

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-703

動的風洞試験に用いるスペースプレーン 模型搭載運動計測系の較正

滝 沢 実 ・ 佐 々 修 一 ・ 永 安 正 彦

1996 年 11 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

概要	1
記号と略語	1
1. まえがき	2
2. 慣性計測装置（IMU）の選定と校正	5
2.1 IMU に対する要求精度の検討	5
2.1.1 目的	5
2.1.2 角速度計の要求精度の検討	5
2.2 IMU の選定と概要	7
2.3 IMU の校正試験	8
2.4 校正試験結果の解析と考察	9
2.4.1 角速度計校正試験結果の解析と考察	9
2.4.2 加速度計校正試験結果の解析と考察	11
2.4.3 IMU 校正試験結果のまとめ	13
3. パーチカルジャイロ（VG）の選定と校正	13
3.1 VG の選定と概要	13
3.2 VG の校正試験	13
3.3 VG の校正試験結果と考察	13
4. あとがき	15
参考文献	15
付録 A	16
付録 B	16
付録 C	18

動的風洞試験に用いるスペースプレーン 模型搭載運動計測系の校正*

滝 沢 実^{*1} 佐 々 修 一^{*1} 永 安 正 彦^{*1}

Calibration Tests and Its Results of On-board Inertial Sensors for A 5 % Model of the NAL Spaceplane

Minoru TAKIZAWA^{*1}, Shuichi SASA^{*1} and Masahiko NAGAYASU^{*1}

ABSTRACT

Dynamic wind tunnel tests using a 5 % cable-mounted model of the NAL spaceplane have been conducted in the NAL low-speed large scale wind tunnel. As on-board inertial sensors, an inertial measurement unit (IMU) and a vertical gyro (VG) were installed on the model to measure angular rates about three axes of the model and accelerations along three axes, and to measure attitude angles of the model. In this report, we outline the IMU and the VG, and report the calibration tests of the inertial sensors.

Keywords : Inertial Measurement Unit, Vertical Gyro, Calibration Test, Wind Tunnel Test

概 要

スペースプレーン (Spaceplane : SP) は水平離着陸式の再使用型有人宇宙往還機であり、航空機と宇宙機の特徴を合わせ持つものである。航空宇宙技術研究所では実機を想定した SP の 0 次型を設定し、空力、構造、エンジンおよび制御の各分野の基礎研究を進めている。本動的風洞試験は SP の着陸進入低速度飛行時の空力動安定微係数の同定や飛行制御則の評価等のために、0 次型 SP の約 1/20 模型 (全長 3.2m, 全幅 1.49m, 重量約 30kg) を大型低速風洞内にケーブルマウント方式で支持 (5 自由度運動が可。前後並進運動は不可。) して行うものである。本動的風洞試験では模型の運動計測系が用意され、模型には 3 舵を駆動する電動アクチュエータが取り付けられている。模型の運動は搭載計測系および地上計測系から出力されるデータを地上の制御計測用計算機に伝送し、同計算機によって算出された制御信号を模型上の舵面アクチュエータに伝送することによって模型を制御する仕組みになっている。本報告では模型搭載計測系 (慣性計測装置およびバーチカルジャイロ) の概要およびその校正試験について述べる。

記号と略語

A_x : 機軸 X 軸方向の加速度 (m/s^2)
 A_y : 機軸 Y 軸方向の加速度 (m/s^2)
 A_z : 機軸 Z 軸方向の加速度 (m/s^2)
 A_{xm} : X 軸加速度計の出力 (V)
 A_{ym} : Y 軸加速度計の出力 (V)

A_{zm} : Z 軸加速度計の出力 (V)
 a_y, a_z : IMU 基準 Y 軸および基準 Z 軸まわりのサーボ
テーブルの回転角 (deg)
 B_x : X 軸角速度計の出力バイアス (V)
 B_y : Y 軸角速度計の出力バイアス (V)
 B_z : Z 軸角速度計の出力バイアス (V)
 C_M : ピッチングモーメント係数

* 平成 7 年 12 月 15 日 受付 (received 15 December 1995)

^{*1} 制御部 (Control Systems Division)

D	: 動圧 (N/s^2)
g	: 重力加速度 (m/s^2)
I	: ピッチ軸まわりの慣性モーメント ($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)
K_X	: X 軸角速度計のスケールファクタ ($\text{V}/\text{deg}/\text{s}$)
K_Y	: Y 軸角速度計のスケールファクタ ($\text{V}/\text{deg}/\text{s}$)
K_Z	: Z 軸角速度計のスケールファクタ ($\text{V}/\text{deg}/\text{s}$)
l	: 模型機首方向代表長 (m)
M_θ	: ピッチングモーメント ($\text{N} \cdot \text{m}$)
P	: 機軸 X 軸まわりの角速度 (deg/s)
P_θ	: θ の推定精度 (deg)
P_{θ^*}	: 無次元化された θ の推定精度
Q	: 機軸 Y 軸まわりの角速度 (deg/s)
R	: 機軸 Z 軸まわりの角速度 (deg/s)
S	: 模型の有効翼面積 (m^2)
SP	: スペースプレーン (Spaceplane)
S_X	: X 軸加速度計のスケールファクタ ($\text{V}/\text{m}/\text{s}^2$)
S_Y	: Y 軸加速度計のスケールファクタ ($\text{V}/\text{m}/\text{s}^2$)
S_Z	: Z 軸加速度計のスケールファクタ ($\text{V}/\text{m}/\text{s}^2$)
t	: 時間 (s)
VG	: パーチカルジャイロ
W_{Q^*}	: 無次元化された角速度計の精度
X_G	: X 軸角速度計の出力 (V)
Y_G	: Y 軸角速度計の出力 (V)
Z_G	: Z 軸角速度計の出力 (V)
Δa_{XZ}	: IMU 基準 Z 軸と X 軸加速度計入力軸のなす角 のミスアライメント角 (deg)
Δa_{ZX}	: IMU 基準 X 軸と Z 軸加速度計入力軸のなす角 のミスアライメント角 (deg)
Δa_{XY}	: IMU 基準 Y 軸と X 軸加速度計入力軸のなす角 のミスアライメント角 (deg)
Δa_{YX}	: IMU 基準 X 軸と Y 軸加速度計入力軸のなす角 のミスアライメント角 (deg)
ε_i	: C_M の各変数 ($i=1, 2, \dots$) に関する誤差
ε_M	: C_M の誤差
Θ_{YX}	: IMU 基準 X 軸と Y 軸角速度計入力軸のなす角 のミスアライメント角 (deg)
Θ_{ZX}	: IMU 基準 X 軸と Z 軸角速度計入力軸のなす角 のミスアライメント角 (deg)
Θ_{XY}	: IMU 基準 Y 軸と X 軸角速度計入力軸のなす角 のミスアライメント角 (deg)
Θ_{ZY}	: IMU 基準 Y 軸と Z 軸角速度計入力軸のなす角

のミスアライメント角 (deg)

Θ_{XZ} : IMU 基準 Z 軸と X 軸角速度計入力軸のなす角
のミスアライメント角 (deg)

Θ_{YZ} : IMU 基準 Z 軸と Y 軸角速度計入力軸のなす角
のミスアライメント角 (deg)

θ : ピッチ姿勢角 (deg)

π : 円周率

ρ : 大気密度 (kg/m^3)

σ : 標準偏差

ϕ : バンク姿勢角 (deg)

ω_X : IMU 基準 X 軸まわりの入力角速度 (deg/s)

ω_Y : IMU 基準 Y 軸まわりの入力角速度 (deg/s)

ω_Z : IMU 基準 Z 軸まわりの入力角速度 (deg/s)

1. まえがき

スペースプレーン (Spaceplane : SP) は水平離着陸式の再使用型有人宇宙往還機であり、航空機の機能と宇宙機の機能 (大気圏離脱、軌道投入、軌道航行、軌道離脱、大気圏再突入、極超音速飛行等の機能) を備えた飛行体である。航空宇宙技術研究所では、SP の研究開発をめざし、実機想定 の 0 次型を設定し、空力、構造、エンジンおよび制御の各分野の基礎研究を進めている^{1), 2)}。本動的風洞試験は SP の着陸進入時の低速飛行 (亜音速) 飛行時の空力動安定微係数の同定、飛行制御則の評価、ケーブルマウント方式による動的風洞試験技術の確立等を目標としている。

動的風洞試験は、図 1 に示すように、実機想定 0 次型 SP の約 1/20 の模型 (全長 3.20m, 全幅 1.49m, 全高 0.66m, 重量約 30kg, 図 2 参照) を大型低速風洞 (測定部: 幅 5.5m, 高さ 6.5m, 長さ 10m, 最大設定風速 50m/s) 内にケーブルマウント方式で支持し、模型の運動を計算機で制御するとともに、模型のエレボンおよびラダーを模擬操舵させ、模型に 5 自由度の運動 (前後並進運動は不可) を与え、模型運動を精密に計測することにより、模型の空力微係数等を同定することを主眼としている^{3), 4)}。

本研究は SP の動的風洞試験に関する研究の一環として、高精度・小型・軽量の模型搭載運動計測システム技術の確立を目的としている。模型には 5 自由度の運動計測系が搭載され、舵面駆動用電動アクチュエータが 4 基 (エレボン用 2 基, ラダー用 2 基) 取り付けられている。模型の運動 (飛行) は搭載運動計測系のデータと地上において模型の位置を非接触で計測する光学式三次元位置計測装置⁵⁾ の出力データを地上の制御・計測用計算機に入力し、同計算機によって算出された舵面制御信号を模型上の舵面アクチュエータに伝送して制御する仕組みになっている。図 3 に動的風洞試験中の SP 模型の外観

