

ISSN 0452-2982  
UDC 629.7.054  
629.7.018.1  
681.7.068

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-705

光ファイバージャイロを用いたIMUの  
動的風洞試験による性能評価

滝 沢 実 ・ 佐 々 修 一  
永 安 正 彦 ・ 木 村 武 雄

1996年11月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1. まえがき .....	1
2. 光ファイバージャイロIMUの試作 .....	4
2.1 動的風洞試験用光ファイバージャイロIMUの試作 .....	4
2.2 FOG-IMUの較正試験 .....	6
(1) 較正試験方法 .....	6
(2) 較正試験データの解析とその結果 .....	7
3. 動的風洞試験による性能評価 .....	9
3.1 動的風洞試験の経過概要と評価試験の目的 .....	9
3.2 評価試験内容と試験結果 .....	9
(1) 縦系静特性試験( $\alpha$ スイープ試験)におけるFOG-IMUの機能確認 .....	9
(2) 昇降舵応答試験 .....	10
(3) 方向舵応答試験 .....	12
(4) 補助翼応答試験 .....	13
3.3 評価試験結果の考察 .....	13
4. あとがき .....	14
参考文献 .....	14
付録 1 .....	15

# 光ファイバージャイロを用いたIMUの 動的風洞試験による性能評価\*

滝 沢 実<sup>\*1</sup> 佐 々 修 一<sup>\*1</sup>  
永 安 正 彦<sup>\*1</sup> 木 村 武 雄<sup>\*1</sup>

## Evaluation of an IMU Using Fiber Optic Gyros in Dynamic Wind Tunnel Tests

Minoru TAKIZAWA<sup>\*1</sup>, Shuichi SASA<sup>\*1</sup>, Masahiko NAGAYASU<sup>\*1</sup>  
and Takeo KIMURA<sup>\*1</sup>

### ABSTRACT

A study of dynamic wind tunnel tests using a 5% NAL (National Aerospace Laboratory) spaceplane model was conducted to identify the aerodynamic parameters of the spaceplane model. In this study, an IMU (inertial measurement unit) using fiber optic gyros (measurement range:  $\pm 100$ deg/s, accuracy: 1%FS) was developed for dynamic wind tunnel tests and installed on the control system of the model to measure both angular rates about three axes of the model and accelerations along three axes. In this paper we describe the outline of the fiber optic gyro, the calibration test, and the dynamic wind tunnel tests for the IMU. In conclusion the IMU was used effectively on the control system of the spaceplane model.

**Key words:** Inertial Measurement Unit, Fiber Optic Gyro, Wind Tunnel Test.

### 概 要

NAL(航空宇宙技術研究所)が提案しているスペースプレーンの5%モデルを用いたケーブルマウント方式による動的風洞試験の研究がその空力パラメータを同定するために行われた。本研究において、光ファイバージャイロ(測定範囲: $\pm 100$ deg/s, 精度: $\pm 1$ %FS)を用いるIMU(慣性計測装置)が動的風洞試験用として製作され、模型の計測・制御系に装着されて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に使用された。本報告では、使用した光ファイバージャイロの概要、本IMUの較正試験および動的風洞試験について述べる。結論として、本IMUは模型の運動制御系において有効に使用された。

### 1. まえがき

宇宙ステーション等の周回軌道航行体と地上との間を結ぶ宇宙往還機の研究開発が先進諸国において活発に進められている<sup>1)</sup>。航空宇宙技術研究所では、有翼・水平離着陸方式による単段式宇宙往還機(NALスペースプレーン:SP)の研究開発計画を設定し、SPのシステム研究と同時に、空力、構造、エンジンおよび誘導/飛行制御の各分野の要素研究を行っている<sup>2)3)</sup>。この要素研究の一環として、SPの低

速飛行領域における空力微係数を同定するために、またSPの飛行制御則および動的風洞試験技術等の研究のために、図1に示すようなNALスペースプレーンの5%模型(全長3.2m, 全幅1.49m, 重量約30kg)を用いたケーブルマウント方式による動的風洞試験研究を行っている<sup>4)5)</sup>。図2に本動的風洞試験の全体システム構成を示す。本研究においては、図3に示すような制御・計測システムを構成し、模型の運動を高精度で計測し、制御することが重要な課題となっている<sup>6)</sup>。現状の制御・計測システムは、図4に示す

\* 平成8年8月29日受付 (received 29 August 1996)

\*1 制御部 (Control Systems Division)

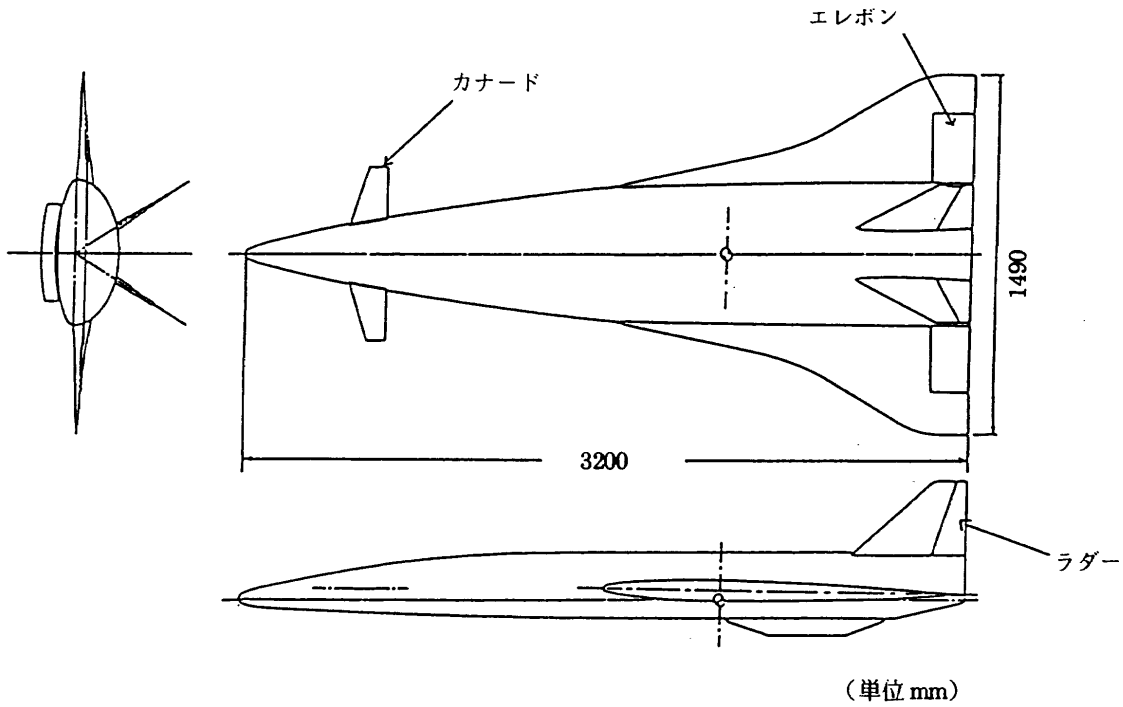


図1 動的風洞試験用NALスペースプレーン5%模型三面図

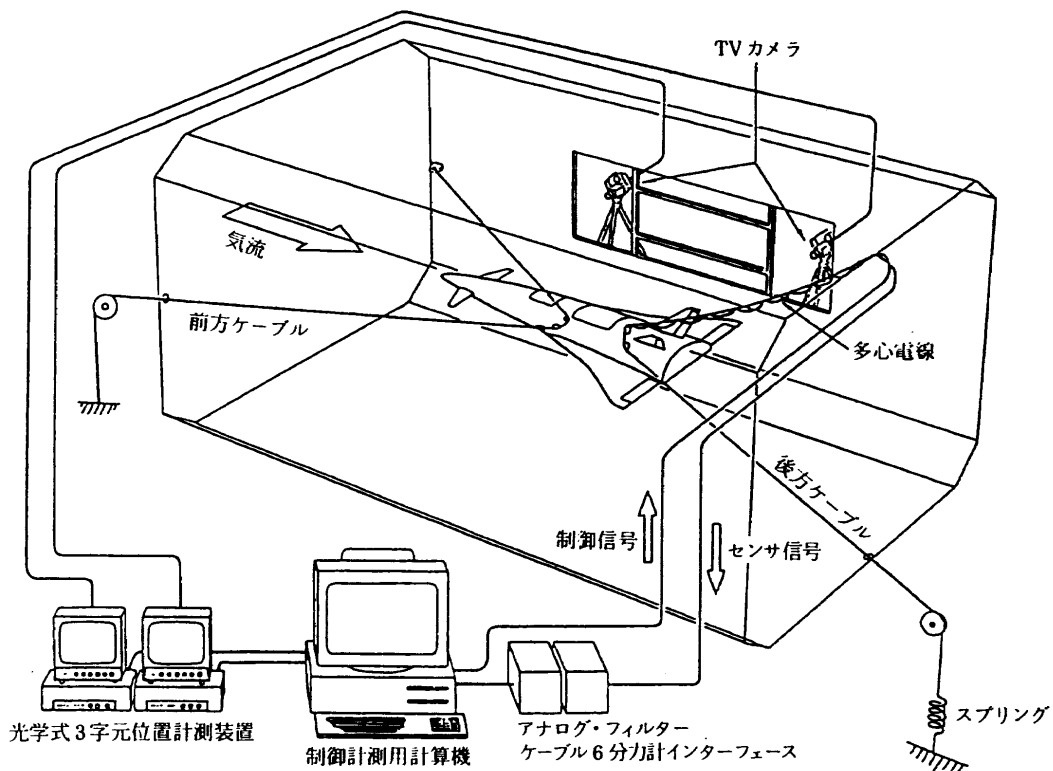


図2 ケーブルマウント方式による動的風洞試験全体構成

ように、模型搭載センサおよび模型と地上との間を結ぶ信号伝送系がアナログシステムで構成されているため、環境ノイズの影響を受けやすいという問題がある。将来は制御・計測システムのさらなる高性能・高信頼性を図るために、図5に示すようなデジタル信号伝送系等を採用し、システムのデジタル化を予定している。制御・計測システム

