

NAL TM-779

ISSN 1347-460X  
UDC 629.7.018.7  
533.8.088.6  
629.735.45

航空宇宙技術研究所資料

TM-779

NAL TM-779

独立行政法人

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-779

実験用ヘリコプタ搭載エアデータセンサの  
位置誤差計測飛行試験

又吉直樹・穂積弘毅  
井之口浜木・奥野善則

2003年8月

独立行政法人 航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY OF JAPAN

# 目 次

概要	1
略号	2
記号	2
1. はじめに	3
2. MuPAL-ε搭載エアデータセンサ	
2.1 ピトー静圧系統	4
2.2 超音波速度計	6
2.3 機上計測システム	8
3. エアデータセンサ単体風洞試験	8
3.1 エアデータブーム単体風洞試験	8
3.2 超音波速度計単体風洞試験	11
4. 位置誤差飛行試験法	
4.1 位置誤差試験法の種別	13
4.2 GPS 高度による静圧基準法	13
4.3 スピード・コース法	14
4.4 3レグ対地速度法	14
4.5 旋回法	15
4.6 速度基準法の試験精度評価法	15
5. エアデータブーム形態の飛行試験結果	
5.1 概要	16
5.2 GPS 高度による静圧基準法	17
5.3 3レグ対地速度法	18
5.4 スピード・コース法	19
5.5 旋回法	19
5.6 各速度基準法の比較	19
6. 超音波速度計形態の飛行試験結果	
6.1 概要	20
6.2 GPS 高度による静圧基準法	20
6.3 3レグ対地速度法	22
7. エアデータセンサの較正式	22
7.1 高度誤差（静圧誤差）	23
7.2 速度誤差	24
7.3 迎え角の位置誤差	24
7.4 母機ピトーに対する迎え角の影響の補正	24
8. エアデータブーム及び超音波速度計の速度位置誤差の検討	26
9. おわりに	27
謝辞	28
文献	28

# 実験用ヘリコプタ搭載エアデータセンサの 位置誤差計測飛行試験\*

又吉 直樹\*<sup>1</sup> 穂積 弘毅\*<sup>1</sup> 井之口浜木\*<sup>1</sup> 奥野 善則\*<sup>1</sup>

## Airdata Sensor Calibration Flight Test of NAL's Research Helicopter MuPAL-ε

Naoki MATAYOSHI\*<sup>1</sup>, Koki HOZUMI\*<sup>1</sup>, Hamaki INOKUCHI\*<sup>1</sup>, Yoshinori OKUNO\*<sup>1</sup>

### ABSTRACT

This paper presents the flight test results of calibration of airdata sensors installed on the MuPAL-ε research helicopter of the National Aerospace Laboratory of Japan. MuPAL-ε has three airdata sensors; two pitot-static systems and an ultrasonic velocimeter that can measure 3-axis airspeeds at a high rate (20 Hz) in the low speed region where a pitot-static system is ineffective. The pitot-static system of the original aircraft uses the pitot-tubes and static pressure holes located at both sides of the forward fuselage. Either an additional airdata boom or ultrasonic velocimeter is installed at the tip of the nose boom. In the flight tests, a freestream static pressure method using DGPS (Differential Global Positioning System) and three true airspeed methods; the speed course, 3-leg ground speed and turning flight methods were applied to position error measurements, and a new method for evaluating the accuracy of measurements is also proposed. All flight test results corresponded well with each other and the 3-leg ground speed method was found to be the most efficient for measuring position error in steady straight level flight. Wind tunnel tests were also conducted to measure the sensor accuracy of the airdata boom and the ultrasonic velocimeter. The position error of the airdata sensors have been specified and the calibration equations presented using these flight test and wind tunnel test results. Air-flow numerical simulation using potential flow theory suggests the position errors of the additional airdata boom and the ultrasonic velocimeter consist of two main factors; the effect of fuselage increasing with increments in airspeed and the effect of main rotor down wash decreasing with increments in airspeed.

**Keywords:** Position Error, Pitot-Static System, Ultrasonic Velocimeter, Flight Test, Helicopter

### 概 要

独立行政法人航空宇宙技術研究所の所有する実験用ヘリコプタ MuPAL-ε は、気圧高度や対気速度等のエアデータを計測するセンサとして、母機装備のピトー管及び静圧孔を使用する母機ピトー静圧系統に加えて、エアデータブームあるいは超音波速度計のいずれかをノーズブーム先端に装備することが可能である。これらの搭載エアデータセンサの水平定常直線飛行中の高度、速度誤差を飛行試験により計測した。飛行試験では、GPS 高度による静圧基準法、及びスピード・コース法、3レグ対地速度法、旋回法の3つの速度基準法

\* 平成15年6月20日受付 (received 20 June 2003)

\* 1 飛行システム研究センター (Flight Systems Research Center)

を実施した。速度基準法の3手法に関しては、実験精度の評価法を提案すると共に、実験精度及び効率について比較を行った。また、エアデータブームと超音波速度計については、風洞試験を実施して機器単体誤差を計測し、飛行試験結果から差し引くことによって位置誤差を算出した。速度位置誤差の成因をポテンシャル流を用いた数値計算により検討した結果、位置誤差は、飛行速度に比例して増加する胴体の影響と、飛行速度が大きくなるにつれ減少するメインロータの影響から構成され、高速では前者が、低速では後者が支配的になる傾向が明らかとなった。

略 号		記 号	
ADC	: Air Data Computer	$T$	: 外気温度
ARINC	: Aeronautical Radio Inc.	$T_0$	: 標準大気温度 (=288.15 K)
CAS	: Calibrated Airspeed, 較正対気速度	$T_{STD}$	: 標準温度
CFD	: Computational Fluid Dynamics	$V_a, V_b, V_c$	: 超音波速度計の超音波送受信経路方向の真対気速度
DGPS	: Differential GPS	$V_x, V_y, V_z$	: 超音波速度計のセンサ軸方向の真対気速度
EAS	: Equivalent Airspeed, 等価対気速度	$V_{x_{MC}}, V_{y_{MC}}, V_{z_{MC}}$	: 超音波速度計の単体誤差を補正したセンサ軸方向の真対気速度
GPS	: Global Positioning System	$V_{CAS}$	: 較正対気速度
IAS	: Indicated Airspeed, 指示対気速度	$V_{EAS}$	: 等価対気速度
INS	: Inertial Navigation System, 慣性航法装置	$V_G$	: 対地速度
MuPAL	: Multi-Purpose Aviation Laboratory, 多目的実証実験機	$V_H$	: 水平最大飛行速度
PCM	: Pulse Code Modulation	$V_{IAS}$	: 指示対気速度
PPS	: Pulse Per Second	$V_{TAS}$	: 真対気速度
RMS	: Root Mean Square, 二乗平均	$x, y, z$	: DGPS/INS 装置内基準点から機体各位置への位置ベクトルの機体軸成分
SAT	: Static Air Temperature, 真大気温度	$\alpha$	: 迎え角
SSD	: Solid State Disk, 半導体ディスク	$\alpha_A$	: 対気速度の迎え角
TAS	: True Airspeed, 真対気速度	$\alpha_G$	: 対地速度の迎え角
TAT	: Total Air Temperature, 全温度	$\alpha_{MC}$	: エアデータブームの単体誤差を補正した迎え角の計測値
TCG	: Time Code Generator	$\alpha_{ref}$	: 基準となる迎え角
UHF	: Ultra High Frequency, 極超短波	$\beta$	: 横滑り角
WGS 84	: World Geodetic System 1984	$\beta_{MC}$	: エアデータブームの単体誤差を補正した横滑り角の計測値
$C_{\Delta Ps}$	: 静圧誤差係数	$\Delta Ps$	: 足されるべき静圧誤差
$C_{\Delta Pt}$	: 総圧誤差係数	$\Delta Ps_\alpha$	: 迎え角の影響による母機ピトーの静圧誤差の補正量
$C_{\Delta qc}$	: 差圧誤差係数	$\Delta V$	: 足されるべき速度誤差
$g$	: 重力加速度 (=9.80665 m/s <sup>2</sup> )	$\Delta \alpha$	: 足されるべき迎え角の位置誤差
$k$	: 標準大気温度遞減率 (=0.0065 K/m, 高度 11,000 m 以下)	$\gamma$	: 空気の比熱比 (=1.4)
$H_G$	: GPS 高度	$\phi, \theta, \Psi$	: 機体姿勢角 (バンク, ピッチ, 機首方位)
$H_p$	: 気圧高度	$\rho$	: 大気密度
$P_0$	: 標準大気圧 (=1.01325 × 10 <sup>5</sup> Pa)	$\rho_0$	: 標準大気密度 (=1.225 kg/m <sup>3</sup> )
$P_s$	: 静圧	$\theta_A, \theta_B, \theta_C$	: 超音波速度計の超音波送受信経路とセンサ軸 YZ 平面がなす角度
$P_t$	: 総圧	$\phi_B, \phi_C$	: 超音波速度計の超音波送受信経路同士がなす角度
$qc$	: 差圧		
$R$	: 気体定数 (=287.053 m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> /K)		

## 上付き添え字

<i>Base</i>	: 地上基準地点
<i>INS</i>	: DGPS/INS 装置内基準点
<i>Ps</i>	: 静圧センサ位置
<i>TAT</i>	: 全温度センサ位置

## 下付き添え字

<i>C</i>	: 補正值
$C_{\alpha}$	: 母機ピトーに対する迎え角の影響を補正した値
<i>M</i>	: 計測値

## 1. はじめに

独立行政法人航空宇宙技術研究所（以下、航技研）の所有する実験用ヘリコプタ MuPAL-ε（文献1）は、対気速度ベクトルや気圧高度等のいわゆるエアデータを精度良く計測するために、ピトー静圧管と機体の迎え角、横滑り角を計測するための  $\alpha$ ・ $\beta$  ベーンを組み合わせたセンサ（図1.1, 以下、エアデータブームと称する）、または超音波式風速計の原理を応用した低速用対気速度センサ（図1.2, 以下、超音波速度計）をノーズブーム先端に装備することができる。エアデータブームは、実験用航空機のエアデータセンサとして実績を有するものであるが、低速域（30 kt（15 m/s）程度以下）では精度良い計測が行えない。ヘリコプタの低速用対気速度センサとしては、メインロータの上で回転しながら差圧を計測するタイプのセンサ等が開発されているが、超音波速度計の方がシステムが簡便であり、また対気速度の3軸成分を高レートで計測可能という特長を有している。これらの計測用エアデータセンサに加えて、母機計器の表示に用いられるピトー静圧系統（以下、母機ピトー）の圧力配管を分

岐し、圧力トランスデューサによってエアデータを計測するシステムも装備されており、実験の目的に応じて母機計器に表示された、即ちパイロットが認識していたエアデータを記録することも可能となっている。

エアデータセンサは、航空機の対気速度を計測するだけでなく、上空の風を計測する目的にも利用することができる。航技研では、航空機を用いた風計測に関する研究を従来実施しており、固定翼の実験用航空機 MuPAL-α（文献2）を用いて空港周辺の地形性乱気流の計測（文献3）等を行った実績を有している。ヘリコプタは、固定翼機に比べて地表面付近の飛行の自由度が高いため、地形性乱気流の計測により適している。また、固定翼機を用いた場合には、空間上を移動しながら計測するため、風の変化が時間的な変動によるものか空間的な変動によるものを明確に区別することが難しいが、ヘリコプタでホバリングしながら計測することにより、定点での風の時間変動を直接計測することも可能となる。このような特長を活用し、MuPAL-εも風計測分野での活躍が期待されている。風計測では計測精度1 m/sを目標としており、目標精度を得るには、風計測誤差の大部分を占めるエアデータセンサの計測誤差の計測、補正が必要となる。

エアデータセンサによる計測データに含まれる誤差要因として、以下のものがあげられる。

## (1) 位置誤差

センサの位置における気流の速度及び方向は機体の周りの流れの影響を受けるため、計測される総圧、静圧及び対気速度は自由流中の値とは異なる。この影響による誤差は、主としてセンサの取り付け位置に依存するため、位置誤差（Position Error）と呼ばれる。また位置誤差は、機体の飛行速度、迎え角、横滑り角等によっても変化する。実験用航空機の場合には、位置誤差を小さくするため、機体からブームを突き出してセンサをできるだけ機体から離れた位置に搭載する。MuPAL-εの場合、エアデータブームは機首先端から約2.2 m前方の位置に、超音波



図1.1 実験用ヘリコプタ MuPAL-ε にエアデータブームを装備した形態（エアデータブーム形態）



図1.2 実験用ヘリコプタ MuPAL-ε に超音波速度計を装備した形態（超音波速度計形態）

速度計は低速域においてもメインロータの後流の影響を受け難くするためさらにノーズブームを延長し、機首先端から約2.8 m、ロータ先端から約1 m 前方の位置に搭載される(図1.3).

### (2) 機器単体誤差

センサ単体が持つ誤差であり、エアデータブームの場合は圧力計測誤差及びベーンの角度誤差が、超音波速度計の場合はセンサの形状誤差等による速度誤差が存在する。

### (3) 動的な誤差

ピトー静圧系統の場合、総圧及び静圧配管系統の管内抵抗、容量によって圧力の伝搬に時間遅れが生じるため、機体为非定常な運動をしている場合や高度、速度変化を伴う場合には誤差要因となる。また、超音波速度計の場合には、データ処理器内の演算の時間遅れによって同様の誤差が生ずる。

気圧高度及び対気速度の誤差(高度及び速度誤差)は、飛行試験によって計測することが可能であるが、飛行試験では上記(1)~(3)の全てを含んだ誤差が計測される。ただし、高度、速度変化を伴わない水平定常飛行を対象とすれば、(3)の動的な誤差は無視することができる。また(2)の機器単体誤差はセンサの風洞試験によって計

測することができる。

本資料では、MuPAL-εに搭載される3つのエアデータセンサ、即ちエアデータブーム、超音波速度計、及び母機ピトーについて、対気速度30 kt (15 m/s)程度以上での水平定常直線飛行中の高度、速度誤差を飛行試験によって計測した結果について報告する。超音波速度計は対気速度30 kt以下の低速域でも計測が可能であるが、この低速域での速度誤差については別途報告する予定である。エアデータブームと超音波速度計については、風洞試験を実施して機器単体誤差を計測し、飛行試験結果から差し引くことによって位置誤差を求めた。また、ポテンシャル流を用いた数値計算によって、位置誤差の成因について検討を行った。飛行試験では、GPS高度による静圧基準法、及びスピード・コース法、3レグ対地速度法、旋回法の3つの速度基準法による試験を実施し、高度、速度誤差を定式化するとともに、それぞれの試験法に対して計測精度の評価法を提案し、また試験の実施効率等についての比較検討も行った。

本資料で使用する単位はSI単位系に準ずるが、航空機で慣用される単位系も併用する。SI単位系への換算値は以下の通りである。

$$1 \text{ ft} = 0.3048 \text{ m}, \quad 1 \text{ ft/min} = 0.00508 \text{ m/s}, \quad 1 \text{ kt} = 0.5144 \text{ m/s}, \\ 1 \text{ G} = 9.80667 \text{ m/s}^2, \quad 1 \text{ inHg} = 3386 \text{ Pa}, \quad 1 \text{ 度} = 0.01745 \text{ rad}$$

## 2. MuPAL-ε搭載エアデータセンサ

### 2.1 ピトー静圧系統

#### 2.1.1 計測原理

気圧高度と対気速度は、総圧と飛行高度における一様流の静圧を計測することによって得られる。総圧を  $P_t$ 、静圧を  $P_s$  とすると気圧高度  $H_p$  及び較正対気速度  $V_{CAS}$  (Calibrated Airspeed, CAS) は次式で与えられる。

$$H_p = \frac{T_0}{k} \left\{ 1 - \left( \frac{P_s}{P_0} \right)^{\frac{kR}{g}} \right\} \quad (2.1)$$

$$V_{CAS} = \sqrt{\frac{2\gamma P_0}{(\gamma-1)\rho_0} \left\{ \left( \frac{P_t - P_s}{P_0} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right\}} \quad (2.2)$$

ここで、 $\gamma$ は空気の比熱比、 $k$ は標準大気の世界温度減率、 $R$ は空気の気体定数、 $g$ は重力加速度、 $T_0$ は標準大気温度、 $P_0$ は標準大気圧、 $\rho_0$ は標準大気密度を表す。なお、総圧、静圧に加えて外気温度  $T$  を計測すれば大気密度  $\rho$  が計算でき、それを用いて真対気速度  $V_{TAS}$  (True Airspeed, TAS) が次式で与えられる。

$$\rho = P_s / (RT) \quad (2.3)$$

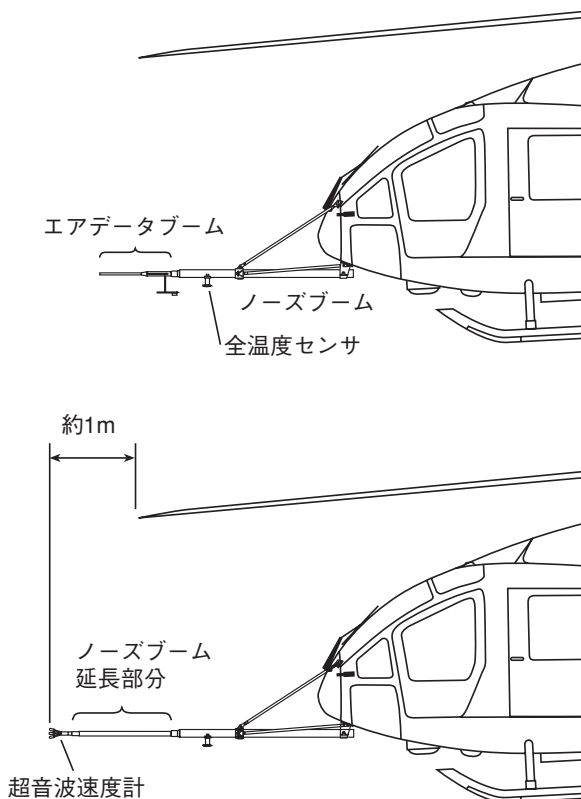


図1.3 エアデータブームまたは超音波速度計を装備した状態

$$V_{TAS} = \sqrt{\frac{2\gamma P_s}{(\gamma-1)\rho} \left\{ \left( \frac{P_t - P_s}{P_s} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right\}} \quad (2.4)$$