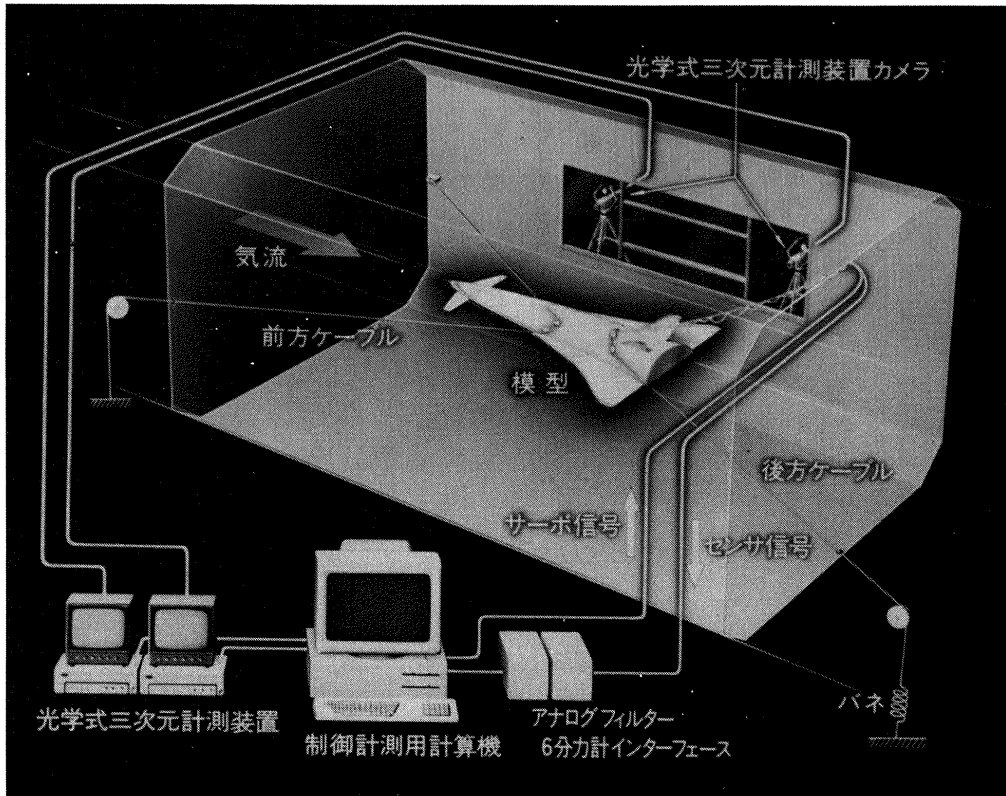


図1 ケーブルマウント方式による動的風洞試験全体構成図

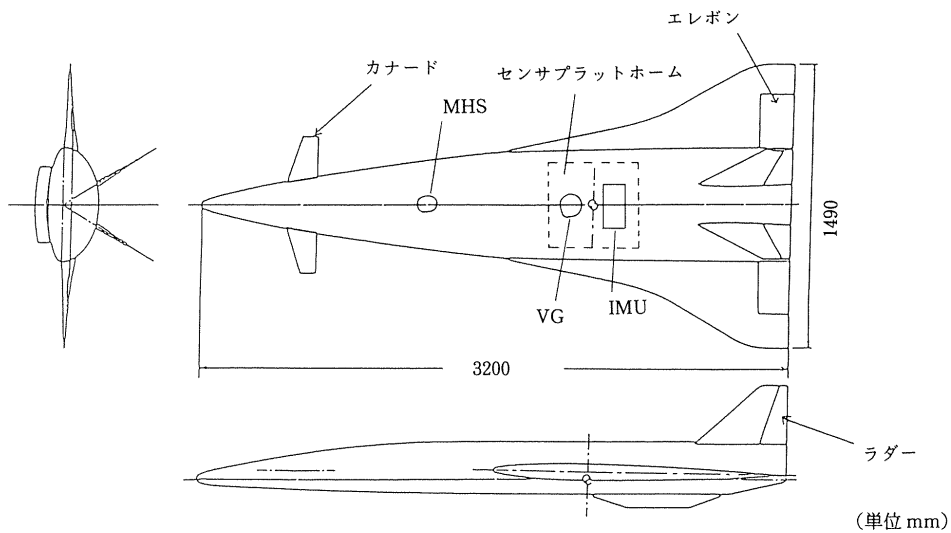


図2 スペースプレーン模型の三面図

写真を示す。図4は本動的風洞試験の模型運動制御計測システムの機能ブロック図であり、図5は搭載計測系の模型装着状態の写真である。模型のピッチ姿勢角およびバンク姿勢角はパーチカルジャイロ：VG（関東航空計器社製，KEG-07A）を使用して計測した。模型の機軸まわりの角速度（ P ， Q ， R ）および機軸方向の加速度（ A_x ， A_y ， A_z ）は慣性計測装置：IMU（トキメック社製，TMOS用IMU）を使用して計測した。模型の方位

角を計測するために磁気方位計：MHS（トキメック社製，MASS-60）を搭載したが，動特性不足や姿勢変化による計測精度の劣化等の問題があることが判明し，最終的には使用しないことにした。模型の方位基準はVGおよび三次元位置計測装置による計測データを使用して，初期方位に対する方位角変位を計算により与えた。本報告では，IMUおよびVGの選定とそれらの較正について述べる。

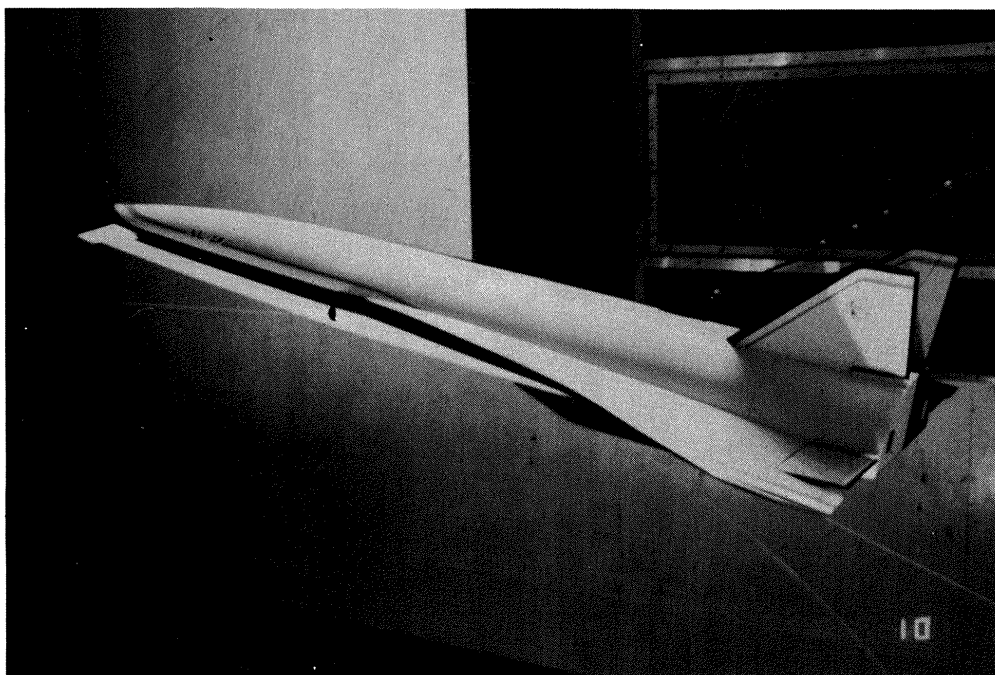


図3 動的風洞試験中のスペースプレーン模型外観写真

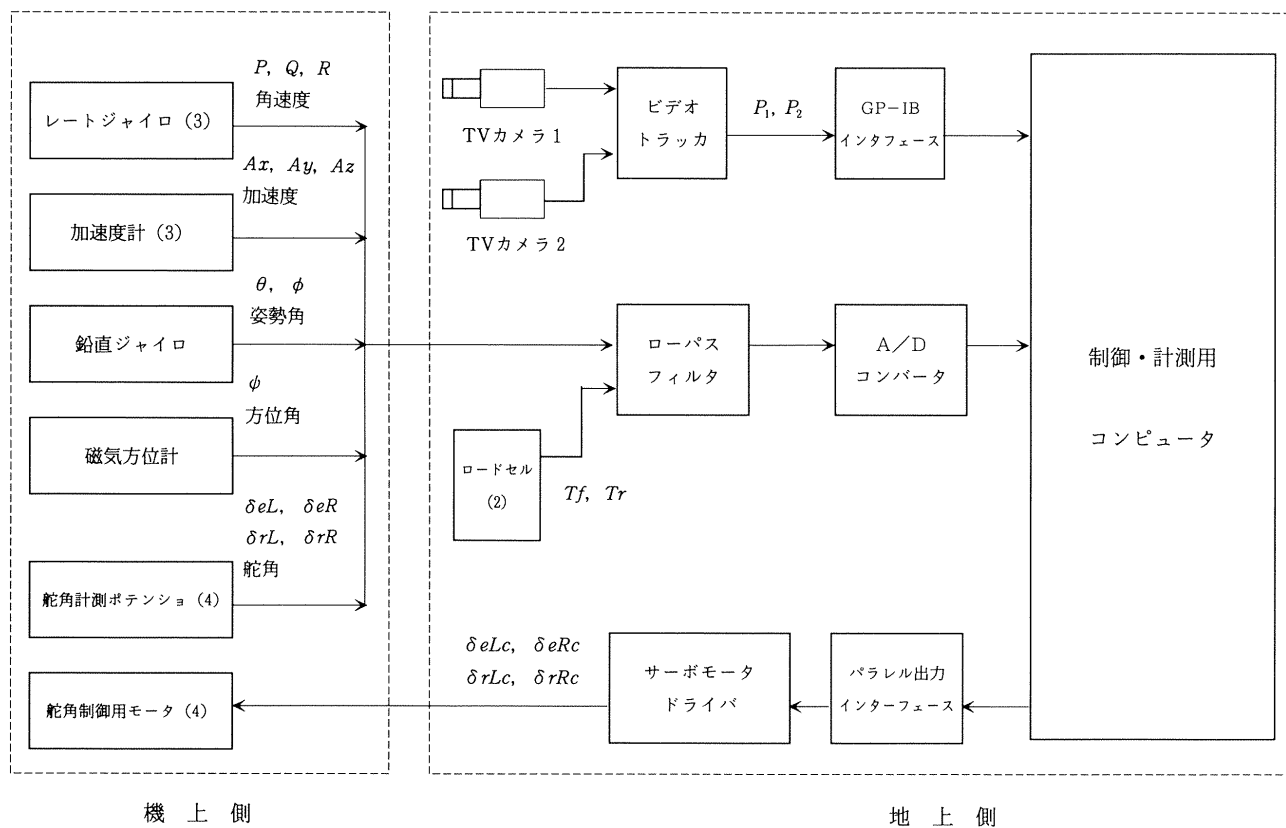


図4 制御・計測システム機能ブロック図



図5 模型搭載IMU (a) およびバーチャルジャイロ (b) の外観写真

2. 慣性計測装置 (IMU) の選定と校正

2.1 IMU に対する要求精度の検討

2.1.1 目的

動的風洞試験に用いられるIMU (Inertial Measurement Unit) に対する要求精度は、その計測データを用いて同定する模型の空力係数 (微係数も含む) の同定精度をどれ位に設定するか依存する。ここでは、同定精度が最も計測精度に依存するものと考えられる空力係数：ピッチングモーメント係数 C_M を例にとり、IMU に使用する角速度計の要求精度について検討し、IMU 選定の目安を得ることとする。

2.1.2 角速度計の要求精度の検討

(1) 角速度計のランダム誤差とピッチングモーメント係数 C_M の推定精度

C_M の推定に必要となる角速度計出力の数値微分に関連して、角速度計に対する要求精度を求めるために、以下の限定された問題について考察する。

飛行状態にある機体 (模型) が気流 (流速: V) による空気力によって受けるピッチングモーメント: M_θ は次式で表せる。

$$M_\theta = I \ddot{\theta} = \frac{1}{2} \rho V^2 S l C_M \quad (1)$$

ここに、

- I : ピッチ軸まわりの慣性モーメント
- θ : ピッチ角
- ρ : 大気密度
- l : 模型全長 (代表長)
- S : 有効翼面積

機体に作用する動圧と S の積を D で表せば、 C_M は次式で与えられる。

$$C_M = \frac{I}{D} \ddot{\theta} \quad (2)$$

各変数に関する誤差 ε_i ($i=1, 2, \dots$) を導入すれば、誤差の伝播は次式で表せる。

$$\begin{aligned} C_M + \varepsilon_M &= \frac{I + \varepsilon_2}{D + \varepsilon_1} (\ddot{\theta} + \varepsilon_3) \\ &\doteq \frac{I}{D} \ddot{\theta} + \frac{\ddot{\theta}}{D} \varepsilon_2 + \frac{I}{D} \varepsilon_3 - \frac{I \ddot{\theta}}{D^2} \varepsilon_1 \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \varepsilon_M &\doteq -\frac{I}{D^2} \ddot{\theta} \varepsilon_1 + \frac{\ddot{\theta}}{D} \varepsilon_2 + \frac{I}{D} \varepsilon_3 \\ &= \frac{I}{D} \ddot{\theta} \left(-\frac{\varepsilon_1}{D} + \frac{\varepsilon_2}{I} + \frac{\varepsilon_3}{\ddot{\theta}} \right) \\ &= C_M \left(-\frac{\varepsilon_1}{D} + \frac{\varepsilon_2}{I} + \frac{\varepsilon_3}{\ddot{\theta}} \right) \end{aligned} \quad (4)$$

ここに、

ε_M : C_M の誤差

よって、 ε_M / C_M は次式となる。

$$\frac{\varepsilon_M}{C_M} = -\frac{\varepsilon_1}{D} + \frac{\varepsilon_2}{I} + \frac{\varepsilon_3}{\ddot{\theta}} \quad (5)$$

以上のことから、 C_M の測定精度は D 、 I および $\ddot{\theta}$ の測定精度によって決まることが判る。 C_M を 1 % の精度で求めようとすれば、右辺の各項を 0.5 % 程度の精度で求める必要がある。

