を示している。これらの理由から図 8 の実験値をこの実験機の基準の位置誤差較正曲線とした。

6.2 高度計による方法

この方法も原理的には 6.1 の曳航静圧管による方法と同じであるが静圧誤差の測定に二つの高度計の指示値の差を用いるところに違いがある。ある高さの塔上に据えた気圧高度計を基準にするものと、電波高度計を基準にする方法について述べる。

6.2.1 塔による方法

機体の影響を受けない静圧（大気圧）を測定するため地上のある高さの塔上に気圧高度計を置き、飛行機はその塔と同じ高さ（高度）を飛行し、塔上の気圧高度計と機内の気圧高度計の指示高度の差から静圧の位置

誤差を求め、速度の位置誤差に換算する。気圧高度計は一種の気圧計であるから、感知した気圧を標準大気の場合の気圧と高度との関係を用いて、高度指示に変換している。従って高度指示値を知れば、標準大気の場合の気圧を知ることが出来る。気圧の高度による変化率と気圧高度の理論上の関係を図 9 に示す。この図によって両高度計の指示高度差 (ΔH_p) から圧力差 (Δp_{pe}) を簡単に得ることが出来る。（この場合実験時の気圧の高度による変化率は理論値と違わないと仮定している。）

飛行機を塔と同じ高さで飛行させるために、塔上に据えたトランシットを水平に振りながら飛行機を追い、塔側からラジオでパイロットに飛行高度の修正を指示する方法をとった。飛行機の高度設定が終了時点で塔上及び飛行機の高度計の指示を読みとった。もちろん両高度計の気圧設定値を等しくしておくことが必要である。われわれは相模湾の江ノ島展望塔（高さ 114m）を基準として利用した。実験配置を図 10 に示す。ここで測定された両高度計の指示高度差を次式を用いて静圧の位置誤差に変換する。

$$\Delta H_p = H_t - H_m$$

* この実験で主翼の最大迎え角は約 11° であり、ピトー管は主翼下面に近接して取付られている（図 4 参照）ので、迎え角はさらに小さい。

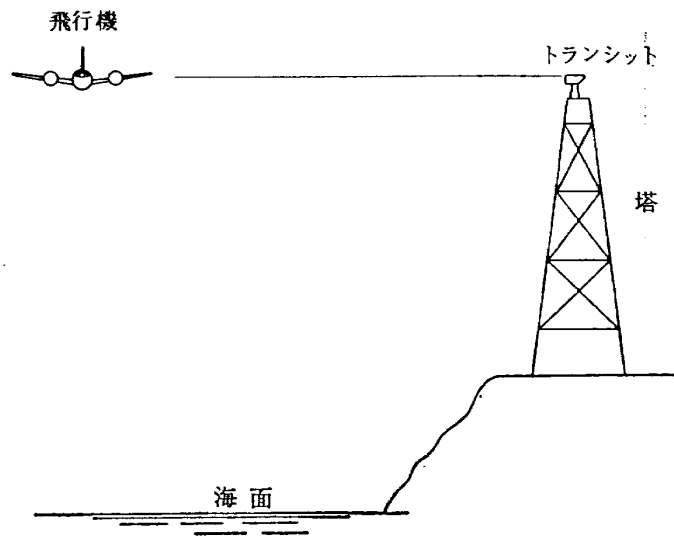


図 10 塔を利用した位置誤差測定

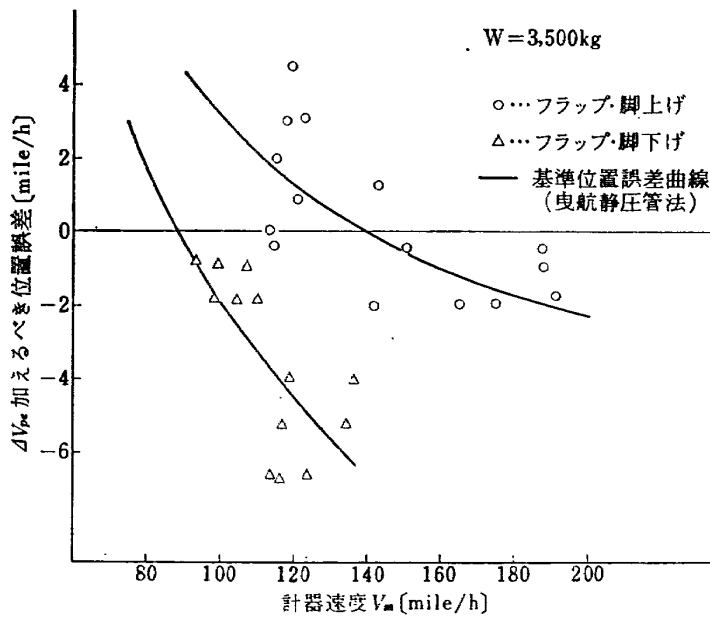


図 11 塔による方法で得た位置誤差

$$\Delta p_{pe} = \frac{dP}{dH_p} \cdot \Delta H_p$$

(3) 式に代入して、速度の位置誤差は次式で得られる。

$$\Delta V_{pe} = \sqrt{\frac{2}{\rho_0} \frac{dP}{dH_p} \Delta H_p + V_m^2} - V_m$$