2.1.2 エアデータブーム

エアデータブームは、米国 SpaceAge Control 社製 100700-02 (図 2.1) を使用し、先端に総圧孔、上下面に静圧孔を持ち総圧、静圧を計測すると共に、 $\alpha$ ・ $\beta$ ベーンにより気流の角度を計測することができる。MuPAL-εはエアデータブームをノーズブーム先端に装備することができ、取り付け角は機体軸 X 軸と平行である。エアデータブームで得られた総圧、静圧は圧力配管により機内に取り込まれ、キャビン内に搭載された ADC (Air Data Com-

puter, 東京航空計器製 ADC-26 (図 2.2)) により気圧高度、指示対気速度 (Indicated Airspeed, IAS) 及び昇降率が算出される。ただし、位置誤差等の補正は ADC 内では実施されない。機体固定座標系で表したエアデータブーム及び ADC の搭載位置を表 2.1 に、ADC のカタログスペックを表 2.2 に示す。また、ノーズブーム中央付近には全温度センサ (米国 Rosemount 社製 102 V 2 U, 図 2.3) が取り付けられており、ここで得られた全温度から ADC が真大気温度 (Static Air Temperature, SAT) を計算し、総圧、静圧と併用して真対気速度も算出する。気流の角度は、ベーンの角度をポテンショ・メータにより電圧信号に変換し、それを 50 Hz でサンプリングして数値化される。

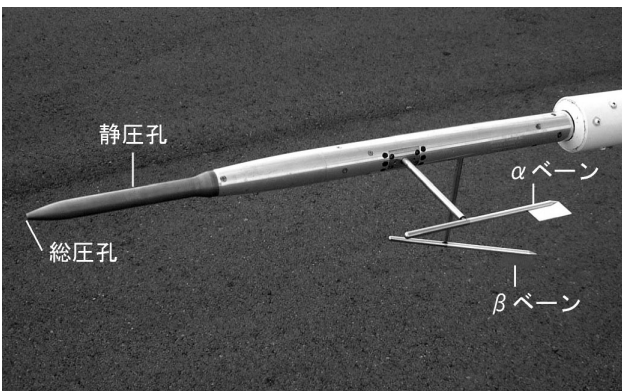
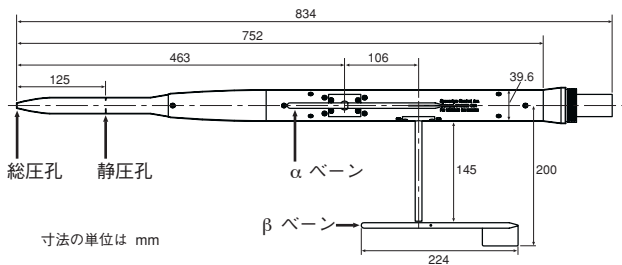


図 2.1 エアデータブーム (SpaceAge Control 100700-02)

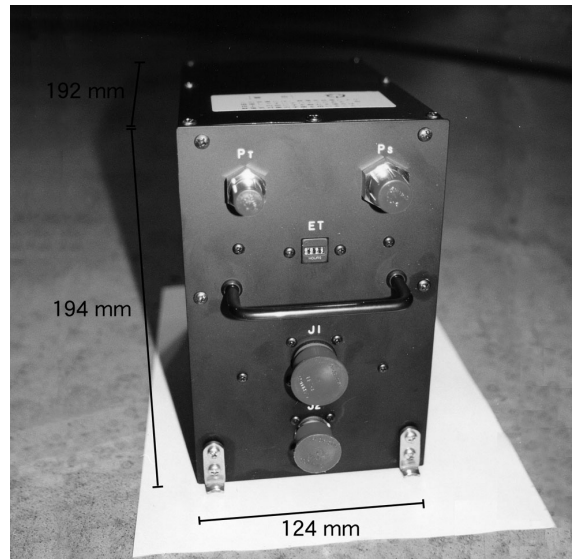


図 2.2 ADC (東京航空計器 ADC-26)

表 2.1 各エアデータセンサの搭載位置

センサ		搭載位置 (機体軸*) [mm]		
		X	Y	Z
エアデータブーム	総圧孔	6,591	0	2,710
	静圧孔	6,466	0	2,710
	αベーン	6,123	-145	2,710
	βベーン	6,017	0	2,875
ADC		684	-235	2,410
全温度センサ		5,450	0	2,835
母機ピトー	総圧孔	3,920	± 636.7	2,135
	上側静圧孔	2,355	± 1,056	2,007
	下側静圧孔	2,355	± 1,048	2,127
計測用トランスデューサ		2,571	-884	2,430
超音波速度計	測定部	7,153	0	2,710

\* 原点はメイン・ロータ・ヘッド中心、機首先端の X 座標は 4,300

表 2.2 ADC のカタログスペック

計測項目	仕様精度	精度規定範囲	分解能	更新率
気圧高度	± 15 ft	-1,000 ~ 10,000 ft	1 ft	50 Hz
	± 15 ft + (高度 - 10,000) ft × 0.05 %	10,000 ~ 25,000 ft		
昇降率	± 30 ft/min	-600 ~ 600 ft/min	1 ft/min	
	± 5 %	-6000 ~ -600 ft/min 600 ~ 6000 ft/min		
指示対気速度	± 1 kt	50 ~ 250 kt	0.01 kt	
真対気速度	± 3 kt	50 ~ 100 kt	0.01 kt	
	± 2 kt	100 ~ 300 kt		
全温度	± 1 °C	-50 ~ 70 °C	0.125 °C	
真対気温度	± 1 °C	-55 ~ 50 °C	0.125 °C	
静圧	± 0.008 inHg	31.1 ~ 11.1 inHg	2 <sup>-11</sup> inHg	



図 2.3 全温度センサ (Rosemount 102 V 2 U)

### 2.1.3 母機ピトー静圧系統

MuPAL-ε の母機 MH 2000 A の標準装備である母機ピトーは、ピトー管 (米国 AERO INSTRUMENT 社製 PH 506-R (右舷), PH 506-L (左舷)) が機首両側面に 1 個ずつ、静圧孔 (米国 AERO INSTRUMENT 社製 ST 300-2 PT) は 2 個ずつ装備されている (図 2.4)。右舷上側静圧孔と左舷下側静圧孔は静圧管によりつながっており、右舷ピトー管と共に右席パイロット用ピトー静圧系統を構成している。同様に、右舷下側静圧孔、左舷上側静圧孔及び左舷ピトー管で左席コパイロット用ピトー静圧系統が構成される。このうち、コパイロット用ピトー静圧系統の圧力配管を図 2.5 のように新たに分岐して計測用トランスデューサ (米国 Rosemount 社製 542 CB, 図 2.6) に取り込み、出力される電圧信号を 50 Hz でサンプリングして数値化し

ている。機体固定座標系で表した母機ピトー管、静圧孔及び計測用トランスデューサの搭載位置を表 2.1 に、計測用トランスデューサのカタログスペックを表 2.3 に示す。計測用トランスデューサの較正は、地上でピトーチェックによりピトー静圧系統に基準圧をかけることによって実施する。なお、母機ピトーについては、航技研では単体風洞試験を実施しておらず、後述する飛行試験結果を位置誤差と機器単体誤差に分離することはできなかった。

### 2.2 超音波速度計

MuPAL-ε に搭載される超音波速度計は、測定部と処理部に分かれており、測定部に(株)カイジョーの TR-99 HC (図 2.7) を、処理部に同じく(株)カイジョーの DA-600-3 (図 2.8) を使用している。処理部はキャビン内に搭載し、測定部はノーズブーム先端に装備する。機体固定座標系で表した測定部の搭載位置を表 2.1 に示す。取り付け角は、機体軸 X 軸と平行である。処理部は気象観測用として広く使われている市販品であるが、測定部は航空機用としてより高速域でも使用できるように形状変更等の改良が加えられており、航技研が特許を申請している (文献 4, 5)。測定部の 3 本の支持棒のそれぞれに超音波の送受信機 (図 2.7 の A, B, C) が 2 個ずつ付いており、隣接する支持棒間の超音波の往路と復路の伝搬時間を計測することで、各送受信経路方向の真対気速度が得られる。これを次式により座標変換し、センサ軸 3 軸方向の真対気速度を算出する。

$$\begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \theta_A & -\cos \theta_A & 0 \\ -\sin \theta_C & \cos \theta_C \cos \phi_C & \cos \theta_C \sin \phi_C \\ -\sin \theta_B & \cos \theta_B \cos \phi_B & -\cos \theta_B \sin \phi_B \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} V_a \\ V_b \\ V_c \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

ただし、 $\theta_A, \theta_B, \theta_C$  は超音波送受信経路とセンサ軸 YZ 平面がなす角度、 $\phi_B, \phi_C$  は超音波送受信経路同士がなす角度であり、処理部の演算では  $\theta_A, \theta_B, \theta_C$  及び  $\phi_B, \phi_C$  の値として設計値である次式の値を用いている。

$$[\theta_A \ \theta_B \ \theta_C \ \phi_B \ \phi_C] = [20 \ 20 \ 20 \ 60 \ 60] \text{度} \quad (2.6)$$



ただし、実際の測定部には製造時の形状誤差があり、機器単体誤差の一因となる。

超音波速度計は、ピトー静圧管と比べて、



(a) 母機ピトー管及び静圧孔の配置 (右舷側)



(b) 母機ピトー管 (右席用, AERO INSTRUMENT PH 506-R)



(c) 母機静圧孔 (右舷側, AERO INSTRUMENT ST 300-2 PT)

図 2.4 母機ピトー静圧系統

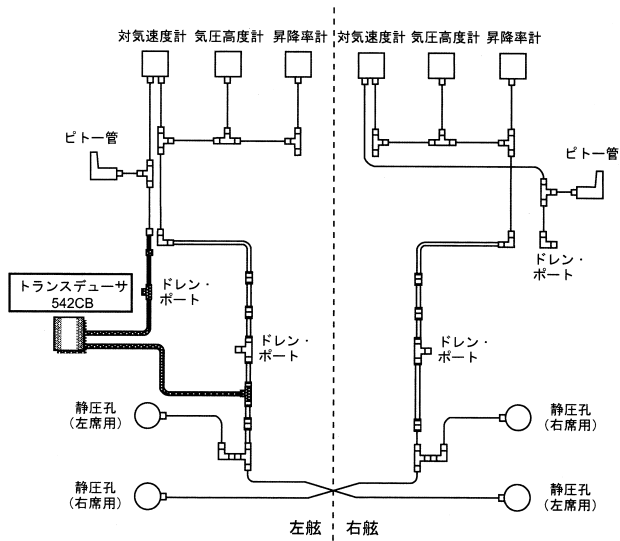
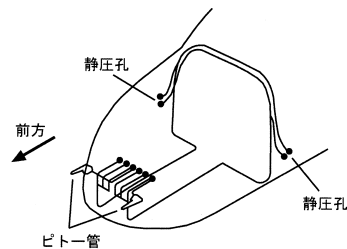


図 2.5 母機ピトー静圧系統からの分岐

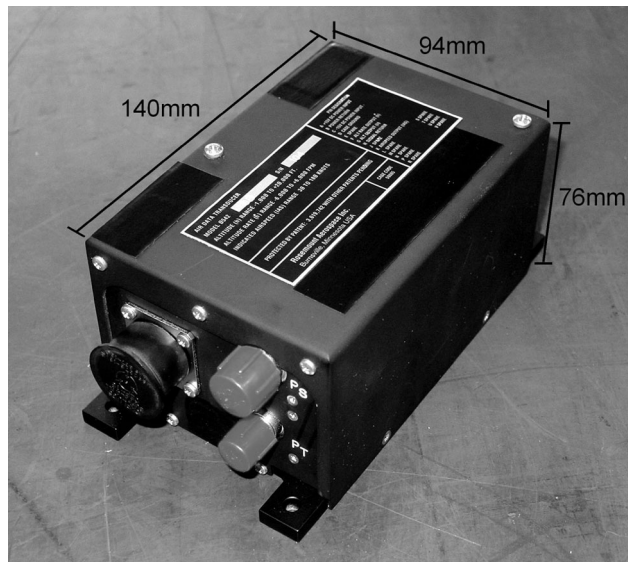


図 2.6 計測用トランスデューサ (Rosemount 542 CB)

表 2.3 計測用トランスデューサのカタログスペック

計測項目	仕様精度	精度規定範囲
気圧高度	$\pm (50 + \text{高度} \times 0.75 \%) \text{ft}$	-1,000 ~ 20,000 ft
昇降率	$\pm 2 \%$	$\pm 6,000 \text{ ft/min}$
指示対気速度	$\pm (2.5 + \text{速度} \times 0.4 \%) \text{kt}$	30 ~ 180 kt

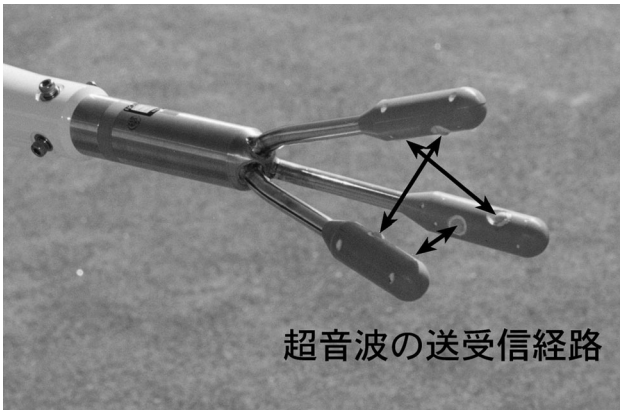
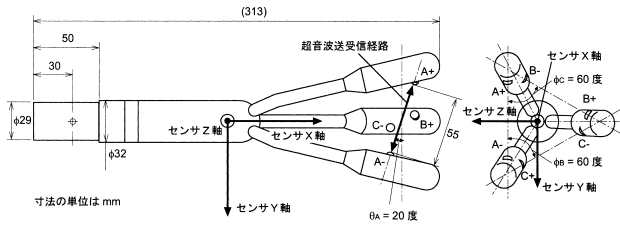


図 2.7 超音波速度計の測定部 (カイジョー TR-99 HC)

- ・ 3軸の対気速度が計測可能 (対気速度をベクトルとして計測可能)
- ・ 応答性に優れ, 気流の早い変化を捉えることが可能
- ・ 対気速度ゼロから計測可能

といった特長を有するが, 130 ~ 140 kt (67 ~ 72 m/s) 以上の高速時には測定部で生じる音響ノイズのため測定不能となる。ただし, MuPAL-εの最大飛行速度は 140 kt (72 m/s) 程度であり, そのほとんどの速度領域で使用が可能である。

### 2.3 機上計測システム

MuPAL-εの機上計測システムのブロック図を図 2.9 に示す。ADC 出力は ARINC 629 経由で, トランスデューサ電圧出力は PCM (Pulse Code Modulation) 化されて, 超音波速度計出力は RS-232 C 経由で機上の計測計算機に取り込まれ, GPS 時刻に同期した時刻情報を付加されて半導体ディスク (Solid State Disk, SSD) に記録される。本資料の飛行試験では, 上記エアデータ以外に DGPS/INS (Differential GPS/Inertial Navigation System) 装置が出力する機体の姿勢, 対地速度及び飛行高度のデータを使用した。同装置の主なカタログスペックを表 2.4 に示す。対地速度の精度は 0.1 m/s と位置誤差飛行試験に十分である。カタログスペックでは飛行高度の精度が 2 m となっているが, 別途行われた飛行試験により, 定常飛行状態における誤差の 95 % 確率値が 1 m 以内に収まることが確認されている (文献 6)。

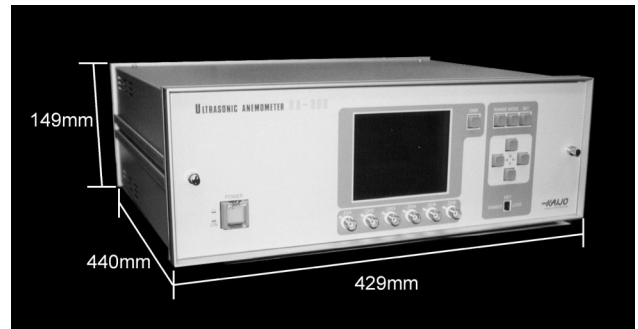


図 2.8 超音波速度計の処理部 (カイジョー DA-600-3)

## 3. エアデータセンサ単体風洞試験

エアデータブーム及び超音波速度計の機器単体誤差を計測するために, 単体風洞試験を航技研の第二低速風洞において実施した。以下にその詳細を示す。

### 3.1 エアデータブーム単体風洞試験

#### 3.1.1 試験状況

風洞内のエアデータブームの設置状態を図 3.1 に, 試験で用いた計測システムのブロック図を図 3.2 に示す。エアデータブームの静圧出力の計測は, 同出力と風洞内ピトー管の静圧との差圧を計測する方式とした。差圧計のスペックを表 3.1 に示す。風洞内ピトー管の静圧は風洞の計測システムにより別途高精度で計測されているので, この差圧を計測する方式により, 絶対値が大きい静圧の計測においても差圧計測と同等の精度を確保した (表 3.2)。

試験範囲は, 対気速度 20 ~ 120 kt (10 ~ 62 m/s), 迎え角, 横滑り角共に -30 ~ +30 度とした。

#### 3.1.2 試験結果

迎え角, 横滑り角がない場合の単体速度誤差を図 3.3 に示す。単体速度誤差は 0.5 ~ 1.5 kt (0.25 ~ 0.77 m/s) 程度であり, 30 kt (15 m/s) 前後から速度計測が可能である。

気流角度と圧力誤差の関係を図 3.4 に示す。図中に示されている静圧誤差係数, 総圧誤差係数, 差圧誤差係数の定義を次式に示す。圧力誤差を差圧で無次元化している。

$$C_{\Delta P_s} = \frac{P_{S_M} - P_s}{P_t - P_s}, \quad C_{\Delta P_t} = \frac{P_{t_M} - P_t}{P_t - P_s}, \quad C_{\Delta q_c} = \frac{P_{t_M} - P_{S_M}}{P_t - P_s} - 1 \quad (3.1)$$

ただし,  $P_t$  は総圧,  $P_s$  は静圧を表し,  $P_{t_M}$ ,  $P_{S_M}$  はそれぞれの計測値を表す。

図 3.4 の左は横滑り角を 0 度に固定して迎え角を ±30 度変化させたケース, 右は迎え角を 0 度に固定して横滑り角を ±30 度変化させたケースの結果である。迎え角変化に対しては ±15 度までほとんど圧力誤差が生じないのに対し, 横滑り角変化に対しては横滑り角の自乗に比例す