次に、角加速度を角速度の数値微分によって求める場合の数値微分誤差について検討する。風洞試験では、模型の運動中のピッチ軸まわりの最大角速度 $\dot{\theta}_{\max}$ は

$$\dot{\theta}_{\max} = 1 \text{ rad/s} = 57.27 \text{ deg/s}$$

と仮定する。模型運動の短周期モードが 1 Hz 程度と仮定して、ピッチ角速度計を sin 関数で近似すれば、 $\dot{\theta}$ は次式で表せる。

$$\dot{\theta} = \sin(2\pi t) \quad (6)$$

よって、この時の角加速度 $\ddot{\theta}$ は

$$\ddot{\theta} = 2\pi \cos(2\pi t) \quad (7)$$

よって、角加速度の最大値 $\ddot{\theta}_{\max}$ は

$$\ddot{\theta}_{\max} = 2\pi \quad (8)$$

一方、角加速度は角速度計出力の数値微分によって求められる。数値微分には各種手法があるが、元の信号に標準偏差 σ_q の正規性白色ノイズに相当する誤差がある場合には数値微分によって得られた角加速度の誤差の標準偏差 σ は概ね σ_q / h で与えられる (付録A: 証明参照)。ここで、 h はサンプリング周期である。データの計測は 100 Hz で行うとして、したがって $h = 0.01 \text{ s}$ であるから、 σ は

$$\sigma = \frac{\sigma_q}{h} = 100 \sigma_q \quad (9)$$

上記のように、 C_M を 1 % の精度で求めたいとすれば、角加速度の計測精度は最大入力 $\ddot{\theta}$ の 1 % の精度で求める必

要がある。よって、

$$\frac{\sigma}{\theta_{\max}} = \frac{100\sigma_q}{2\pi} = 0.01 \quad (10)$$

よって、 σ_q は

$$\sigma_q = 2\pi \times 10^{-4}$$

$$\frac{\sigma_q}{\theta_{\max}} = \frac{2\pi \times 10^{-4}}{1} \approx 1 \times 10^{-3} = 0.1\% \quad (11)$$

したがって、 C_M を1%の精度で推定するためには、角速度計の精度がフルスケール（1rad/s以下）の0.1%程度必要であると言える。

(2) 角速度計のリニアリティ誤差と C_M の推定精度

以下の限定された問題について検討する。 C_M には次の関係が成り立っていると仮定する。

$$C_M = C_{M0} + C_{Mq} \cdot q + C_{M\delta} \cdot \delta \quad (12)$$

推定される関係式は次式とする。

$$C_{Mm} = \hat{C}_{M0} + \hat{C}_{Mq} \cdot q_m + \hat{C}_{M\delta} \cdot \delta_m \quad (13)$$

ここで、角速度計のゲインが $(1+\lambda)$ 倍になっているとする。これはリニアリティ誤差に相当する。この時、例えば、

$$C_{Mq} = \hat{C}_{Mq} \times (1+\lambda) \quad (14)$$

となり、したがって、

$$\hat{C}_{Mq} = \frac{1}{1+\lambda} \times C_{Mq} \approx (1-\lambda)C_{Mq} \quad (15)$$

となり、 C_M の推定精度は角速度計のゲインの精度と同程度となることが判る。したがって、1%の精度で無次元空力微係数を求めるためには、角速度計のリニアリティ精度は1%程度必要なことが判る。

(3) 角速度計のランダムノイズと C_M の推定精度

C_M を運動に関する変数で展開して無次元空力微係数を推定する問題を検討する。問題を単純化して、つぎの場合を考える。

$$C_M = C_{Mq} \cdot q \quad (16)$$

ここに、 C_M, q はそれぞれにランダムノイズ v, w が含まれているとする。すなわち、

$$C_{Mm} = C_M + v \quad (17)$$

$$q_m = q + w \quad (18)$$

$$\hat{C}_{Mq} = \frac{C_{Mm}}{q_m} = \frac{C_M + v}{q + w} \approx (C_M + v) \times \left(1 - \frac{w}{q} + \frac{w^2}{2q^2}\right) / q \quad (19)$$

両辺の期待値を取り、 v, w が無相関とすれば、

$$\hat{C}_{Mq} = C_{Mq} + C_{Mq} \times \frac{\sigma_w^2}{2q^2} = C_{Mq} \left(1 + \frac{\sigma_w^2}{2q^2}\right) \quad (20)$$

よって、 q （ピッチ角速度計出力）のランダムノイズにより、 C_M にバイアス誤差が生じることになる。この誤差を真値の1%とするためには、(20)式から、

$$\frac{\sigma_w^2}{2q^2} = 0.01 \quad (21)$$

とすればよく、 q を角速度計の最大定格=1rad/sの10%、すなわち、0.1rad/sとして、 σ_w は、

$$\begin{aligned} \sigma_w^2 &= 0.01 \times 2q^2 \\ &= 0.01 \times 2 \times 0.1^2 \\ \sigma_w &= 1.4 \times 10^{-2} \end{aligned} \quad (22)$$

よって、この場合の角速度計の要求精度はフルスケール（最大定格：1rad/s）の1.4%程度となる。

(4) センサ精度と運動推定精度

動的風洞試験において、模型運動のタイムヒストリの解析から空力パラメータを推定するためには模型運動の精度の良い推定が重要である。ここでは、模型のY軸（ピッチ軸）まわりの回転運動を角速度計とバーチカルジャイロの計測値を使用して、離散形カルマンフィルタによって推定する問題を考える。

縦揺れ角（ピッチ角） θ の推定精度と角速度計の精度の関係は、 θ が角速度の積分であるという動的関係を考慮すると、カルマンフィルタによる最適推定理論の適用が可能であり、ノイズ分散で表されるそれぞれのセンサ精度と姿勢角の推定精度の関係の評価が可能となり、図6のようになる⁸⁾。

ここで、横軸はサンプリング時間とバーチカルジャイロ出力に含まれるランダムノイズの大きさを無次元化された角速度計の精度 W_q^* であり、次式で表せる。

$$W_q^* = \sigma_q^2 \times \frac{h^2}{\sigma_\theta^2} \quad (23)$$

ここに、

σ_q : ピッチ角速度計出力のランダムノイズの標準偏差

σ_θ : バーチカルジャイロ出力のランダムノイズの標準偏差

h : サンプリング周期

同様に、縦軸はバーチカルジャイロ出力に含まれるラ

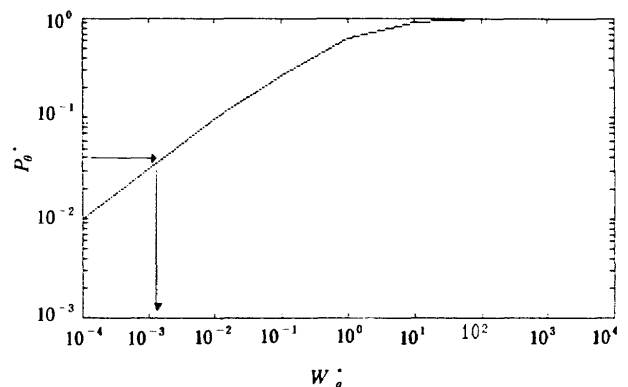


図6 角速度計の精度と縦揺れ角度推定精度の関係

ンダムノイズの大きさを無次元化された縦揺れ角 θ の推定精度 P_θ^* であり、次式で表せる。

$$P_\theta^* = \frac{P_\theta}{\sigma_\theta^2} \quad (24)$$

ここに、

P_θ : θ の推定精度

今回の動的風洞試験においては以下の数値を考慮する。

h : 0.01 (sec) (100Hz のサンプリング周波数)

θ_{\max} : ± 2 (deg) (これまでの動的風洞試験の実績)

σ_θ : ± 0.1 (deg) (バーチカルジャイロの精度)

θ を最大振幅の 1 % 程度で推定したいとして、

$$P_\theta = (0.01 \times \theta_{\max})^2 = 0.02^2 \quad (25)$$

よって、 P_θ^* は

$$P_\theta^* = \frac{0.02^2}{0.1^2} = 0.04 \quad (26)$$

よって、図 6 より、 W_q^* は、

$$W_q^* = 1.0 \times 10^{-3} \quad (27)$$

これは、

$$\sigma_q = \sqrt{W_q} \times \frac{\sigma_\theta}{dt} = 0.03 \times \frac{0.1}{0.01} = 0.3 \text{ (deg/s)} \quad (28)$$

$$q_{\max} = 1 \text{ (rad/s)} \quad (29)$$

として、角速度計の要求精度は、

$$\frac{\sigma_q}{q_{\max}} = \frac{0.3}{57.27} = 0.005 \quad (30)$$

したがって、角速度計の要求精度は 0.5 % 程度必要と言える。

以上の議論から、動的風洞試験において、 C_M を 1 % 程度の精度で求めるためには、角速度計の要求精度は、上記 (1) ~ (4) で議論したとおり、最良値として、フルスケール (1rad/s 以下) の 0.1 % 程度必要であると言える。

2.2 IMU の選定と概要

本動的風洞試験に用いる模型搭載用 IMU は、模型の機軸まわりの角速度および機軸方向の加速度を計測するための三軸直交系慣性計測装置であり、角速度計 3 個、加速度計 3 個およびセンサ取付ブロックを含むボックスから構成されている。本 IMU は小型・軽量・少消費電力などの特性を備えていることが必要であり、その性能要求は上記 2.1 で述べた議論を踏まえて、表 1 に示すような要求性能仕様を設定した。

上記の要求性能仕様を満たす IMU を入手するために、既製の航空機搭載用 IMU の中から選定することを基本に調査を行った。その結果、既製品の中には本要求仕様

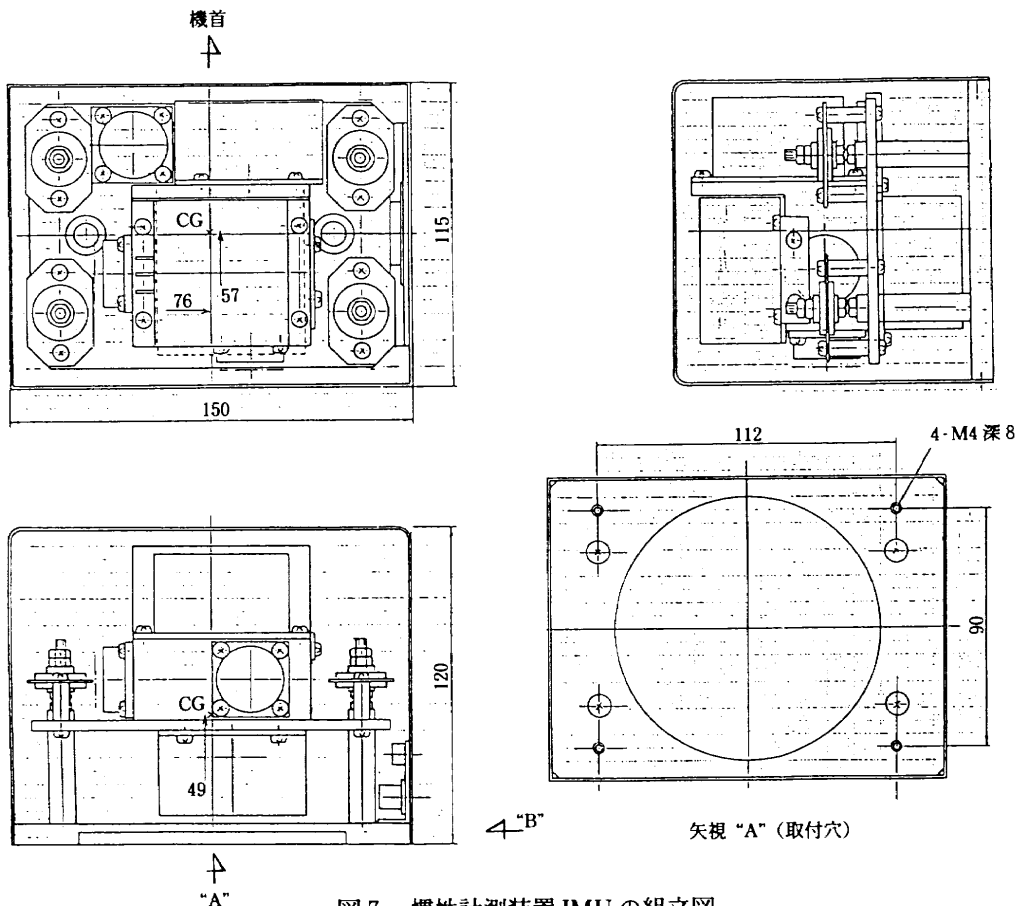


図 7 慣性計測装置 IMU の組立図

表1 動的風洞試験用模型搭載IMUの要求性能諸元

項 目	性 能	単 位
角速度出力		
測定範囲	± 100	deg/s
総合精度	± 0.1	%FS
分解能	0.01	deg/s
感度	± 10	V/ ± 100 deg/s
加速度出力		
測定範囲	$A_x \& A_y$	± 1 G
	A_z	± 2 G
総合精度		± 0.1 %FS
分解能		1 μ G
感度	$A_x \& A_y$	10 V/G
	A_z	5 V/G
周波数特性		
ゲイン変動量	10Hz時	0.1 %以内
位相	10Hz時	0.001 rad 以内
温度条件		$-10 \sim 40$ °C
供給電源		± 15 又は28 V dc
形状寸法 (L×W×H)		150×150×120 mm以内
重量		約5 kg