展望塔を利用して行った実験結果を図 11 に示す。傾向としてはほぼ基準曲線に沿っているが、測定点のばらつきが大きい。この主な原因として飛行高度の設定のむづかしさがあげられる。塔上のトランシットで機体を観測し、ラジオで高度修正を指示し、かつ測定時刻を合わせたことによる時間的な誤差や、トラン

シットの水平設定の正確さ等から派生する ±10ft 程度の高度誤差が含まれ得るものと考えられる。前者は結果のパラツキとなり、後者は系統的な誤差の原因になる。この塔による方法は塔上の気圧高度計と、それと同じ高さを飛行する飛行機の高さ計の高度指示の差を速度に変換することで位置誤差を得るものであるから飛行高度が基準高度（塔の高さ）と違う場合はそのまま計測上の誤差として位置誤差に含まれる。その他、指示高度の読み取り誤差がある場合も同様である。これらの高度計測の誤差 (Δh_i) をパラメータとして示した基準位置誤差較正曲線を図 12 に示す。この図は基準の位置誤差に高度計測の誤差 Δh_i が加っ

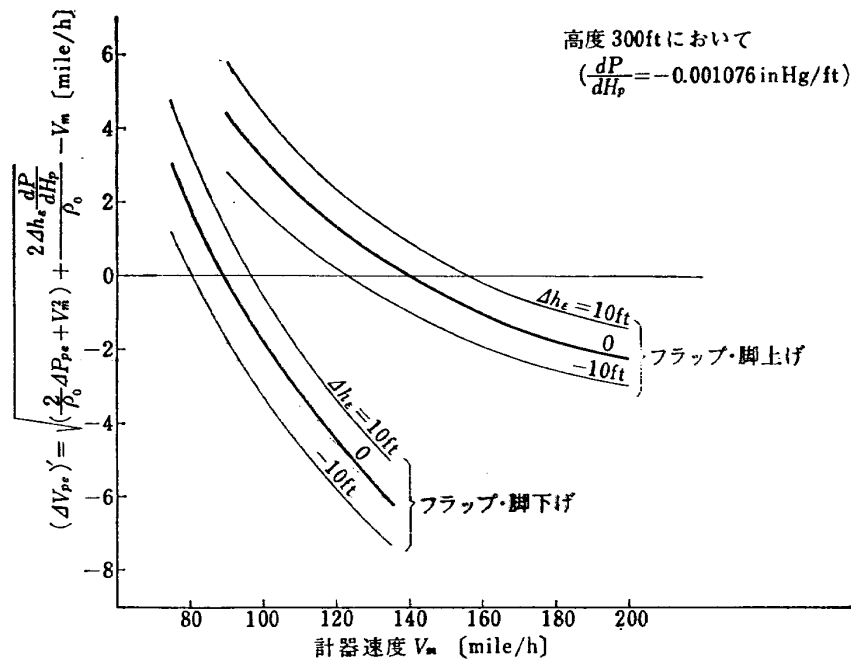


図 12 高度計測の誤差を含む位置誤差

た場合に起る速度誤差を次式によって計算したものである。

$$(\Delta V_{pe})' = \sqrt{\left(\frac{2}{\rho_0} \Delta p_{pe} + V_m^2\right) + \frac{2}{\rho_0} \Delta h_e \cdot \frac{dP}{dH_p}} - V_m$$

今、高度計測の誤差 Δh_e が 10ft の場合、計器速度 80 mile/h で位置誤差に加えらるる速度誤差は 1.5 mile/h, 200 mile/h で、0.8 mile/h になることがわかる。即ち、高度の計測に誤差があった場合、飛行速度が低い時程結果の精度への影響が大きい。更に風が強い場合は定められた飛行高度の保持がむづかしくなったり、島の影響による気圧変動が塔上の気圧高度計に影響することも考えられる。この方法は塔と同じ高さを飛行して行くので飛行高度が低くなり、失速々度近辺の実験はむづかしい。

6.2.2 電波高度計による方法

これは塔による方法と原理的に同じであるが基準高度として電波高度計の指示高度を用いる点に特徴がある。位置誤差は飛行機の気圧高度計の指示高度と電波高度計の指示高度との差を速度に換算することで得られる。

この電波高度計による方法は、塔による方法と較べ、計測の手数は簡単で、実験飛行もはるかに簡便容易である。

しかし実験時の地上気圧がその時の気圧高度計の設定気圧と異なる場合に生じる誤差を補正するのに正確な海面上大気圧の値を必要とする。その他、陸上で行

う場合はその地面の高さ、海上の場合はその時の潮位を知り、電波高度計の高度に補正を加えなければならない。実験は障害物のない平坦地、あるいは海上で電波高度計の指示を参考として、ある高度（必ずしも一定高度で飛ぶ必要はない）で水平飛行を行ない、その時の気圧高度計と電波高度計との指示差を計測する。われわれは東京湾の館山沿岸と相模湾で高度 300 ft で行った。実験時の海面上大気圧の資料は各々、館山測候所及び横須賀海上自衛隊気象観測部の観測値を用いた。この方法による静圧の位置誤差 Δp_{pe} は次式から得られる。

$$\Delta H_R = H_R - \left(H_p - \Delta p_h \cdot \frac{dH_p}{dP}\right)$$

$$\Delta p_{pe} = \frac{dP}{dH_p} \cdot \Delta H_R$$

(3) 式より速度の位置誤差は

$$\Delta V_{pe} = \sqrt{\frac{2}{\rho_0} \cdot \frac{dP}{dH_p} \cdot \Delta H_R + V_m^2} - V_m$$