のデジタル化に対応して、センサもデジタル化すれば、センサレベルで出力信号の各種補正処理が可能であり、センサ信号の精度向上を図ることが期待できる。ただし、制御・計測システムのデジタル化に伴う信号の時間遅れは制御システムおよびデータ解析処理上の問題点となると考えられ、この時間遅れを極力少なくすることが必要である。現在、

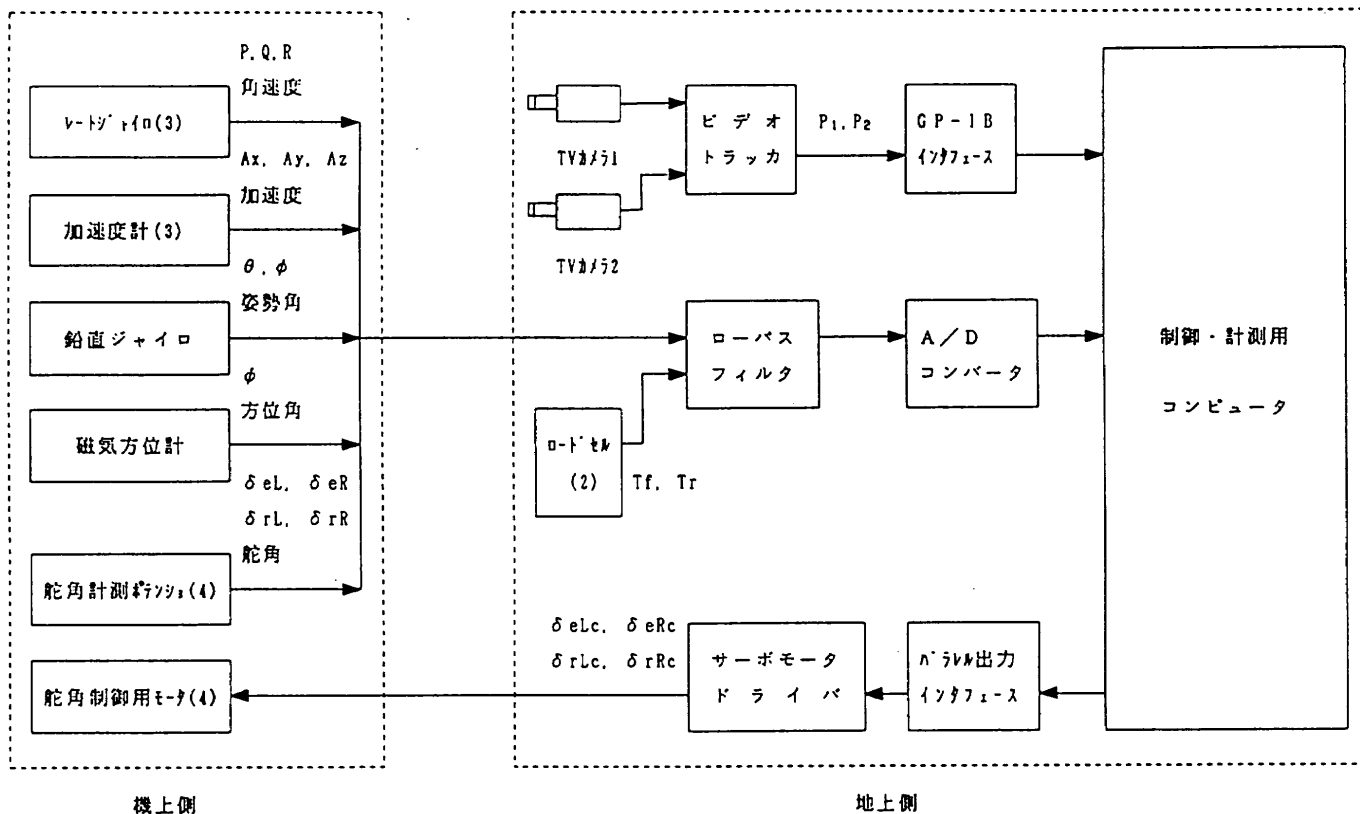


図3 模型運動制御・計測システム

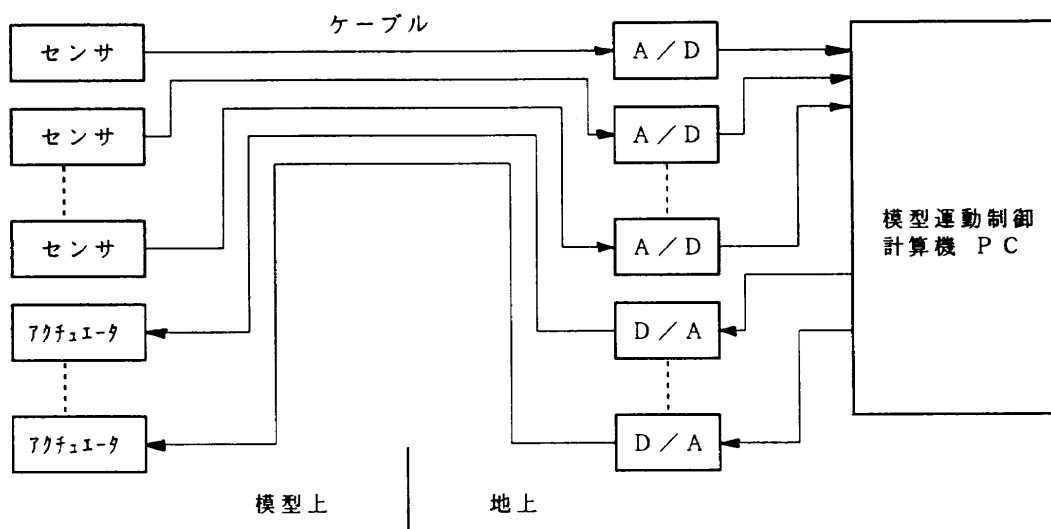


図4 アナログ式制御・計測システム模式図

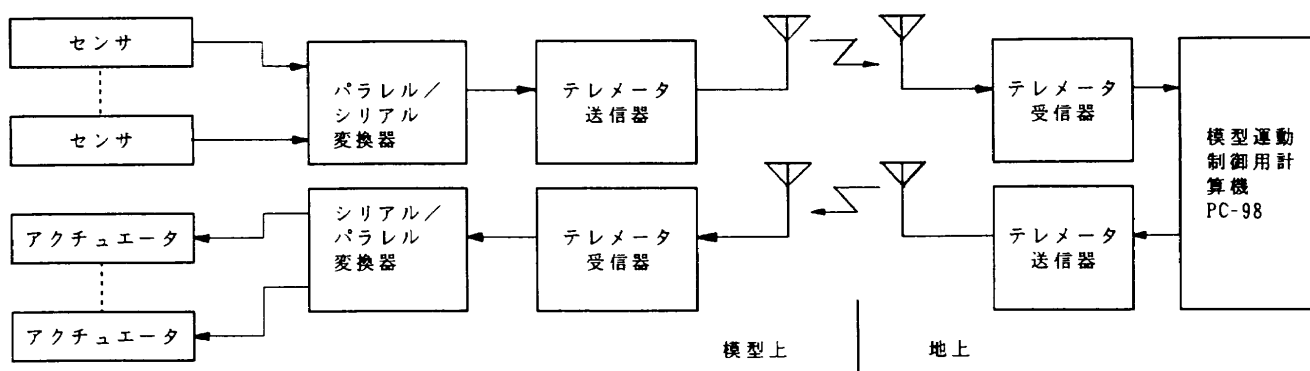


図5 デジタル式制御・計測システム模式図

模型の運動（3軸の角速度および加速度）を計測するためにアナログ型の慣性計測装置（IMU：Inertial Measurement Unit）を使用しているが、将来のIMUとしては、制御・計測システムの更なる高性能・高信頼性化を目指すデジタル化に対処して、デジタル方式による小型・軽量・高性能・高信頼性IMUを採用することが必要と考えられる。光ファイバージャイロ（FOG：Fiber Optic Gyro）は可動部が無く、小型・軽量で、かつセンサレベルでCPU（デジタル演算器）を備え、出力信号補正処理等を行うことができ、高性能・高信頼性が期待できる。そこで本研究では将来の動的風洞試験用模型の制御・計測システムの構成を検討するために必要な資料を得るために、既製（市販）の光ファイバージャイロを用いて3軸直交型IMUを試作し、動的風洞試験において模型に搭載して評価試験を行い、光ファイバージャイロの性能に関する問題点の抽出を行った<sup>7)</sup>。

## 2. 光ファイバージャイロIMUの試作

### 2.1 動的風洞試験用光ファイバージャイロIMUの試作

動的風洞試験に使用する模型搭載用IMUは、模型の空力微係数の同定を1%程度の精度で行うために、表1に示す性能諸元が要求される<sup>8)</sup>。本研究では、このようなIMUを得るために、最近研究開発が急速に進展している既製の光ファイバージャイロを使用することを考え、幾つかのFOG候補の中から、表1に示す要求性能に近い、日立電線（株）が開発した位相変調方式による光ファイバージャイロ（型式：OFG-3<sup>8)9)</sup>を使用することとした。「OFG-3」（光ファイバージャイロの略語はFOGであるが、OFG-3は製品型式名であるので、本報告では「OFG-3」と表記することとした。）の外観写真を図6に、その構成・原理図を図7に示す。図8～図10は試作したIMUのそれぞれX、Y、Z軸に用いた「OFG-3」の零点ドリフト特性を示す。「OFG-

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
<b>角速度出力</b>		
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/±100deg/s
<b>加速度出力</b>		
測定範囲	Ax & Ay ±1 Az ±2	G
総合精度	±0.1	%FS
分解能	1	μG
感度	Ax & Ay 10 Az 5	V/G
<b>周波数特性</b>		
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	-10~40	℃
供給電源	±15又は28	Vdc
形状寸法 (LxWxH)	150x150x120	mm以内
重量	約5	kg以下