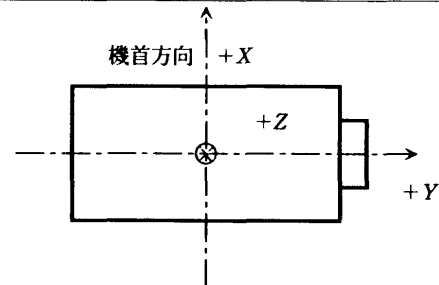
を満たすIMUは存在しないことが判明した。本来ならば、予算と開発期間の許容される範囲で、表1に示す要求性能仕様を満足するIMUを入手すべきところであるが、今回の試験では、その開発に必要な予算と期間に制限があり、新規開発は見送ることとし、既製品の中から表1の要求性能仕様により近いIMUを選定することとした。その結果、トキメック社製のTMOS用IMUが表1の要求性能仕様により近いことを確認し、同IMUを本動的風洞試験に使用することを決めた。TMOS用IMUの組立図を図7に、その性能仕様諸元を表2に示す。

2.3 IMUの較正試験

TMOS用IMU (IMUと略す) はストラップダウン型として設計されているが、その原型は角速度計と加速度計を取り付けたセンサブロックとIMU基盤との間に防振ゴムが取り付けられているため、センサ軸とIMU基準軸との固定性に不完全な問題があった。そこで、動的風洞試験用に入手したIMUは防振ゴムの代わりに、アルミニウム板のスペーサを取り付ける改造を行った。それゆえ、IMU基準軸と角速度計および加速度計の入力軸の不一致性、すなわちミスアライメント角を実測する必要性が生じた。そこで、ミスアライメント角の測定および角速度計および加速度計のスケールファクタやバイアスの測定と精度を評価するために、IMUの較正試験を行った。

表2 模型搭載IMUの性能諸元

項 目	性 能	単 位
角速度計 (TFG-160: 1自由度振動型)		
測定範囲	± 200	deg/s
分解能	0.02	deg/s
直線性	0.2	%FS以内
スケールファクタ	0.05	V/deg/s
使用温度	$-10 \sim 70$	°C
電源電圧	± 15	V dc
質量	130	g
加速度計 (TA-25S: 1自由度サーボ型)		
測定範囲	± 5	G
分解能	5×10^{-4}	G
直線性	± 0.05	%FS
出力感度	2	V/G
周波数応答	DC~500	Hz
零点温度係数	50	μ G/°C
感度温度係数	100	ppm/°C
使用温度範囲	$-20 \sim 70$	°C
電源電圧	$\pm 15 \pm 20\%$	V dc
質量	70	g
IMU 全体		
電源 電圧	$\pm 15 \pm 20\%$	V dc
電 流	150	mA
質 量	1.6	kg
外形寸度	150(W)×115(D)×120(H)	mm
座標系	下図 (上面図)	



較正試験形態の外観写真を図8に示す。写真中央下部は当所制御部機器研究室に設置されているコントラバス社 (米国) 製サーボテーブルで、回転台 (テーブル) の上に治具を介してIMUが固定されている。右上部はサーボテーブルの制御盤である。IMUへの電力供給および信号伝送はサーボテーブルに内蔵されたスリップリングを介して行われる。IMUの出力はカットオフ周波数10Hzの4次ローパスフィルタ (NF社製) を通して計算機に取り込まれる。サーボテーブルの入力角速度設定精度は $0 \sim \pm 10$ deg/sに対して0.025 %であり、重力加速度を利用して入力加速度を与えるためのテーブル回転角設定精度は ± 1 arcsecである。角速度計の較正試験はIMUの各軸ごとに $0 \sim \pm 10$ deg/sの設定入力角速度を2 deg/sの間隔で与え、その時の入力角速度と各軸の角速度計出力を計算機 (PC-98) を介してサンパ

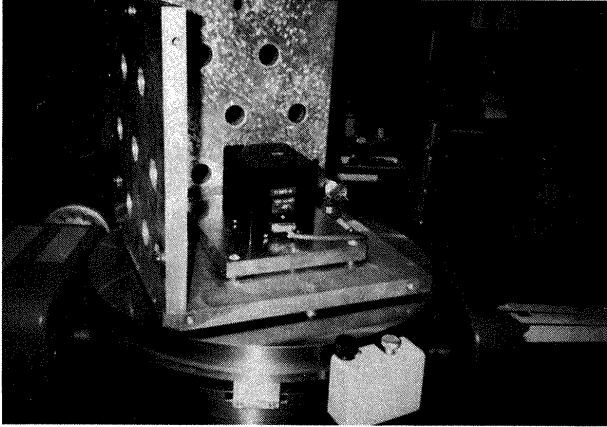


図8 IMU 校正試験形態の写真

リング周波数10Hzで、10秒間のデータ（100個）を記録し、その平均値および標準偏差を求めた。同様に、加速度計の校正試験ではIMUを、治具を介してIMUに取付け、サーボテーブルのテーブル回転面を垂直にし、各軸ごとに0～±180degのテーブル回転角を約10deg間隔で与え、その時のテーブル回転角と各軸の加速度計の出力を計算機を介して記録した。

2. 4 校正試験結果の解析と考察

2. 4. 1 角速度計校正試験結果の解析と考察

(1) スケールファクタおよびバイアス

IMU基準軸方向に角速度をサーボテーブルで与え、その時の角速度計出力計測値（付録B：IMU角速度計校正試験データ参照）を用いて、最小二乗法によりIMU基準軸方向に設定した角速度計のスケールファクタおよびバイアスを求めた。その結果は次式で表せる。

$$\begin{aligned} X_G &= K_X \omega_X + B_X \\ &= 0.0506 \omega_X + 0.0232 \end{aligned} \quad (31)$$

$$\begin{aligned} Y_G &= K_Y \omega_Y + B_Y \\ &= 0.0512 \omega_Y + 0.0369 \end{aligned} \quad (32)$$

$$\begin{aligned} Z_G &= K_Z \omega_Z + B_Z \\ &= 0.0517 \omega_Z + 0.0111 \end{aligned} \quad (33)$$

IMU基準軸と角速度計入力軸とはミスマライメント角 Θ があると考えられるが、その影響は $\cos \Theta$ で効くので、ここでは無視する。

ここに、

X_G, Y_G, Z_G : X, Y, Z軸角速度計の出力 (V)
 $\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$: IMU基準 X, Y, Z軸まわりの入力角速度 (deg/s)

K_X, K_Y, K_Z : X, Y, Z軸角速度計のスケールファクタ (V/deg/s)

B_X, B_Y, B_Z : X, Y, Z軸角速度計のバイアス出力 (V)

(2) ミスマライメント角

各入力軸方向に角速度をサーボテーブルで与え、各軸方向の角速度計の出力を測定し、その測定値からセンサ軸のミスマライメント角を求める。

(i) X軸方向入力

IMU基準X軸に入力角速度 ω_X を与えたときのY軸角速度計出力 Y_{GX} は、基準X軸とセンサ入力軸のなす角を $(\pi/2 + \Theta_{YX})$ として、(32)式より次式で表せる。

$$\begin{aligned} Y_{GX} &= K_Y \omega_Y + B_Y \\ &= K_Y \omega_X \cos(\pi/2 + \Theta_{YX}) + B_Y \\ &= -K_Y \sin \Theta_{YX} \omega_X + B_Y \\ &\approx -0.0512 \Theta_{YX} \omega_X + 0.0369 \end{aligned} \quad (34)$$

ここに、

Θ_{YX} : 基準X軸とセンサ入力Y軸のなす角のミスマライメント角 (rad)

実際の計測値は最小二乗法により次式となる。

$$Y_{GX} = -0.0001 \omega_X + 0.0377 \quad (35)$$

(34)式と(35)式から次のことが判る。

(a) バイアス値はほぼ等しい。

(b) Θ_{YX} は次式となる。

$$\begin{aligned} \Theta_{YX} &\approx \sin \Theta_{YX} \\ &= \frac{-0.0001}{-0.0512} = 1.953 \times 10^{-3} \quad (\text{rad}) \\ &= 0.112 \quad (\text{deg}) \end{aligned} \quad (36)$$

同様に、基準X軸とセンサ入力Z軸のなす角を $(\pi/2 + \Theta_{ZX})$ とすれば、Z軸角速度計出力 Z_{GX} は(33)式より、次式となる。

$$\begin{aligned} Z_{GX} &= K_Z \omega_Z + B_Z \\ &= K_Z \omega_X \cos(\pi/2 + \Theta_{ZX}) + B_Z \\ &= -K_Z \sin \Theta_{ZX} \omega_X + B_Z \\ &\approx -0.0517 \Theta_{ZX} \omega_X + 0.0111 \end{aligned} \quad (37)$$

ここに、

Θ_{ZX} : 基準X軸とセンサ入力Z軸のなす角のミスマライメント角 (rad)

実際の計測値は最小二乗法より次式となる。

$$Z_{GX} = -0.0007 \omega_X + 0.0121 \quad (38)$$

(37)式と(38)式より次のことが判る。

(a) バイアス値はほぼ等しい。

(b) Θ_{ZX} は次式となる。

$$\begin{aligned} \Theta_{ZX} &\approx \sin \Theta_{ZX} \\ &= \frac{-0.0007}{-0.0517} = 0.0135 \quad (\text{rad}) \\ &= 0.775 \quad (\text{deg}) \end{aligned} \quad (39)$$

(ii) Y軸方向入力

IMU基準Y軸に入力角速度 ω_Y を与えたときのX軸角速度計出力 X_{GY} は、基準Y軸とセンサ入力X軸のな

す角を $(\pi/2 + \Theta_{XY})$ として, (31) 式より次式となる。

$$\begin{aligned} X_{GY} &= K_X \omega_X + B_X \\ &= K_X \omega_Y \cos(\pi/2 + \Theta_{XY}) + B_X \\ &= -K_X \sin \Theta_{XY} \omega_Y + B_X \\ &\approx -0.0506 \Theta_{XY} \omega_Y + 0.0232 \end{aligned} \quad (40)$$

ここに,

Θ_{XY} : 基準 Y 軸とセンサ入力 X 軸のなす角のミスマ
ライメント角 (rad)

実際の計測値は最小二乗法より次式となる。

$$X_{GY} = -0.0004 \omega_Y + 0.0229 \quad (41)$$

(40) 式と (41) 式より次のことが判る。

(a) バイアス値はほぼ等しい。

(b) Θ_{XY} は次式となる。

$$\begin{aligned} \Theta_{XY} &\approx \sin \Theta_{XY} \\ &= \frac{-0.0004}{-0.0506} = 7.905 \times 10^{-3} \quad (\text{rad}) \\ &= 0.453 \quad (\text{deg}) \end{aligned} \quad (42)$$

同様に, 基準 Y 軸とセンサ入力 Z 軸のなす角を $(\pi/2 + \Theta_{ZY})$ とすれば, 角速度計出力 Z_{GY} (33) 式より, 次式となる。

$$\begin{aligned} Z_{GY} &= K_Z \omega_Z + B_Z \\ &= K_Z \omega_Y \cos(\pi/2 + \Theta_{ZY}) + B_Z \\ &= -K_Z \sin \Theta_{ZY} \omega_Y + B_Z \\ &\approx -0.0517 \Theta_{ZY} \omega_Y + 0.0111 \end{aligned} \quad (43)$$

ここに,

Θ_{ZY} : 基準 Y 軸とセンサ入力 Z 軸のなす角のミスマ
ライメント角 (rad)

実際の計測値は最小二乗法より, 次式となる。

$$Z_{GY} = -0.0005 \omega_Y + 0.0079 \quad (44)$$

(43) 式と (44) 式より次のことが判る。

(a) バイアス値はほぼ等しい。

(b) Θ_{ZY} は次式となる。

$$\begin{aligned} \Theta_{ZY} &\approx \sin \Theta_{ZY} \\ &= \frac{-0.0005}{-0.0517} = 9.671 \times 10^{-3} \quad (\text{rad}) \\ &= 0.554 \quad (\text{deg}) \end{aligned} \quad (45)$$