実験結果を図 13 に示す。図で ⊙ 印は館山沿岸を飛行し、すぐ近くの気象庁館山測候所の海面上大気圧の資料を用いて気圧高度計の気圧設定値の補正を行ったもので、良好な結果が得られた。× と △ 印は相模湾の江ノ島沖で異った日時に行ったもので大気圧の資料は横須賀海上自衛隊気象観測部のものによる。測定点の分散は少ないが基準曲線とは系統的にかなり異っている。これは実験場所と気圧観測場所が離れてお

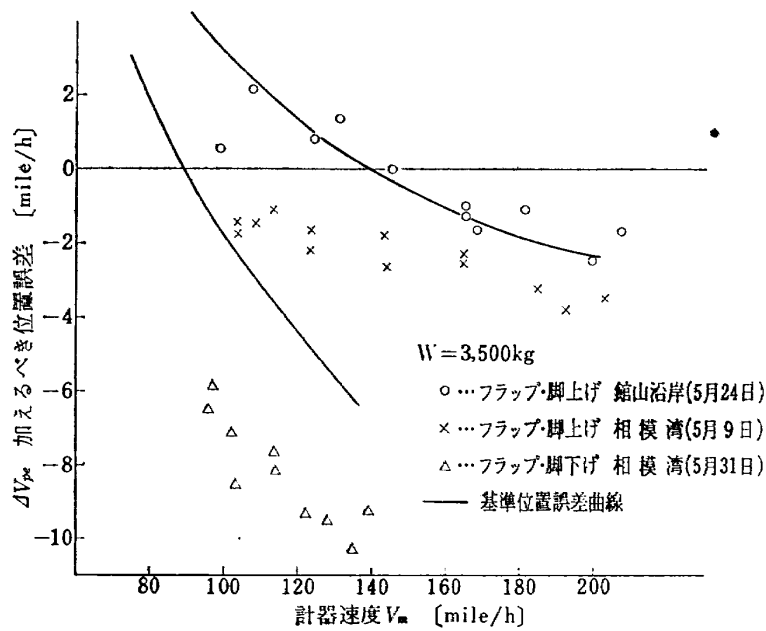


図 13 電波高度計法で得た位置誤差

り、その間に三浦半島があるため、気圧高度計の設定値の補正に使った大気圧の値に差異があったために生じたものと考えられる。

実験飛行高度 300 ft は、使用した電波高度計の精度の点から選んだもので、使用する電波高度計によってはもっと高い高度で行うことも可能である。この方法は実験時の正しい海面上大気圧の値を知ることが出来ればかなり良好な結果が得られる。なお、気圧から実高度を得る場合の温度補正は 3 ft 程度であり、省略した。

6.3 速度基線による方法

この方法はこれまで述べてきたものとは原理的に異なり、真の対気速度を直接計測し、これを基準として飛行機の計器速度との差から位置誤差を得る方法の一つである。真の速度は地上にはっきりした直線コースを定め、飛行機はコース上で水平定常飛行を行い、コース上の2定点間(定距離)の通過時間を測ることで得られる。飛行機は機体前後軸をコースに平行に往復飛行し、地上で計測した往復の速度を平均して風の影響を除く。これは往復する間の風速、風向がほぼ同じであるとの仮定に基づいているから往復時で風が変動するような場合は実験を避けるべきである。又、コースの長さが速度の測定精度に影響する。コースが長くなると一定速度で飛行することがむずかしくなり、短い場合はコース通過時間が短いために、時間の測定精度が悪くなる。従ってコースの長さはその飛行機の速

度性能、地上での速度計測の方法をも考えて決める必要がある。

われわれは仙台飛行場の滑走路を利用し、コース長 950m で行った。地上の速度計測は、コース両端で各々コースに直角な線上に二点を定め、その点に据付けた下げ振りを見通してコースに垂直な面を仮想し、飛行機がその面内を通過する時刻をストップウォッチで測った。図 14 に実験配置を示す。

真対気速度は次の関係式を用いて求められる。地上計測で得た対地速度は風の影響を除けば真対気速度と考えられる。

$$\begin{aligned} V &= \frac{V_{g1} + V_{g2}}{2} \\ &= \frac{(V_t + w) + (V_t - w)}{2} = V_t \end{aligned}$$

この真対気速度に $\sqrt{\sigma}$ を乗ずることで較正対気速度 $V_{cal.} (= \sqrt{\sigma} V_t)$ が得られ、速度の位置誤差は (4) 式によって求められる。

ここで σ は飛行高度における空気密度比で、その気温と気圧がわかれば知ることが出来る*。

この方法の応用として写真を利用して、地上で速度計測を行うことも出来る。図 15^{b)} に示すようにカメラの前に格子を置き、これを透してコースを通過する

* $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} = \frac{P}{P_0} \cdot \frac{T_0}{T}$