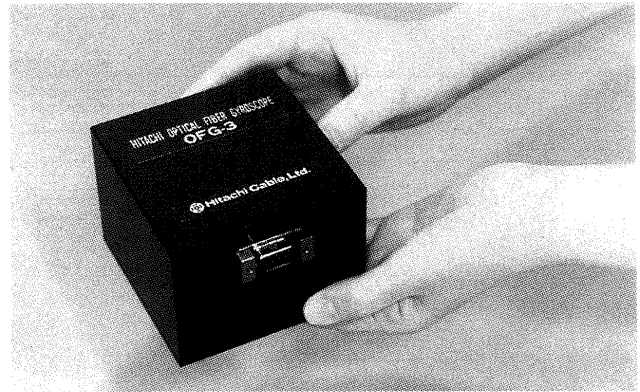


図6 光ファイバージャイロ（「OFG-3」）の外観写真

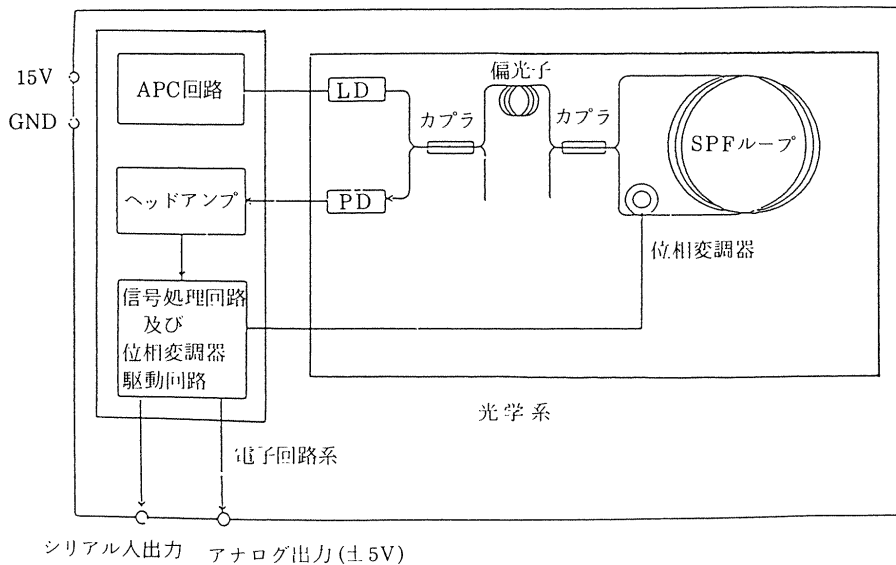
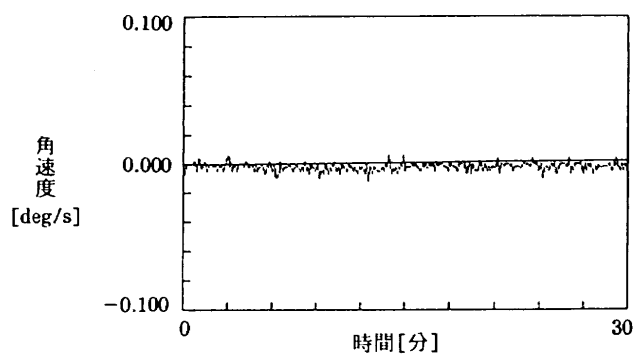


図7 「OFG-3」の構成・原理図

(a) 角速度



(b) 角度

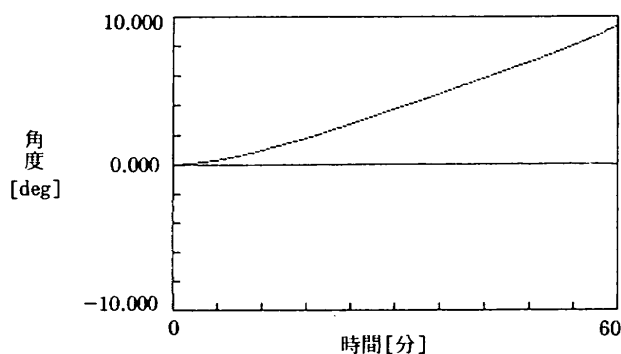
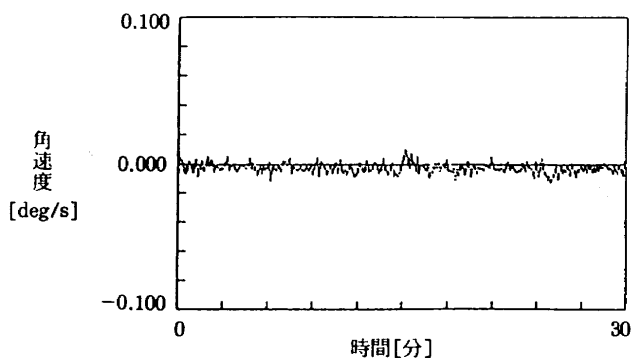


図8 FOG-IMUのX軸用「OFG-3」の  
零点ドリフト特性

(a) 角速度



(b) 角度

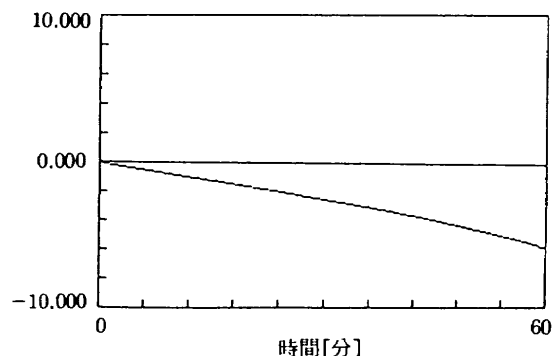
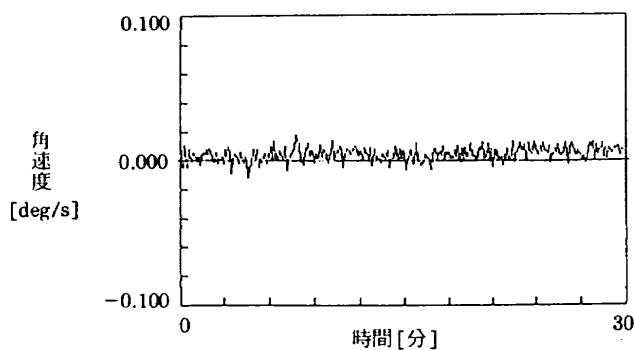


図10 FOG-IMUのZ軸用「OFG-3」の  
零点ドリフト特性

(a) 角速度



(b) 角度

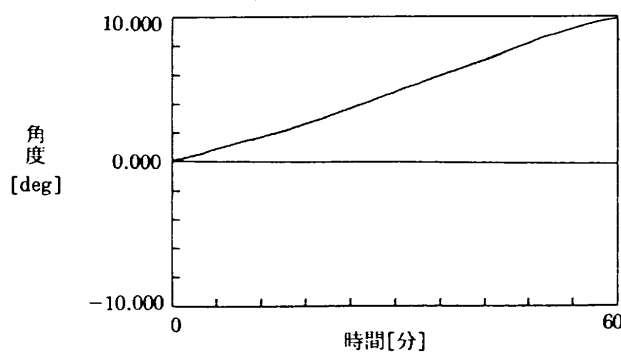


図9 FOG-IMUのY軸用「OFG-3」の  
零点ドリフト特性

3」は図7に示されるように光出力強度を自動安定化した半導体レーザを光源に用いる位相変調方式の干渉型光ファイバージャイロであり、入力角速度に比例したアナログ信号(DC電圧)をデジタル処理し、RS232Cシリアル信号として出力し、またデジタル処理信号をD/A変換してアナログ(DC電圧)量としても出力することができる(FOGの動作原理については付録1を参照)。

本研究では「OFG-3」を3個および1自由度加速度計(日本航空電子工業(株)製JA-5型)を3個使用して模型搭載用光ファイバージャイロIMU(FOG-IMUと略す)を試作した。本IMUはストラップダウン型であり、その内部写真を図11に、性能諸元を表2に示す。本IMUの性能は上記表1に示した要求性能に対して、加速度出力については十分満足できるものであるが、角速度出力では「OFG-3」の性能に依存するため、直線性については1桁劣るものとなっている。分解能についてはRS232Cシリアル出力の場合は要求分解能とほぼ同程度であるが、D/A変換後のアナログ出力の場合には要求性能に比べ1桁劣っているものである。また「OFG-3」の出力感度は $\pm 5$ VFSであり、表1に示す要求性能( $\pm 10$ VFS)と比較し、その50%となっている。

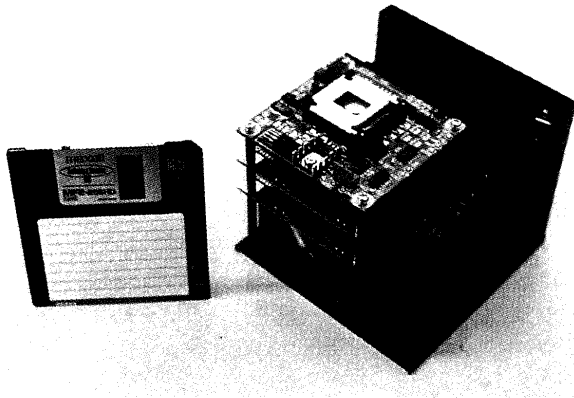


図11 FOG-IMUの内部写真

## 2.2 FOG-IMUの較正試験

### (1) 較正試験方法

本IMUは直交3軸に光ファイバージャイロと加速度計がそれぞれ1個ずつ配置され、それぞれの入力軸はIMU基準軸に一致するように設定されている。そこで問題となるのは入力軸が基準軸に対してどの程度の誤差で設定されているか(アライメント度)であり、それを知る必要がある。本較正試験は光ファイバージャイロのスケールファクタ、アライメントおよびバイアスを求めることとした。加速度計については、従来の加速度計として性能特性が良く知られていること、また各加速度計の入力軸アライメントについては高い加工精度でジャイロ入力軸と一致していることから、較正試験を省略した。

較正試験の構成を図12に、図13に試験中のFOG-IMUの外観写真を示す。写真中央下部はコントラバス社(米国)製サーボテーブル<sup>10)</sup>(設定角速度精度:  $\pm 0.025\%$ )で、回転台(テーブル)の上に治具を介して本IMUが固定されている。本IMUへの電源供給および信号伝送はサーボテー