(iii) Z 軸方向入力

IMU 基準 Z 軸に入力角速度 ω_Z を与えたときの X 軸角速度計出力 X_{GZ} は, 基準 Z 軸とセンサ入力 X 軸のなす角を $(\pi/2 + \Theta_{XZ})$ として, (31) 式より, 次式となる。

$$\begin{aligned} X_{GZ} &= K_X \omega_X + B_X \\ &= K_X \omega_Z \cos(\pi/2 + \Theta_{XZ}) + B_X \\ &= -K_X \sin \Theta_{XZ} \omega_Z + B_X \\ &\approx -0.0506 \Theta_{XZ} \omega_Z + 0.0232 \end{aligned} \quad (46)$$

ここに,

Θ_{XZ} : 基準 Z 軸とセンサ入力 X 軸のなす角のミスマ

イメント角 (rad)

実際の計測値は最小二乗法より次式となる。

$$X_{GZ} = 0.0007 \omega_Z + 0.0266 \quad (47)$$

(46) 式と (47) 式より, 次のことが判る。

(a) バイアス値はほぼ等しい。

(b) Θ_{XZ} は次式となる。

$$\begin{aligned} \Theta_{XZ} &\approx \sin \Theta_{XZ} \\ &= \frac{0.0007}{-0.0506} = -0.0138 \quad (\text{rad}) \\ &= -0.7926 \quad (\text{deg}) \end{aligned} \quad (48)$$

同様に, 基準 Z 軸とセンサ入力 Y 軸のなす角を $(\pi/2 + \Theta_{YZ})$ とすれば, Y 軸角速度計出力 Y_{GZ} は (32) 式より, 次式となる。

$$\begin{aligned} Y_{GZ} &= K_Y \omega_Y + B_Y \\ &= K_Y \omega_Z \cos(\pi/2 + \Theta_{YZ}) + B_Y \\ &= -K_Y \sin \Theta_{YZ} \omega_Z + B_Y \\ &\approx -0.0512 \Theta_{YZ} \omega_Z + 0.0369 \end{aligned} \quad (49)$$

ここに,

Θ_{YZ} : 基準 Z 軸とセンサ入力 Y 軸のなす角のミスマ
ライメント角 (rad)

実際の計測値は最小二乗法より次式となる。

$$Y_{GZ} = 0.0005 \omega_Z + 0.0392 \quad (50)$$

(49) 式と (50) 式より次のことが判る。

(a) バイアス値はほぼ等しい。

(b) Θ_{YZ} は次式となる。

$$\begin{aligned} \Theta_{YZ} &\approx \sin \Theta_{YZ} \\ &= \frac{0.0005}{-0.0512} = -9.766 \times 10^{-3} \quad (\text{rad}) \\ &= -0.560 \quad (\text{deg}) \end{aligned} \quad (51)$$

(3) 角速度計ミスマライメント角測定結果の概要

角速度計のミスマライメント角の測定結果は図 9 に示すことができる。図 9 より, センサブロックに取り付けられた角速度計全体が IMU 基準 Y 軸まわりに -0.8 deg 程度, 基準 X 軸まわりに $+0.5 \text{ deg}$ 程度ずれて設定されていることが判る。

以上の結果, 本 IMU によるピッチ, ヨー, ロール角速度の計測推定値: P, Q, R は次のように表すことができる。

$$\begin{bmatrix} P_m \\ Q_m \\ R_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.0506 & -0.0004 & 0.0007 \\ -0.0001 & 0.0512 & 0.0005 \\ -0.0007 & -0.0005 & 0.0517 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.0232 \\ 0.0369 \\ 0.0111 \end{bmatrix} \quad (52)$$

(V)

よって,

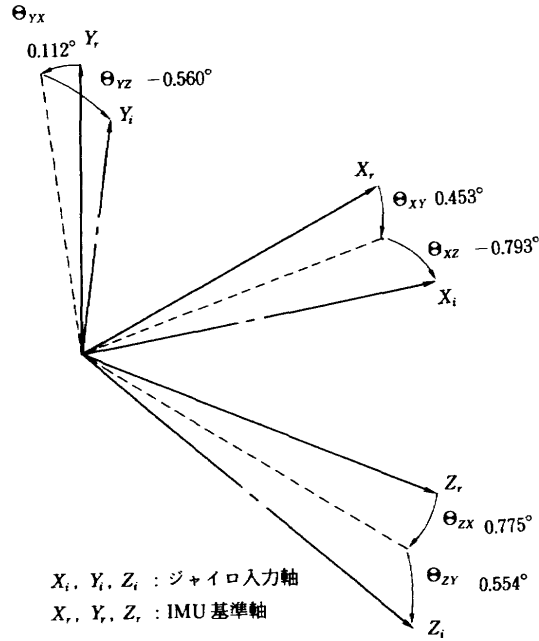


図9 IMU 角速度計のミスアライメント

$$\begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 19.759 & 0.152 & -0.269 \\ 0.036 & 19.530 & -0.189 \\ 0.268 & 0.191 & 19.337 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_m \\ Q_m \\ R_m \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0.461 \\ 0.719 \\ 0.228 \end{bmatrix} \quad (\text{deg/s}) \quad (53)$$

2. 4. 2 加速度計校正試験結果の解析と考察

(1) 加速度計の入出力式

各軸の加速度計の入出力式は、図10および図11に示す模式図に基づいて表すと、次式となる。

図10より、

$$A_X = g \sin(a_Y + \Delta a_{XZ}) \quad (54)$$

$$\approx g \sin a_Y + g \cos a_Y \cdot \Delta a_{XZ}$$

$$A_{Xm} = S_X A_X + b_X \quad (55)$$

$$= S_X (g \sin a_Y + g \cos a_Y \cdot \Delta a_{XZ}) + b_X$$

$$A_Z = g \sin(a_Y + \Delta a_{ZX} - \pi/2) \quad (56)$$

$$\approx -g \cos a_Y + g \sin a_Y \cdot \Delta a_{ZX}$$

$$A_{Zm} = S_Z A_Z + b_Z \quad (57)$$

$$= S_Z (-g \cos a_Y + g \sin a_Y \cdot \Delta a_{ZX}) + b_Z$$

図11より、

$$A_X = g \sin(a_Z + \Delta a_{XY}) \quad (58)$$

$$\approx g \sin a_Z + g \cos a_Z \cdot \Delta a_{XY}$$

$$A_{Xm} = S_X A_X + b_X \quad (59)$$

$$= S_X (g \sin a_Z + g \cos a_Z \cdot \Delta a_{XY}) + b_X$$

$$A_Y = g \sin(a_Z + \Delta a_{YX} - \pi/2) \quad (60)$$

$$\approx -g \cos a_Z + g \sin a_Z \cdot \Delta a_{YX}$$

$$A_{Ym} = S_Y A_Y + b_Y \quad (61)$$

$$= S_Y (-g \cos a_Z + g \sin a_Z \cdot \Delta a_{YX}) + b_Y$$

ここに、

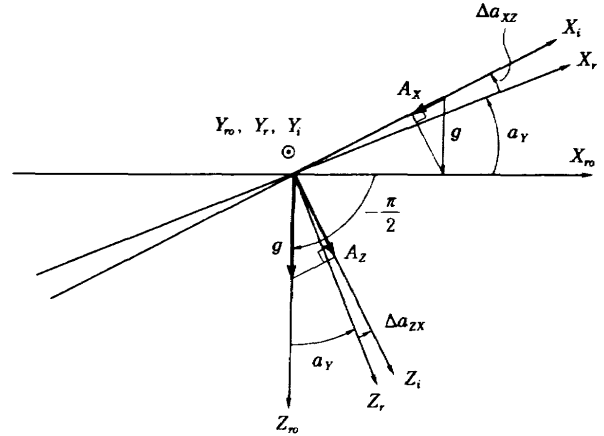


図10 加速度計校正試験 (B-1) の軸設定

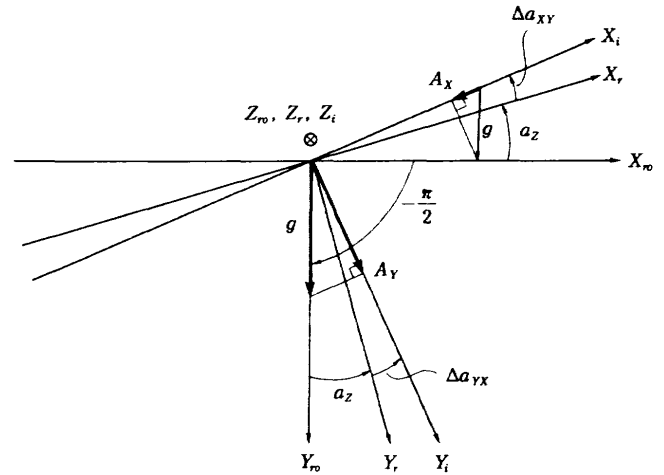


図11 加速度計校正試験 (B-2) の軸設定

A_X, A_Y, A_Z : IMU 基準 X, Y, Z 軸方向の入力加速度 (m/s^2)

A_{Xm}, A_{Ym}, A_{Zm} : 各軸加速度計の出力値 (V)

a_Y, a_Z : 基準 Y, Z 軸をそれぞれ水平にしたときの、それぞれの軸まわりのサーボテーブルの回転角 (設定姿勢角) (deg)

Δa_{XZ} : IMU 基準 Z 軸と X 軸加速度計入力軸のなす角のミスアライメント角 (deg)

Δa_{ZX} : IMU 基準 X 軸と Z 軸加速度計入力軸のなす角のミスアライメント角 (deg)

Δa_{XY} : IMU 基準 Y 軸と X 軸加速度計入力軸のなす角のミスアライメント角 (deg)

Δa_{YX} : IMU 基準 X 軸と Y 軸加速度計入力軸のなす角のミスアライメント角 (deg)

g : 重力加速度 (m/s^2)

b_X, b_Y, b_Z : 各軸加速度計のバイアス出力 (V)

S_X, S_Y, S_Z : 各軸加速度計のスケールファクタ
(V/m/s^2)

(2) スケールファクタ, バイアスおよびミスマライメント角の解析

(a) 基準 Y 軸を水平にしたとき (図10) の校正試験データ (付録CのC-1) に基づく解析

X 軸加速度計の入出力式は (55) 式より次式で与えられる。

$$A_{Xm} = S_X g \sin a_Y + S_X \Delta a_{XZ} \cdot g \cos a_Y + b_X \quad (62)$$

付録Cに示す校正試験データと (62) 式に基づいて最小二乗法により X 軸加速度計の入出力式を記述すれば, 次式となる。

$$A_{Xm} = -0.2076 g \sin a_Y + 0.0028 g \cos a_Y + 0.0245 \quad (63)$$

よって, (62) 式と (63) 式より, Δa_{XZ} は次式で与えられる。

$$\begin{aligned} \Delta a_{XZ} &= \frac{0.0028}{S_X} = \frac{0.0028}{-0.2076} = -0.0135 \quad (\text{rad}) \\ &= -0.7728 \quad (\text{deg}) \end{aligned} \quad (64)$$

ここに, (63) 式の右辺第1項の係数 $= -0.2076$ (V/m/s^2) は X 軸加速度計のスケールファクタであり, 右辺第3項 $= 0.0245$ (V) はバイアスである。

同様に, Z 軸加速度計の入出力式は (57) 式より, 次式で与えられる。

$$A_{Zm} = -S_Z g \cos a_Y + S_Z \Delta a_{ZX} g \sin a_Y + b_Z \quad (65)$$

一方, 校正試験データと (65) 式に基づいて最小二乗法により Z 軸加速度計の入出力式を求めると, 次式で与えられる。

$$A_{Zm} = 0.2050 g \cos a_Y + 0.0023 g \sin a_Y + 0.0494 \quad (66)$$

よって, (65), (66) 式より, Δa_{ZX} は次式で与えられる。

$$\begin{aligned} \Delta a_{ZX} &= \frac{0.0023}{S_Z} = \frac{0.0023}{-0.2050} = -0.0112 \quad (\text{rad}) \\ &= -0.6428 \quad (\text{deg}) \end{aligned} \quad (67)$$

ここに, (67) 式の右辺第1項の係数 $= -0.2050$ (V/m/s^2) は Z 軸加速度計のスケールファクタであり, 右辺第3項 $= 0.0494$ (V) はバイアスである。

