

ISSN 0389-4010
UDC 603.084.3:
629.7.072:
629.7.05.017

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-660

慣性航法用冗長センサ系について

新 宮 博 公

1981年3月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

慣性航法用冗長センサ系について*

新 宮 博 公**

Study on Strapdown Inertial Navigation Redundant Sensor System

By

Hirokimi SHINGU

ABSTRACT

This report describes an efficient method of increasing the reliability of a strapdown inertial navigator by use of a redundant sensor system. It also describes a preliminary technique to detect and isolate the sensor failures, and how to determine the tolerance limits of the detection delay.

The reliability and the accuracy of various redundant systems using four-, five-, and six-sensor arrays are analyzed. It was found that models of non-orthogonal orientation have higher reliability than those of orthogonal orientation using the same number of sensors. If the sensor arrays are optimum, the improvement of accuracy was found to be 13.4%, 22.5%, and 29.3% for four-, five-, and six-sensor systems in comparison with conventional three-sensor arrays when all sensors are operating normally. A trial to detect a sensor failure and to find a way to compensate for performance degradation of a system is done by using a set of parity equations. And the system is a six-sensor array made up with DRMIG. In this trial, the method is one of substituting the integrated values of the sensor data into those equations in order that the detection performance be better. The detection delay is evaluated as a quantitative relation to the navigational error on the assumption that a redundant system is employed for a mission. Finally, we may conclude that fundamental concepts about the optimum sensor array and failure detection, and their application to a mission, were established in this paper.

1. まえがき

ストラップダウン慣性航法系 SINS (Strapdown Inertial Navigation System) における IMU

(Inertial Measurement Unit) は一般にはジャイロと加速度計とをそれぞれ必要最小個数(3個)だけ取付けているので、1個のセンサが故障しても IMU としては使用不能になり、信頼性は十分とはいえない。SINS の信頼性を向上させるにはセンサ単体の信頼度を向上させて故障発生率を低くすること、冗長センサ系(以下、冗長系と略す)を構成してセ

* 昭和55年12月23日 受付

** 計測部

ンサ故障の許容数を増すことの2方法が考えられる。ここでは、後者の方法(冗長系)で信頼性を向上させることを試み、同類のセンサ(例えば、ジャイロ)を4, 5, 6個用い、かつ1パラメータで軸配置が決まる冗長系を構成するための考察を進めた。センサの入力軸は、信頼性向上のために非直交取付にすること、および航法誤差減少のためにセンサ誤差の直交3軸への影響度を最小にすることの2条件を基にして、最適配置を決定した。しかしながら、冗長系はセンサ故障を考慮しての設計法であるので、各センサの故障検出が確実かつ迅速に行なわれなければならない。特に、外部から航法諸量が得られない飛翔領域での故障発生を考えると、自立故障検出が必要になる。このためのアルゴリズムは数多く開発されているが、¹⁾任意の4センサ出力からなる均衡式(Parity Equation)の方法は、出力のデータ処理(Filtering等)が必ずしも必要とされないので、故障誤差(本研究では、自立検出可能な誤差の発生を故障と定義する)の統計的性質が定まらないときにも使える。そこでこの方法で故障を検出する試みを進め、検出機能の考察を行なった。均衡式を用いる際に、従来、時々刻々の出力を式に代入し、その式の大小によって故障判定を行なう方式がとられてきた。この方式では、瞬時値が大きくても時間平均値が零になるような誤差(例えば、量子化の影響等)は、無故障とみなせるにもかかわらず故障と判定される欠陥がある。本研究では、DRMIG²⁾(デジタルリバランス用積分ジャイロ)をセンサモデルにとっていることを考慮し、センサ使用開始時刻($t=0$)から任意の故障判定時刻までの出力の積分値(総パルス個数に相当)を均衡式に代入して、各姿勢計算周期ごとに故障判定が行なえる方式(以下、積分方式と定義する)を考案した。6個のセンサ(DRMIG)からなる冗長系(6S系)の出力の挙動をシミュレーションしつつ、入力に故障誤差を付加し、検出可能か否かを評価した結果、この積分方式は上記の欠陥を除くのに十分有用であることがわかった。また、故障検出が可能であっても、検出に遅れがあり、故障発生から検出分離に至る間では、故障状態にあるセンサ(以下、故障センサという)を含むIMUが使われるので、遅れの大小が航法誤差に影響する。