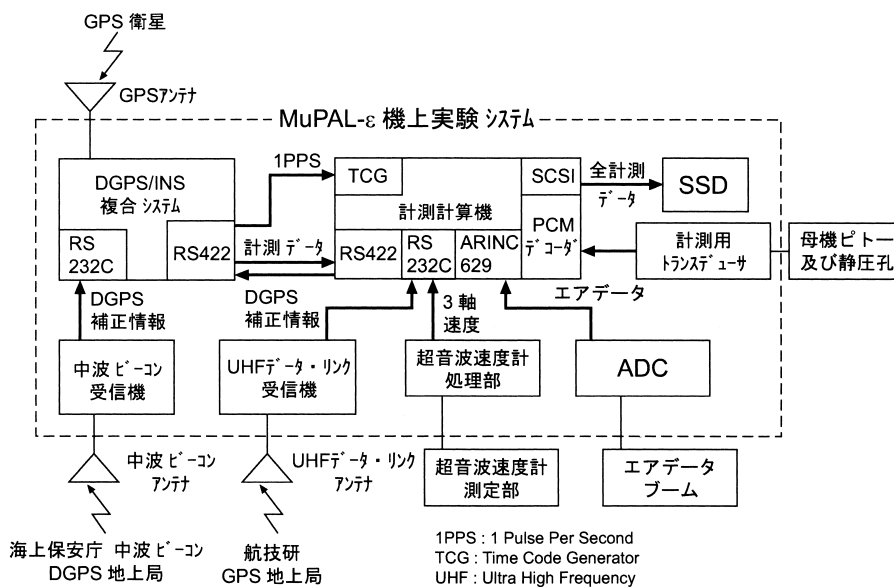


図 2.9 MuPAL-ε の機上計測システム

表 2.4 DGPS/INS 装置のカタログスペック

計測項目	仕様精度	精度規定範囲	分解能	更新率
ピッチ角	0.05 度	± 90 度	0.0055 度	50 Hz
バンク角	0.05 度	± 90 度	0.0055 度	
機首方位角	0.1 度	± 180 度	0.0055 度	
角速度	0.1 度/sec	± 100 度/sec	0.0055 度/sec	
加速度	0.098 m/s <sup>2</sup>	± 29.4 m/s <sup>2</sup>	0.0098 m/s <sup>2</sup>	
速度*	0.1 m/s	± 128.61 m/s	0.01 m/s	
位置*	1.0 m (水平面内) 2.0 m (高度)	—	0.0093 m 0.2 m	

\*DGPS ハイブリッド時の精度



図 3.1 風洞試験におけるエアデータブームの設置状況

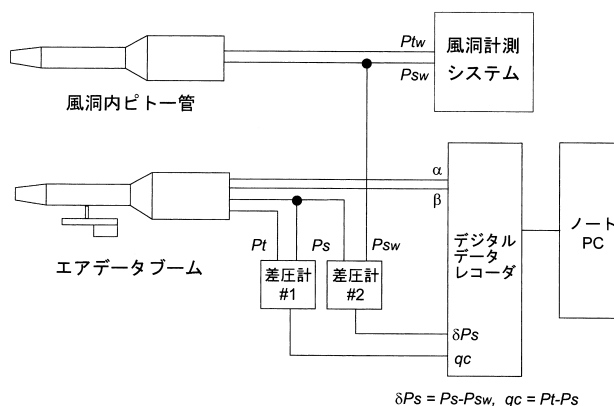


図 3.2 単体風洞試験の計測システム (エアデータブーム)

表 3.1 エアデータブーム単体風洞試験で用いた圧力計

センサ	型番	計測範囲	計測精度
差圧計 # 1	Rosemount 社 1221 F 2 VL 18	0 ~ 2.036 inHg	± 0.0024 inHg
差圧計 # 2	Rosemount 社 1221 F 2 VL 14	0 ~ 0.509 inHg	± 0.0006 inHg
風洞計測システム	Druck 社 DPI 145	23.624 ~ 33.959 inHg	± 0.0044 inHg

表 3.2 エアデータブーム単体風洞試験での圧力計測精度

計測項目	計測精度
差圧	± 0.0024 inHg
静圧	± 0.0044 inHg

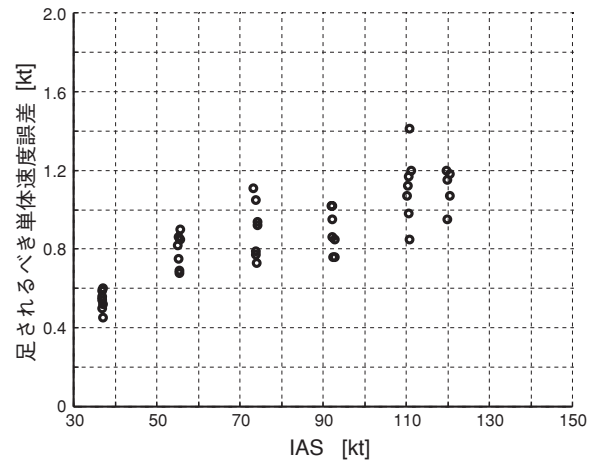


図 3.3 単体速度誤差 (エアデータブーム)

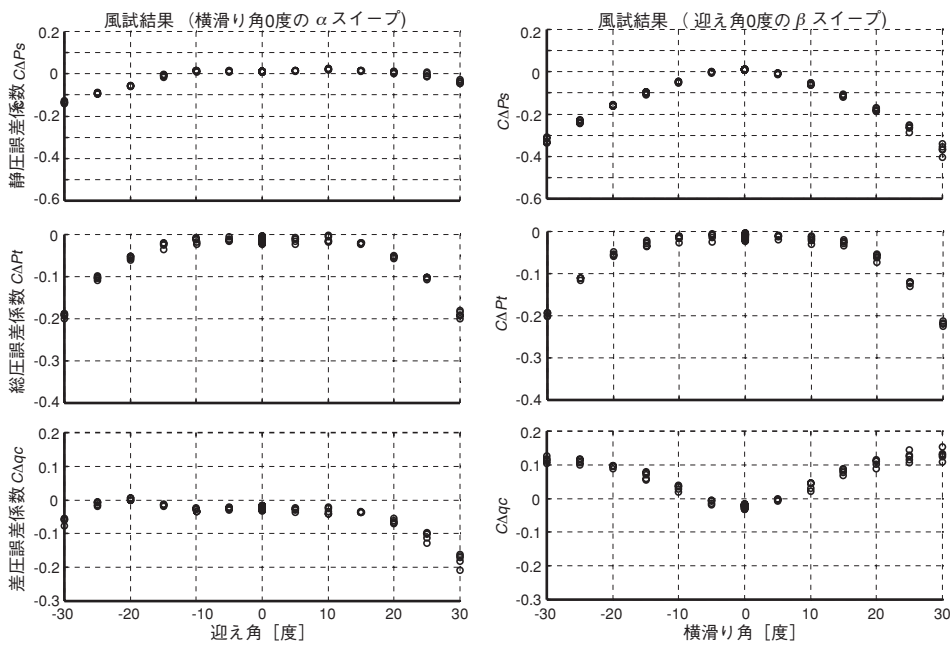


図 3.4 気流角度と単体圧力誤差の関係 (エアデータブーム)

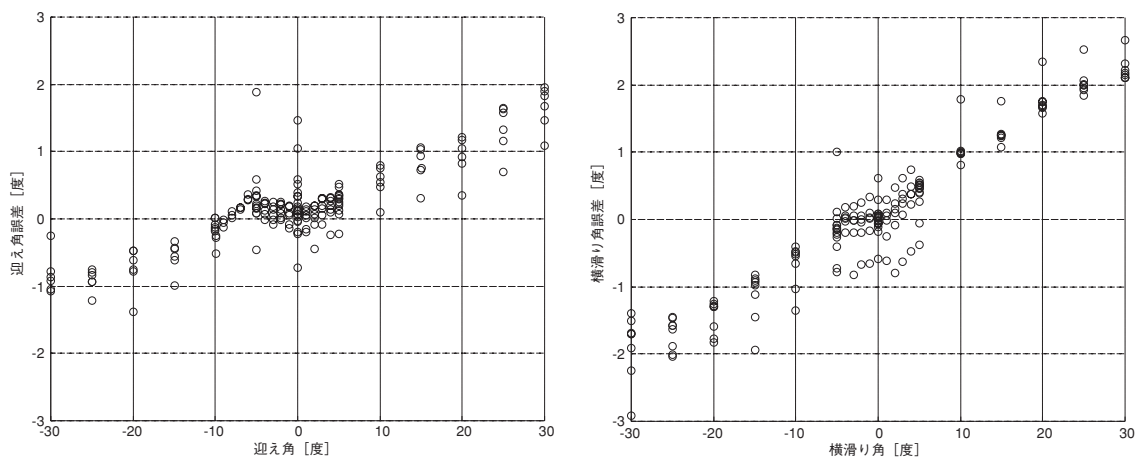


図 3.5 α, βベーンの単体誤差 (エアデータブーム)

る静圧誤差が生じている。エアデータブームの静圧孔が上下面のみにあることが原因と考えられる。

$\alpha \cdot \beta$  ベーンの計測誤差を図 3.5 に示す。気流角度にはほぼ比例した誤差が見られる。

### 3.1.3 機器単体誤差較正式

試験結果を最小自乗法で多項式フィッティングし、以下の機器単体誤差較正式を設定した。機器単体誤差を補正した迎え角  $\alpha_{MC}$ 、横滑り角  $\beta_{MC}$  及び総圧、静圧誤差係数  $C_{\Delta P_t}$ 、 $C_{\Delta P_s}$  は、差圧の計測値  $qc_M$  と迎え角及び横滑り角の計測値  $\alpha_M$ 、 $\beta_M$  を用いて次式で与えられる。なお、この較正式に適用する差圧の単位は inHg、迎え角及び横滑り角の単位は度である。較正後の機器単体誤差は、気流角度が大きい一部のケースを除いて、速度誤差が  $\pm 0.5$  kt (0.26 m/s) 以下、角度誤差が迎え角、横滑り角共に  $\pm 0.5$  度以下となる。

$$\alpha_{MC} = 0.95\alpha_M - 0.38 [\text{度}], \quad \beta_{MC} = 0.92\beta_M - 0.055 [\text{度}]$$

$$C_{\Delta P_t} = f_{\Delta P_t}^1(qc_M) + f_{\Delta P_t}^2(\alpha_{MC}) + f_{\Delta P_t}^3(\beta_{MC}) \quad (3.2)$$

$$C_{\Delta P_s} = f_{\Delta P_s}^1(qc_M) + f_{\Delta P_s}^2(\alpha_{MC}) + f_{\Delta P_s}^3(\beta_{MC})$$

$$f_{\Delta P_t}^1(qc_M) = \begin{cases} -0.17 + 3.91qc_M - 36.5qc_M^2 + 147qc_M^3 - 214qc_M^4, & qc_M < 0.15 [\text{inHg}] \\ -0.013 - 0.00775qc_M + 0.0659qc_M^2 - 0.0829qc_M^3 + 0.0285qc_M^4, & 0.15 \leq qc_M \leq 0.70 [\text{inHg}] \\ -0.00787, & qc_M > 0.70 [\text{inHg}] \end{cases}$$

$$f_{\Delta P_s}^1(qc_M) = \begin{cases} -0.142 + 3.92qc_M - 36.6qc_M^2 + 147qc_M^3 - 214qc_M^4, & qc_M \leq 0.15 [\text{inHg}] \\ 0.0113, & qc_M > 0.15 [\text{inHg}] \end{cases}$$

$$f_{\Delta P_t}^2(\alpha_{MC}) = \begin{cases} -0.180, & \alpha_{MC} < -30 [\text{度}] \\ -0.193 - 2.63\alpha_{MC} - 12.5\alpha_{MC}^2 - 24.3\alpha_{MC}^3 - 19.1\alpha_{MC}^4, & -30 \leq \alpha_{MC} \leq -10 [\text{度}] \\ 0.070\alpha_{MC} + 0.0589\alpha_{MC}^2 - 1.55\alpha_{MC}^3 - 0.0153\alpha_{MC}^4, & -10 \leq \alpha_{MC} \leq 30 [\text{度}] \\ -0.171, & \alpha_{MC} > 30 [\text{度}] \end{cases}$$

$$f_{\Delta P_s}^2(\alpha_{MC}) = \begin{cases} -0.141, & \alpha_{MC} < -30 [\text{度}] \\ -0.374 - 5.38\alpha_{MC} - 26.1\alpha_{MC}^2 - 49.6\alpha_{MC}^3 - 34.1\alpha_{MC}^4, & -30 \leq \alpha_{MC} \leq -10 [\text{度}] \\ 0.034\alpha_{MC} + 0.162\alpha_{MC}^2 - 0.725\alpha_{MC}^3 + 0.0243\alpha_{MC}^4, & -10 \leq \alpha_{MC} \leq 30 [\text{度}] \\ -0.0403, & \alpha_{MC} > 30 [\text{度}] \end{cases}$$

$$f_{\Delta P_t}^3(\beta_{MC}) = \begin{cases} -0.188, & \beta_{MC} < -30 [\text{度}] \\ -1.58\beta_{MC}^2 - 0.0786\beta_{MC}^3 - 2.08\beta_{MC}^4, & -30 \leq \beta_{MC} \leq 30 [\text{度}] \\ -0.211, & \beta_{MC} > 30 [\text{度}] \end{cases}$$

$$f_{\Delta P_s}^3(\beta_{MC}) = \begin{cases} -0.329, & \beta_{MC} < -30 [\text{度}] \\ -1.71\beta_{MC}^2 - 0.157\beta_{MC}^3 + 1.55\beta_{MC}^4, & -30 \leq \beta_{MC} \leq 30 [\text{度}] \\ -0.374, & \beta_{MC} > 30 [\text{度}] \end{cases}$$

## 3.2 超音波速度計単体風洞試験

### 3.2.1 試験状況

風洞内の超音波速度計の測定部の設置状態を図 3.6 に示す。測定部は MuPAL-ε 搭載品を使用した。処理部は搭載品と同型機器を使用し、その RS-232C 出力をノートパソコンで記録すると共にアナログ出力波形をオシロスコープでモニタした (図 3.7)。

試験範囲は、対気速度 20, 60, 120 kt (10, 31, 62 m/s)、迎え角  $-30 \sim +45$  度、横滑り角  $-45 \sim +45$  度とした。

### 3.2.2 試験結果

試験結果の一例を図 3.8 に示す。図 3.8 は 3 軸の速度成分の速度誤差を示しており、左は横滑り角を 0 度に固定して迎え角を  $-30 \sim +45$  度変化させたケース、右は迎え角を 0 度に固定して横滑り角を  $\pm 45$  度変化させたケースの結果である。X 軸速度は速度に比例した誤差、Y、Z 軸速度は気流角度にほぼ比例した誤差が生じている。測定部の形状誤差 ((2.5) 式の  $\theta_A, \theta_B, \theta_C$  や  $\phi_B, \phi_C$  の誤差) 及び支持棒同士の干渉によるものと考えられる。また、速度

120 kt (62 m/s) で横滑り角±30度以上では、測定部で生じる音響ノイズのため測定不能となるが、実際の運用時

にこの領域（高速度且つ大横滑り角）に入ることにはないと考えられるので実用上問題はない。

3.2.3 機器単体誤差較正式

測定部の形状パラメータ  $\theta_A, \theta_B, \theta_C$  及び  $\phi_B, \phi_C$  と速度出力のスケールファクタを、試験結果の誤差の自乗和が最小となるように最適化し、以下の機器単体誤差較正式を設定した。超音波速度計のセンサ軸3軸方向の速度出力  $V_x, V_y, V_z$  を用いて、機器単体誤差を較正した速度出力  $V_{x_{MC}}, V_{y_{MC}}, V_{z_{MC}}$  は次式で与えられる。較正後の機器単体誤差は、気流角度が大きい一部のケースを除いて、3軸速度成分共に±0.5 kt (0.26 m/s) 以下となる。