表2 FOG-IMUの性能諸元(表示値)

項目	性能	単位
角速度出力		
測定範囲	$\pm 100$	deg/s
感度	$\pm 5$	V/ $\pm 100$ deg/s
分解能(デジタル)	0.05	deg/s
(アナログ)	0.78	deg/s
ゼロ点ドリフト	$\pm 10$	deg/h
直線性(30℃)	$\pm 1$	%FS
データ更新周期		
(デジタル)	10	msec
(アナログ)	5	msec

### 加速度出力

測定範囲	Ax、Ay	$\pm 1$	G
	Az	$\pm 2$	G
感度	Ax、Ay	10	V/G
	Az	5	V/G
直線性		$\pm 0.01$	%FS
分解能		$\pm 1$	$\mu$ G以下
周波数特性		DC~500	Hz

供給電源		$\pm 15$	Vdc
形状寸度(LxWxH)		117x123x140	mm
重量		2.2	kg

ルの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、A/D変換後、計算機に取り込まれる。ジャイロの較正試験はIMUの各軸ごとに0~ $\pm 10$ deg/sの設定入力角速度を2deg/s間隔で与え、その時の入力角速度を読み取り、また3個のジャイロ出力(電圧)を計算機(PC-98)を介して、サンプル周期10Hzとし、10秒間のデータ(100個)を

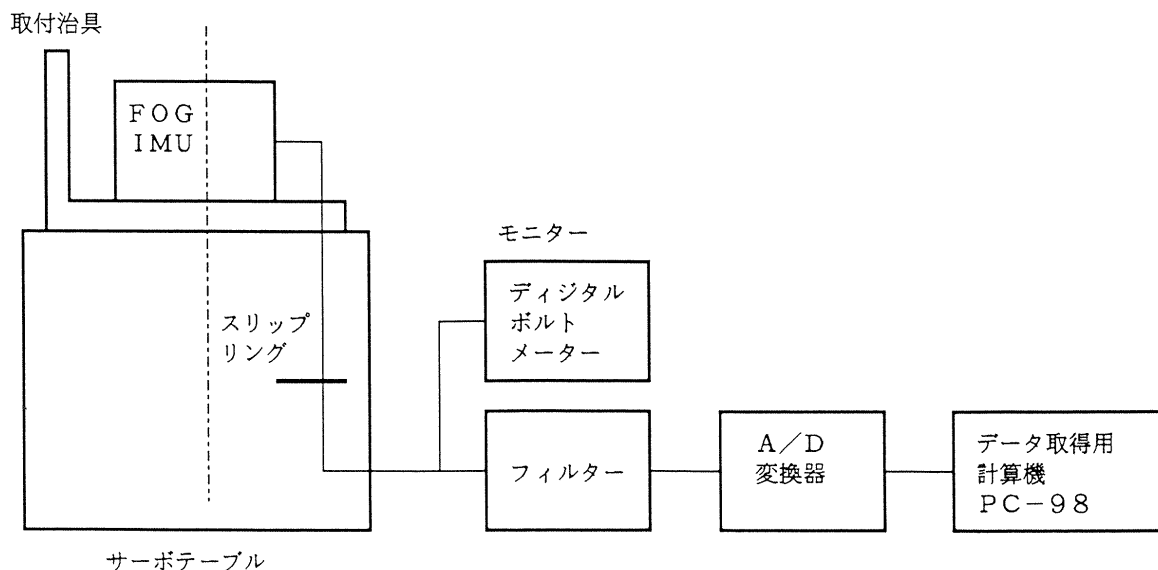


図12 FOG-IMUの較正試験構成



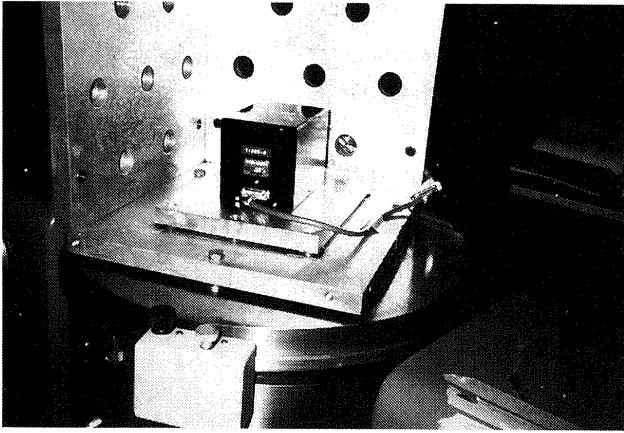


図13 較正試験中の FOG-IMU 外観写真

記録した。

## (2) 較正試験データの解析とその結果

試験データを基に、FOGのスケールファクタ、バイアスおよびアライメントをつぎのような解析方法により求めた。すなわち本解析方法は慣性センサの観測方程式から、その逆の発想法により較正方程式を求めて演算するというものである。その特徴は、従来3軸直交センサ系の場合、各軸ごとの較正が通常であったし、冗長センサ系の場合でも、一軸ごとの較正であったが、本方式は3軸直交系に限らず、冗長個の斜傾配置系でも、同時に各軸センサのスケールファクタ、アライメントおよびバイアスを求めることができる<sup>11)</sup>。

一般に慣性センサの観測方程式は次式で与えられるものと仮定する。

$$\lambda = \mathbf{C} \mathbf{e} \cdot \mathbf{r} + \Delta + \varepsilon \quad (1)$$

ここに、

$\lambda$  : 観測値

$\mathbf{C}$  : スケールファクタ

$\mathbf{e}$  : 慣性センサの観測軸（入力軸）の方向ベクトル（アライメント）

$\mathbf{r} \equiv (x, y, z)$  : 入力角速度ベクトルまたは入力加速度ベクトル。ここに、座標系は慣性センサを航空機に搭載するものと仮定し、機首方向を  $x$ 、右翼方向を  $y$ 、床下方向を  $z$  とする。

$\Delta$  : 定バイアス（上式第1項以外の誤差項の平均値）

$\varepsilon$  : 観測誤差（平均値=0、分散  $\sigma^2$  の正規分布と仮定する）

慣性センサの較正の場合は、加速度ベクトルまたは角速度ベクトル  $\mathbf{r}$  を正確に定められた既知量として与え、スケールファクタ  $\mathbf{C}$  および観測軸の方向ベクトル  $\mathbf{e}$  および定バイアス  $\Delta$  を未知所求量とし、観測値  $\lambda$  より、それらの量を求めるものである。

すなわち、較正方程式は、(1)式の右辺第一項を逆にして、次式で表すことができる。

$$\lambda = \mathbf{r} \cdot \mathbf{C} \mathbf{e} + \Delta + \varepsilon \quad (2)$$

ここで、便宜上、

$$\mathbf{C} \mathbf{e} \equiv \mathbf{f} \equiv (f_x, f_y, f_z)^t \quad (3)$$

と定義する。従って、

$$C = \sqrt{f^2} \quad (4)$$

$$\mathbf{e} = \mathbf{f} / C \quad (5)$$

である。

そこで、未知所求量  $\mathbf{f}$  および  $\Delta$  の総次元数4に応じて、少なくとも4個以上のベクトル  $\mathbf{r}_j$  ( $j=1, 2, \dots, p$ ) を入力し、それに対する出力  $\lambda_j$  ( $j=1, 2, \dots, p$ ) より未知所求量を求める。

すなわち、行列表示で表示すれば次式で表せる。

$$\begin{pmatrix} \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \vdots \\ \lambda_p \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_1 & y_1 & z_1 & 1 \\ x_2 & y_2 & z_2 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ x_p & y_p & z_p & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \\ \Delta \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \vdots \\ \varepsilon_p \end{pmatrix} \quad (6)$$

さらに、上式(6)をつぎのように略記する。

$$\lambda = \mathbf{S} \mathbf{g} + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (7)$$

最小二乗法によれば、較正方程式(7)の解は次式で与えられる。

$$\hat{\mathbf{g}} = (\mathbf{S}^t \cdot \mathbf{S})^{-1} \cdot \mathbf{S}^t \cdot \boldsymbol{\lambda} \quad (8)$$

また、この解  $\hat{\mathbf{g}}$  の推定誤差共分散行列は次式で与えられる。

$$\Sigma = \sigma^2 (\mathbf{S}^t \cdot \mathbf{S})^{-1} \quad (9)$$

ただし、次の条件を満たすものとする。

条件(1): 誤差  $\varepsilon_i$  ( $i=1, 2, \dots, p$ ) が平均値=0の正規分布である。

条件(2):  $\mathbf{E}(\varepsilon_i, \varepsilon_j) = \sigma^2 \delta_{ij}$  ( $i, j=1, 2, \dots, p$ )

そこで、センサが複数個ある場合、各センサの未知所求量  $\mathbf{g}$  および観測値  $\lambda$  に添字  $j$  ( $j=1, 2, \dots, q$ ) を付け、

$$\begin{pmatrix} \hat{\mathbf{g}}_1 \hat{\mathbf{g}}_2 \cdots \hat{\mathbf{g}}_q \end{pmatrix} = (\mathbf{S}^t \cdot \mathbf{S})^{-1} \cdot \mathbf{S}^t \cdot (\boldsymbol{\lambda}_1 \boldsymbol{\lambda}_2 \cdots \boldsymbol{\lambda}_q) \quad (10)$$

と表し、さらに、つぎのように略記する。

$$\hat{\mathbf{G}} = (\mathbf{S}^t \cdot \mathbf{S})^{-1} \cdot \mathbf{S}^t \cdot \mathbf{A} \quad (11)$$

これによって、観測値（較正試験データ） $\mathbf{A}$  より各センサの未知所求量  $\mathbf{G}$  を求めることができる。

それゆえ、このように求められた未知所求量  $\mathbf{G}$  から、つぎに示す較正後の観測方程式が得られる。

$$\mathbf{g}_j = (f_{xj} \ f_{yj} \ f_{zj} \ \Delta_j)^t \quad (j=1, 2, \dots, q) \quad (12)$$