その影響度は、故障センサの位置、故障誤差の大きさ、センサへの入力(角速度、加速度)等によって異なる。ここでは、あるミッションに6S系を搭載したと仮定し、各センサの各種誤差に対して、検出遅れと航法誤差との関係をシミュレーションによって定めると共に、遅れの許容度をミッションに即して評価する一手法を得た。

以上の各解析、考察、シミュレーション等により、冗長系の最適構成、故障検出、ミッションへの適用性の評価に関する基本的な概念が把握できた。

2. 主要な記号および用語

A_{IA}, A_{SRA} ; 積分ジャイロの IA, SRA 方向に作用する飛翔体の推力加速度の成分 [m/s^2]

a_x, a_y, a_z ; 推力による飛翔体の加速度(基準軌道データ)の x, y, z 軸方向成分 [m/s^2]

DRMIG; Digital Rebalance Miniature Integrating Gyro

E_B ; ジャイロのバイアス誤差 [$^{\circ}/h$] の量

E_S ; ジャイロのスケールファクタ誤差の量

e_j ($j=1 \sim v$); センサ j が発生する誤差, v はセンサの個数

FALSA; False Alarm (無故障を故障と判定すること)

G_0, G_1, G_2 ; 加速度不感, 比例, 自乗比例ドリフトレート(本文中ではドリフトレートの"レート"を省略する)

G_S ; スケールファクタ誤差

G_{IA}, G_{SRA} ; IA, SRA 方向の G_1 係数 [$^{\circ}/h/g$]

$G_1(i)$; センサ(ジャイロ) i の G_1 誤差の量 [$^{\circ}/h/g$]

H ; 直交3軸をセンサ軸に変換する行列

H_{ij} ($i=1 \sim v, j=1 \sim 3$); H の要素

i_x, i_y, i_z ; x, y, z 軸方向の単位ベクトル

i_j ($j=1 \sim v$); センサ j の入力軸(計測軸)方向の単位ベクトル

IMU; Inertial Measurement Unit

IA, OA, SRA ; ジャイロの入力軸, 出力軸, スピン基準軸

$IA(i), SRA(i)$; センサ i の IA, SRA

MTTF; Mean Time to Failure

M ; H の擬逆行列 (Pseudo Inverse Matrix)

- M_{ij} ($i=1\sim 3, j=1\sim v$) ; M の各要素
 MISA ; Missed Alarm (故障を無故障と判定すること)
 P_u ; DRMIG出力のパルスウェイト [deg/pulse]
 RMS ; Root Mean Square
 RSS ; Root Sum Square
 R_e ; センサ単体の信頼度
 R ; 地球中心から飛翔体の重心までの距離 [km]
 ΔR ; R の変動分(誤差) [km]
 THR ; 故障判定基準
 t_a ; 平均無故障時間
 t_g ; 故障発生時刻 [sec]
 t_d ; 故障が検出される時刻 [sec]
 t_f ; Missionの終端時刻 [sec]
 Δt ; 姿勢計算周期 [sec]
 δt ; 故障検出の遅れ [sec]
 ΔT ; 故障検出遅れの評価関数 (δt のRMS)
 V ; 飛翔体の対慣性空間速度
 ΔV ; V の変動分(誤差)
 x, y, z ; 飛翔体の直交3軸
 α ; 冗長系におけるセンサの配置角 [deg]
 β ; 定数 (=72 deg)
 r ; DRMIGの出力角
 θ_a ; ロケットの発射角
 θ_b ; ロケットの発射方位角
 η_a ; ロケット発射地点の緯度
 η_b ; ロケット発射地点の経度
 μ ; 万有引力定数×地球質量 = 3.986009×10^{14} [m³/s²]
 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$; 直交3軸 (x, y, z)方向の飛翔体の角速度
 ω_j ($j=1\sim 6$) ; センサ j の出力