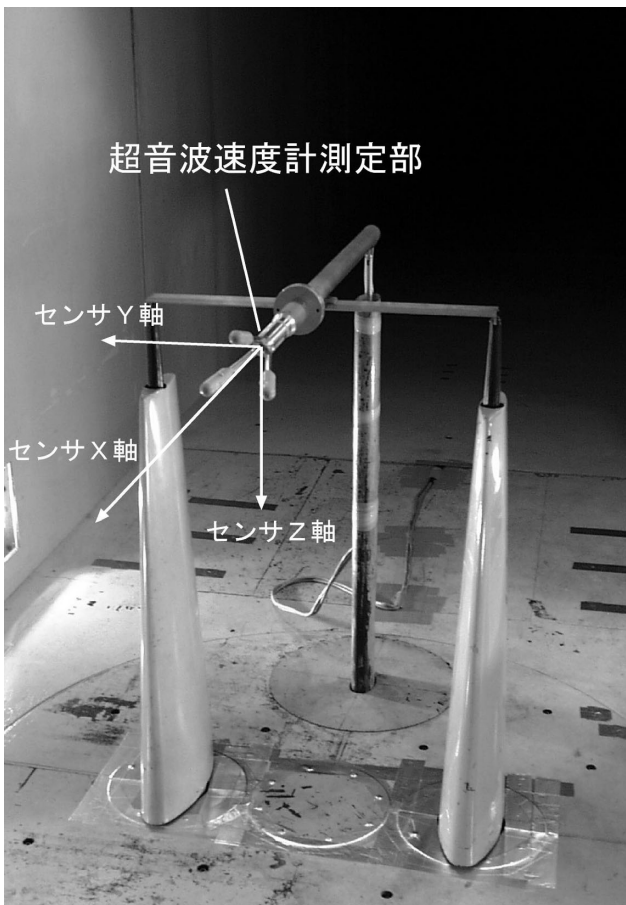


図3.6 風洞試験における超音波速度計測定部の設置状況

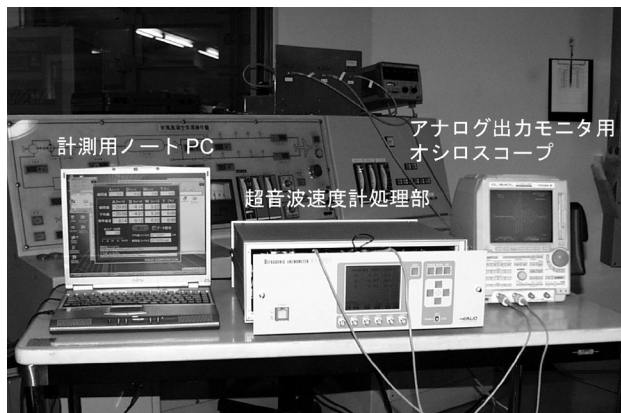


図3.7 単体風洞試験の計測システム（超音波速度計）

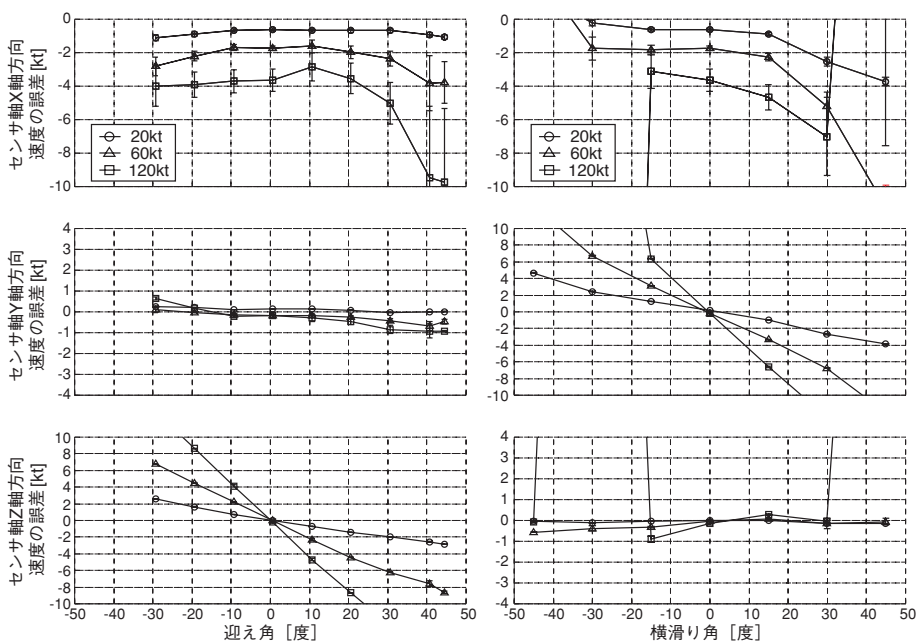


図3.8 単体速度誤差（超音波速度計）

$$\begin{bmatrix} Va \\ Vb \\ Vc \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \theta_A & -\cos \theta_A & 0 \\ -\sin \theta_C & \cos \theta_C \cos \phi_C & \cos \theta_C \sin \phi_C \\ -\sin \theta_B & \cos \theta_B \cos \phi_B & -\cos \theta_B \sin \phi_B \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Vx \\ Vy \\ Vz \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} Vx' \\ Vy' \\ Vz' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \theta'_A & -\cos \theta'_A & 0 \\ -\sin \theta'_C & \cos \theta'_C \cos \phi'_C & \cos \theta'_C \sin \phi'_C \\ -\sin \theta'_B & \cos \theta'_B \cos \phi'_B & -\cos \theta'_B \sin \phi'_B \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} Va \\ Vb \\ Vc \end{bmatrix}$$

$$Vx_{MC} = 1.03Vx', \quad Vy_{MC} = 1.28Vy', \quad Vz_{MC} = 1.28Vz'$$

$$[\theta'_A \ \theta'_B \ \theta'_C \ \phi'_B \ \phi'_C] = [19.80 \ 19.86 \ 19.89 \ 59.68 \ 59.68] \text{度} \quad (3.3)$$

## 4. 位置誤差飛行試験法

### 4.1 位置誤差飛行試験法の種別

飛行試験により位置誤差を計測する手法は、大別して静圧基準法と速度基準法に分けられる。静圧基準法は、何らかの方法で誤差を含まない基準となる自由流の静圧を取得し、静圧誤差、即ち高度誤差を得る手法である。一般に総圧に含まれる誤差は静圧に含まれる誤差に比べて小さいため、これを無視できると仮定すると、基準となる静圧を(2.2)式に適用し較正対気速度が得られ、これを速度計の出力と比較することで速度誤差も得られる。ピトー管の総圧誤差が無視できない場合、静圧基準法では正確な速度誤差を求めることはできない。また、静圧を用いない超音波速度計もこの方法で速度誤差を算出することはできない。一方、速度基準法は、誤差を含まない基準となる対気速度を何らかの方法で直接計測し、速度計の出力と比較して速度誤差を得る方法である。基準となる速度を直接求めるので、超音波速度計にも適用できる。この方法によって直接得られるのは速度誤差すなわち総圧と静圧の差圧の誤差であり、これには総圧と静圧の誤差の双方が含まれていて分離することはできない。従って、速度基準法で高度誤差を求めることはできない。

静圧基準法には、基準となる静圧を得る方法の違いによって、タワー・フライ・バイ法(文献7)、電波高度計による方法(文献7, 8)、GPS高度による方法、及び曳航ピトー管による方法(文献7)などがある。始めの3つは基準となる静圧を得るために航空機静圧センサ位置の気圧高度を算出する手法である。即ち、水平飛行する航空機の対地高度を計測し、高度が既知の基準地点の大気圧及び気温を用いて対地高度を気圧高度に変換し基準となる静圧を得る。タワー・フライ・バイ法では、高さが既知の塔の上に設置したセオドライト等によって塔とほぼ同じ高度を飛ぶ航空機の対地高度を計測する。電波高度計及びGPS高度による方法では、それぞれ電波高度計及びGPSによって対地高度を連続的に計測するため、静圧誤差を連続した時歴として得ることが可能である。特にGPS高度による方法は、電波高度計のように航空機直下

の地形の影響を受けることもなく、精度の面でもDGPSとすることで電波高度計以上の精度を確保することができる(電波高度計の精度は計測高度の3~5%)。一方、曳航ピトー管による方法は、機体による静圧変化の影響がないと考えられる距離だけ離れた位置にピトー静圧管を曳航し、基準となる静圧を得る方法である。

速度基準法には、スピード・コース法(文献7~9)、3レグ対地速度法(文献9)、旋回法(文献10)及び編隊飛行による方法(ペーサー法, 文献7)などがある。始めの3つは対地速度を基準とする方法であり、風の影響を除去するために一定高度を一定速度で往復飛行(スピード・コース法)、3つの異なる方向に飛行(3レグ対地速度法)あるいは旋回飛行(旋回法)を行う。いずれの場合も、試験中の風速及び風向が一定であるという仮定が必要であり、風の状況を把握することが重要である。これに対し、ペーサー法は速度誤差が既知の航空機と編隊飛行を行い、既知の速度誤差を考慮して速度計指示値を比較することにより速度誤差を求める方法である。

本資料では、静圧基準法としてGPS高度による静圧基準法を実施し、速度基準法はスピード・コース法、3レグ対地速度法及び旋回法の3つを実施した。いずれの手法も対地高度、速度の計測にGPSを用いることで、従来の手法に比べて簡便且つ精度良く試験を行うことができる。また、速度基準法については試験精度の評価法を提案する。以下にその詳細を述べる。

### 4.2 GPS高度による静圧基準法

本手法は、MuPAL-ε搭載のDGPS/INS装置の高度出力を用いて航空機静圧センサ位置(エアデータブームの場合はADC, 母機ピトーの場合は計測用トランスデューサの搭載位置)の気圧高度を算出し、基準となる静圧を得る手法である。静圧及び速度誤差算出の具体的な手順は以下の通りである。

#### 1) 航空機静圧センサ位置及び全温度センサ位置のGPS高度の算出

DGPS/INS装置の高度出力 $H_G^{INS}$ は、装置内基準点のGPS高度(WGS 84(World Geodetic System 1984)座標系での緯度/経度/高度表示における高度)であり、以下の機体姿勢の補正を行って航空機静圧センサ位置及び全温度センサ位置のGPS高度(それぞれ $H_G^{Ps}$ ,  $H_G^{TAT}$ とする)を求める。

$$H_G^i = H_G^{INS} - x^i \sin \theta + y^i \sin \phi \cos \theta + z^i \cos \phi \cos \theta \quad (4.1)$$

ここで、添え字 $i$ には $Ps$ ,  $TAT$ のいずれかが入り、それぞれ静圧センサ位置、全温度センサ位置を表す。また、 $\theta$ は航空機のピッチ角、 $\phi$ は航空機のバンク角であり、 $x^i, y^i, z^i$ はDGPS/INS装置内の基準点から静圧センサあるいは全温度センサ位置までの位置ベクトルの機体軸成分を表す。

2) 基準地点の気圧、気温を用いた航空機静圧センサ位置における気圧高度の算出

基準地点を地上に設け、基準地点では気圧  $P^{Base}$  と気温  $T^{Base}$  を計測するものとする。基準地点の GPS 高度は  $H_G^{Base}$  と表す。まず、 $P^{Base}$  を (2.1) 式に適用して基準地点における気圧高度  $H_p^{Base}$  を求め、さらに次式を用いて標準温度  $T_{STD}^{Base}$  を求める。

$$T_{STD}^{Base} = T_0 - kHp^{Base} \tag{4.2}$$

次に航空機全温度センサ位置における標準温度  $T_{STD}^{TAT}$  を求める。

$$T_{STD}^{TAT} = T_0 - k \left\{ Hp^{Base} + (H_G^{TAT} - H_G^{Base}) \frac{T_{STD}^{Base}}{T^{Base}} \right\} \tag{4.3}$$

航空機全温度センサ位置における気圧高度  $H_p^{TAT}$  は次式のように求まる。

$$Hp^{TAT} = Hp^{Base} + (H_G^{TAT} - H_G^{Base}) \frac{T_{STD}^{Base} + T_{STD}^{TAT}}{T^{Base} + T^{TAT}} \tag{4.4}$$

ここで、 $T^{TAT}$  は ADC の出力する航空機全温度センサ位置の真大気温度である。

最終的に航空機静圧センサ位置における気圧高度  $H_p^{Ps}$  は次式で与えられる。

$$Hp^{Ps} = Hp^{TAT} + (H_G^{Ps} - H_G^{TAT}) \frac{T_{STD}^{TAT}}{T^{TAT}} \tag{4.5}$$

3) 静圧誤差、速度誤差の算出

$H_p^{Ps}$  より航空機静圧センサ位置における基準となる静圧  $P_s^{Ps}$  は次式で求められる。

$$P_s^{Ps} = P_0 \left( 1 - \frac{k}{T_0} Hp^{Ps} \right)^{\frac{\gamma}{kR}} \tag{4.6}$$

足されるべき静圧誤差  $\Delta P_s$  は基準となる静圧と航空機の静圧計測値  $P_M^{Ps}$  の差として得られる。

$$\Delta P_s = P_s^{Ps} - P_M^{Ps} \tag{4.7}$$

また、航空機の総圧計測値には誤差がないものとするれば、 $P_s^{Ps}$  と併せて (2.2) 式に適用し、較正対気速度を得る。足されるべき速度誤差  $\Delta V$  は較正対気速度と指示対気速度の差として与えられる。

$$\Delta V = V_{CAS} - V_{IAS} \tag{4.8}$$

4.3 スピード・コース法

スピード・コース法は、一定の対気速度、高度を維持しながら直線コースを往復することにより風の影響を除去し真対気速度を得る方法である。今回の試験では、機首を風上側に偏向させるクラブ法により直線コースを保持することとした。本手法における対気速度、対地速度の関係を図 4.1 に示す。図からわかるように、試験中の風が一定であれば、真対気速度は往復の対地速度の平均値を偏流修正角の余弦で割って得られる。

$$V_{TAS} = \frac{V_{G1} + V_{G2}}{2 \cos\{(\psi_2 - \psi_1 - \pi)/2\}} \tag{4.9}$$

ここで、添え字 1, 2 はそれぞれ往路、復路を表し、 $\Psi$  は機首方位、 $V_G$  はコース飛行中の平均対地速度である。本資料では DGPS/INS 装置の対地速度出力を用いて  $V_G$  を算出したが、直線コースの長さがわかっているならばコース通過に要した時間を測定することで  $V_G$  が得られ、飛行中に対地速度を計測する必要がない。従来の INS は対地速度の計測精度が数 m/s と比較的悪かったため、この時間測定による  $V_G$  算出法がよく用いられた。

得られた真対気速度は次式により等価対気速度  $V_{EAS}$  (Equivalent Airspeed, EAS) に変換する。

$$V_{EAS} = V_{TAS} \sqrt{\rho / \rho_0} \tag{4.10}$$

等価対気速度と較正対気速度は、差圧を無次元化する際に前者が静圧を用いるのに対し、後者は標準大気圧を用いる点が異なり、両者の差は高高度 (= 静圧と標準大気圧の差が大きい)、高速 (= 差圧が大きい) で大きくなる。しかし、今回の飛行試験の実施高度は 5,000 ft (1,524 m) 以下であり、且つ MuPAL-ε の最大速度が 140 kt (72 m/s) 程度であることを考慮すると、両者の違いは 0.1 kt (0.051 m/s) 未満であるため、本資料では

$$V_{EAS} \cong V_{CAS} \tag{4.11}$$

とし、速度誤差は等価対気速度と指示対気速度の差として求める。

4.4 3レグ対地速度法

3レグ対地速度法は、一定の対気速度、高度を維持しながら3つの異なる方向 (今回の試験では飛行方向を 120 度ずつ変化させた) に飛行することにより風の影響を除去し真対気速度を得る方法である。本手法では、航空機の対地速度を計測する必要がある。本手法における対気速度、対地速度の関係を図 4.1 に示す。速度平面上に対地速度ベクトルをプロットすると、対地速度ベクトルの終点 3

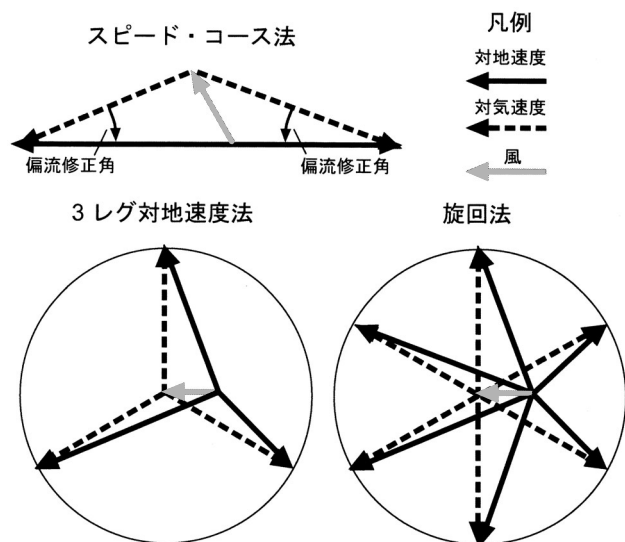


図 4.1 速度基準法における速度ベクトル図



つを通る円を描くことができる。試験中の風が一定であれば、風は円の中心へのベクトルとして得られ、真対気速度は円の半径として得られる。

#### 4.5 旋回法

旋回法は、一定の対気速度、高度を維持しながら360度回転することにより風の影響を除去し真対気速度を得る方法である。本手法でも、3レグ対地速度法と同じく航空機の対地速度の計測が必要となる。本手法における対気速度、対地速度の関係を図4.1に示す。速度平面上に対地速度ベクトルをプロットすると、対地速度ベクトルの終点が円を描く。試験中の風が一定であれば、風は円の中心へのベクトルとして得られ、真対気速度は円の半径として得られる。旋回法は1回転で試験が終了するので、試験時間の短縮が見込まれる。しかし、得られる速度誤差は旋回中の速度誤差であり、直線飛行中の速度誤差と異なる可能性があることに注意が必要である。

#### 4.6 速度基準法の試験精度評価法

4.3～4.5に示した速度基準法は、試験中に風が一定であることが前提であり、試験精度は試験中の風の変化に大きく依存する。本資料では、試験精度を次のように評価した。風が一定であれば、図4.1に示した速度平面上で対地速度ベクトルの終点は、風ベクトルの終点を原点とし真対気速度を半径とする円周上に分布する。実際は風

や対気速度が試験中に変化するために、対地速度ベクトルの終点は円周上付近にばらつく。この円周上から対地速度ベクトルの終点までの距離のRMS (Root Mean Square) 値を試験精度とする。ただし、スピード・コース法では対地速度ベクトルの終点が基本的に2点しか存在しないので、この2点を結んだ直線方向で風が変化した場合、風の変化が対地速度ベクトル終点の円周上からのばらつきとして現れない。従って、1回の試験結果だけでは試験中の風の変化を正しく評価できず、試験を複数回行って再現性を確認することが重要である。

本評価法で得られる試験精度を、3レグ対地速度法を対象として数値シミュレーションにより評価した。対気速度の速度誤差を一定値として与え、さらに表4.1に示す試験誤差要因を正規分布に従う乱数として加えた場合の3レグ対地速度法における真対気速度と対地速度を算出し、得られた対地速度から速度誤差を推定し直すと共に本評価法により試験精度を算出した。なお、DGPS/INSの対地速度の計測誤差は0.1 m/sと小さいため、ここでは考慮していない。これを複数回繰り返し、速度誤差の推定値と与えた真値との差、即ち推定誤差と試験精度の対応を調べた。シミュレーション結果を表4.1に示す。ケース1、2は、速度誤差及び誤差要因を実際の飛行試験の状況に近い値に設定して飛行速度を変化させたケースで、ケース3は、求めたい速度誤差に対して誤差要因が大きい場合を想定したケースである。いずれのケースでも、速度誤差

表4.1 試験精度評価法の数値シミュレーション評価結果

			ケース1	ケース2	ケース3	
計算条件	シミュレーション回数		3,000回			
	各レグのデータ数		500個 (サンプリング周波数50 Hz とすると10秒分)			
	平均飛行速度 (真対気速度)		40 kt	100 kt	100 kt	
	速度誤差		6.0 kt		3.0 kt	
	誤差要因	飛行速度 (真対気速度)	レグ毎の平均値のばらつき (1σ値)	2 kt		4 kt
			レグ中のばらつき (1σ値)	2 kt		4 kt
	誤差要因	風速 水平面内2成分	レグ毎の平均値のばらつき (1σ値)	各成分 1.4 (√2) kt		各成分 2.8 (√8) kt
レグ中のばらつき (1σ値)			各成分 1.4 (√2) kt		各成分 2.8 (√8) kt	
誤差要因	飛行方位	レグ中のばらつき (1σ値)	2度		4度	
計算結果	推定された速度誤差の平均値		6.2 kt	6.1 kt	3.3 kt	
	推定された速度誤差の標準偏差		1.4 kt	1.4 kt	2.9 kt	
	試験精度		2.6 kt	2.5 kt	4.9 kt	
	推定誤差が試験精度内に収まる確率		92 %	91 %	91 %	