に注意して、

$$\begin{pmatrix} \lambda_1 - \Delta_1 \\ \lambda_2 - \Delta_2 \\ \vdots \\ \lambda_q - \Delta_q \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_{x1} & f_{y1} & f_{z1} \\ f_{x2} & f_{y2} & f_{z2} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ f_{xq} & f_{yq} & f_{zq} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \vdots \\ \varepsilon_q \end{pmatrix} \quad (13)$$

この式より、求めるべき各軸方向の角速度または加速度 ( $x, y, z$ ) が求められる。

上記の解析方法により較正試験データに基づいて求めた FOG-IMU のジャイロスケールファクタ、アライメントおよびバイアスの実測値を表 3 に示す。

すなわち、具体的には、本 FOG-IMU の場合、表 3 より、(13) 式は次式で表せる。

$$\begin{pmatrix} \lambda_1 - 0.426 \\ \lambda_2 - 0.177 \\ \lambda_3 - 0.192 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0.0527 & -0.0005 & -0.0001 \\ -0.0006 & -0.0509 & -0.0001 \\ -0.0005 & -0.0003 & 0.0504 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \quad (14)$$

ただし、誤差  $\epsilon_i$  は省略している。

なお、(9) 式から計算される標準偏差はそれぞれ

$$\sigma_x = \sigma_y = \sigma_z = \pm 0.0003 \quad (\text{V/deg/s})$$

$$\sigma \lambda = \pm 0.001 \quad (\text{V})$$

すなわち、各軸まわりの角速度 ( $x, y, z$ ) は (14) 式より次式で求められる。

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 19.0 & -0.203 & 0.0305 \\ -0.220 & -19.6 & -0.034 \\ 0.179 & -0.136 & 19.8 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \lambda_1 - 0.426 \\ \lambda_2 - 0.177 \\ \lambda_3 - 0.192 \end{pmatrix} \quad (15)$$

表 3 FOG-IMU 光ファイバージャイロの較正結果

式 (13) に対応して以下のような結果が得られた。

$$\begin{pmatrix} f_{x1} & f_{y1} & f_{z1} \\ f_{x2} & f_{y2} & f_{z2} \\ f_{x3} & f_{y3} & f_{z3} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0.0527 & -0.0005 & -0.0001 \\ -0.0006 & -0.0509 & -0.0001 \\ -0.0005 & -0.0003 & 0.0504 \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} \Delta 1 \\ \Delta 2 \\ \Delta 3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0.426 \\ 0.177 \\ 0.192 \end{pmatrix}$$

ここに、

$f_{x1}, f_{y2}, f_{z3}$  : X、Y、Z 軸ジャイロのスケールファクタ (V/deg/s)

$f_{y1}, f_{z1}$  : X 軸ジャイロの Y、Z 軸入力角速度に対する感度  
(アライメントによる直交成分係数) (V/deg/s)

$f_{x2}, f_{z2}$  : Y 軸ジャイロの X、Z 軸入力角速度に対する感度  
(アライメントによる直交成分係数) (V/deg/s)

$f_{x3}, f_{y3}$  : Z 軸ジャイロの X、Y 軸入力角速度に対する感度  
(アライメントによる直交成分係数) (V/deg/s)

$\Delta 1, \Delta 2, \Delta 3$  : X、Y、Z 軸ジャイロの定バイアス (V)

したがって、

$$\begin{aligned} \text{X 軸ジャイロのスケールファクタ} &= \sqrt{f_{x1}^2 + f_{y1}^2 + f_{z1}^2} \\ &= \sqrt{0.0527^2 + 0.0005^2 + 0.0001^2} \\ &= 0.0527 \quad (\text{V/deg/s}) \end{aligned}$$

同様に、

Y 軸ジャイロのスケールファクタ = 0.0509

Z 軸ジャイロのスケールファクタ = 0.0504

### 3. 動的風洞試験による性能評価

#### 3.1 動的風洞試験の経過概要と評価試験の目的

当所の大型低速風洞における SP 模型を用いた動的風洞試験は、第一次試験（平成元年 5 月）においては空気力による模型浮上特性の確認、平成 2 年 3 月の第二次試験においては計算機制御による模型の縦系（ピッチング方向）姿勢制御特性の評価を行った。第三次試験は平成 2 年 10 月～11 月に行い、計算機による横・方向系（ローリングおよびヨーイング方向）姿勢制御特性、 $\alpha$  スイープ特性および本 FOG-IMU の性能評価を行った。

この FOG-IMU の評価試験の目的は、本 FOG-IMU を模型の制御・計測システムに組み込んで、その計測精度や出力の時間遅れ等が制御系に与える影響を評価することであり、将来光ファイバージャイロを IMU に採用する上で問題点を明らかにすることである。

#### 3.2 評価試験内容と試験結果

評価試験を行うために、本 IMU を従来の IMU（動的風洞試験用 IMU で、振動ジャイロ 3 個および 1 自由度加速度計 3 個で構成されているストラップダウン型 IMU：トキメック社製 TMOS-1000 用 IMU<sup>6)</sup>）と換装し、模型の制御・計測システムに組み込んだ。本 IMU を模型に装着した状態の外観写真を図 14 に、ケーブルで支持され、空気力によって浮遊している状態の模型写真を図 15 に示す。

試験内容はつぎの通りである。

##### (1) 縦系静特性試験（ $\alpha$ スイープ試験）における FOG-IMU の機能確認

水平面に張られた模型前胴部ケーブルと垂直面に張られた模型後胴部ケーブル（張力の強弱で模型運動範囲の

大小を調節できる）で模型を風洞内に懸架した状態で所定の風速を与え、模型の運動を計算機により制御（縦および横・方向系の姿勢安定化制御）した状態とし、その時の模型運動の安定性を評価する。縦系静特性試験（ $\alpha$  スイープ試験）は飛行制御系により模型に働く揚力を制御し、模型を風洞の中央付近に浮上させ、風速最大（40 m/s）から徐々に風速を 30 m/s まで下げ、風速に対する模型の迎え角  $\alpha$  が変化する関係を計測し、評価する試験である。図 16(a) は  $\alpha$  スイープ試験において模型運動の制御を OFF から ON 状態にした時のラダー舵角および本 FOG-IMU 出力：ロール角速度 (P)、ピッチ角速度 (Q)、ヨー角速度 (R) のペンレコーダ記録の一例を示す。また図 16(b) および (c) は同様の  $\alpha$  スイープ試験時のそれぞれ FOG-IMU と従来 IMU の角速度出力の実測値（計算機によるタイムヒストリー）を示す。

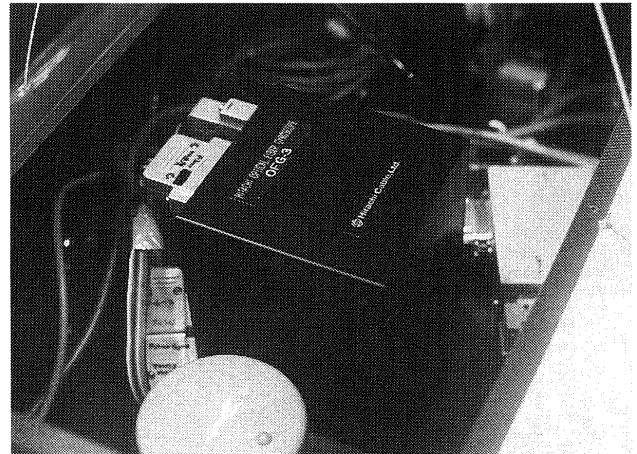


図 14 模型に搭載された FOG-IMU（「OFG-3」と記名のボックス）の外観写真

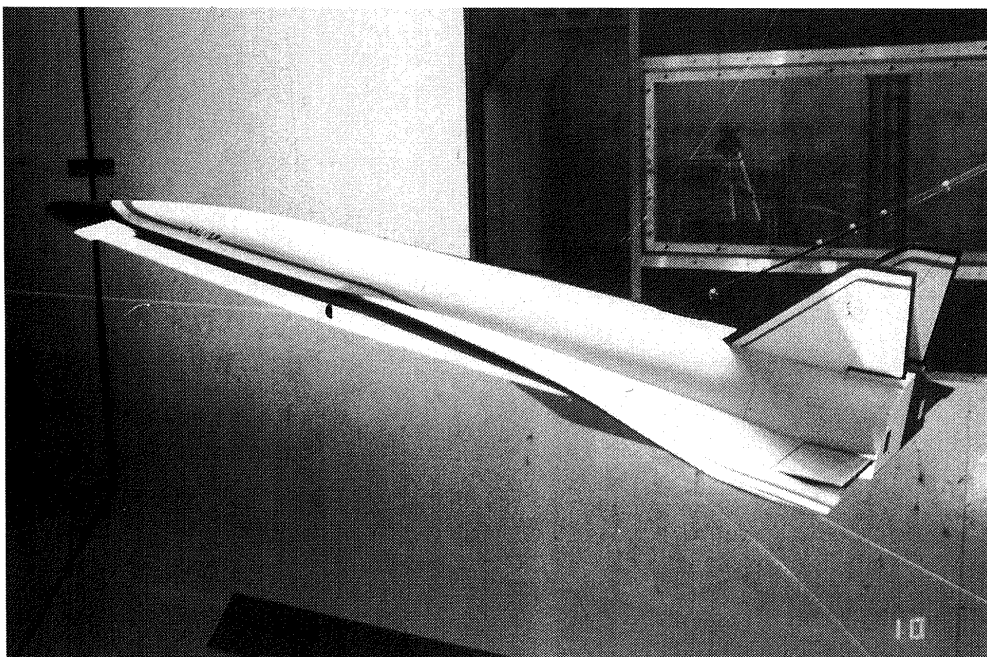


図 15 動的風洞試験中の模型外観写真

本試験ケースはつぎの通りである(表 4 参照)。

αスweep: 3 ケース

風速セット: 3 ケース

(2) 昇降舵応答試験

本試験は上記と同様な方法で模型の運動を制御(縦および横・方向系姿勢安定化制御)し、風洞のほぼ中央で模型

を釣り合わせ運動させ、制御をONからOFFにした状態にし、昇降舵アクチュエータに既知の操舵信号を与えて模型に縦系運動(ピッチング運動および上下運動)を起こさせ、その時の模型運動を計測する試験である。既知の入力操舵信号としては以下に示すようなケースを与えた。