3. 冗長系のモデル化

冗長系を構成するセンサ個数は、4個以上であればいくつでもよく、センサ個数が増えれば一般に系の信頼度が向上する。ここでは、4, 5, 6個のセンサを用いた系について構成モデルの設定、信頼性解析、センサ誤差の直交3軸への影響度の評価等を行ない、センサの最適配置を決定する。センサとしては積分ジャイロをモデルにする。

3.1 構成モデルと信頼性

センサの取付は、大別して直交3軸 (x, y, z) 方向にのみ取付ける直交取付とそうでない非直交取付とに分けられ、単純な比較は難しいが信頼性の面のみから考えると後者の方が前者よりも良くなる。これは、配置されたセンサから許容個数だけ任意のもの(以下番号で表わす)の故障が許容されるからである。例えば、センサを4, 5, 6個非直交取付にしたとき、センサ故障は任意の1, 2, 3個だけ許される。これに対して直交取付にすると、センサ個数4, 5の場合、1個だけしか取付けられない軸があるためにその1個が故障すればIMUとしては使用不能になる。センサ個数6の場合には、各直交軸に1~4個取付ける組合せが考えられ、センサ故障の許容最大数は3であるが、どのような組合せでも任意の3個を許容するというわけにはいかない。各直交軸に2個ずつ取付ける組合せでは、各軸で1個までしか故障が許容されないし、1, 1, 4個の組合せでは1軸にのみ3個のセンサ故障が許容される。非直交取付のモデルをセンサ個数(4, 5, 6)に応じて、4S系, 5S系, 6S系とすれば、4S系としては図1, 2, 3のような配置モデルが、5S系, 6S系としては図4, 5のような配置モデルが考えられる。³⁾ これらの配置モデルは、上記のことから明らかなように、各系(4S, 5S, 6S系)でそれぞれ任意の1, 2, 3個のセンサ故障が許容されるので、同数のセンサを用いた場合、どのような直交取付の場合よりも信頼度は大きくなる。³⁾ これらの図で、 α はセン

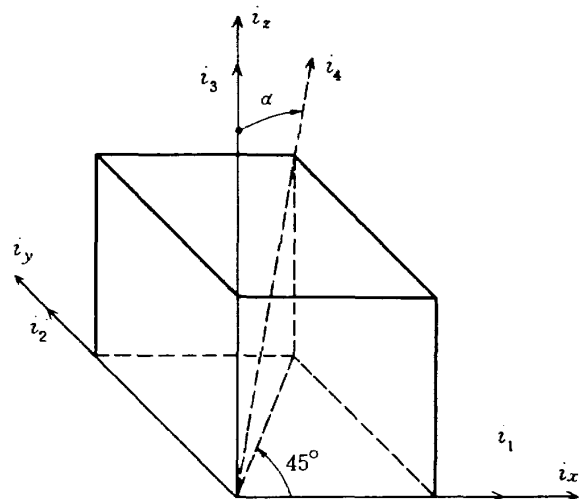


図1 非直交四センサ系(4S系)