の推定誤差は、試験精度の範囲内に約 90 % の確率で含まれている。従って、数値シミュレーションの仮定通り飛行試験中に速度誤差が変化しない状況であれば、本評価法で得られる試験精度は推定誤差の 90 % 確率値に相当すると考えられる。

### 5. エアデータブーム形態の飛行試験結果

#### 5.1 概要

エアデータブーム形態での位置誤差飛行試験は、2000 年 10 月 4 日に伊勢湾上空で、同 17 日に北海道大樹町多目的航空公園周辺にて 1 フライトずつ、計 2 フライト実施した。飛行試験ケースと試験中の主な諸元を表 5.1 に示す。

GPS 高度による静圧基準法は静圧誤差を得るために実施した。本手法を適用する飛行パターンには、広い速度範囲で連続したデータを得るために、速度スイープを選

んだ。速度スイープとは、飛行高度を維持しながら低速から高速まで毎秒 1 kt (0.51 m/s) 程度の準定常状態と見なせるレートで増減速を行う飛行手順である。速度範囲はピトー管が有効となる対気速度約 30 kt (15 m/s) から  $V_H$  (水平最大飛行速度：MuPAL-εでは飛行条件によって変化するが最大 140 kt (72 m/s)) までとした。機体重量の違いによるメインロータの誘導速度や機体姿勢等の変化が静圧誤差に与える影響を見るために、各フライトの最初と最後に 1 回ずつ実施し、2 フライトで計 4 回実施した。試験中の地上基準点の気圧、温度は離着陸時の ADC の出力を時間方向に補間して算出した。また、対地速度の迎え角を基準として、対気速度の迎え角の位置誤差の計測を試みた。

速度基準法は、スピード・コース法、3 レグ対地速度法及び旋回法の 3 つのうち、

・スピード・コース法では、直線コース方向の風の変化

表 5.1 エアデータブーム形態での飛行試験ケース及び諸元

フライト	試験ケース		IAS (母機 ピトー) [kt]	飛行高度 [ft]	迎え角 [度]	横滑り角 [度]	機体重量 [kg]	バンク角 [度]
2000 年 10 月 4 日  伊勢 湾	速度スイープ #1		30 ~ 137 増速率：0.8 kt/s 減速率：1.1 kt/s	450	-6.7 ~ 8.1	-5.2 ~ 4.4	4,230	—
	3 レグ 対地 速度法 $V_H$	40	41	440	0.1	6.8 ~ 12.4	4,200	—
		70	69	440	0.3	0.6	4,180	—
		100	98	430	-1.3	0.8	4,170	—
		120	121	430	-2.3	0.4	4,150	—
	$V_H$	135	430	-3.1	2.3	4,130	—	
	速度スイープ #2		30 ~ 141 増速率：1.2 kt/s 減速率：1.3 kt/s	430	-15.6 ~ 5.8	-8.2 ~ 4.4	3,940	—
2000 年 10 月 17 日  大樹 町	速度スイープ #1		30 ~ 145 増速率：0.8 kt/s 減速率：1.1 kt/s	420	-7.1 ~ 10.2	-10.7 ~ 6.2	4,240	—
	3 レグ 対地 速度法 $V_H$	40	42	440	0.5	-0.6 ~ 4.2	4,210	—
		70	69	430	-0.3	-1.8	4,190	—
		100	98	410	-1.5	-0.7	4,170	—
		120	122	390	-2.1	0.6	4,150	—
		$V_H$	141	390	-3.3	0.3	4,120	—
	旋回法	右 120	122	390	-3.9	-0.2	4,090	13.3
		左 120	122	380	-3.8	-0.5	4,070	13.3
		左 70	70	440	-0.7	-0.6	4,050	13.5
		右 70	71	430	-0.7	2.7	4,040	14.5
スピード・ コース法	120 #1	125	330	-4.5	-0.1	4,010	—	
	120 #2	122	350	-4.6	-0.8	3,980	—	
	70 #1	72	380	-1.3	-1.5	3,960	—	
	70 #2	69	380	-0.5	-0.8	3,940	—	
	速度スイープ #2		30 ~ 145 増速率：1.0 kt/s 減速率：1.0 kt/s	430	-8.7 ~ 6.4	-5.2 ~ 8.4	3,920	—

が評価できない。

- ・ 旋回法では旋回中の速度誤差が得られるが、直線飛行中の速度誤差と異なる可能性がある。

の理由から3レグ対地速度法を基準とし、40, 70, 100, 120 kt (21, 36, 51, 62 m/s) 及び  $V_H$  の5つの速度において2フライト各1回ずつ、計2回試験を行った。また、試験精度や効率を比較するために、2回目のフライトで、スピード・コース法及び旋回法を70, 120 kt (36, 62 m/s) の2つの速度において実施した。スピード・コース法は、大樹町多目的航空公園の滑走路直上に長さ約800 mの直線コースを設定し、再現性を確認するために1つの速度に対して2回ずつ実施した。旋回法は、1つの速度に対して旋回方向を左右変えてそれぞれ1回ずつ実施した。旋回のバンク角は15度を目安とした。

本章では、各試験法の個々の結果を示すと共に、3つの速度基準法の比較を行う。なお、本章で示すエアデータブームの静圧、速度誤差は、位置誤差を分離するために、3章で示した較正式によりエアデータブームの機器単体誤差を較正して算出した結果であるが、位置誤差以外にADCの機器単体誤差（静圧 $\pm 0.008$  inHg (27 Pa)、速度

$\pm 1$  kt (0.51 m/s) ) が含まれている。

## 5.2 GPS 高度による静圧基準法

### 1) 静圧、速度誤差

試験結果を図5.1, 5.2に示す。図5.1が静圧誤差であり、図5.2が総圧誤差がないと仮定して静圧誤差を速度誤差に変換した結果である。母機ピトーは増速時と減速時の迎え角の違いによる静圧誤差のばらつきが見られたため、その影響を7.4で後述する手法で補正し、水平定常直線飛行時の値に変換した結果をプロットしている。図中の実線は試験結果を最小自乗法で2次関数によりフィッティングしたものであり、その上下の破線は、DGPS/INS装置による飛行高度の計測誤差 $\pm 1$  m及び地上基準点の気圧計測に用いたADCの機器単体誤差 $\pm 0.008$  inHg (27 Pa) を考慮した試験精度を表す。母機ピトーの結果が試験精度の範囲を超えてばらついているのは、計測用トランスデューサの機器単体誤差によるものと考えられる。速度誤差については、低速域で速度誤差に対する静圧誤差の感度が大きいため、精度が悪くなっている。

両フライトとも、ケース#1が機体重量が重い状態、

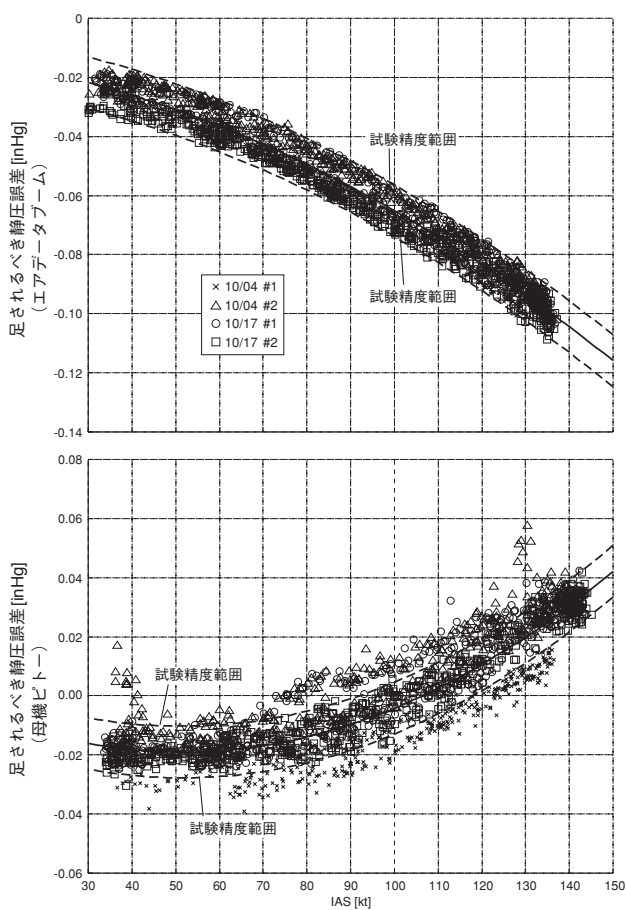


図5.1 速度スイープで得られた静圧誤差 (エアデータブーム形態)

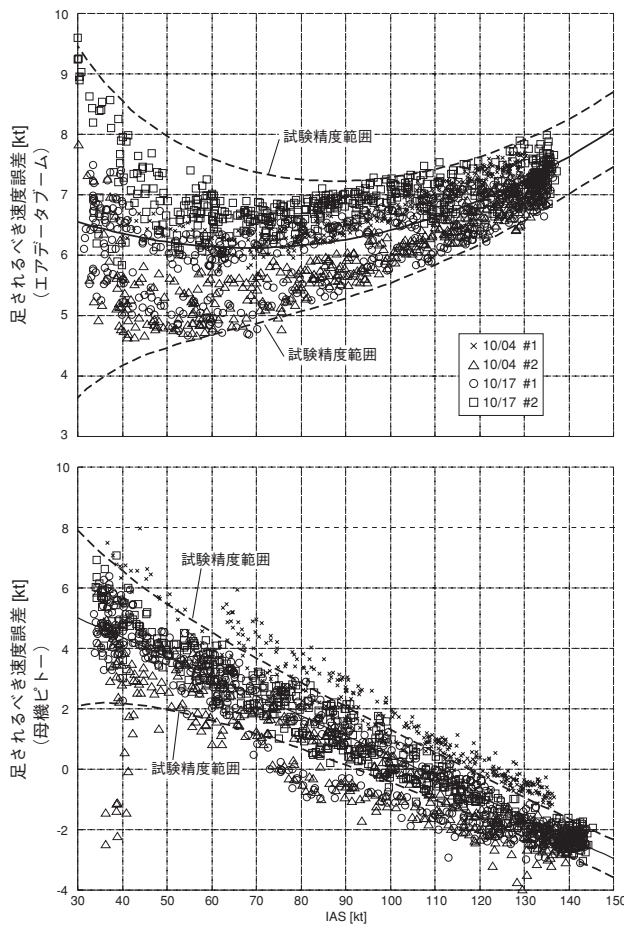


図5.2 速度スイープで得られた速度誤差 (エアデータブーム形態)

#2が軽い状態での結果であるが、#1、#2の差は試験精度と同程度であり、本飛行試験で得られた300 kg程度 (MuPAL-εの最大離陸重量の約7%、約1時間の飛行の燃料消費量に相当) の機体重量の違いでは静圧誤差の変化は認められない。

また、速度スイープ中の加減速により、静圧誤差が定常飛行時の値から変化していないか確認するために、1回目のフライトの3レグ対地速度法の各レグにおける水平定常直線飛行に対してGPS高度による静圧基準法を適用し、速度スイープの結果と比較した。図5.3に比較結果を示す。両者は、速度スイープの試験精度の範囲内ではほぼ一致しており、速度スイープ中の加減速の影響は認められない。

2) 迎え角の位置誤差

対地速度の迎え角を基準として、対気速度の迎え角の位置誤差を評価した。飛行中の上下風をゼロと仮定すれば、対地速度の迎え角  $\alpha_G$  (DGPS/INS装置の対地速度出力から算出) とエアデータブームの  $\alpha$  ベーンが計測する対気速度の迎え角  $\alpha_A$  (機器単体誤差は較正済み) の差が、 $\alpha$  ベーンの足されるべき位置誤差に相当する。飛行試験で

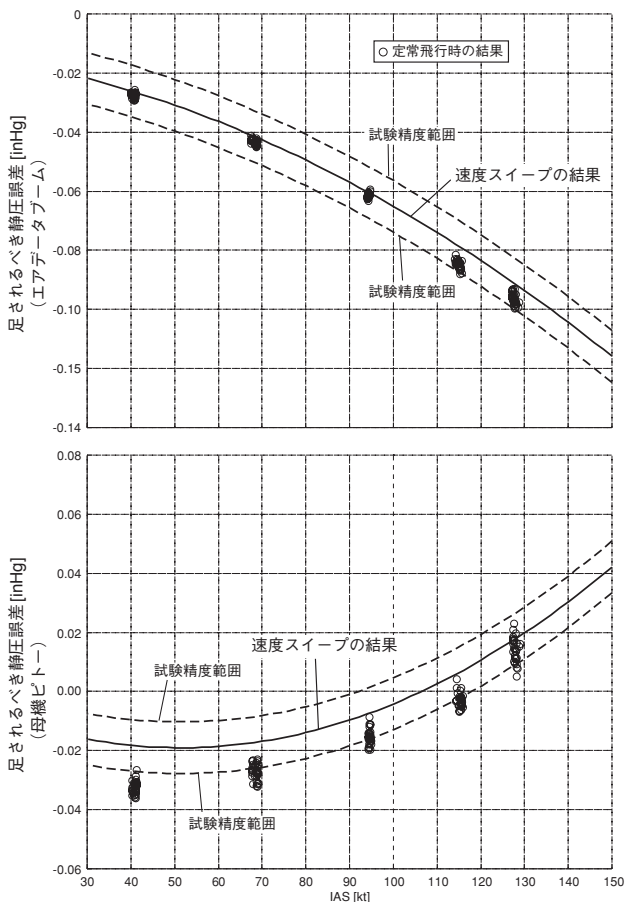


図5.3 定常飛行と速度スイープの静圧誤差の比較 (エアデータブーム形態)

得られた  $\alpha_G$  と  $\alpha_A$  の差を図5.4に示す。指示対気速度 50 kt 以下 (26 m/s) の領域ではばらつきが大きく  $\pm 2$  度以上に達しているが、50 kt 以上ではばらつきが小さくなりほぼ  $\pm 1$  度以内の範囲に収まっている。3.1で述べたように較正後の  $\alpha$  ベーンの機器単体誤差は、40 kt (21 m/s) の低速でも  $\pm 0.5$  度以内に収まっているので、50 kt 以下で見られる大きなばらつきは、 $\alpha$  ベーンがメインロータの誘導速度の影響を受けている、あるいは低速では横滑りが生じやすいことなどが原因と考えられる。

5.3 3レグ対地速度法

試験結果を図5.5に示す。各シンボルに付加されたバーが4.6で示した手法により算出した試験結果のばらつきを表す。試験精度は  $\pm 1 \sim 2$  kt (0.51 ~ 1.0 m/s) 程度である。両フライトの速度誤差がほぼ同じ傾向を示している。120 kt (62 m/s) では、エアデータブーム、母機ピトー共に両フライトの速度誤差の差が比較的大きいが、静圧基準法やスピード・コース法などの他の試験結果を考慮することで、1回目のフライトの結果の方が信頼性が高いと判断される。2回目のフライトの120 ktのケースは試験中に風が変化した可能性がある。

また、対地速度ベクトルの計測値と試験結果である定常風の推定値を用いて算出した対気速度の横滑り角を基準として、エアデータブームの  $\beta$  ベーンの位置誤差の評価を試みた。試験結果を図5.6に示す。位置誤差はレグ毎に算出し、図には飛行中の横滑り角が  $\pm 2$  度以下であった飛行速度 50 kt (26 m/s) 以上の結果のみを示しているが、レグ毎の結果のばらつきが大きく有意な傾向は見いだせなかった。対気速度の横滑り角は風の変動の影響を受けやすく、試験誤差が計測対象の横滑り角の位置誤差より

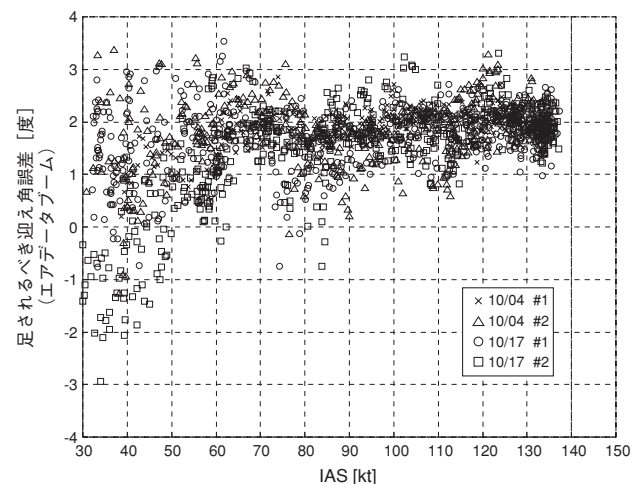


図5.4 速度スイープで得られた迎え角の位置誤差 (エアデータブーム形態)

大きくなっていると考えられる。

### 5.4 スピード・コース法

試験結果を図5.7に示す。エアデータブーム，母機ピトー共に120 kt (62 m/s) のケースで精度が若干悪くなっているが，ほぼ±1 kt (0.51 m/s) 以下に収まっている。2回行った試験の再現性も良好であり，試験中の風は一定

であったと考えられる。

### 5.5 旋回法

試験結果を図5.7に示す。試験精度は±1～2 kt (0.51～1.0 m/s) 程度である。120 kt (62 m/s) のケースで，エアデータブーム，母機ピトー共に左右の旋回速度誤差が異なり，右旋回の方が小さくなっている。試験回数が少なく特定できないが，ヘリコプタは固定翼機に比べて空力的な左右の非対称性が大きいので，実際に右旋回で速度誤差が小さくなっている可能性が考えられる。

### 5.6 各速度基準法の比較

図5.8にスピード・コース法，3レグ対地速度法及び旋回法の3手法の結果をまとめる。3手法で得られた速度誤差は相互に対応がとれており，試験精度の範囲内ではほぼ一致している。試験精度については，各手法とも±1～2 kt (0.51～1.0 m/s) 程度であり，手法間の差は特に見られない。