ダブレット入力: 3 ケース

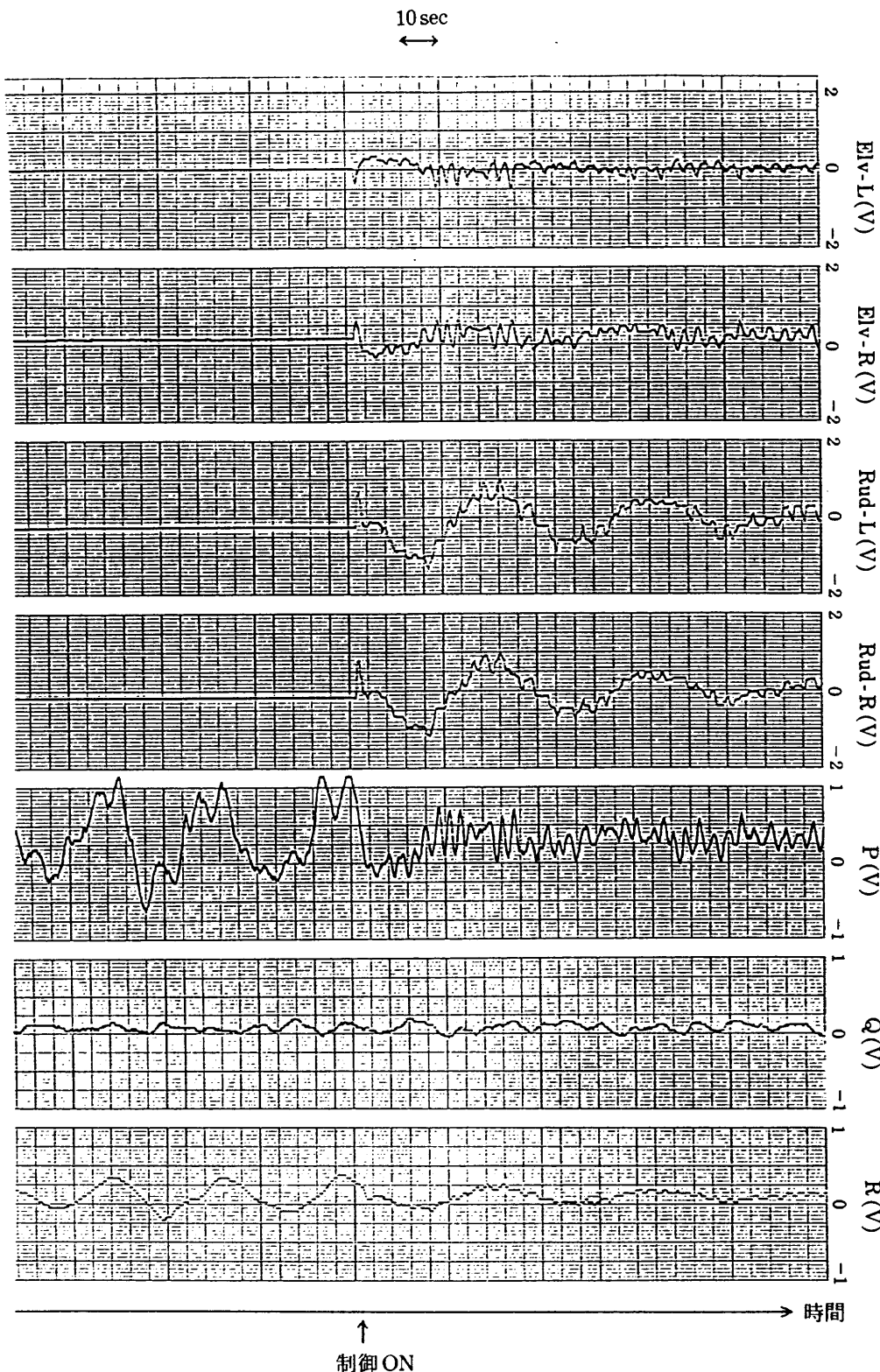


図 16(a) 縦系静特性試験: 模型制御 OFF → ON

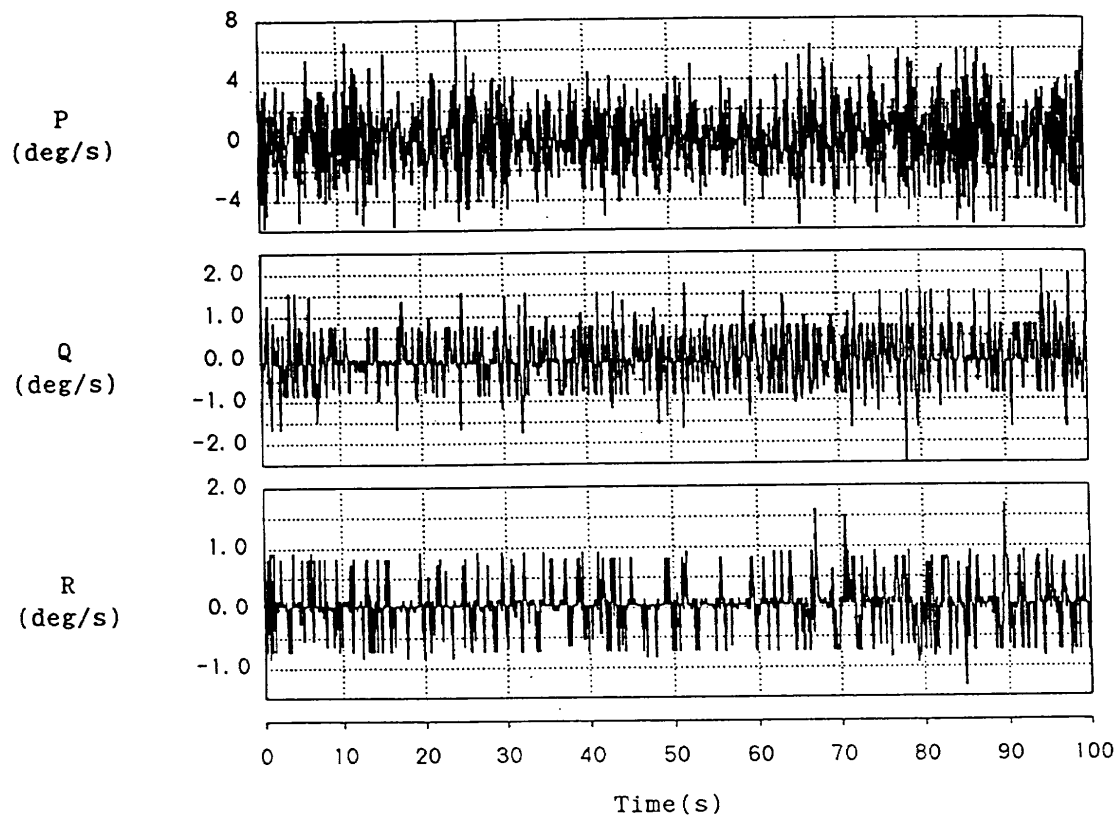


図16(b) 縦系静特性試験：FOG-IMUの角速度計出力

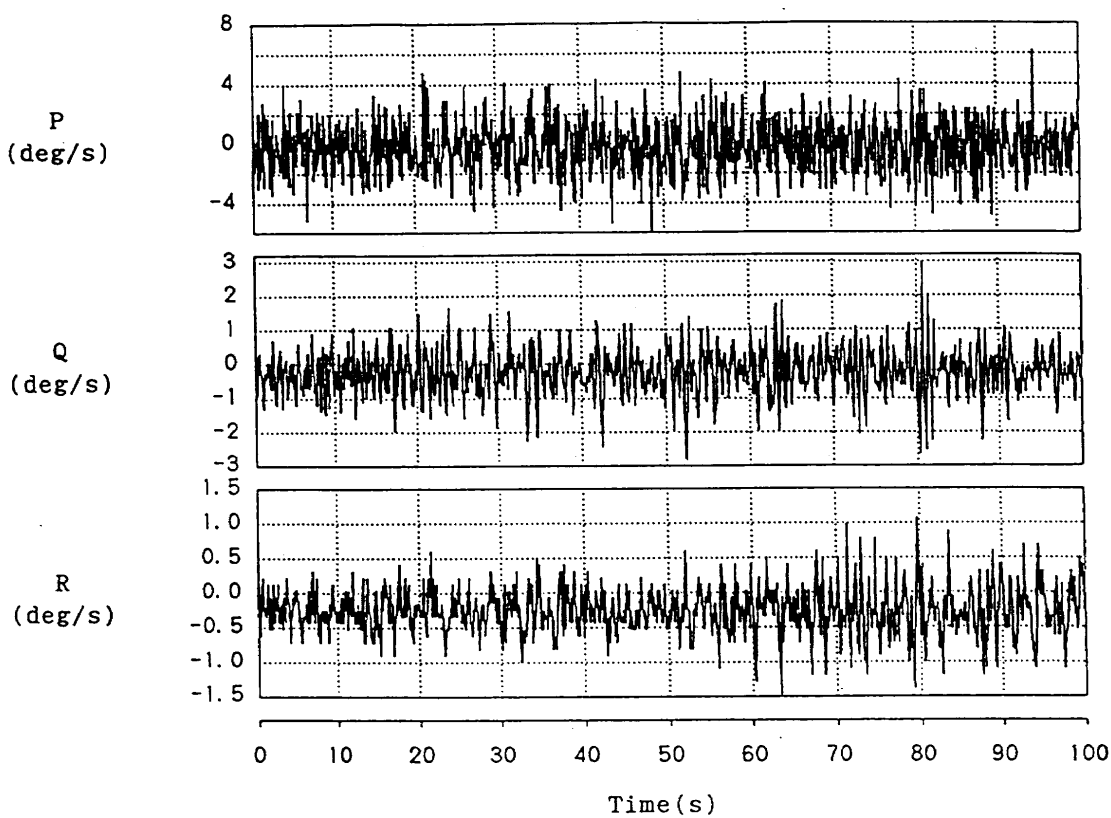


図16(c) 縦系静特性試験：従来のIMUの角速度計出力

表 4 FOG-IMUの動的風洞試験ケース一覧

試験項目	試験内容		
静特性試験	データNo. ☆#21-1(F) ☆#21-2(F) ☆#21-3(F) ☆#21-4F ☆#22-1F ☆#22-2F	試験条件 風速30.0m/s 風速35.0m/s 風速40.0m/s $\alpha$ スイープ 風速40.4m/s→30.0m/s $\alpha$ スイープ 風速40.4m/s→30.0m/s $\alpha$ スイープ 風速40.4m/s→30.0m/s	
昇降舵応答試験 ダブレット入力	データNo. ☆#19-01 ☆#19-02 ☆#23-01	操舵信号振幅(deg) +4.0 -4.0 +4.0	操舵信号パルス幅(sec) 0.55 0.55 0.55
3211入力	☆#19-03 ☆#19-04 ☆#23-02	+3.0 -3.0 +3.0	0.30 0.30 0.30
M系列入力	☆#19-05 ☆#19-06 ☆#20-09 ☆#23-03	+2.0 -2.0 +2.0 +2.0	0.20 0.20 0.20 0.20
方向舵応答試験 ダブレット入力	データNo. ☆#20-01 ☆#20-02 ☆#23-04	操舵信号振幅(deg) -2.0 +2.0 -2.0	操舵信号パルス幅(sec) 0.44 0.44 0.44
3211入力	☆#20-03 ☆#20-04 ☆#20-05 ☆#20-06 ☆#23-05	+1.5 -1.5 +1.5 -1.5 +1.5	0.22 0.22 0.22 0.22 0.22
M系列入力	☆#23-06	+1.5	0.22
補助翼応答試験 ダブレット入力	データNo. ☆#20-07 ☆#20-08	操舵信号振幅(deg) +2.0 -2.0	操舵信号パルス幅(sec) 0.22 0.22

3211入力 : 3 ケース

M系列入力 : 4 ケース

ここに、ダブレット入力は図17(a)に示すように既知の正負のパルス電流(パルスの振幅, 周期, 極性をパラメータとして変えられるパルス幅変調信号: PWM信号)を各1パルス交互に舵面アクチュエータに入力することである。また図17(b)に示すように、3211入力は正パルス3, 負パルス2, 正パルス1, 負パルス1のパルス列を舵面アクチュエータに入力することである。さらに、M系列入力は図17(c)に示すように既知のランダム・パルス列を舵面アクチュエータに入力することである。

本昇降舵応答試験の一例を、図18および図19に示す。図18は昇降舵入力操舵信号3211に対する模型運動をFOG-IMUによって測定した結果であり、図19は従来のアナログ型IMUを使用して測定した結果である。なお、両者は試験条件を同一にして行った別個の試験結果である。