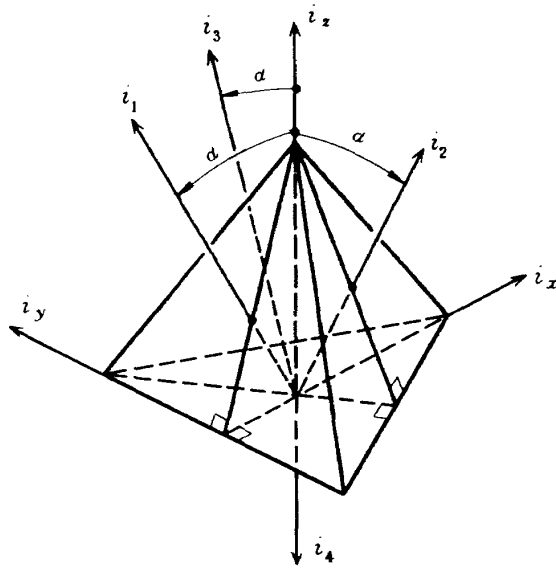


図2 非直交四センサ系(4S系) No.2

サの配置角であり、その最適値は後述する(3.3節参照)。また、各センサ軸方向の単位ベクトル i_j ($j=1\sim 6$)の j はセンサの配列順を示しているが、今後単にセンサ j とよぶときには「センサの番号」というようにする。各系の i_j と i_x, i_y, i_z との関係式は以下ようになる。図1(4S系No.1)においては i_1, i_2, i_3 が i_x, i_y, i_z に一致し、 i_4 は

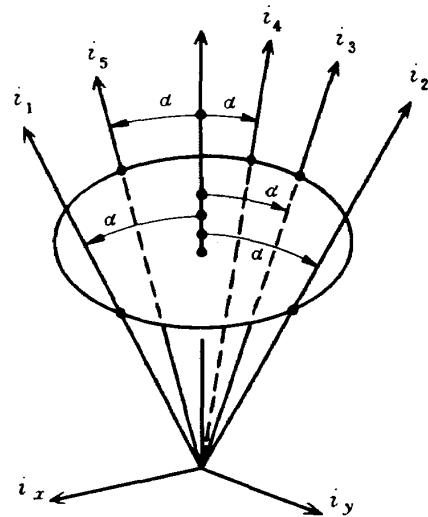


図4 非直交五センサ系(5S系)

$$i_4 \cdot i_z = \cos \alpha \quad (3.1)$$

$$i_4 \cdot i_x = (\sqrt{2}/2) \sin \alpha \quad (3.2)$$

によって決まる。図2(4S系No.2)においては

$$i_1 \cdot i_z = i_2 \cdot i_z = i_3 \cdot i_z = \cos \alpha \quad (3.3)$$

$$i_4 = -i_z \quad (3.4)$$

$$i_1 \cdot i_x = -2i_2 \cdot i_x = -2i_3 \cdot i_x = -\sin \alpha \quad (3.5)$$

$$i_2 \cdot i_y = -i_3 \cdot i_y = -(\sqrt{3}/2) \sin \alpha \quad (3.6)$$

となり、図3(4S系No.3)では

$$i_j \cdot i_z (j=1\sim 4) = \cos \alpha \quad (3.7)$$

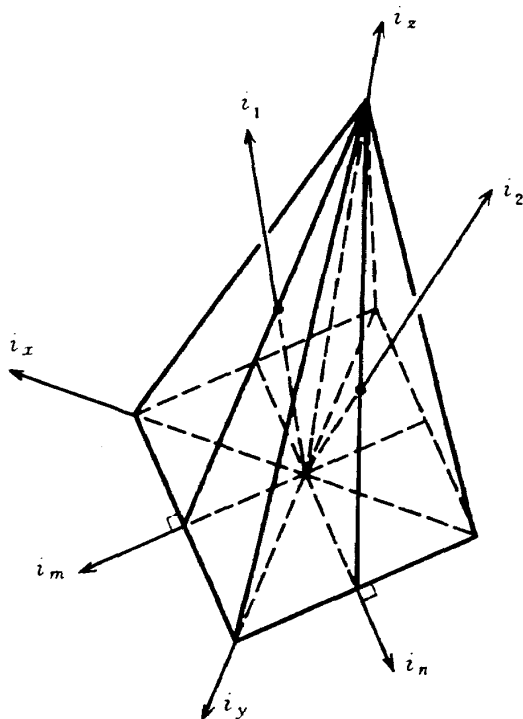
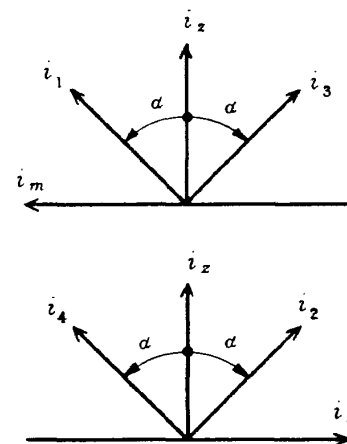