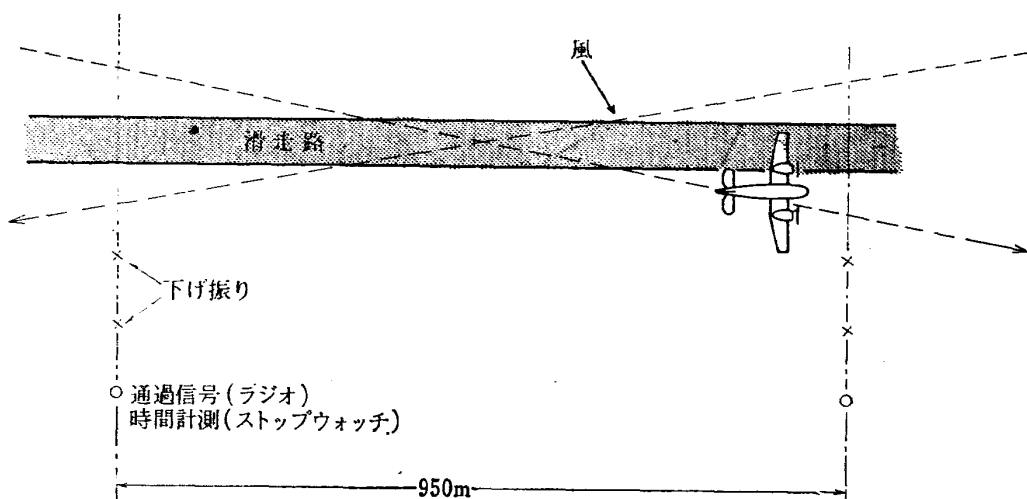


図 14 速度基線による位置誤差測定

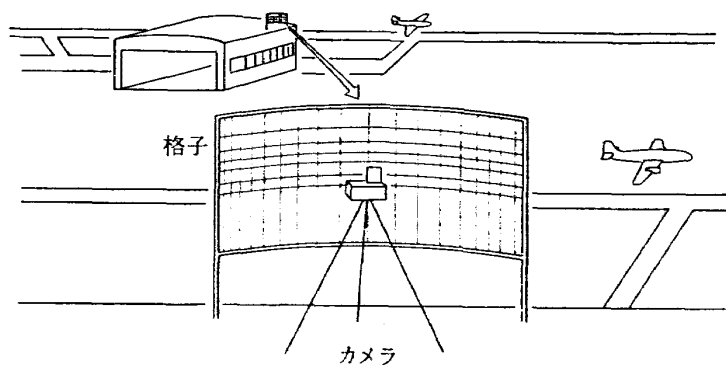


図 15 格子～カメラによる速度計測

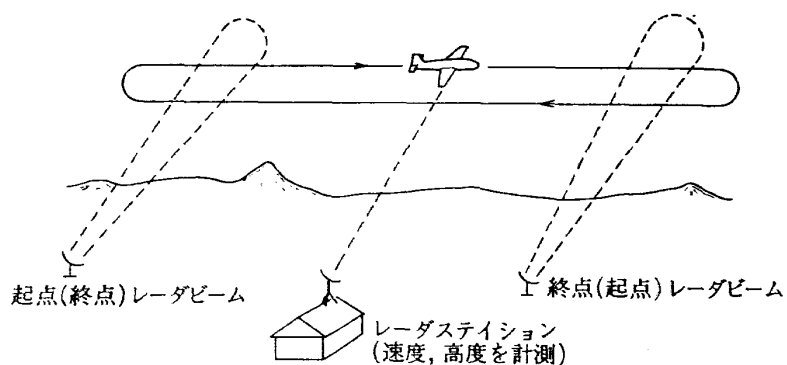


図 16 レーダを利用した速度計測

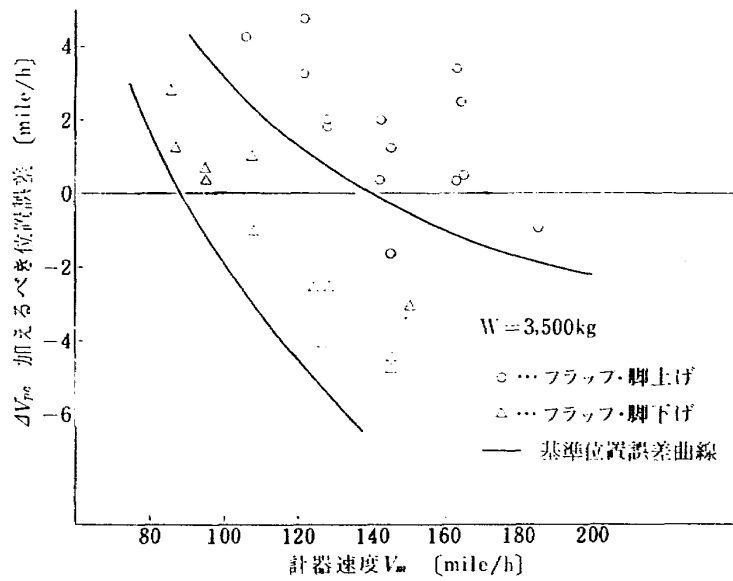


図 17 速度基線法で得た位置誤差

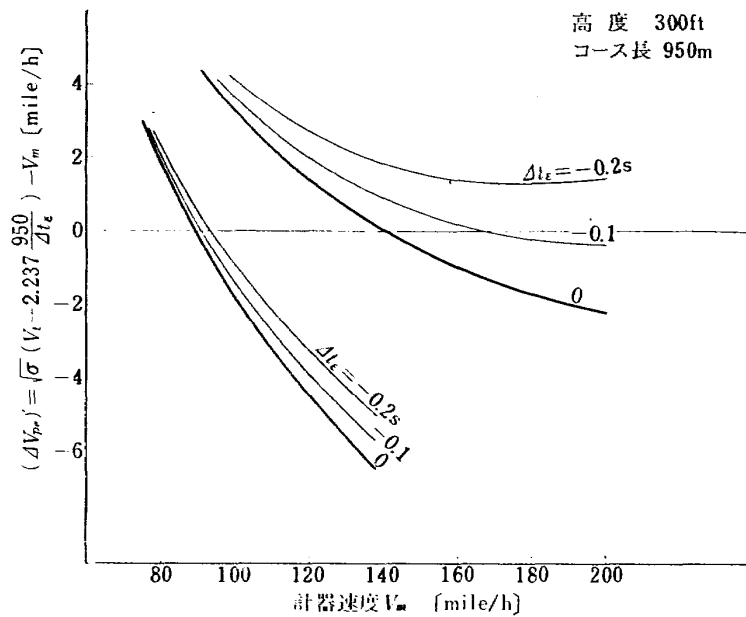


図 18 時間計測の誤差を含む位置誤差

飛行機を撮り、フィルム上から飛行機の手速を知る。あるいは離着陸カメラ（例えばピンテン社製、離着陸カメラ）を用いる場合は格子を使わずに真の速度を知ることが可能である。又、高速機で高い高度で飛行しなければならぬ場合はレーダを利用して、コースの起点、終点を想定して速度を測る方法を用いる。(図16)⁶⁾

われわれが仙台飛行場の滑走路を利用して高度300ftで行った結果を図17に示す。図で測定点が基準曲線の右上方で分散しているのが見られる。このような結果になる原因としては地上で行った速度計測の誤差が第一に考えられる。速度計測は先に述べたよう

にストップウォッチで飛行機のコース通過時間を計測する方法によったので、飛行速度が速く、通過時間が短い場合は特に誤差が入りやすく、しかも時間の測定誤差が位置誤差の測定精度に与える影響も大きい。例えば計測した通過時間に0.1秒の誤差が含まれた場合、飛行速度200mile/hで950mのコースを通過する時間は約10.6秒であるから地上で測った速度には約1%、即ち約2mile/hの誤差が現われる、80mil/hで飛行した場合は約0.3mile/hの値になる。図18は計測した時間に誤差があった場合の位置誤差曲線のづれをコース長950mの場合について計算したもの