### (3) 方向舵応答試験

本試験は上記と同様に風洞中央付近で模型の運動を制御し、制御をONからOFFにした状態にして方向舵アクチュエータに既知の操舵信号を与えて、模型にヨーイング運動を起こさせ、模型の運動を計測する試験である。既知の入力操舵信号としてはつぎの通りである。

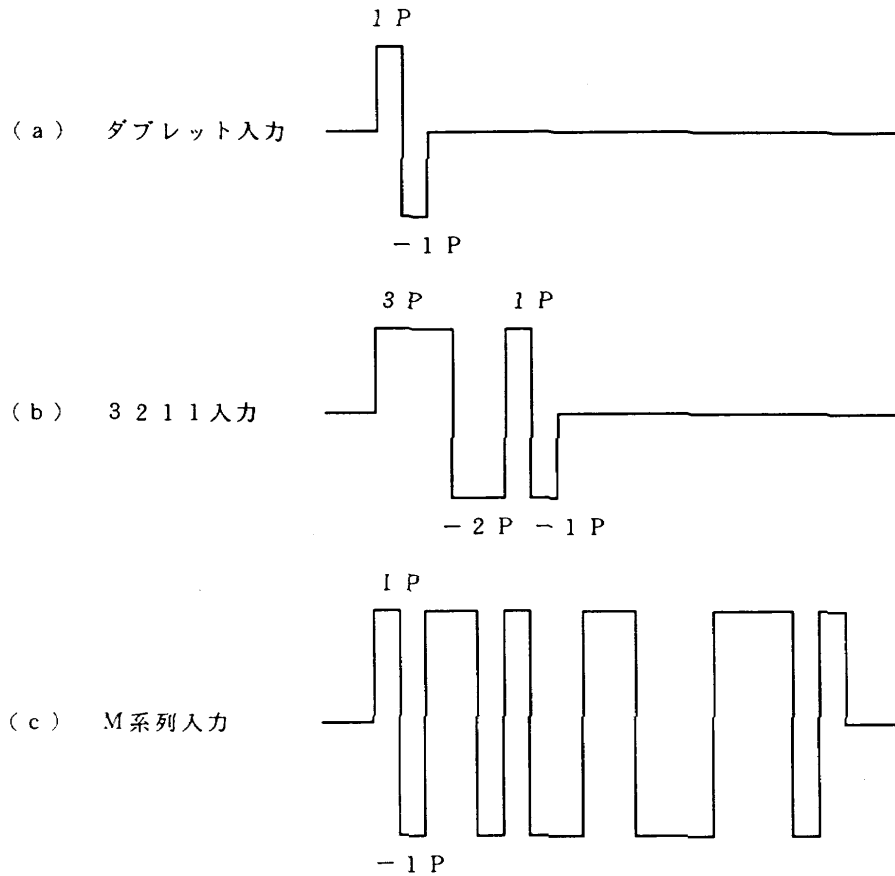


図17 各種入力操舵信号

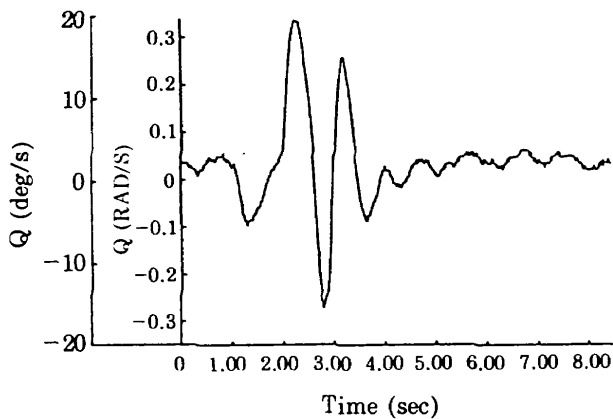


図18 昇降舵 3211 応答試験結果 (FOG-IMU 使用時)

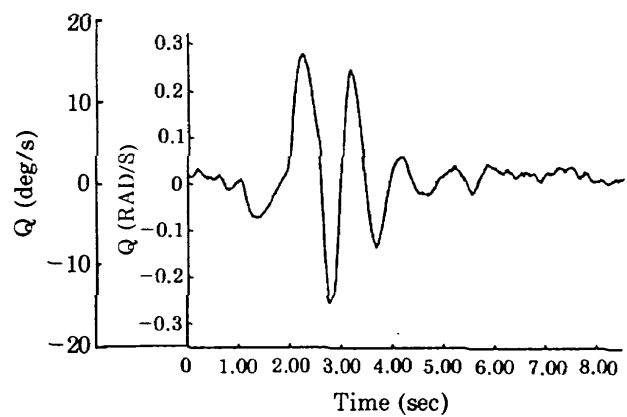


図19 昇降舵 3211 応答試験結果 (従来の IMU 使用時)

ダブレット入力：3 ケース

3211 入力：5 ケース

M 系列入力：1 ケース

#### (4) 補助翼応答試験

本試験は上記と同様に風洞中央付近で模型の運動を制御し、制御をONからOFFにした状態にして補助翼アクチュエータに既知の操舵信号を与えて、模型にローリング運動を起こさせ、模型の運動を計測する試験である。既知の入力操舵信号としてはつぎの通りである。

ダブレット入力：2 ケース

### 3.3 評価試験結果の考察

(1) 図16(a)~(c)において、模型運動制御系が途中からONとなり、FOG-IMUの角速度出力に係数を掛けて各舵面を駆動するアクチュエータに舵角制御信号をフィードバックすることにより、模型運動が安定化されていることがわかる。ヨーレイト(R)にFOGの内部信号処理(量子化された信号をD/A変換して出力)に伴う階段状の波形が見られ、それがフィードバックされている方向舵(Rud)の動作にも階段状の波形が見られ、模型運動に高周波成分が含まれる原因になるものと考えられる。またFOG-IMU出力に

も「OFG-3」の量子化の影響が明瞭に見られる。「OFG-3」は測定範囲 $\pm 100 \text{ deg/s}$ で、アナログ出力が8ビット（データは7ビット）で処理されているので、分解能は約 $0.8 \text{ deg/s}$ となり、動的風洞試験には精度が若干不足していることが判る。

(2) 図18および図19に示すFOG-IMUと従来のIMUの測定結果は、0.9秒後に3211操舵信号（1パルスの舵角振幅3deg, 周期0.3秒）を入力したときのそれぞれヨーレート(Q)の実測値（50Hzローパスフィルタ後の測定値）である。両者の比較から、応答性については顕著な差異が認められないが、制御中の模型の運動がFOG-IMUのときの方が多少振動的になることが認められる。この原因は「OFG-3」の分解能不足および出力信号処理の更新周期（5ms）に起因する時間遅れにあるものと考えられる。今後は、分解能をさらに高めるためにA/D, D/A変換は14ビット程度に、また応答性を高めるために、出力信号更新周期は1ms程度に短くする必要があると考えられる。