図3 非直交四センサ系(4S系) No.3



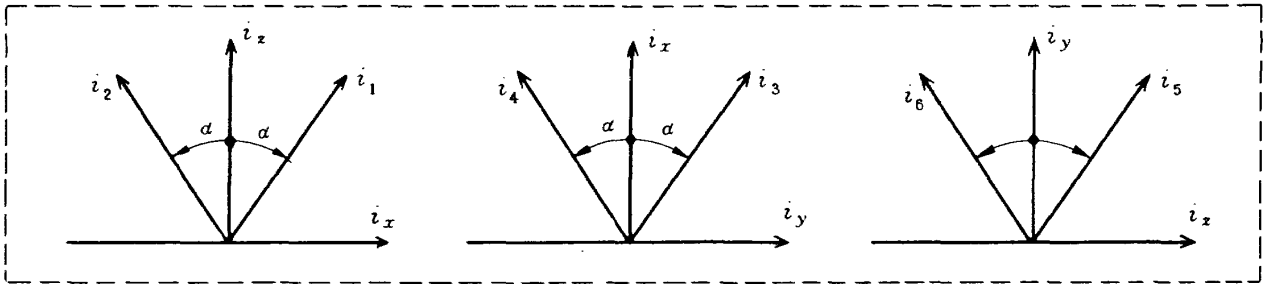


図5 非直交六センサ系(6S系)

$$i_1 \cdot i_x = i_1 \cdot i_y = i_2 \cdot i_y = i_4 \cdot i_x = (\sqrt{2}/2) \sin \alpha \quad (3.8)$$

$$i_2 \cdot i_x = i_3 \cdot i_x = i_3 \cdot i_y = i_4 \cdot i_y = -(\sqrt{2}/2) \sin \alpha \quad (3.9)$$

となる。図4(5S系)では各センサ軸がz軸まわりの円錐の母線に沿っており、センサ軸の相互関係は

$$i_1 \cdot i_2 = i_2 \cdot i_3 = i_3 \cdot i_4 = i_4 \cdot i_5 = i_5 \cdot i_1 \quad (3.10)$$

となり、センサ軸と直交3軸との関係は

$$i_j \cdot i_z (j=1 \sim 5) = \cos \alpha \quad (3.11)$$

$$i_1 \cdot i_x = \sin \alpha \quad (3.12)$$

$$i_2 \cdot i_x = i_5 \cdot i_x = \sin \alpha \cos \beta \quad (3.13)$$

$$i_2 \cdot i_y = -i_5 \cdot i_y = \sin \alpha \sin \beta \quad (3.14)$$

$$i_3 \cdot i_x = i_4 \cdot i_x = -\sin \alpha \cos \frac{\beta}{2} \quad (3.15)$$

$$i_3 \cdot i_y = -i_4 \cdot i_y = \sin \alpha \sin \frac{\beta}{2} \quad (3.16)$$

$$\beta = 72 \text{ (deg)} \quad (3.17)$$

となる。図5(6S系)では

$$i_1 \cdot i_x = i_2 \cdot i_x = i_3 \cdot i_x = i_4 \cdot i_x = i_5 \cdot i_y = i_6 \cdot i_y = \cos \alpha \quad (3.18)$$

$$i_1 \cdot i_x = i_3 \cdot i_y = i_5 \cdot i_x = -i_2 \cdot i_x = -i_4 \cdot i_y = -i_6 \cdot i_x = \sin \alpha \quad (3.19)$$