である。通過時間の計測誤差 Δt_e の負符号は時間を短く測った場合を表わす。正の場合は $\Delta t_e=0$ の曲線(基準位置誤差曲線)の左下側にづれる。図に示すように飛行速度が速くなるにつれ、ある Δt_e の値に対する速度誤差が大きくなる。

6. 4 スワイベル型ピトー静圧管による方法

総圧、静圧の検出孔が機体の迎え角、形態などに影響されない位置におかれ、各々がつねに気流に正対、及び直角な状態で圧力を検出すれば位置誤差を含まない対気速度を得ることが出来る。

ここで述べる方法は主翼々端前縁もしくは胴体前方からブームを突き出し、その先端に取付けたスワイベル型ピトー静圧管(空気力によってピトー頭部が常に流れに正しく向くような構造になっており、静圧孔は流れと直角な向きについている)で総圧、静圧を検出し、速度を知り、飛行機の計器速度との差より位置誤差を得る方法である。

主翼の存在が、翼端ブーム先端近傍の静圧に及ぼす影響についてしらべた実験例を図 19 に示す。これは主翼々端ブーム先端に取付けた固定静圧管について NACA で行った実験結果⁴⁾で、横軸は揚力係数、縦

軸はブーム先端の静圧と自由流静圧との差を動圧で無次元化したもの (ΔC_p) で、主翼前縁から静圧管までの距離を翼弦長の倍数で表わし、パラメータとしている。これで見ると主翼々弦長の $1\frac{1}{2}$ 倍以上 離せば静圧差はほぼ一定値に収束し、機体(主翼)の影響がほとんどないことがわかる。揚力係数 0.8 附近から揚力係数の増加(迎え角の増加)につれて ΔC_p の負の値が増えているがこれはブーム先端に固定した静圧管の迎え角の増加に伴って静圧検出部まわりを流れる気流の速度変化が大きくなったために現われたものと思われる。