試験に要した時間と空域（計測対象とした空域）について，飛行試験結果を表5.2に示す。試験中の風の変化を避けて精度を向上させるという観点からは，試験時間が短く空域が狭いほど良いが，開けた陸地の上空や海上で試験を実施すれば，表5.2に示した程度の違いが試験精度

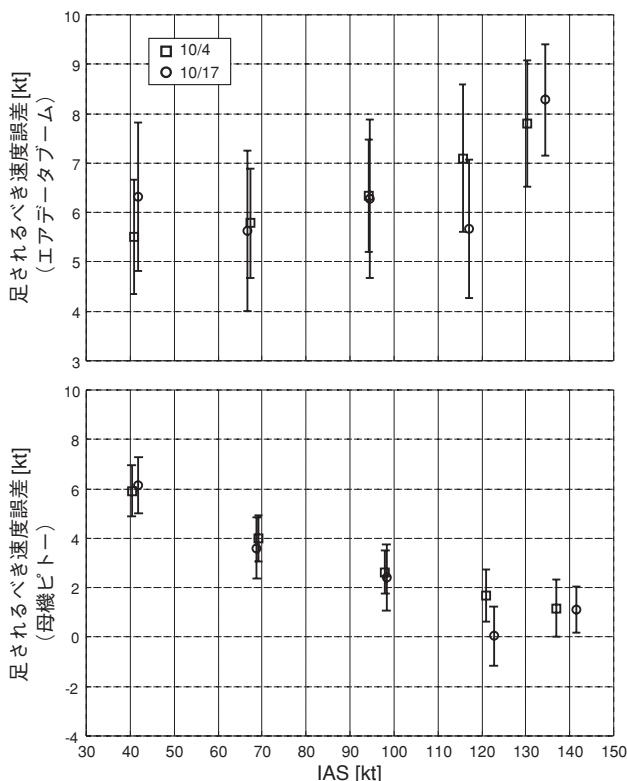


図5.5 3レグ対地速度法で得られた速度誤差 (エアデータブーム形態)

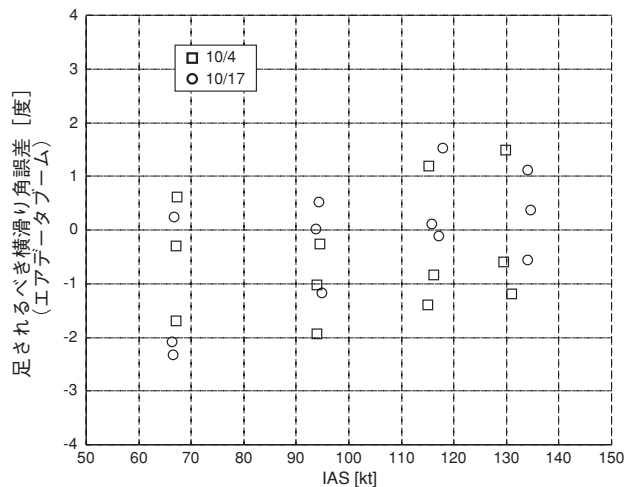


図5.6 3レグ対地速度法で得られた横滑り角の位置誤差 (エアデータブーム形態)

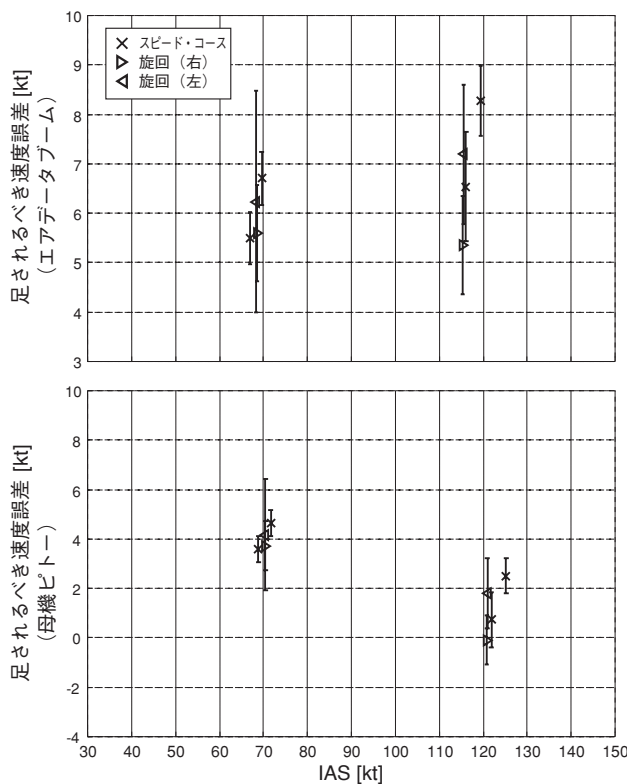


図5.7 スピード・コース法，旋回法で得られた速度誤差 (エアデータブーム形態)

に影響することは少ないと考えられる。今回の試験結果において各手法間の精度の差が現れなかったことがそれを裏付けている。一方、試験効率の観点からは、試験時間が短い手法が有効である。旋回法は試験時間が最も短い、得られる速度誤差は旋回中のものであり、直線飛行中の速度誤差を求めるには適当でない。スピード・コース法と3レグ対地速度法は試験時間がほぼ同等であるが、スピード・コース法は1回の試験では風の評価ができないために複数回の試験が必要であることを考えれば、3レグ対地速度法がより効率的な手法である。ただし、3レグ対地速度法は飛行諸元を3回合わせる必要があるため、定常飛行になるまでに手間取ると、試験時間が長くなり空域も広がってしまうことに注意が必要である。

## 6. 超音波速度計形態の飛行試験結果

### 6.1 概要

超音波速度計形態での位置誤差飛行試験は、2002年10月24日、2003年2月12、13日及び同年6月2日に伊勢湾上空で計4フライト実施した。飛行試験ケースと試験中の主な諸元を表6.1に示す。

GPS 高度による静圧基準法は母機ピトーの静圧誤差を得るために実施した。エアデータブーム形態での試験と同じく速度スイープに本手法を適用し、速度範囲は対気速度約30 kt (15 m/s) から  $V_H$  までとした。機体重量の違いによるメインロータの誘導速度や機体姿勢等の変化が静圧誤差に与える影響を見るために、各フライトの最初と最後に1回ずつ実施し、2003年2月13日と6月2日の2フライトで計4回実施した。試験中の地上基準点の温度は、エアデータブーム形態での試験と同じく、離着陸時のADCの出力を時間方向に補間して算出したが、気圧は、ADC出力が使えないため、精密気圧計を別途設置して計測した。また、速度スイープ中の対地速度の迎え角を基準として、超音波速度計の3軸の速度出力から算出される対気速度の迎え角の位置誤差の計測を試みた。

速度基準法は、3レグ対地速度法のみを実施し、40, 70, 100及び120 kt (21, 36, 51, 62 m/s) の4つの速度において、2002年10月24日、2003年2月12、13日の3フライト各1回ずつ、計3回試験を行った。

本章では、各試験法の個々の結果を示す。なお、本章で示す超音波速度計の速度誤差、気流角度の誤差は、3章で示した較正式により超音波速度計の機器単体誤差を較正・分離しており、位置誤差のみが示されている。

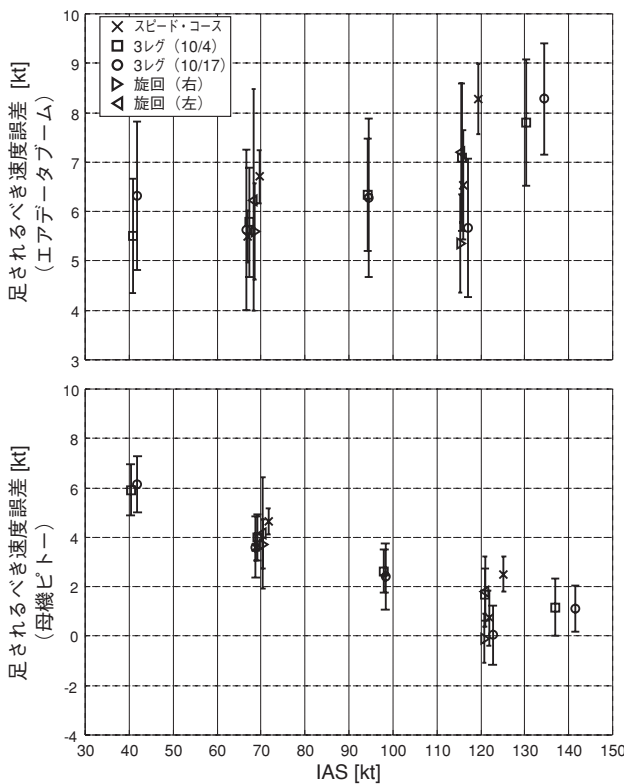


図5.8 速度基準法の3手法で得られた速度誤差 (エアデータブーム形態)

表5.2 試験時間、空域の比較 (2000年10月17日のフライトの例)

手法	70 kt	120 kt
スピード・コース法	175 秒 1 km × 0.03 km	178 秒 1 km × 0.03 km
3レグ対地速度法	180 秒 3 km × 2.5 km	240 秒 6.5 km × 5 km
旋回法	90 秒 1 km × 1 km	150 秒 3 km × 3 km

### 6.2 GPS 高度による静圧基準法

#### 1) 静圧、速度誤差

試験結果を図6.1, 6.2に示す。図6.1が静圧誤差であり、図6.2が総圧誤差がないと仮定して静圧誤差を速度誤差に変換した結果である。エアデータブーム形態と同じく、母機ピトーは増速時と減速時の迎え角の違いによる静圧誤差のばらつきが見られたため、その影響を7.4で後述する手法で補正し、水平定常直線飛行時の値に変換した結果をプロットしている。図中の実線は試験結果を最小自乗法で2次関数によりフィッティングしたものであり、その上下の破線は、DGPS/INS装置による飛行高度の計測誤差±1 m、地上基準点の気圧計測に用いた精密気圧計(表6.2)の機器単体誤差±0.0044 inHg (15 Pa)及び基準点の高度計測誤差±1 mを考慮した試験精度を表す。母機ピトーの結果が試験精度の範囲を超えてばらついているのは、計測用トランスデューサの機器単体誤差によるものと考えられる。母機ピトーの静圧誤差はエアデータブ

ーム形態とほぼ同じ傾向を示すが、高速域で約0.01 inHg (34 Pa) 静圧誤差が大きくなっており、速度誤差に換算すると1 kt (0.5 m/s) 程度の違いがある。

両フライトとも、ケース#1が機体重量が重い状態、#2が軽い状態での結果であるが、エアデータブーム形態と同じく#1、#2の差は試験精度と同程度であり、本飛

行試験で得られた300 kg程度の機体重量の違いでは静圧誤差の変化は認められない。

また、速度スイープ中の加減速により、静圧誤差が定常飛行時の値から変化していないか確認するために、1回目のフライトの3レグ対地速度法の各レグにおける水平定常直線飛行に対してGPS高度による静圧基準法を適用

表6.1 超音波速度計形態での飛行試験ケース及び諸元

フライト	試験ケース		IAS (母機ピトー) [kt]	飛行高度 [ft]	迎え角 [度]	横滑り角 [度]	機体重量 [kg]
2002年 10月 24日 伊勢湾	3レグ 対地 速度法	40	45	1,080	0.4	0.5 ~ 2.8	4,260
		70	72	1,080	-1.0	0.6	4,240
		100	99	1,040	-2.8	0.7	4,230
		120	120	1,030	-4.2	0.8	4,200
2003年 2月 12日 伊勢湾	3レグ 対地 速度法	40	45	1,640	-0.7	3.1	4,220
		70	73	1,580	-0.8	3.8	4,200
		100	99	1,570	-2.9	1.4	4,180
		120	119	1,550	-4.2	1.0	4,160
2003年 2月 13日 伊勢湾	3レグ 対地 速度法	40	45	2,040	0.7	10.9 ~ 12.3	3,950
		70	72	2,020	-0.6	2.9	3,990
	100	100	1,960	-2.4	1.2	4,040	
	速度スイープ #1		30 ~ 140 増速率: 1.3 kt/s 減速率: 1.7 kt/s	2,000	-6.7 ~ 8.1	-5.6 ~ 23.0	4,170
	速度スイープ #2		30 ~ 140 増速率: 1.3 kt/s 減速率: 1.3 kt/s	2,020	-15.6 ~ 5.8	-7.6 ~ 19.1	3,850
2003年 6月 2日 伊勢湾	速度スイープ #1		40 ~ 130 増速率: 0.9 kt/s 減速率: 0.9 kt/s	1,060	-6.7 ~ 8.1	-2.5 ~ 10.0	4,330
	速度スイープ #2		38 ~ 136 増速率: 0.9 kt/s 減速率: 1.0 kt/s	1,080	-15.6 ~ 5.8	-5.1 ~ 6.4	4,030

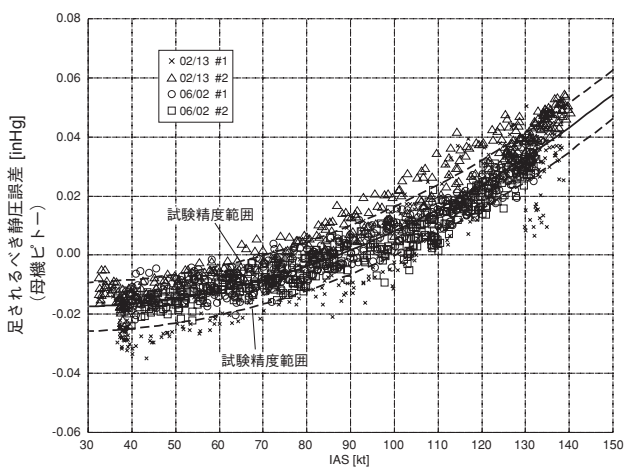


図6.1 速度スイープで得られた静圧誤差 (超音波速度計形態)

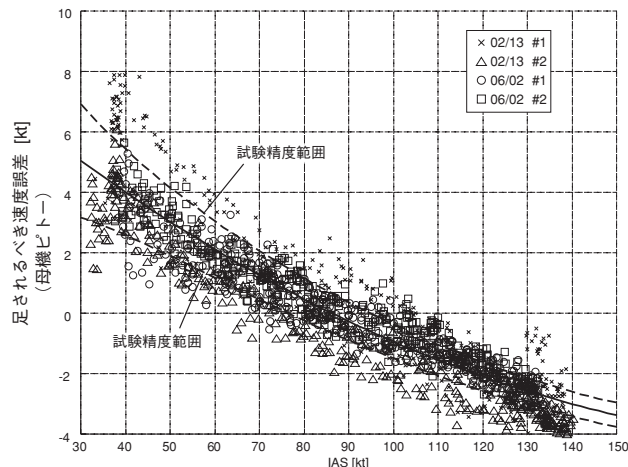


図6.2 速度スイープで得られた速度誤差 (超音波速度計形態)

し、速度スイープの結果と比較した。図6.3に比較結果を示す。両者は、速度スイープの試験精度の範囲内ではほぼ一致しており、速度スイープ中の加減速の影響は認められない。

2) 迎え角の位置誤差

エアデータブーム形態での試験と同じく、対地速度の迎え角を基準として、対気速度の迎え角の位置誤差を評価した。対地速度の迎え角  $\alpha_G$  (DGPS/INS 装置の対地速度出力から算出) と超音波速度計の3軸出力から算出した対気速度の迎え角  $\alpha_A$  (機器単体誤差は較正済み) の差を図6.4に示す。図5.4で示したエアデータブームの位置誤差と比べると、誤差の絶対値は小さい。超音波速度計の測定部はエアデータブームの  $\alpha$  ベーン位置よりさらに約1m前方に位置しているため、誤差の絶対値が小さくなっていると考えられる。また、誤差のばらつきが50 kt (26 m/s) 以下の低速域で大きくなっているのは、エアデータブームと同じくメインロータの誘導速度の影響を受けている、あるいは低速では横滑りが生じやすいことなどが原因と考えられる。さらに、120 kt (62 m/s) 以上の高速域でもややばらつきが大きくなっているのは、単体風洞試験でも確認されている測定部の音響ノイズの影響が考えられる。なお、延長したノーズブームの振動については、最大振動レベルが15 Hz 付近で約0.9 G (8.8 m/s<sup>2</sup>) であり (飛行試験による実測値, 文献1), 速度に換算すると0.1 m/s 以下となるため、その影響は小さい。

6.3 3レグ対地速度法

試験結果を図6.5に示す。超音波速度計は真対気速度が出力されるが、位置誤差に影響するのは動圧、即ち等価対気速度と考えられるので、(4.10) 式により真対気速度を等価対気速度に変換した値を指示対気速度として図6.5の横軸としている。試験精度は $\pm 1 \sim 2$  kt (0.51 ~ 1.0 m/s) 程度である。3フライトの速度誤差はほぼ同じ傾向を示しており、再現性は高い。母機ピトーの速度誤差は、静圧基準法の結果と同じく、エアデータブーム形態に比べて高速域で1 kt (0.5 m/s) 程度の違いがある。

また、エアデータブーム形態での試験と同じく、対地速度ベクトルの計測値と試験結果である定常風の推定値を用いて算出した対気速度の横滑り角を基準として、超音波速度計の3軸出力から算出した対気速度の横滑り角の位置誤差の評価を試みた。試験結果を図6.6に示す。位置誤差はレグ毎に算出し、図には飛行中の横滑り角が $\pm 5$  度以下であった飛行速度50 kt (26 m/s) 以上の結果のみを示しているが、やはりレグ毎の結果のばらつきが大きく有意な傾向は見いだせなかった。