(b) 基準 Z 軸を水平にしたとき (図11) の校正試験データ (付録CのC-2) によるミスマライメント角の解析

上記と同様に, (59) 式に基づいて, X 軸加速度計の入出力式を記述すれば, 次式となる。

$$A_{Xm} = S_X g \sin a_Z + S_X g \cos a_Z \cdot \Delta a_{XY} + b_X \quad (68)$$

一方, 校正試験データと (68) 式に基づいて最小二乗法により X 軸加速度計の入出力式を記述すれば, 次式

となる。

$$A_{Xm} = -0.2075 g \sin a_Z - 0.0015 g \cos a_Z + 0.0260 \quad (69)$$

よって, (68) 式と (69) 式より, Δa_{XY} は次式で与えられる。

$$\begin{aligned} \Delta a_{XY} &= \frac{-0.0015}{S_X} = \frac{-0.0015}{-0.2075} = 0.0072 \quad (\text{rad}) \\ &= 0.4142 \quad (\text{deg}) \end{aligned} \quad (70)$$

同様に, (61) 式に基づいて Y 軸加速度計の入出力式を記述すれば, 次式で与えられる。

$$A_{Ym} = -S_Y g \cos a_Z + S_Y \Delta a_{YX} g \sin a_Z + b_Y \quad (71)$$

校正試験データと (71) 式に基づいて最小二乗法より Y 軸加速度計の入出力式を求めると, 次式となる。

$$A_{Ym} = 0.2078 g \cos a_Z + 0.0002 g \sin a_Z + 0.0140 \quad (72)$$

よって, (71) 式と (72) 式より, Δa_{YX} は次式で与えられる。

$$\begin{aligned} \Delta a_{YX} &= \frac{0.0002}{S_Y} = \frac{0.0002}{-0.2078} = -0.0010 \quad (\text{rad}) \\ &= -0.0549 \quad (\text{deg}) \end{aligned} \quad (73)$$

ここに, (73) 式の右辺第1項の係数 $= -0.2078$ (V/m/s^2) は Y 軸加速度計のスケールファクタであり, 右辺第3項 $= 0.0140$ (V) はバイアスである。

(3) 加速度計ミスマライメント角測定結果の概要

校正試験データより求めた加速度計のミスマライメント角推定値は図12に示すことができる。基準 Y 軸と基準 Z 軸が作る面内の基準 Y 軸と Z 軸加速度計入力軸のなす角のミスマライメント角 Δa_{ZY} および基準 Z 軸と Y 軸加速度計入力軸のなす角のミスマライメント角 Δa_{YZ} は今回の校正試験ではデータ取得を行わなかったため, 未解析となっている。図12に示したように, 加速度計の

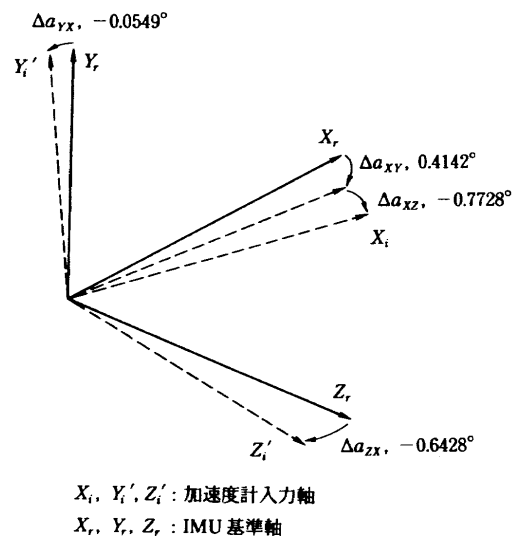


図12 IMU 加速度計のミスマライメント

表3 模型搭載IMUの校正試験結果

項 目	スケールファクタ	スケールファクタ精度	バイアス
角速度計			
X 軸	0.0506	0.16	0.0232
Y 軸	0.0512	0.12	0.0369
Z 軸	0.0517	0.16	0.0111
(単 位)	V/deg/s	%	V
加速度計			
X 軸	-0.2076	0.24	0.0245
Y 軸	-0.2078	0.23	0.0140
Z 軸	-0.2050	0.12	0.0494
(単 位)	V/m/s ²	%	V

ミスマイメント角の推定結果は前述の角速度計のミスマイメント角推定結果と概ね対応していることが判かる。

2.4.3 IMU 校正試験結果のまとめ

以上に記述した本IMUの校正試験結果をまとめると、表3に示すことができる。同表から、本IMUに使用されている角速度計のスケールファクタの精度は±0.16%以内であり、加速度計のスケールファクタの精度は±0.24%以内であることが確認された。また表3に示したように、角速度計および加速度計のバイアスもそれぞれ推定することができた。

3. パーチカルジャイロ (VG) の選定と校正

3.1 VG の選定と概要

VGは、前述の通り、模型に搭載して、模型の姿勢角(ピッチ角 θ およびバンク角 ϕ)を計測するためのセンサである。VGに要求される性能仕様は、2.1.2における角速度計の要求精度の検討の観点から、測定範囲±90deg、測定精度±0.1deg以内であることが必要である。また模型搭載用であるため、小型・軽量・少消費電力のものが必要である。そこで、選定方針としては、既製の航空機搭載用VGの中から、上記の性能仕様を満足するものを選定することとした。幾つかの候補を調査した結

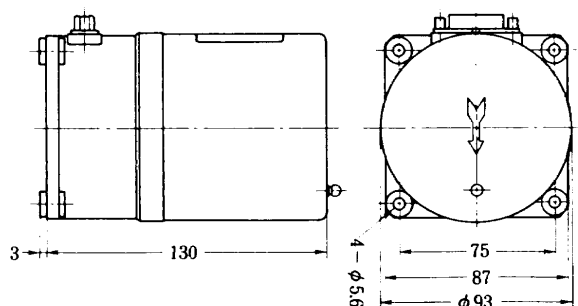


図13 模型搭載パーチカルジャイロ (KEG-07A) の形状寸度

表4 模型搭載パーチカルジャイロ (KEG-07A) の性能諸元

項 目	性 能	単 位
ジンバル自由度	バンク ±100 ピッチ ±82	deg
姿勢角測定範囲	バンク ±90 ピッチ ±82	deg
出力感度	10	V dc (90deg)
出力精度	±0.5	deg以下
ドリフトレート	35	deg/h
起立時間	3	分以内
コネクタ・タイプ	DA-15P	
寿命	1000	時間以上
使用条件	温度 -20~60 衝撃 15 振動 5	℃ G 以下 G 以下 (5~2000Hz)
電源	電圧 24, ±15 電流 1	V dc A 以下
質量	1.2	kg 以下
外形寸度 (図13参照)	φ93×130	mm

果、最終的に、関東航空計器(株)製VG(型式:KEG-07A)を選定した。その性能諸元を表4に示す。本VGの測定精度は±0.5degであり、要求精度±0.1degを満足していないが、本VG以外に適当なものが無かったため、本VGを選定することとした。図5および図13にそれぞれ本VGの外観写真および形状寸度を示す。

3.2 VG の校正試験

校正試験では、VGの姿勢角変化をVGの精度より約一桁良い精度で与えられる精密角度分割器を使用した。その設定角精度は±0.0167degである。校正試験はVGの基準面を精密角度分割器の可動テーブル面に密着するように取付け、テーブル面を水平状態から傾斜させ、VGにピッチ角またはバンク角を与え、その設定角に対するVGの出力を測定し、記録した。

3.3 VG の校正試験結果と考察

VGを取り付けた精密角度分割器の可動テーブル面を水平にし、VGのピッチ角方向に姿勢変化を与えたときの設定角に対するピッチ角出力およびバンク角出力を測定した。その結果を表5および図14に示す。また精密角度分割器の可動テーブルを水平にし、VGのバンク角方向に姿勢変化を与えたときの設定角に対するバンク角出力およびピッチ角出力を測定した。その結果を表6および図15に示す。

表5のデータを使用して、最小二乗法によりVGのピッチ角出力特性式を表すと、次式となる。

$$\theta = 9.0281 \theta_m - 0.3355 \quad (74)$$

ここに、

表5 パーチカルジャイロの入出力特性（ピッチ角）

角度変位 (deg)	Pitch θ (V)	Bank ϕ (V)
-82.1667	-9.0247	0.2815
-70.1667	-7.7217	0.1172
-60.1667	-6.6122	0.0922
-50.1667	-5.5191	0.0702
-40.1667	-4.4296	0.0606
-30.1667	-3.3279	0.0506
-20.1667	-2.2081	0.0478
-10.1667	-1.0863	0.0483
0.0000	0.0100	0.0508
0.0000	0.0107	0.0489
10.1667	1.1642	0.0535
20.1667	2.2679	0.0509
30.1667	3.3681	0.0505
40.1667	4.4768	0.0492
50.1677	5.5948	0.0399
60.1667	6.7188	0.0154
70.1667	7.8266	-0.0166
82.1667	9.1606	-0.2165

表6 パーチカルジャイロの入出力特性（バンク角）

角度変位 (deg)	Pitch θ (V)	Bank ϕ (V)
-85.0000	-0.0218	-9.8783
-80.0000	-0.0168	-9.3201
-70.0000	-0.0091	-8.2021
-60.0000	-0.0053	-7.0205
-50.0000	-0.0002	-5.8524
-40.0000	0.0027	-4.5368
-30.0000	0.0083	-3.2588
-20.0000	0.0071	-2.1852
-10.0000	0.0166	-1.0543
0.0000	0.0078	0.0486
0.0000	0.0089	0.0584
10.0000	0.0129	1.1872
20.0000	0.0157	2.3080
30.0000	0.0204	3.4465
40.0000	0.0186	4.5831
50.0000	0.0224	5.6791
60.0000	0.0201	6.7805
70.0000	0.0207	7.8707
80.0000	0.0207	8.9637
85.0000	0.0195	9.4970

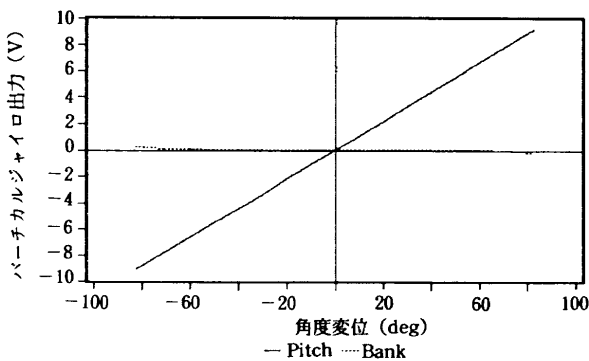


図14 パーチカルジャイロの入出力特性（ピッチ角）

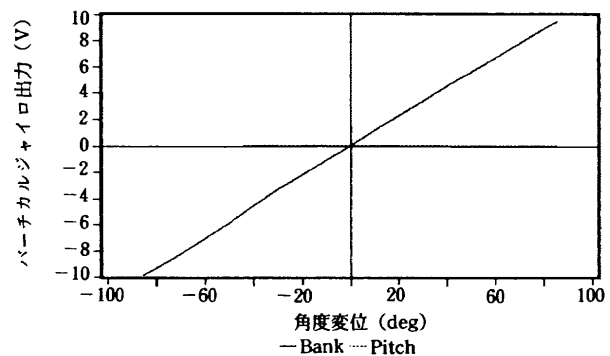


図15 パーチカルジャイロの入出力特性（バンク角）

θ : ピッチ角推定値 (deg)

θ_m : VG のピッチ角出力値 (V)

(74) 式より、本 VG のピッチ角出力のスケールファクタおよびバイアスは次の通りである。

スケールファクタ = 9.0281 (deg/V)

バイアス = -0.3355 (deg)

ただし、ここではバンク角姿勢変化に対するピッチ角出力成分は微小として省略している。

同様に、表6のデータを使用して、本 VG のバンク角出力特性式を最小二乗法により求めると、次式となる。

$$\phi = 8.7433 \phi_m + 0.3916 \quad (75)$$

ここに、

ϕ : バンク角推定値 (deg)

ϕ_m : VG のバンク角出力値 (V)

(75) 式より、本 VG のバンク角出力のスケールファクタおよびバイアスは次式の通りである。

スケールファクタ = 8.7433 (deg/V)