われわれはブームの製作、取付、強度等の制限もあり、上記の長さにする事は困難であったので、主翼々弦長と同じ長さのブームを突き出し、先端にスワイベル型ピトー静圧管を取付けた。図 20 に実験機の右翼端に取付けた状況を示す。実験はスワイベル型ピトー静圧管で検出した総圧、静圧を機内の本測定実験用の速度計につなぎ、その指示速度とスワイベル型ピトー静圧管の係数 (K)⁶⁾ より較正対気速度 $V_{cal.}$ は次式で得られる。

$$V_{cal.} = V_p \sqrt{K}$$

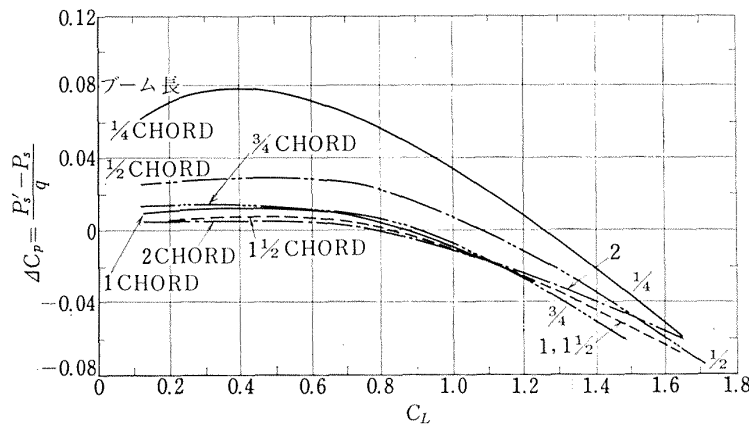


図 19 翼端ブームでの静圧管の誤差 (AGARD MANUAL)

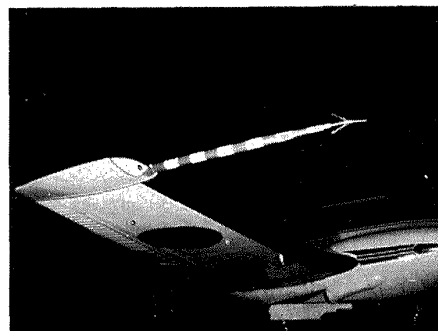


図 20 翼端ブームとスワイベル型ピトー静圧管

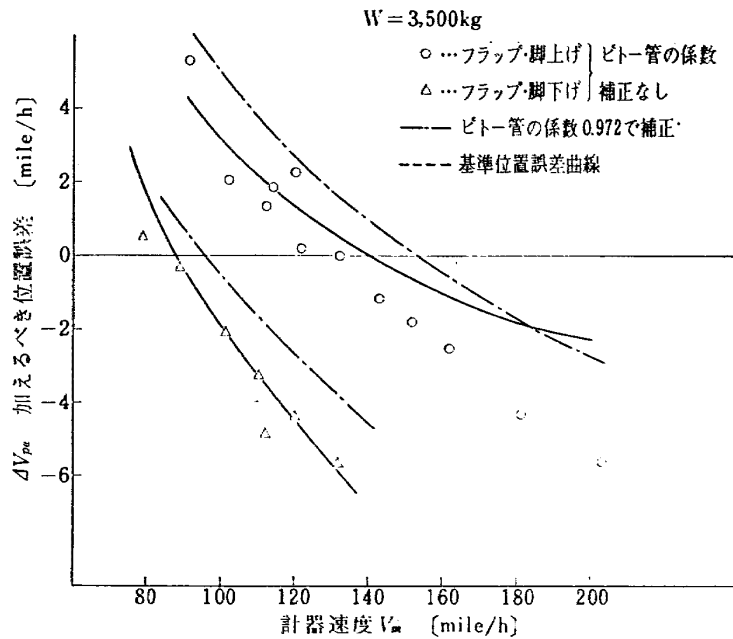


図 21 スイベル型ピトー静圧管法で得た位置誤差

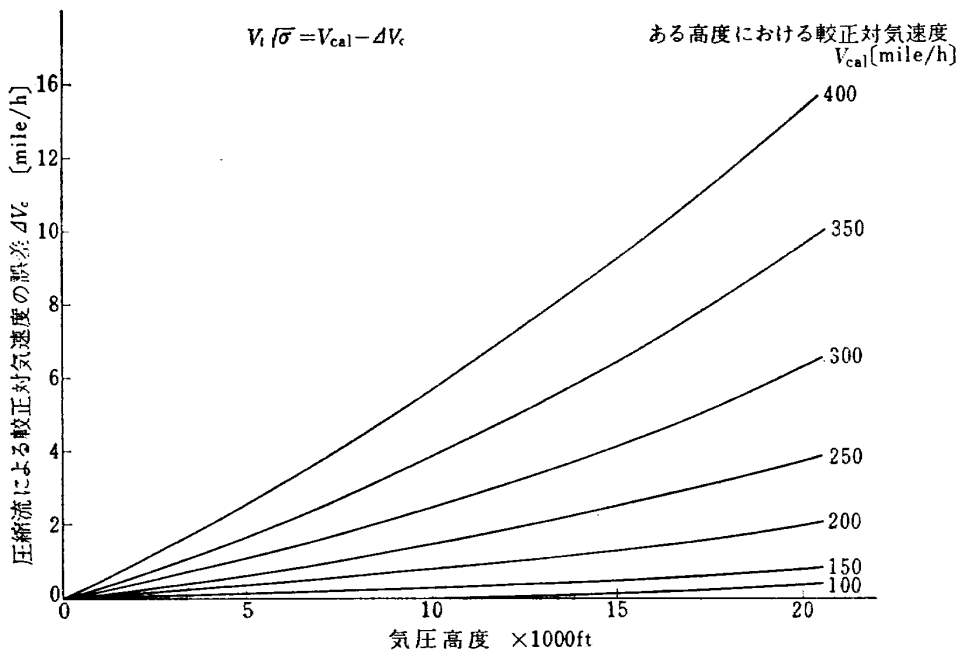


図 22 較正対気速度に及ぼす圧縮性の影響

速度の位置誤差はその較正対気速度と飛行機の計器速度 V_m から (4) 式によって求められる。

実験結果を図 21 に示す。○ および △ 印はピトー管の係数の補正を行っていない値、一点鎖線はピトー管の係数 0.972 (風洞試験, 速度 40m/s) で補正した結果を示す。