(3) 3.2で記述した全ての試験において、FOG-IMUは模型運動制御・計測系に組み込まれ、運動制御に有効に使用できることが確認された。

#### 4. あとがき

ケーブルマウント方式による動的風洞試験の模型運動制御・計測系の更なる高性能・高信頼性化を目指すデジタル化に対処して、そのような系に適合することが期待できるFOG-IMUの問題点の抽出を目的として、既製の光ファイバージャイロ：「OFG-3」を用いて試作したFOG-IMUの動的風洞試験による評価について述べた。本評価試験の結果、試作したFOG-IMUは動的風洞試験用模型の運動制御・計測系に使用し得ることが確認された。しかしながら、模型の運動制御性能をさらに向上させ、表1に示す動的風洞試験用IMUの要求性能を満足させるためには、FOGの精度、分解能をさらに高め、かつセンサ信号出力処理周期をさらに短くする必要がある。また、現状の模型運動計測系は機軸角速度および加速度をIMUで計測し、姿勢角は鉛直ジャイロ(VG)で計測し、方位角はVGによる姿勢角と地上における三次元模型位置計測データを用いて計算で求めるなど、複雑である。今後は、表1に示す要求性能仕様を満足し得る高性能光ファイバージャイロの開発の進展を考慮し、模型の角速度、加速度、姿勢角および方位角を計測し得る模型搭載用小型・軽量・高性能・高信頼性FOG-AHRS（姿勢方位基準装置）の研究開発を進める予定である。これによりVGの模型搭載は不要となる。

最後に本FOG-IMUの試作にあたり、多大なご協力をいただいた日立電線株式会社 梶岡博氏および飯塚寿夫氏に深謝するとともに、較正試験においてサーボテーブルの使用に際し、ご協力をいただいた当所制御部機器研究室の

鈴木孝雄室長ならびに円居繁治主任研究官に謝意を表する次第である。

#### 参考文献

- 1) 舞田正孝；我が国のスペースプレーン，次世代有人宇宙輸送システム計画，日本航空宇宙学会誌 第37巻 第428号(1989. 9)，pp. 401-410.
- 2) 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資料TM-594(1988. 8)
- 3) 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資料TM-598(1989. 1)
- 4) 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. 624-643.
- 5) 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7～8日），pp. 432-435.
- 6) 滝沢実，佐々修一，永安正彦；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，航空宇宙技術研究所資料TM-703(1996. 11).
- 7) 滝沢実，佐々修一，永安正彦，梶岡博，飯塚寿夫；光ファイバージャイロIMUの動的風洞試験による評価，第29回飛行機シンポジウム講演集(1991. 10)，pp. 540-543.
- 8) 熊谷達也，梶岡博，他；低ドリフト光ファイバージャイロの検討，電子情報通信学会資料SANE 90-34(1990. 9)，pp. 31-36.
- 9) 梶岡博，於保茂；光ファイバージャイロの開発，第3回光波センシング技術研究会講演論文集 JSAP: AP 893118(1989. 6. 15～16)，pp. 55-62.
- 10) 航空宇宙技術研究所年報（創立40周年特集），平成6年度，pp. 223-224.
- 11) 木村武雄，滝沢実；慣性センサ系のアライメントに関する最適測定法について，第29回自動制御連合講演会前刷（昭和61年11月6日～8日），pp. 667-670.



付録1 FOGの動作原理と位相変調方式<sup>1-1)</sup>

(1) FOGの動作原理

FOGの基本的な動作原理図を図1-1に示す。レーザー光源から出た光は、ビームスプリッタBSで透過光と反射光の二つに分かれる。反射光はファイバーループを右回りに、透過光は左回りに回る。それぞれの光が光ファイバーループを伝播した後、再びBSで合成されるような閉光路を考える。同図で、 $E_{cw}$ は右回り光、 $E_{ccw}$ は左回り光である。このファイバーループがその面に垂直な軸まわりに回転すると右回り光と左回り光との間に回転による光路差が生じ、そのため、合成点で両光の間に位相差 $\Delta\theta$ が生じる。この位相差は(1-1)式のようにファイバーループの回転角速度 $\Omega$ に比例することがサニャック効果として知られている。

$$\Delta\theta = \frac{4\pi LR}{c\lambda} \Omega \quad (1-1)$$

ここに、

$\Delta\theta$  : サニャックの位相差

$c$  : 真空中の光速

$\lambda$  : 光の波長

$L$  : ファイバーループの長さ

$R$  : ファイバーループの半径

FOGの原理はサニャック効果を利用して、ファイバーループの回転による左右両回り光間の位相差を検出し、角速度を知ることである。この位相差は右回り光と左回り光が合成されたときにできる干渉光の強度の変化となって現れるので、入力角速度と合成光の強度の関係を知ることにより、角速度を求めることができる。合成光の強度 $I_p$ と位相差 $\Delta\theta$ の関係は一般に次式で与えられる。

$$I_p = |E_{cw} + E_{ccw}|^2 = 2E^2 (1 + \cos \Delta\theta) \quad (1-2)$$

ここに、

$$E_{cw} = E \exp [i(\omega t - \Delta\theta/2)] \quad (1-3)$$

$$E_{ccw} = E \exp [i(\omega t + \Delta\theta/2)] \quad (1-4)$$

(1-2)式から明かなように、 $I_p$ は $\Delta\theta$ 、すなわち $\Omega$ の余弦関数になっており、微小な回転に対してその変化が極めて緩慢である。また周期性があるので、 $\Omega$ の計測範囲が制限される。

FOGについては上記の問題を解決するために、これまで、感度の向上と計測範囲の拡大を目指して、各種の方式が提案され、研究開発されている。

(2) 位相変調方式

図1-2<sup>1-2)</sup>に位相変調方式FOGの基本的構成図を示す。ファイバーループを含む閉じた光学系の中に位相変調器として電歪振動子(PZT)が挿入され、光に位相変調がかけられる。右回り光はファイバーループを回った後、PZTにより変調を受ける。左回り光はファイバーループに入る前に

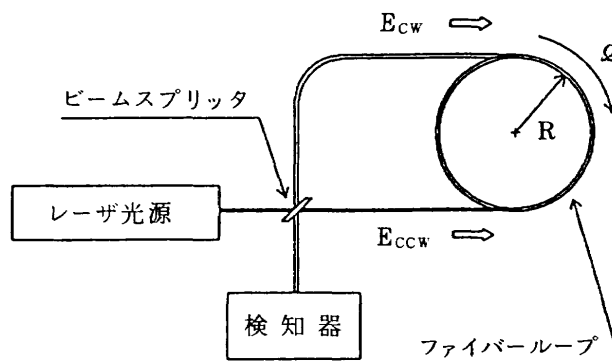


図1-1 FOGの原理図

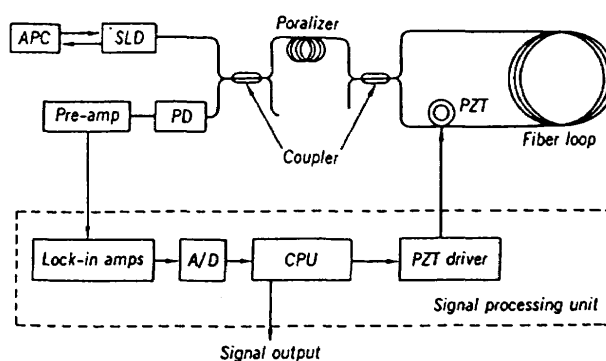


図1-2 位相変調方式FOGの基本的構成図

変調を受ける。この変調により両光の位相差が180度になるようにファイバーループの長さが調整される。したがって、(1-3)式および(1-4)式の位相項にPZTによる変調効果： $m_p \sin(pt)$ を加えて表せば、合成点における右回り光 $E_{cw}$ は次式となる。

$$E_{cw} = E \exp [i(\omega t + m_p \sin(pt + \pi/2) - \Delta\theta/2)] \quad (1-5)$$

左回り光 $E_{ccw}$ はこれに対して位相を $\pi$ だけ遅らせて、次式で表せる。

$$E_{ccw} = E \exp [i(\omega t + m_p \sin(pt - \pi/2) + \Delta\theta/2)] \quad (1-6)$$

ここに、

$m_p$  : PZTにける変調電圧の大きさで決まる変調の深さを表す量

$p$  : 変調波の角周波数

PZTで変調を受けた左右両光の合成光、すなわち干渉光の強度 $I_p$ は(1-5)、(1-6)式より次式で与えられる。

$$I_p = |E_{cw} + E_{ccw}|^2 = 4E^2 \cos^2(m_p \cos(pt) - \Delta\theta/2) = 2E^2 [1 + \cos(2m_p \cos(pt) - \Delta\theta)] \quad (1-7)$$

(1-7)式の右辺第2項をベッセル関数によって展開すると、次式が得られる。

$$I_p = 2E^2 [1 + 2 \sin \Delta\theta (J_1(2m_p) \cos(pt) - J_3(2m_p) \cos(3pt) + J_5(2m_p) \cos(5pt) - \dots)]$$

$$\begin{aligned}
 & -2 \cos \Delta\theta (-J_0(2m_p) / 2 \\
 & \quad + J_2(2m_p) \cos(2pt) \\
 & \quad - J_4(2m_p) \cos(4pt) \\
 & \quad + J_6(2m_p) \cos(6pt) - \dots] \\
 & \hspace{10em} (1-8)
 \end{aligned}$$

ここで、(1-8)式の第1種ベッセル関数 $J_1$ 、 $J_2$ 項に着目し、角周波数 $p$ と $2p$ で同期検波することにより、サニャック位相差 $\Delta\theta$ を含む $\sin \Delta\theta$ 、 $\cos \Delta\theta$ を検出する。次に $\sin \Delta\theta$ 、 $\cos \Delta\theta$ の線形領域部分を使い、逆関数演算によって $\Delta\theta$ を求める。以上が位相変調方式FOGの原理である。

## 付録 1 参考文献

- (1-1) 高橋彦至, 雑賀涼; 光ファイバージャイロ, 日本航空宇宙学会誌 第39巻 第444 (1991年1月), pp. 1-13.
- (1-2) 熊谷達也, 梶岡博, 仲居久典, 牧野淳一, 於保茂, 園部久雄; 低ドリフト光ファイバージャイロの検討, 電子情報通信学会資料SANE90-34 (1990年9月28日), pp. 31-36.

---

## 航空宇宙技術研究所資料705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 株式会社三興印刷  
東京都新宿区西早稲田2-1-18

---

© 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下さい。