7. エアデータセンサの較正式

本章では、5, 6章で示した飛行試験結果に基づき、エアデータブーム形態及び超音波速度計形態の水平定常直線飛行における各エアデータセンサの高度、速度誤差及

表6.2 地上気圧計測に用いた精密気圧計

型番	計測範囲	計測精度
横河電子機器 F 4711-12-00	14.765 ~ 38.389 inHg	$\pm 0.0044$ inHg

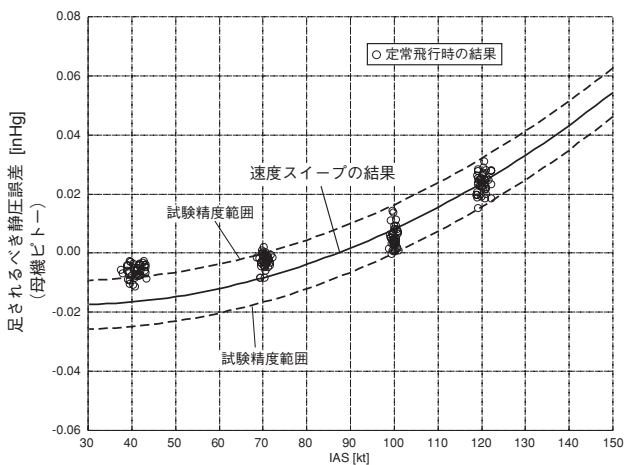


図6.3 定常飛行と速度スイープの静圧誤差の比較 (超音波速度計形態)

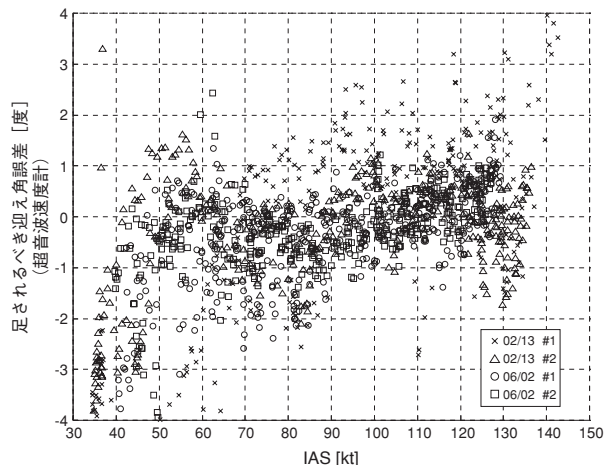


図6.4 速度スイープで得られた迎え角の位置誤差 (超音波速度計形態)



び迎え角の位置誤差の較正式を提示する．ここでの高度、速度誤差は、エアデータブームについては位置誤差及びADCの機器単体誤差の両方を含んだ誤差を、超音波速度計については位置誤差のみを、母機ピトーについては位置誤差及び機器単体誤差の両方を含んだ誤差を意味する．また、この較正式の前提となる水平定常直線飛行時の迎え角は図7.1に示す値とする．なお、本章で示す較正式に

適用する指示対気速度  $V_{IAS}$  の単位は kt であり、母機ピトーは計測値そのものを、エアデータブームは3章に示す較正式により機器単体誤差を較正した計測値を指示対気速度として適用する．超音波速度計は、3章に示す較正式により計測値の機器単体誤差を較正した後に、(4.10)式により真対気速度を等価対気速度に変換した値を指示対気速度として適用する．

7.1 高度誤差（静圧誤差）

図5.1, 6.1に示した飛行試験結果を最小自乗法で2次関数によりフィッティングし、水平定常直線飛行におけるMuPAL-εのピトー静圧系統の足されるべき静圧誤差  $\Delta P_s$  を次式で近似する． $P_{S_C}^{Ps}$  は較正された静圧、 $P_{S_M}^{Ps}$  は静圧の計測値（エアデータブームは3章に示す較正式により機器単体誤差を較正した計測値）を表し、較正された静圧は計測値に静圧誤差を足すことで得られる．

$$P_{S_C}^{Ps} = P_{S_M}^{Ps} + \Delta P_s \tag{7.1}$$

エアデータブーム形態

$$\begin{aligned} \text{エアデータブーム：} \Delta P_s = & 10^{-2} \{-2.2 - 0.039(V_{IAS} - 30) - \\ & 3.3 \times 10^{-4}(V_{IAS} - 30)^2\} \text{ [inHg]}, 30 \leq \\ & V_{IAS} \leq 150 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{母機ピトー：} \Delta P_s = & 10^{-2} \{-1.6 - 0.027(V_{IAS} - 30) + \\ & 6.3 \times 10^{-4}(V_{IAS} - 30)^2\} \text{ [inHg]}, 30 \leq \\ & V_{IAS} \leq 150 \end{aligned}$$

超音波速度計形態

$$\begin{aligned} \text{母機ピトー：} \Delta P_s = & 10^{-2} \{-1.7 + 0.0043(V_{IAS} - 30) + \\ & 4.6 \times 10^{-4}(V_{IAS} - 30)^2\} \text{ [inHg]}, 30 \leq \\ & V_{IAS} \leq 150 \end{aligned}$$

静圧センサ位置における較正気圧高度  $H_{P_C}^{Ps}$  は、 $P_{S_C}^{Ps}$  を(2.1)式に適用して得られる．なお、母機ピトーの計測に

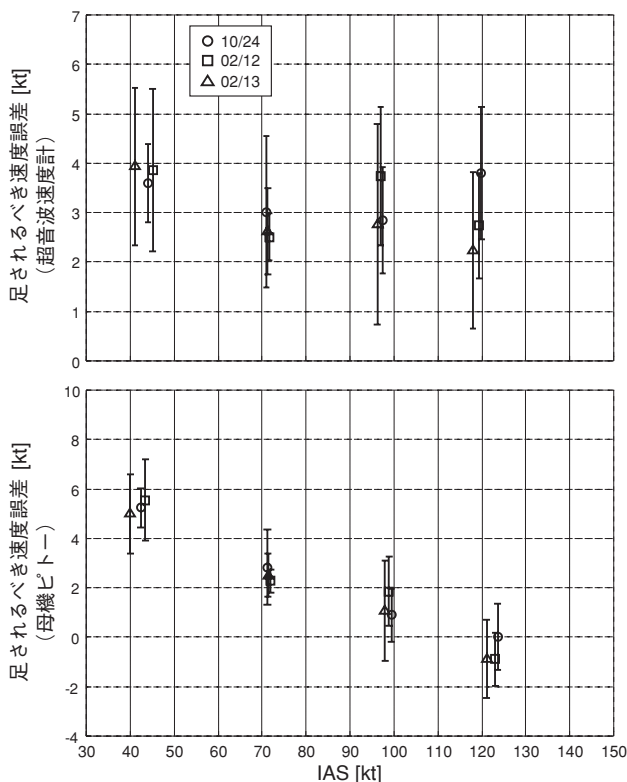


図6.5 3レグ対地速度法で得られた速度誤差 (超音波速度計形態)

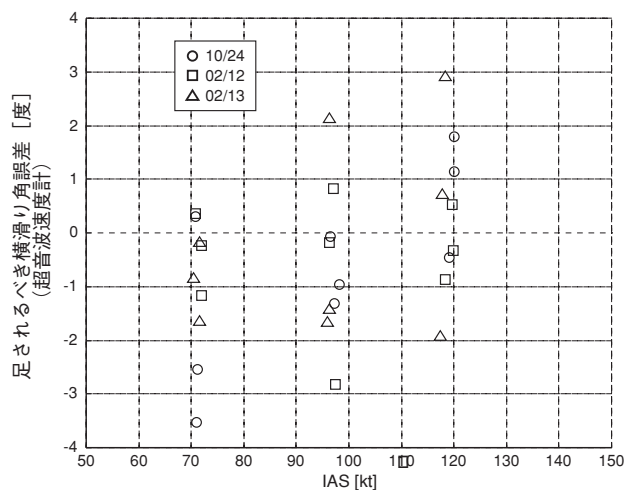


図6.6 3レグ対地速度法で得られた横滑り角の位置誤差 (超音波速度計形態)

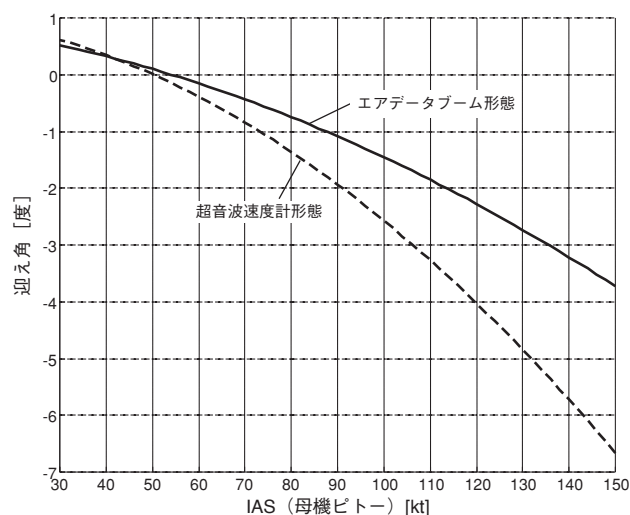


図7.1 高度、速度誤差の較正式の基準となる迎え角

用いるトランスデューサは、静圧値ではなく気圧高度  $Hp_M^{Ps}$  を出力するので、静圧の計測値  $Ps_M^{Ps}$  は次式で算出する。

$$Ps_M^{Ps} = P_0 \left( 1 - \frac{k}{T_0} Hp_M^{Ps} \right)^{\frac{\gamma}{kR}} \quad (7.2)$$

高度 0, 15,000 ft (0, 4,572 m) において、静圧誤差から算出した高度誤差を図 7.2 に示す。

### 7.2 速度誤差

飛行試験結果を図 7.3 にまとめる。図中の黒の実線は、速度基準法で得られた速度誤差を最小自乗法で二次関数によりフィッティングしたものである。ただし、エアデータブーム形態の旋回法の結果は旋回中の速度誤差を表しており、他の手法とは一部異なった結果を示したので使用していない。グレーの実線と破線は、図 5.2, 図 6.2 に示したものと同じく、静圧基準法で得られた速度誤差とその試験精度を示している。静圧基準法と速度基準法で得られた速度誤差の違いは、総圧誤差によるものと考えられ、エアデータブーム及び母機ピトーのいずれも高速域で大きくなっている。本資料では速度基準法で得られた速度誤差を正とし、水平定常直線飛行中における MuPAL-ε の各エアデータセンサの足されるべき速度誤差  $\Delta V$  を次式で近似する。較正対気速度は、指示対気速度に速度誤差を足すことで得られる。

$$V_{CAS} = V_{IAS} + \Delta V \quad (7.3)$$

エアデータブーム形態

$$\text{エアデータブーム: } \Delta V = 6.2 - 0.027(V_{IAS} - 30) + 4.2 \times 10^{-4}(V_{IAS} - 30)^2 \text{ [kt], } 30 \leq V_{IAS} \leq 150$$

$$\text{母機ピトー: } \Delta V = 7.0 - 0.091(V_{IAS} - 30) + 3.3 \times 10^{-4}(V_{IAS} - 30)^2 \text{ [kt], } 30 \leq V_{IAS} \leq 150$$

超音波速度計形態

$$\text{超音波速度計: } \Delta V = 4.3 - 0.048(V_{IAS} - 30) + 3.8 \times 10^{-4}(V_{IAS} - 30)^2 \text{ [kt], } 30 \leq V_{IAS} \leq 130$$

$$\text{母機ピトー: } \Delta V = 6.2 - 0.088(V_{IAS} - 30) + 1.8 \times 10^{-4}(V_{IAS} - 30)^2 \text{ [kt], } 30 \leq V_{IAS} \leq 150$$

### 7.3 迎え角の位置誤差

図 5.4, 6.4 に示した飛行試験結果をばらつきが小さい 50 kt (26 m/s) 以上の結果について最小自乗法でフィッティングし、足されるべき迎え角の位置誤差を次式で近似する (図 7.4)。較正された迎え角は、3 章に示す較正式により機器単体誤差を較正した迎え角の計測値に位置誤差を足すことで得られる。

エアデータブーム:

$$\Delta\alpha = 0.4 + 0.024V_{IAS} - 9.2 \times 10^{-5}V_{IAS}^2 \text{ [度], } V_{IAS} \geq 50$$

超音波速度計:

$$\Delta\alpha = -1.1 + 0.017V_{IAS} \text{ [度], } V_{IAS} \geq 50 \quad (7.4)$$

### 7.4 母機ピトーに対する迎え角の影響の補正

5, 6 章で述べたように母機ピトーは迎え角によって圧力誤差が変化する。従って、迎え角が図 7.1 に示す基準値と異なる場合は、(7.1), (7.2) 式とは異なる高度誤差、速度誤差が生じることになる。その場合、以下に示す補正を行うことで、得られる較正気圧高度及び較正対気速度の精度が向上する。

母機ピトーの静圧誤差に対する迎え角の影響を、5.2, 6.2 で示した速度スweep試験により定量的に評価する。加速時と減速時の静圧誤差の差を迎え角の差で整理した結果を図 7.5 に示す。母機ピトーは加減速の迎え角の差に比例して静圧誤差の差が大きくなっている。母機ピトーは静圧孔が機体の左右に付いているために、縦方向の気流変化の影響を受けやすいと考えられる。一方、エアデータブームは静圧孔が上下に付いているために、迎え角の差による静圧誤差の変動がほとんどない。図 7.5 から、母機ピトーについてのみ、静圧の補正量  $\Delta Ps_\alpha$  を次式で与える。

$$\Delta Ps_\alpha = -0.007(\alpha_M - \alpha_{ref})qc_C \quad (7.5)$$

ここで、 $\alpha_M$  は 3 章及び 7.3 に示す較正式により機器単体

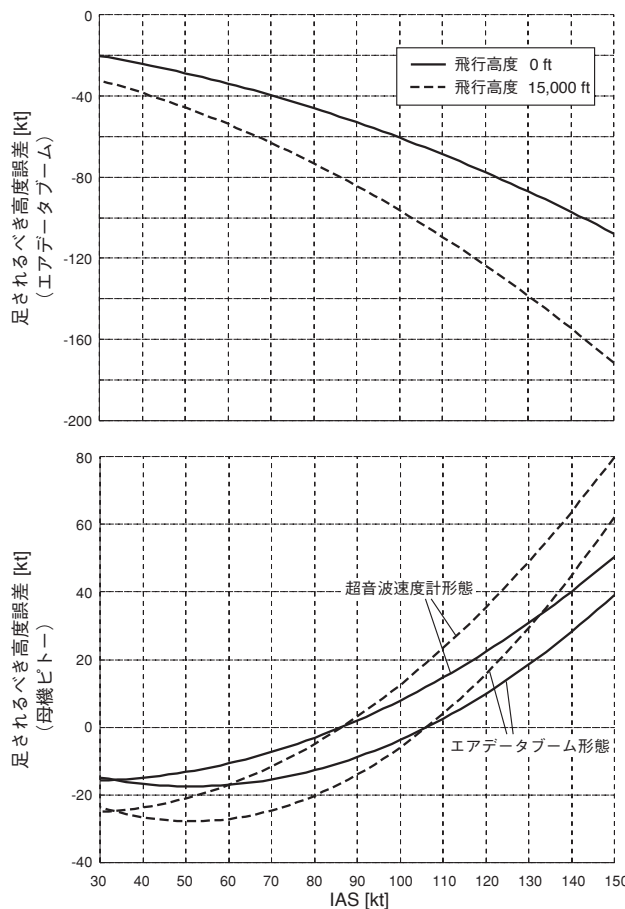


図 7.2 較正式で与えられる高度誤差 (飛行高度による違い)

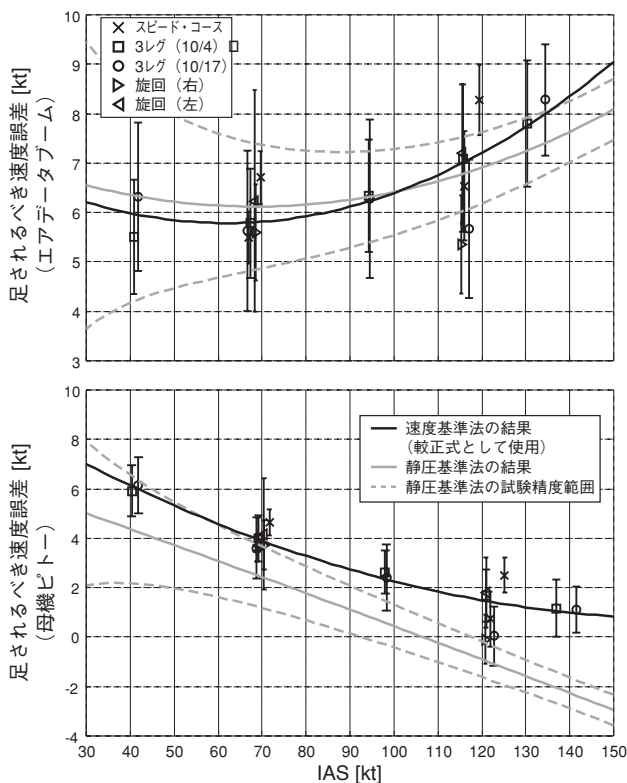
誤差及び位置誤差を補正した迎え角の計測値,  $\alpha_{ref}$  は図 7.1 から得られる基準となる迎え角 (共に単位は度), 及び  $qc_c$  は (7.3) 式より得られる  $V_{CAS}$  を用いて次式により算出される差圧である.

$$qc_c = P_0 \left\{ \left( 1 + \frac{(\gamma-1)\rho_0 V_{CAS}^2}{2\gamma P_0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right\} \quad (7.6)$$

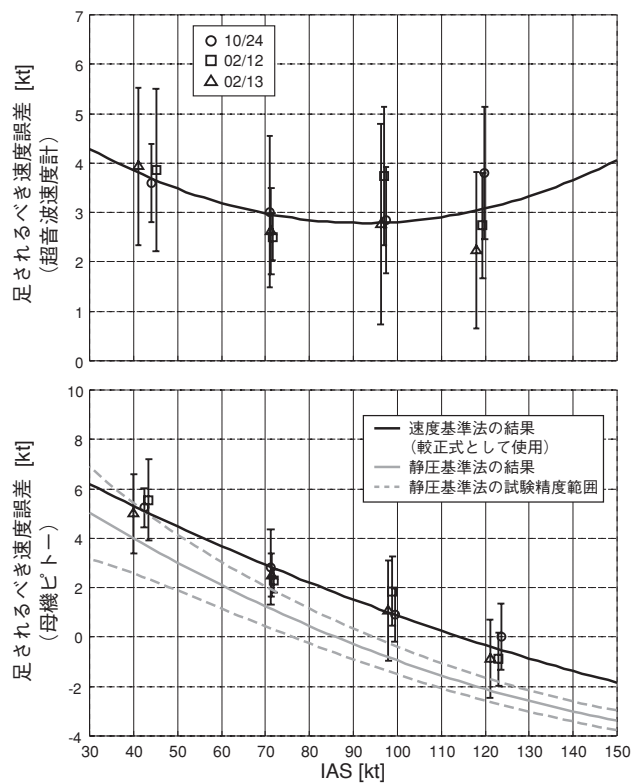
迎え角の影響を補正した静圧  $Ps_{C\alpha}^{Ps}$  は, (7.1) 式で得られた  $Ps_C^{Ps}$  に  $\Delta Ps_{C\alpha}$  を足し合わせることで得られる.

$$Ps_{C\alpha}^{Ps} = Ps_C^{Ps} + \Delta Ps_{C\alpha} \quad (7.7)$$

迎え角の影響を補正した母機ピトー静圧センサ位置における較正気圧高度  $Hp_{C\alpha}^{Ps}$  は  $Ps_{C\alpha}^{Ps}$  を (2.1) 式に適用して得られる. また, 迎え角の影響を補正した母機ピトーの較正対気速度  $V_{CAS\alpha}$  は, 次式で与えられる.