この方法の大きな特徴は測定試験の容易さ、計測装備の簡便さにあり、実験機の常装備としても適してい

る。

6.5 編隊飛行による方法

この方法はこれまで述べてきたものとはかなり異った特徴をもつ。位置誤差を測定すべき機体と速度性能が同じか又はそれに近い飛行機と速度計をあらかじめ何らかの方法で較正しておき、この飛行機と編隊飛行を行うことで測定すべき飛行機の位置誤差を知るものである。この場合の較正対気速度 V_{cal} は次式から知る

表 1 測定方法の比較検討

原理	方法の名称	方法の特徴	使用した主な測定機器及び設備	飛行及び計測上の主な問題点	測定結果及び備考
基準静圧との比較測定	曳航静圧管による方法	曳航用静圧管を曳航し、基準静圧を測定する。	曳航静圧管一式 差圧計 (傾斜マノメータ)	静圧管曳航飛行	良 好 ICAO 推奨の方法
	塔による方法	塔上の気圧高度計で基準高度 (静圧) を測定する。	気圧高度計 トラシット ラジオ	低空飛行 飛行高度の設定	精度が悪い (特に低速域で)
		電波高度計による方法	電波高度計で基準高度 (静圧) を測定する。	電波高度計	低空飛行 大気圧の補正
基準速度との比較測定	速度基線による方法	直線コースの飛行通過時間 (対地速度) を測定する。	ストップウォッチ ラジオ 温度計, 気圧計	低空飛行 対地速度の計測 コースの選定と測長	対地速度の測定精度が悪い (特に高速域で)
	*スワイベル型ピトー静圧管による方法	翼端でブームに付けたスワイベル型ピトー静圧管で基準速度を測定する。	翼端ブーム スワイベル型ピトー静圧管 速度計	主翼がブーム先端附近静圧に及ぼす影響	良 好 実験機の常装備に適する。
	編隊飛行による方法	基準の機と編隊飛行し速度計を比較する。	同じ速度性能の飛行機	編隊飛行 基準の機の位置誤差	データ不良 同型機の較正に適している。

* 静圧のみを測定すると基準静圧法なる。

ことが出来る。

$$V_{cal.} = (V_m)_s + (\Delta V_{pe})_s$$

測定すべき機の速度の位置誤差は、この較正対気速度と編隊飛行時の計器速度 V_m 、とから (4) 式によって求めることが出来る。

われわれは YS-11 型機が速度基線法により位置誤差測定試験を行った際、これに随行して飛行計測を行なった。

自己の試験計画に従って飛行中の、速度、加速性能が大きく異なる航空機に短時間で加速降下して接近し、定速度保持を行なう操作が必要となるので、両者が歩調を合わせて飛行することは非常に困難となり所期のデータを取得することは出来なかった。

正確な位置誤差が知られている同性能の機体が手近にある場合には簡便な方法であろう。

7. ま と め

水平定常飛行形態 (IAS 80~200 mile/h) で六つの位置誤差測定法を用いて飛行実験を行い、その結果を述べた。表 1 は各方法についてもまとめたものである。これらの実験結果を比較、検討し、要約すると次のようになる。

(1) 曳航静圧管による方法は ICAO の Airworthiness Technical Manual でも推奨されているもので、曳航静圧管の装備に時間、費用を必要とするが、結果の信頼性、計測、実験飛行の容易さからみて位置誤差を知る方法として最良なものの一つである。

(2) 塔による方法及び速度基線による方法は計測精度を下げる要因が多いので実施に当って注意を要する。又計測の手数も他の方法と比べて多く、しかも低空飛行を行なう場合は飛行の安全性の面においても問題がある。

(3) 塔による方法の欠点を補う目的で行った、電波高度計による方法は試験計測手法の単純化と精度の向上をはかったものである。測定結果については実験時の正しい海面上大気圧を知ることによって精度のよい結果を得ることが出来るものと思われる。なお、この方法に用いた計測法は、本実験の後、更に開発、改良され、精度の向上が見られる。

(4) スワイベル型ピトー静圧管による実験では資料不足で結果の信頼性について十分な検討が出来なかったが、飛行、計測の簡便さの点から、研究用実験機等においては常装備として速度計測に利用しているものが多い。又、機種によっては上昇、降下飛行形態において水平時の位置誤差とは異った値を有することもあ