となる。IMUにおいて、センサをその入力軸が上記の各 i_i ($i=1 \sim 6$)に一致するように取付ければ、図1~5に示すようなパラメータ1個で定まる配置モデルを構成することができる。³⁾ ジャイロ等の慣性センサは飛行中に一度故障を起せば修理が不可能なのでこれらを用いた系は非修理系⁴⁾である。したがって平均無故障時間 t_a はMTTF(Mean Time to Failure)で表わされる。センサには、初期、偶発、摩耗の3故障期が存在するが、通常は偶発故障期で用いる⁴⁾ので、故障率 $\lambda (=1/t_a)$ は一定となる。

このときセンサ単体の信頼度 R_e は

$$R_e = e^{-\lambda t} = e^{-t/t_a} \leq 1 \quad (3.20)$$

とする。また、同一の信頼度 R_e を有する n 個のセンサのうち、任意の m 個($n > m$)の故障が許容されるとき系の信頼度 P_a は

$$P_a = R_e^n + \binom{n}{n-1} R_e^{n-1} (1-R_e) + \dots + \binom{n}{n-m} R_e^{n-m} (1-R_e)^m \quad (3.21)$$

となる⁴⁾ので、3個のセンサを用いた通常のIMU

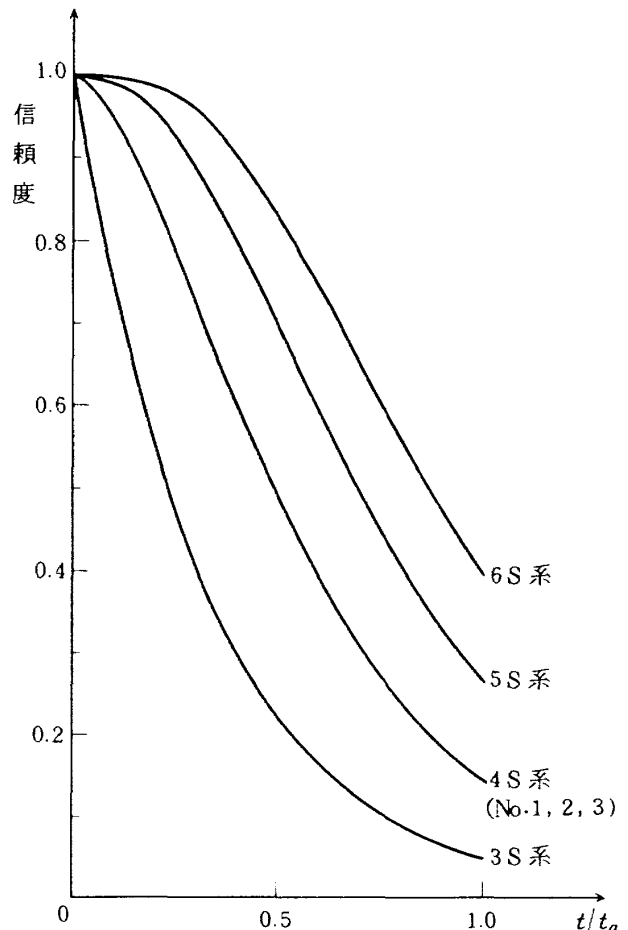


図6 各センサ系の信頼度

(3S系), 4S系, 5S系, 6S系の信頼度 P_0, P_1, P_2, P_3 を, 各系それぞれで許容故障数が 0, 1, 2, 3であることを考慮して求めると

$$P_0 = R_e^3 \quad (3.22)$$

$$P_1 = R_e^3 (4 - 3R_e) \quad (3.23)$$

$$P_2 = R_e^3 (10 - 15R_e + 6R_e^2) \quad (3.24)$$

$$P_3 = R_e^3 (20 - 45R_e + 36R_e^2 - 10R_e^3) \quad (3.25)$$

となる。⁴⁾上式に (3.20) 式の R_e を代入して系の信頼度と時刻 t との関係を求めると図 6 のようになり, センサ個数の増大とともに信頼度が向上することがわかる。