(a) エアデータブーム形態



(b) 超音波速度計形態

図 7.3 飛行試験結果と較正式で与えられる速度誤差

図 7.3 飛行試験結果と較正式で与えられる速度誤差

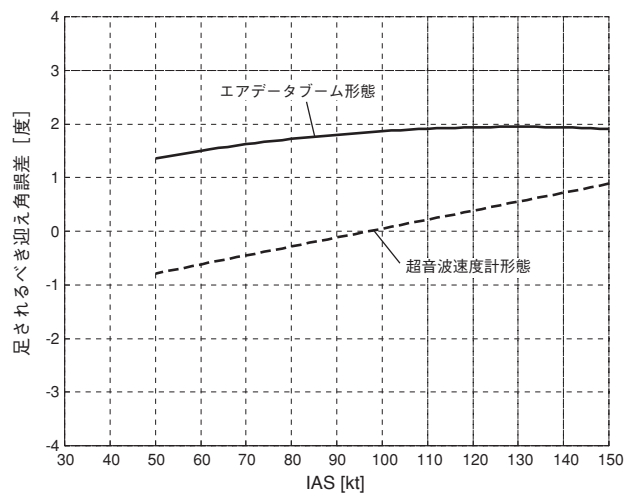


図 7.4 較正式で与えられる迎え角の位置誤差

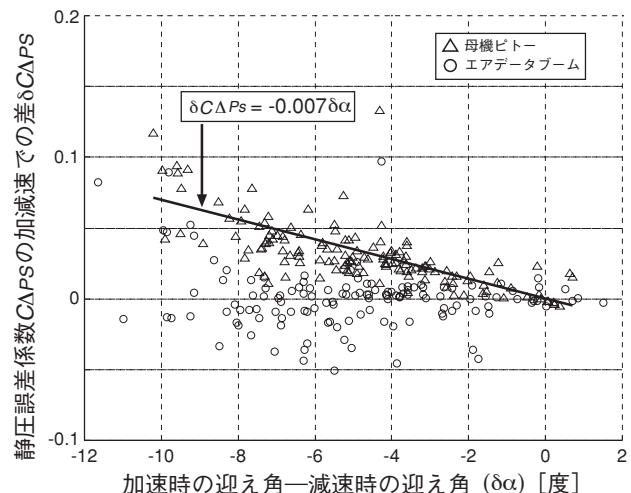


図 7.5 速度スイープで得られた迎え角と静圧誤差の関係

$$V_{CAS\alpha} = \sqrt{\frac{2\gamma P_0}{(\gamma-1)\rho_0} \left\{ \left( \frac{qC_C - \Delta P s_\alpha}{P_0} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right\}} \quad (7.8)$$

高度 0 ft において迎え角が基準値より 1, 2 度ずれた場合に、母機ピトーの高度、速度誤差がどの程度変化するか計算した例を図 7.6 に示す。

## 8. エアデータブーム及び超音波速度計の速度位置誤差の検討

飛行試験で得られたエアデータブーム及び超音波速度計の足されるべき速度位置誤差を図 8.1 に示す。ただし、エアデータブームの試験結果は ADC の機器単体誤差 ( $\pm 1$  kt (0.51 m/s)) を含んでいる。超音波速度計の測定部はエアデータブームの先端位置よりさらに 0.56 m 前方に位置しており、その位置誤差はエアデータブームのそれより小さく、高速域でその差は大きくなっている。固定翼の MuPAL- $\alpha$  の場合、ノーズブーム先端に装着されたエアデータブームの位置誤差は、主に胴体の影響によるものと考えられ、飛行速度にほぼ比例し比例係数は 2 ~ 3 % である (文献 11)。これに比べるとヘリコプタである MuPAL- $\epsilon$  の位置誤差は、胴体に加えてメインロータの影響も受けるため、絶対値がより大きく、また飛行速度に対して下に凸の形をしており単純には比例しない。これは MuPAL- $\epsilon$  固有の現象ではなく、他機種へのヘリコプタでも、ノーズブーム先端に装着されたエアデータブームで同様の傾向を持った位置誤差が計測されている (文献 12)。以下では、位置誤差を 1) 胴体周りの流れの影響と 2) メインロータの誘導速度による影響の 2 つに分けて、ポテンシャル流を用いた数値計算により検討する。

### 1) 胴体周りの流れの影響

胴体を 1 対の吸い込みと吹き出しにより生成した軸対称の紡錘形として近似し、エアデータブーム及び超音波速度計搭載位置における位置誤差を計算した (文献 13)。図 8.2 に数値計算で用いた胴体形状モデル及び胴体前方の一樣流の速度分布を示す。図中の矢印の向き、大きさが、それぞれ各点における一樣流の向き、大きさを表す。両センサ搭載位置は機首から比較的離れており、搭載位置の流速に対する機首先端の曲率の感度が低かったため、形状モデルの選定に当たっては、機首先端の曲率より胴体全体形状の模擬を考慮した。図 8.1 に結果を示す。胴体の影響による位置誤差は、飛行速度に比例し、その大きさはエアデータブーム位置で飛行速度の約 3 %、超音波速度計位置で 2 % と超音波速度計位置の方が小さい。

### 2) メインロータの誘導速度による影響

メインロータが作る流れ場を、メインロータの下方に同じ強さを持った渦が円筒形状に分布した状態であると近似し、両センサ搭載位置における位置誤差を計算した (文献 14)。一樣流速 40 kt (21 m/s) における、両センサ搭載位置を含む鉛直面内でのメインロータによる誘導速度分布を図 8.3 に示す。図中の矢印の向き、大きさが、それぞれ各点における誘導速度の向き、大きさを表す。図中に示した両センサ搭載位置で一樣流と逆向きの誘導速度が生じ、位置誤差となっているのがわかる。図 8.1 に結果を示す。メインロータの影響による位置誤差は、一樣流速が大きくなるにつれ減少し、全体的に超音波速度計位置の方が 0.5 ~ 1 kt (0.25 ~ 0.51 m/s) 程度位置誤差が小さい。

ここで用いた数値計算は簡略化した仮定に基づく手法であり、図 8.1 に示すように計算結果と飛行試験結果を定量的に比較するだけの精度はないが、定性的な傾向は捉えられている。即ち、エアデータブーム及び超音波速度計の位置誤差は、主に飛行速度に比例して増加する胴体の影響と、飛行速度が大きくなるにつれ減少するメインロータの影響から構成され、高速では前者が、低速では

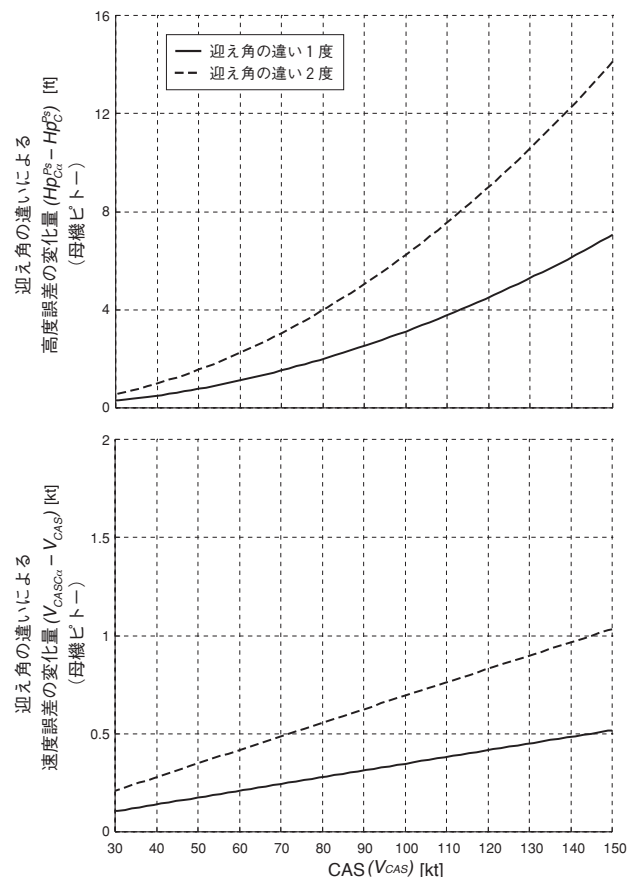


図 7.6 迎え角の違いによる高度・速度誤差の変化量 (母機ピトー)

後者が支配的になるものと考えられる。エアデータブームと超音波速度計の位置誤差の差が高速域で大きくなる点、また飛行試験結果が計算結果より大きい点を考慮すると、数値計算は速度に応じて大きくなる胴体の影響を過小評価している可能性がある。今後、詳細な機体形状データを用いてCFD (Computational Fluid Dynamics) 解析を実施し、飛行試験結果との定量的な比較を行う予定である。

### 9. おわりに

MuPAL-ε 搭載エアデータセンサの位置誤差計測飛行試験の結果について報告した。主な結論は以下の通りである。

1. エアデータブーム及び超音波速度計の風洞試験を実施し、機器単体誤差を計測して較正式を提示した。
2. 位置誤差計測飛行試験として、GPS 高度による静圧基準法、及びスピード・コース法、3レグ対地速度法、旋回法の3つの速度基準法を実施した。各手法において試験精度を定量的に評価し、相互に対応する結果を得た。
3. 試験効率の面からは、旋回法が最も有利であるが、直線飛行中の速度誤差を得るには適当ではない。スピード・コース法と3レグ対地速度法では、1回の試験で風の変化が評価できる3レグ対地速度法の方がより効率的である。
4. 飛行試験、風洞試験の結果を基に、水平定常直線飛行においてMuPAL-ε 搭載エアデータセンサのもつ高度、速度誤差及び迎え角の位置誤差を算出して較正式を提示した。また、迎え角が母機ピトーの高度、速度誤差に及ぼす影響についても検討し、較正式を提示した。しかし、横滑り角の位置誤差は、飛行試験の誤差が大きく算出できなかった。

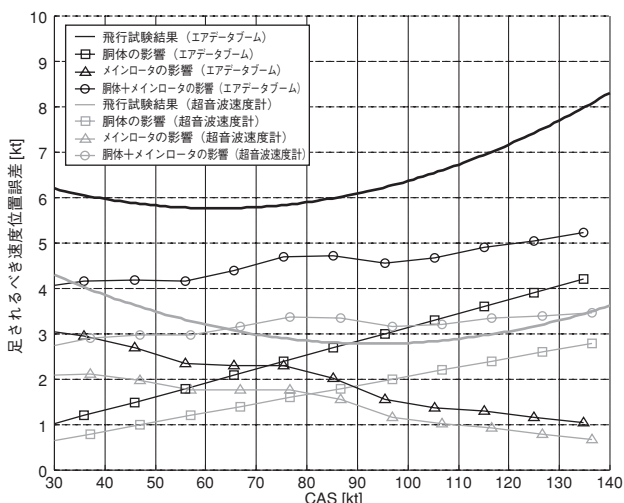


図 8.1 エアデータブーム及び超音波速度計の速度位置誤差 (飛行試験及び数値計算結果)

5. エアデータブーム及び超音波速度計の足されるべき速度位置誤差は、飛行速度に対して下に凸の形をしており、速度にほぼ比例する固定翼機の位置誤差と比べると、より複雑で絶対値も大きい。ポテンシャル流を用いた数値計算による検討により、位置誤差は飛行速度に比例して増加する胴体の影響と飛行速度が大きくなるにつれ減少するメインロータの影響から構成され、高速では前者が、低速では後者が支配的になる傾向が明らかとなった。

今後の課題は以下の通りである。

1. 本資料で扱った水平定常飛行状態の位置誤差以外に、動的な誤差の影響を受ける高度、速度変化を伴う飛行状態の位置誤差を計測する。

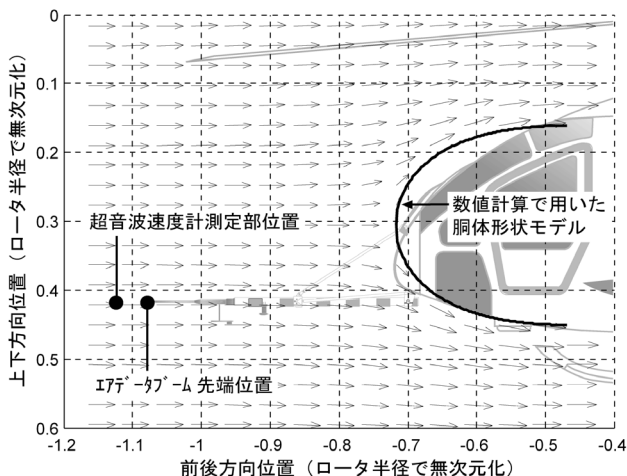


図 8.2 数値計算で得られた胴体による一様流速の変化

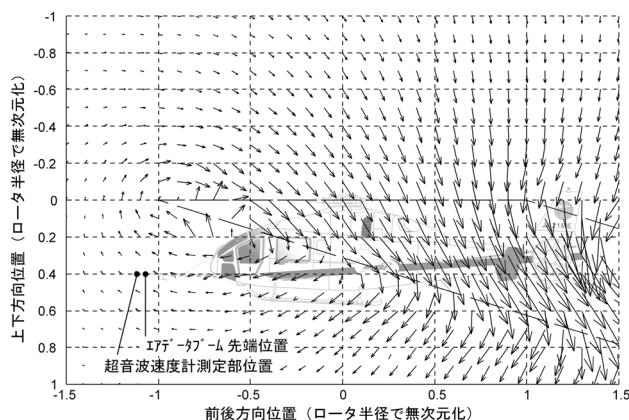


図 8.3 数値計算で得られたメインロータによる誘導速度 飛行速度 40 kt (21 m/s)

2. 対気速度の横滑り角の位置誤差を精度良く計測する手法を考案，実施する。
3. 旋回法の試験において左右の旋回で異なった速度誤差が得られたため，旋回法の試験をさらに実施し，旋回中の位置誤差を計測する。
4. エアデータブーム及び超音波速度計の速度位置誤差に対する CFD 解析を実施し，飛行試験結果との定量的な比較を行う。

## 謝 辞

飛行試験の実施に際しては，三菱重工業(株)の支援を得た。特に3レグ対地速度法は同社が MH 2000 の開発時に実施した手法であり，試験方法等に対し数多くの助言を得た。北海道大樹町多目的航空公園での飛行試験では，大樹町の関係各位に多大なる協力を頂いた。また，超音波速度計単体風洞試験は(株)カイジョーの支援を得て進められた。ここで各位に感謝の意を表する。

## 文 献

- 1) 奥野善則，又吉直樹，照井祐之，若色薫，穂積弘毅，井之口浜木，船引浩平，「実験用ヘリコプタ MuPAL-ε の開発」，航空宇宙技術研究所資料 TM-764，2002。
- 2) MuPAL-α 開発チーム，「多目的実証実験機 MuPAL-α の開発」，航空宇宙技術研究所資料 TM-747，2000。
- 3) 又吉直樹，宮澤與和，石川和敏，「実験用航空機ドルニエによる地形性乱気流の計測」，航空宇宙技術研究所報告 TR-1445，2002。
- 4) 矢澤健司，井之口浜木，稲垣敏治，中村勝，照井祐之，鎌田幸男，白井正孝，田丸卓，井上元，町田敏暢，S. Makshutov，「飛行データ取得用超音波風速計の改良と航空機による温室効果ガスフラックスの測定法開発」，航空宇宙技術研究所報告 TR-1444，2002。
- 5) 井之口浜木，「航空機用超音波式対気速度センサ」，特開 2001-278196，2001。
- 6) 又吉直樹，奥野善則，井之口浜木，「実験用ヘリコプタ搭載 DGPS の測位精度等評価飛行実験」，航空宇宙技術研究所報告 TR-1460，2003。
- 7) 幸尾治朗，岡遠一，塚野雄吉，矢澤健司，小野孝次，「航空機用対気速度計の位置誤差について」，航空宇宙技術研究所報告 TR-298，1973。
- 8) STOL プロジェクト推進本部飛行試験室，「低騒音 STOL 実験機「飛鳥」の速度計及び高度計の位置誤差」，航空宇宙技術研究所報告 TR-1144，1992。
- 9) 森部勝，進藤誠一，藤瀬守正，東謙一，「MH 2000 の速度較正飛行試験について」，第 37 回飛行機シンポジウム講演集，pp. 409-412，1999。
- 10) 井之口浜木，「旋回を利用した対気速度計の位置誤差推定飛行試験」，第 37 回飛行機シンポジウム講演集，pp. 461-464，1999。
- 11) 井之口浜木，「多目的実証実験機 (MuPAL-α) 搭載計測用対気速度計の位置誤差」，航空宇宙技術研究所資料 TM-776，2003。
- 12) Kenneth Hui, Stewart Baillie, "Validation of the Simultaneous Calibration of Aircraft Position Error and Airflow Angles Using a Differential GPS Technique on a Helicopter," AGARD CP-593, 1997.
- 13) 白倉昌明，大橋秀雄，「流体力学 (2)」，コロナ社，1990。
- 14) Walter, C, Jr., Jacob, H, D, L., "The normal component of the induced velocity in the vicinity of a lifting rotor and some examples of its application.," NACA Report 1184, 1954.

---

**独立行政法人 航空宇宙技術研究所資料 779 号**

平成15年8月発行

発行所 独立行政法人 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7-44-1  
電話(0422)40-3935 〒182-8522  
印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---

©2003 独立行政法人 航空宇宙技術研究所

本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複製、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。本書(誌)からの複製、転載等を希望される場合は、情報技術課資料係にご連絡下さい。  
本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。



Printed in Japan