り、この方法はどのような飛行形態でも位置誤差をのぞいた速度を測定することの出来る方法として推奨出来る。

8. あとがき

これらの実験は数年にわたって行なわれたもので、その間における計測技術、解析法の変遷、向上はいちじるしく、現在の時点でかえり見れば、必ずしも不満足な点がないとはいえない。これらについては折を見て報告したいと考えている。

おわりに、本実験に際し、曳航静圧管装置一式をお貸しいただいた運輸省、航空局の各位、速度基線法の実施にあたって御協力いただいた仙台航空保安事務所の各位、江ノ島の塔の使用に便宜をはかっていただいた江ノ島鎌倉観光株式会社の方々、そして YS-11 型機との協同飛行に協力された日本航空機製造株式会社の方々に厚く御礼申し上げる。

また実験飛行の実施に当って、当所、飛行実験部飛行課長、後藤芳夫氏はじめ、同課、照井祐之氏、鎌田幸男氏の多大な御助言、御協力を得た事を付記する。

参 考 文 献

- 1) ICAO-Airworthiness Technical Manual (Draft); Sectin 8. Chap. 3 Testing of Pressure-Sensitive-Altimeters Type III. (1972)
- 2) K. Hilding Beij; Aircraft Speed Instruments, N.A.C.A. TR 420 (1941)
- 3) Benson Hamlin; Flight Testing (1946)
- 4) AGARD; Flight Test Manual Vol. 1 (1962)
- 5) U.S.A.F.; Flight Test Engineering TR No. 6273 (1953)
- 6) 航空工学便覧 (1963) 日本航空学会
- 7) 耐空性審査要領 (昭和 44) 鳳文書林
- 8) Schoolfield, W.C; A Simple Method of Applying the Compressibility in the Determination of True Air Speed, Journal of the Aeronautical Science. Oct. (1942) Vol. 9

付 録

位置誤差に及ぼす飛行総重量の影響

飛行機が気流に対してある一定姿勢で定常飛行中、機体まわりの流れの関係はベルヌーイの定理で表される。

静圧孔からの静圧 (位置誤差 Δp_{pe} を含む) を $p_s + \Delta p_{pe}$ 、速度計の計器速度を V_m 、そして自由流の静圧及び速度を各々 p_s 、 V_t とすれば次の関係が成立つ

$$p_s + \Delta p_{pe} + \frac{1}{2} \rho_0 V_m^2 = p_s + \frac{1}{2} \rho V_t^2$$

$$\Delta p_{pe} = \frac{1}{2} \rho V_t^2 \left[1 - \left(\frac{1}{\sqrt{\sigma}} \frac{V_m}{V_t} \right)^2 \right]$$

$$\frac{\Delta p_{pe}}{q} = 1 - \left(\frac{V_m}{\sqrt{\sigma} V_t} \right)^2 \dots\dots \text{圧力係数}$$

、迎え角が一定、即ち同じ C_L (揚力係数) の状態では機体附近のある点の圧力係数は真対気速度 V_t に関係なく一定である。

今飛行総重量 W_1 , 真対気速度 V_{t1} , 揚力係数 C_L で水平定常飛行を行っている場合は

$$V_{t1} = \sqrt{\frac{2W_1}{\rho S C_L}}$$

又、 C_L が同じで飛行総重量が W_2 の場合は

$$V_{t2} = \sqrt{\frac{2W_2}{\rho S C_L}}$$

となり、

$$V_{t2} = V_{t1} \sqrt{\frac{W_2}{W_1}}$$

で表せる。

一方、同じ C_L の場合には、真対気速度が V_{t1} から V_{t2} に、計器速度が V_{m1} から V_{m2} に変わっても圧力係数は一定であるから次式が得られる。

$$\frac{V_{m1}}{\sqrt{\sigma} V_{t1}} = \frac{V_{m2}}{\sqrt{\sigma} V_{t2}}$$

$$V_{m2} = V_{m1} \frac{V_{t2}}{V_{t1}}$$

$$= V_{m1} \sqrt{\frac{W_2}{W_1}}$$

飛行総重量 W_1, W_2 に対する位置誤差を各々 $\Delta V_{pe1}, \Delta V_{pe2}$ とすると、

$$\begin{aligned} \Delta V_{pe1} &= V_{cal. 1} - V_{m1} \\ &= \sqrt{\sigma} V_{t1} - V_{m1} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta V_{pe2} &= V_{cal. 2} - V_{m2} \\ &= \sqrt{\sigma} V_{t2} - V_{m2} \\ &= \sqrt{\frac{W_2}{W_1}} (\sqrt{\sigma} V_{t1} - V_{m1}) \end{aligned}$$

$$= \Delta V_{pe1} \sqrt{\frac{W_2}{W_1}}$$

となる。

飛行総重量 W_1 の場合の位置誤差 ΔV_{pe1} を計測すれば、他の重量に対する位置誤差は上式から知ることが出来る。

TR-297 Green 関数を二次元ラプラス方程式に適用した解法による冷却のタービン翼の温度分布の計算 (境界条件として温度勾配を与える場合)
A Calculation of Temperature Distribution by Applying Green's Function to a Two-Dimensional Laplace's Equations. (The Case in which the Temperature Gradients on the Boundary are given)

1972年8月 西村英明, 白井 弘

航空宇宙技術研究所報告 298 号

昭和 48 年 1 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)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