3.2 変換行列

冗長系の各センサ出力 $\omega_i (i=1 \sim 6)$ は互いに独立ではないので直交 3 軸方向成分 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ に変換して航法計算等に用いる必要がある。この変換は擬逆行列 (Pseudo Inverse Matrix) M によってなされ, その M は

$$M = (H^T H)^{-1} H^T \quad (3.26)$$

$$[i_1 \ i_2 \ \dots \ i_v]^T = H [i_x \ i_y \ i_z]^T \quad (3.27)$$

より求められる。³⁾ここで H は直交 3 軸をセンサ軸に変換する行列, v はセンサ個数である。 H の各要素 $H_{ij} (i=1 \sim v, j=1 \sim 3)$ を各冗長系モデルにおいてセンサ軸と直交軸との関係 (式 (3.1) ~ (3.19))

表 1 各冗長系の H の要素

要素	4S系No.1	4S系No.2	4S系No.3	5S系	6S系
H_{11}	1	$-\sin \alpha$	$\frac{\sqrt{2}}{2} \sin \alpha$	$\sin \alpha$	$\sin \alpha$
H_{12}	0	0	$\frac{\sqrt{2}}{2} \sin \alpha$	0	0
H_{13}	0	$\cos \alpha$	$\cos \alpha$	$\cos \alpha$	$\cos \alpha$
H_{21}	0	$\frac{1}{2} \sin \alpha$	$-\frac{\sqrt{2}}{2} \sin \alpha$	$\sin \alpha \cos \beta$	$-\sin \alpha$
H_{22}	1	$-\frac{\sqrt{3}}{2} \sin \alpha$	$\frac{\sqrt{2}}{2} \sin \alpha$	$\sin \alpha \sin \beta$	0
H_{23}	0	$\cos \alpha$	$\cos \alpha$	$\cos \alpha$	$\cos \alpha$
H_{31}	0	$\frac{1}{2} \sin \alpha$	$-\frac{\sqrt{2}}{2} \sin \alpha$	$-\sin \alpha \cos \frac{\beta}{2}$	$\cos \alpha$
H_{32}	0	$\frac{\sqrt{3}}{2} \sin \alpha$	$-\frac{\sqrt{2}}{2} \sin \alpha$	$\sin \alpha \sin \frac{\beta}{2}$	$\sin \alpha$
H_{33}	1	$\cos \alpha$	$\cos \alpha$	$\cos \alpha$	0
H_{41}	$\frac{\sqrt{2}}{2} \sin \alpha$	0	$\frac{\sqrt{2}}{2} \sin \alpha$	$-\sin \alpha \cos \frac{\beta}{2}$	$\cos \alpha$
H_{42}	$\frac{\sqrt{2}}{2} \sin \alpha$	0	$-\frac{\sqrt{2}}{2} \sin \alpha$	$-\sin \alpha \sin \frac{\beta}{2}$	$-\sin \alpha$
H_{43}	$\cos \alpha$	-1	$\cos \alpha$	$\cos \alpha$	0
H_{51}				$\sin \alpha \cos \beta$	0
H_{52}				$-\sin \alpha \sin \beta$	$\cos \alpha$
H_{53}				$\cos \alpha$	$\sin \alpha$
H_{61}				(註) $\beta=72$ 度	0
H_{62}					$\cos \alpha$
H_{63}					$-\sin \alpha$

より求めれば表1のようになる。無故障時には上式に従って \mathbf{M} の各要素 M_{ij} ($i=1\sim 3, j=1\sim v$)を求めて変換に用いればよいが、故障時には故障センサ l ($l=1\sim v$)の軸と直交3軸とを関係づける \mathbf{H} の行(H_{l1}, H_{l2}, H_{l3})を \mathbf{H} から除いた行列 \mathbf{H}_l を使って擬逆行列 \mathbf{M}_l を

$$\mathbf{M}_l = (\mathbf{H}_l^T \mathbf{H}_l)^{-1} \mathbf{H}_l^T \quad (3.28)$$