バイアス = 0.3916 (deg)

ただし、ここではピッチ角姿勢変化に対するバンク角出力成分は微小として省略している。

表5および表6に示すデータに基づいて、(74) 式および(75) 式を用いて、入力ピッチ角 θ_i および入力バンク角 ϕ_i に対するそれぞれの推定値 θ および ϕ と残差 $\Delta\theta = \theta - \theta_i$ および $\Delta\phi = \phi - \phi_i$ を求めた。それらを表7および表8に示す。

表7より、本 VG のピッチ角誤差（残差）は全測定範囲に対して、 $-0.2452 \sim 0.6752$ deg 以内にあることが判る。これは表4に示した本 VG のピッチ角表示出力精度（ ± 0.5 deg 以下/ ± 82 deg）に対して若干規格値を外れている。また表8から、本 VG のバンク角誤差（残差）は全測定範囲に対して、 $-1.573 \sim +1.8989$ deg の範囲にあり、その表示出力精度（ ± 0.5 deg 以下/ ± 90 deg）を満足しないことが判明した。

そこで、本 VG の動的風洞試験における実際の使用測定範囲が ± 40 deg 以内にあることを考慮し、その測定範囲における本 VG の出力精度を検討した。その結果、

表7 バーチカルジャイロによるピッチ角推定値および残差

入力ピッチ角 θ_i (deg)	ピッチ角出力 θ_m (V)	ピッチ角推定値 θ (deg)	残差 $\Delta\theta = \theta - \theta_i$ (deg)
-82.1667	-9.0247	-81.8114	0.3553
-70.1667	-7.7217	-70.0478	0.1189
-60.1667	-6.6122	-60.0311	0.1356
-50.1667	-5.5191	-49.4915	0.6752
-40.1667	-4.4296	-40.3264	-0.1597
-30.1667	-3.3279	-30.3801	-0.2134
-20.1667	-2.2081	-20.2704	-0.1037
-10.1667	-1.0863	-10.1427	0.0240
0.0000	0.0100	-0.2452	-0.2452
0.0000	0.0107	-0.2389	-0.2389
10.1667	1.1642	10.1750	0.0083
20.1667	2.2679	20.1393	-0.0274
30.1667	3.3681	30.0720	-0.0947
40.1667	4.4768	40.0815	-0.0852
50.1667	5.5948	50.1749	0.0082
60.1667	6.7188	60.3225	0.1558
70.1667	7.8266	70.3238	0.1571
82.1667	9.1606	82.3673	0.2006

表8 バーチカルジャイロによるバンク角推定値および残差

入力バンク角 Φ_i (deg)	バンク角出力 Φ_m (V)	バンク角推定値 Φ (deg)	残差 $\Delta\Phi = \Phi - \Phi_i$ (deg)
-85	-9.8783	-85.9775	-0.9775
-80	-9.3201	-81.0970	-1.0970
-70	-8.2021	-71.3220	-1.3220
-60	-7.0205	-60.9909	-0.9909
-50	-5.8524	-50.7778	-0.7778
-40	-4.5368	-39.2751	-0.7249
-30	-3.2588	-28.1011	1.8989
-20	-2.1852	-18.7143	1.2857
-10	-1.0543	-8.8265	1.1735
0	0.0486	0.8165	0.8165
0	0.0584	0.9022	0.9022
10	1.1872	10.7716	0.7716
20	2.3080	20.5711	0.5711
30	3.4465	30.5254	0.5254
40	4.5831	40.4631	0.4631
50	5.6791	50.0457	0.0457
60	6.7805	59.6756	-0.3244
70	7.8707	69.2076	-0.7924
80	8.9537	78.6766	-1.3234
85	9.4970	83.4268	-1.5732

ピッチ出力精度については $-0.2452 \sim 0.024$ deg 以内にあり、表示精度を満足することが確認された。一方、バンク角出力精度については本VGのバンク角出力特性式を表6に示す ± 40 deg 以内の試験データに基づいて、最小二乗法により再同定を行った。その結果は次式となる。

$$\phi = 8.8452 \phi_m - 0.5278 \quad (76)$$

ここに、

$$\text{スケールファクタ} = 8.8452 \quad (\text{deg/V})$$

$$\text{バイアス} = -0.5278 \quad (\text{deg})$$

(76) 式を用いて、入力バンク角 ϕ_i に対する ϕ および $\Delta\phi = \phi - \phi_i$ を求めた。その結果を表9に示す。表9

表9 バーチカルジャイロによるバンク角推定値および残差 (± 40 deg 以内)

入力バンク角 Φ_i (deg)	バンク角出力 Φ_m (V)	バンク角推定値 Φ (deg)	残差 $\Delta\Phi = \Phi - \Phi_i$ (deg)
-40	-4.5368	-40.6565	-0.6565
-30	-3.2588	-29.3524	0.6476
-20	-2.1852	-19.8562	0.1438
-10	-1.0543	-9.8532	0.1468
0	0.0486	-0.0980	-0.0980
0	0.0584	-0.0112	-0.0112
10	1.1872	9.9732	-0.0268
20	2.3080	19.8868	-0.1132
30	3.4465	29.9570	-0.0430
40	4.5831	40.0104	0.0104

から、本VGのバンク角出力精度は使用測定範囲 ± 40 deg において $-0.6565 \sim +0.6476$ deg の範囲にあり、表示精度を若干外れることが判った。

4. あとがき

動的風洞試験に使用するスペースプレーン (SP) 模型搭載用 IMU および VG の要求精度の検討、それらの選定と概要および校正試験について述べた。選定した IMU および VG の出力精度は校正試験の結果、本動的風洞試験に使用するために要求される精度 (空力係数を 1 % の精度で同定する) を若干満足できないものであることが確認されたが、本 IMU および VG については、校正試験結果に基づいて、動的風洞試験に使用することとした。しかし、動的風洞試験結果に基づく空力係数の同定精度については、本校正試験結果および他の計測誤差 (例えば、風速やケーブル張力の計測誤差等) に基づいて改めて評価することが必要である (空力係数の同定精度の評価は別途報告される)。本 IMU および VG は平成 2 年 3 月に実施された SP 模型による動的風洞試験に使用され、所定の性能を発揮することができた。今後は本研究実績を踏まえ、動的風洞試験における模型運動のより精密な制御と SP の空力係数のより精密な同定が行えるために、模型搭載運動計測系の小型・軽量・高精度・高信頼性化を図る予定である。

最後に、校正試験において高精度サーボテーブルの使用に当たり、当所制御部機器研究室の鈴木孝雄室長および円居繁治主任研究官に御協力いただいたことを付記し、謝意を表したい。

参考文献

- 1) 柳原正明; 宇宙往還機飛行シミュレーションプログラム, 航空宇宙技術研究所技術資料 TM-594 (1988. 8).
- 2) 白水正男; 宇宙往還機の重量評価と感度解析 (その 1), 航空宇宙技術研究所技術資料 TM-598

(1989.1).

- 3) 鈴木誠三, 永安正彦, 野中 修, 室田勝一, 野口正芳, 柳原正明, 佐々修一, 下村 卓, 滝沢 実, 福井富久男; スペースプレーンの動的風試とパラメータ同定, 第34回宇宙科学技術連合講演会講演集(平成2年10月29~31日), PP. 642-643.
- 4) 永安正彦, 鈴木誠三, 佐々修一, 柳原正明, 下村卓, 滝沢 実, 野中 修, 室田勝一, 野口正芳, 米本浩一; ケーブルマウントによるスペースプレーン模型の動的風洞試験, 第28回飛行機シンポジウム講演集(平成2年11月7~9日), PP. 432-435.
- 5) 野中 修, 鈴木誠三, 滝沢 実, 野口正芳, 室田勝一; ビデオトラッキングシステムによる動的模型の位置測定, 第28回飛行機シンポジウム講演集(平成2年11月7~9日), PP. 436-439.
- 6) 滝沢 実, 佐々修一; スペースプレーン模型の動的風洞試験における運動計測系の校正, 第34回宇宙科学技術連合講演会講演集(平成2年10月29~31日), PP. 644-645.
- 7) 鈴木孝雄, 滝沢 実, 大月正男, 円居繁治; ストラップダウン慣性航法基準装置: 地上実験型センサパッケージの試作研究, 第22回宇宙科学技術連合講演会講演集(昭和53年10月26~27日), PP. 96-99.
- 8) 佐々修一, 永安正彦, 柳原正明, 下村 卓; 微分型センサ導入による運動推定精度の向上, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1135 (1991.12)

付録A:「角加速度の誤差の標準偏差 σ_ϵ は概ね σ_q/h で与えられる。」の証明

角加速度は角速度計出力の数値微分により求めるとする。数値微分公式にはいろいろあるが、最も簡単な2点差分を用いることとする。即ち、

$$q(k) = \frac{q_m(k) - q_m(k-1)}{h} \quad (\text{A-1})$$

ここに、

m : 計測値

k : サンプル番号

h : サンプル周期

q_m に含まれるノイズを ω_q とすれば、

$$q(k) = \frac{q(k) + \omega_q(k) - q(k-1) - \omega_q(k-1)}{h} \quad (\text{A-2})$$

$q(k-1)$ をテーラ展開すれば、次式を得る。

$$q(k-1) = q(k) - q(k)h - O(h^2) \quad (\text{A-3})$$

(A-3) 式を (A-2) 式に代入すれば、

$$q(k) = q(k) + \frac{\omega_q(k) - \omega_q(k-1)}{h} + O(h) \quad (\text{A-4})$$

ここに、 $O(h)$ はテーラ展開の打ち切り誤差に相当し、 h が小として、第2項と比べ十分に小さいとし、ここでは省略できるものとする。

したがって、

$$q(k) \approx q(k) + \frac{\omega_q(k) - \omega_q(k-1)}{h} = q(k) + \epsilon(k) \quad (\text{A-5})$$

ここに、 $\epsilon(k)$ は角加速度の推定誤差である。すなわち、

$$\epsilon(k) = \frac{\omega_q(k) - \omega_q(k-1)}{h} \quad (\text{A-6})$$

$\omega_q(k)$ は角速度計出力に含まれるランダムノイズで、その平均値 = 0 の正規性白色ノイズとする(誤差の定性的特性を知るため、周波数特性を持つ有色ノイズについては考えない)。

以上により、

$$E[\epsilon(k)] = 0$$

$$\begin{aligned} E[\epsilon(k)^2] &= E\left[\left\{\frac{\omega_q(k) - \omega_q(k-1)}{h}\right\}^2\right] \\ &= \frac{1}{h^2} \{E[\omega_q(k)^2] \\ &\quad + E[\omega_q(k)\omega_q(k-1)] \\ &\quad + E[\omega_q(k-1)^2]\} \end{aligned} \quad (\text{A-7})$$

(A-7) 式の右辺 { } 内の第1項および第3項は σ_q^2 であり、第2項は白色性ノイズであるから0とおける。

よって、(A-7) 式は次式となる。

$$E[\epsilon(k)^2] = \frac{2}{h^2} \sigma_q^2 \quad (\text{A-8})$$

よって、角加速度の推定誤差分散 σ_ϵ^2 は、

$$\sigma_\epsilon^2 = \frac{2}{h^2} \sigma_q^2 \quad (\text{A-9})$$

したがって、標準偏差 σ_ϵ は次式で与えられる。

$$\sigma_\epsilon = \pm \frac{\sqrt{2} \sigma_q}{h} \quad (\text{A-10})$$

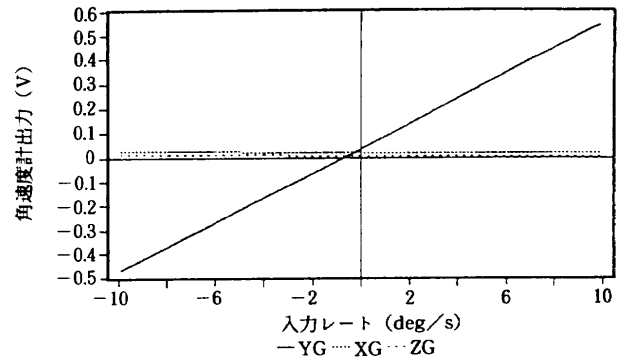
2点差分の場合は上記のように $\sqrt{2}$ が掛かり、多点差分の場合はそれに応じた係数が掛かる。よって、本文では σ_q/h という表現をしている。

付録B: IMU角速度計校正試験データ

B-1: IMU 基準 X 軸に入力角速度を印加したときの X 軸角速度計 (XG), Y 軸角速度計 (YG) および Z 軸角速度計 (ZG) の入出力データ (表 B-1) と入出力特性 (図 B-1)

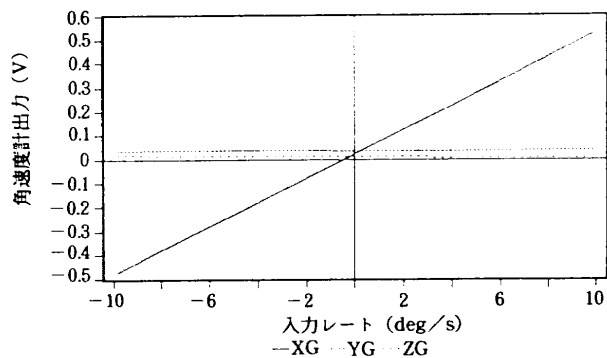
表B-1 角速度計入出力測定値

ノミナル (deg/s)	INPUT (deg/s)	XG (V)	YG (V)	ZG (V)
-10.0000	-9.8068	-0.4720	0.0377	0.0179
-8.0000	-7.8296	-0.3721	0.0385	0.0174
-6.0000	-5.8319	-0.2718	0.0387	0.0169
-4.0000	-3.9171	-0.1733	0.0391	0.0152
-2.0000	-1.9964	-0.0771	0.0390	0.0139
0.0000	0.0000	0.0219	0.0372	0.0121
0.0000	0.0000	0.0219	0.0358	0.0110
2.0000	2.0173	0.1232	0.0358	0.0099
4.0000	4.0029	0.2238	0.0370	0.0093
6.0000	5.9428	0.3230	0.0376	0.0084
8.0000	7.8983	0.4259	0.0381	0.0074
10.0000	9.8629	0.5226	0.0379	0.0058



図B-2 角速度計入出力特性

B-3 : IMU 基準 Z 軸に入力角速度を印加したときの XG, YGおよびZGの入出力データ (表B-3) と入出力特性 (図B-3)



表B-1 角速度計入出力測定値

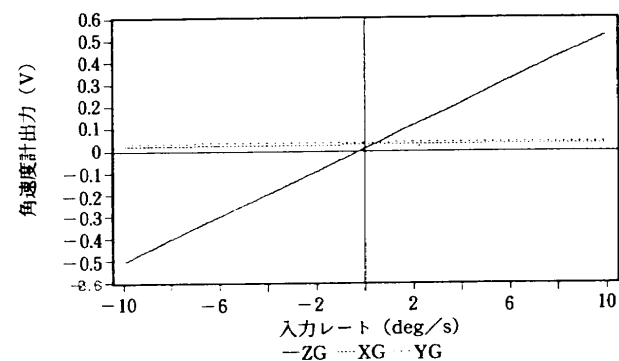
B-2 : IMU 基準 Y 軸に入力角速度を印加したときの XG, YG および ZG の入出力データ (表B-2) と入出力特性 (図B-2)

表B-3 角速度計入出力測定値

ノミナル (deg/s)	INPUT (deg/s)	XG (V)	YG (V)	ZG (V)
-10.0000	-9.9187	0.0195	0.0346	-0.5027
-8.0000	-7.9580	0.0203	0.0352	-0.4003
-6.0000	-5.9866	0.0231	0.0370	-0.2979
-4.0000	-4.0029	0.0236	0.0375	-0.1951
-2.0000	-2.0231	0.0250	0.0385	-0.0944
0.0000	0.0000	0.0268	0.0389	0.0095
0.0000	0.0000	0.0272	0.0392	0.0106
2.0000	2.0152	0.0278	0.0400	0.1172
4.0000	3.9895	0.0282	0.0400	0.2156
6.0000	5.9573	0.0310	0.0421	0.3190
8.0000	7.9283	0.0337	0.0439	0.4250
10.0000	9.9059	0.0326	0.0430	0.5220

表B-2 角速度計入出力測定値

ノミナル (deg/s)	INPUT (deg/s)	XG (V)	YG (V)	ZG (V)
-10.0000	-9.8580	0.0278	-0.4677	0.0135
-8.0000	-7.8808	0.0266	-0.3667	0.0127
-6.0000	-5.9464	0.0257	-0.2680	0.0106
-4.0000	-3.9777	0.0255	-0.1651	0.0096
-2.0000	-2.0030	0.0247	-0.0645	0.0091
0.0000	0.0000	0.0220	0.0344	0.0064
0.0000	0.0000	0.0195	0.0355	0.0061
2.0000	2.0126	0.0215	0.1390	0.0071
4.0000	3.9683	0.0209	0.2397	0.0069
6.0000	5.9379	0.0207	0.3413	0.0053
8.0000	7.8983	0.0205	0.4424	0.0051
10.0000	9.8580	0.0191	0.5435	0.0028



図B-3 角速度計入出力特性

付録C：IMU加速度計校正試験データ

C-1：IMU 基準 Y 軸を水平にし、そのまわりに回転角
変位を与えたときの X 軸および Z 軸方向入力加

速度 (X-INPUT, Z-INPUT) と X, Y および
Z 軸加速度計 (XA, YA および ZA) の入出力デー
タ (表 C-1) および入出力特性 (図 C-1)

表 C-1 加速度計入出力測定値

回 転 角 (deg)	X-INPUT (m/s**2)	Z-INPUT (m/s**2)	XA (V)	YA (V)	ZA (V)
-89.9986	-9.7976	-0.0002	2.0601	0.0118	0.0250
-80.0353	-9.6498	-1.6954	2.0320	0.0132	0.3737
-69.9253	-9.2024	-3.3630	1.9438	0.0146	0.7179
-59.8953	-8.4760	-4.9143	1.7969	0.0168	1.0384
-50.9953	-7.6137	-6.1665	1.6224	0.0190	1.2979
-39.8553	-6.2788	-7.5213	1.3472	0.0202	1.5767
-29.9753	-4.8952	-8.4871	1.0645	0.0237	1.7804
-19.9853	-3.3486	-9.2076	0.7428	0.0238	1.9287
-10.0253	-1.7056	-9.6480	0.4047	0.0263	2.0250
-0.0023	-0.0004	-9.7976	0.0522	0.0284	2.0593
-0.0003	-0.0001	-9.7976	0.0513	0.0277	2.0556
9.9997	1.7013	-9.6488	-0.3022	0.0288	2.0304
19.9997	3.3509	-9.2068	-0.6444	0.0293	1.9431
29.9997	4.8988	-8.4850	-0.9673	0.0309	1.8011
39.9997	6.2978	-7.5055	-1.2605	0.0293	1.6028
50.1847	7.5257	-6.2736	-1.5191	0.0286	1.3521
59.7247	8.4614	-4.9395	-1.7193	0.0284	1.0793
70.0947	9.2123	-3.3358	-1.8759	0.0240	0.7558
79.9547	9.6474	-1.7090	-1.9736	0.0236	0.4238
89.9967	9.7976	-0.0006	-2.0119	0.0198	0.0722

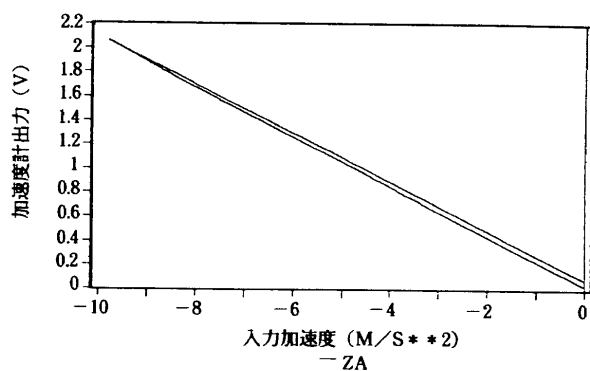
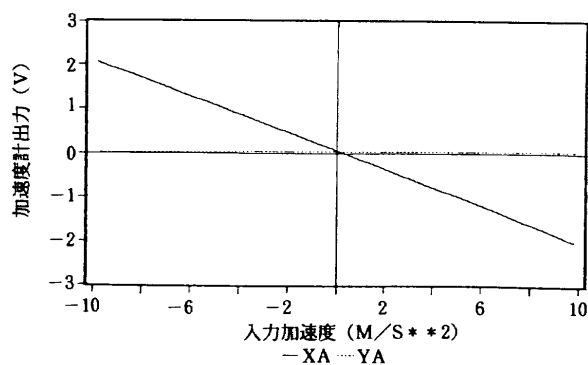


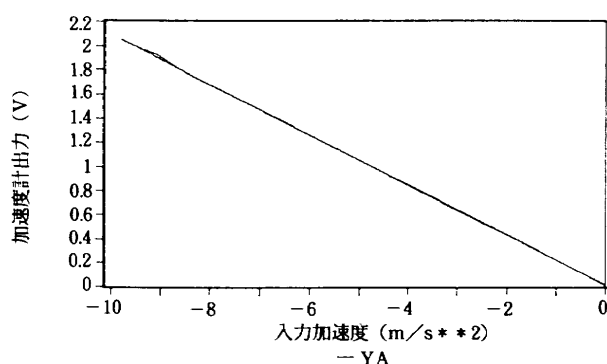
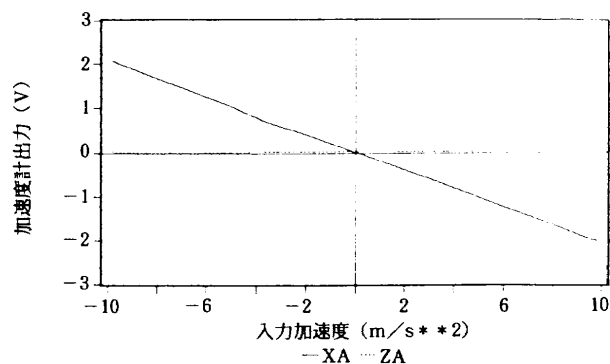
図 C-1 加速度計入出力特性

C-2: IMU 基準Z軸を水平にし, そのまわりに回転角
変位を与えたときのX軸およびY軸方向入力加
速度(X-INPUT, Y-INPUT)とXA, YAお

よびZAの入出力データ(表C-2)および入出力
特性(図C-2)

表C-2 加速度計入出力測定値

回 転 角 (deg)	X-INPUT (m/s**2)	Y-INPUT (m/s**2)	XA (V)	YA (V)	ZA (V)
89.9990	9.7976	-0.0002	-2.0123	0.0100	0.0682
79.9440	9.6471	-1.7108	-1.9828	0.3773	0.0633
69.9640	9.2047	-3.3568	-1.8919	0.7211	0.0618
59.9440	8.4802	-4.9071	-1.7397	1.0430	0.0581
50.0040	7.5059	-6.2973	-1.5397	1.3298	0.0519
39.9140	6.2865	-7.5149	-1.2853	1.5817	0.0476
29.8540	4.8772	-8.4975	-0.9936	1.7869	0.0429
20.9140	3.4974	-9.1521	-0.7036	1.9233	0.0396
9.9040	1.6852	-9.6516	-0.3318	2.0259	0.0337
0.0000	0.0000	-9.7976	0.0177	2.0551	0.0292
-0.0030	-0.0005	-9.7976	0.0165	2.0525	0.0290
-10.0040	-1.7020	-9.6487	0.3721	2.0250	0.0282
-22.0560	-3.6791	-9.0806	0.7171	1.9331	0.0240
-30.0260	-4.9027	-8.4828	1.0356	1.7811	0.0192
-40.0660	-6.3064	-7.4982	1.3313	1.5760	0.0194
-50.0260	-7.5083	-6.2944	1.5795	1.3226	0.0174
-60.0160	-8.4864	-4.8964	1.7837	1.0308	0.0171
-70.0060	-9.2071	-3.3500	1.9335	0.7080	0.0183
-80.0160	-9.6493	-1.6986	2.0303	0.3675	0.0206
-89.9960	-9.7976	-0.0007	2.0602	0.0141	0.0241



図C-2 加速度計入出力特性

航空宇宙技術研究所資料703号

平成8年11月発行

発行所 科学技術庁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) 47-5911 〒182

印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17

© 禁無断複写転載

本書（誌）からの複写，転載を希望される場合は，企画室調査普及係にご連絡ください。