によって作り、この \mathbf{M}_l を用いてセンサ出力を変換すればよい。2個のセンサ l, m ($l, m=1\sim v, l \neq m$)、3個のセンサ l, m, n ($l, m, n=1\sim v, l \neq m, m \neq n, n \neq l$)が故障したときにも同様に故障センサに関する \mathbf{H} の行(l, m, n)を \mathbf{H} より除いた行列 $\mathbf{H}_{lm}, \mathbf{H}_{lmn}$ を使って擬逆行列を

$$\mathbf{H}_{lm} = (\mathbf{H}_{lm}^T \mathbf{H}_{lm})^{-1} \mathbf{H}_{lm}^T \quad (3.29)$$

$$\mathbf{M}_{lmn} = (\mathbf{H}_{lmn}^T \mathbf{H}_{lmn})^{-1} \mathbf{H}_{lmn}^T \quad (3.30)$$

によって作り、これをセンサ出力の変換に用いればよい。上記の $\mathbf{M}_l, \mathbf{M}_{lm}, \mathbf{M}_{lmn}$ の i 行 j 列の要素をそれぞれ $M_{ij}(l), M_{ij}(l, m), M_{ij}(l, m, n)$ のように表わすことにする。

3.3 センサの最適配置

冗長系の各モデルにおいて配置角 α の最適値 $\hat{\alpha}$ を決める際に評価関数を定めなければならないが、ここではセンサ誤差 e_j ($j=1\sim v$)の直交3軸への影響度を用いることにする。 i_j 方向の出力(角速度)の真値を $\hat{\omega}_j$ とすれば、センサ(ジャイロ)出力 ω_j は

$$\omega_j = \hat{\omega}_j + e_j \quad (j=1\sim v) \quad (3.31)$$

となる。 e_j を分離することはできないので、実際上は ω_j を擬逆行列によって $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ に変換して姿勢計算等に用いる。 e_j 自体は $\hat{\omega}_j$ と異なりセンサ毎に独立であるので、直交3軸への影響度 E_x, E_y, E_z は e_j に \mathbf{M} の要素 M_{ij} ($i=1\sim 3, j=1\sim v$)を乗じた各項のRSS(Root Sum Square)を用いることにする。無故障時に E_x, E_y, E_z はそれぞれ

$$E_x = \sqrt{\sum_{j=1}^v M_{1j}^2 e_j^2} \quad (3.32)$$

$$E_y = \sqrt{\sum_{j=1}^v M_{2j}^2 e_j^2} \quad (3.33)$$

$$E_z = \sqrt{\sum_{j=1}^v M_{3j}^2 e_j^2} \quad (3.34)$$

となる。ここでの v は4S, 5S, 6Sの各系でそれぞれ4, 5, 6である。センサ誤差は補正後の不規則変動成分の評価値を用いればよいので、ここでは不規則成分の標準偏差として

$$e_j \quad (j=1\sim v) = 1.0 \text{ (}^\circ/\text{h)} \quad (3.35)$$

とする。 e_j をこのように単位量だけとっておけば、以後 e_j の値が変わったときには、その変化の倍率だけ評価関数に乗ずれば新しい評価関数の値が得られる。上式の E_x, E_y, E_z は無故障時の式なので、これらを $E_x(0), E_y(0), E_z(0)$ とし、誤差の評価量 $E_T(0)$ をそれらのRSSで定義すれば、式(3.32)~(3.35)より $E_T(0)$ は

$$\begin{aligned} E_T(0) &= \sqrt{E_x^2 + E_y^2 + E_z^2} \\ &= \sqrt{E_x(0)^2 + E_y(0)^2 + E_z(0)^2} \\ &= \sqrt{\sum_{i=1}^3 \sum_{j=1}^v M_{ij}^2} \end{aligned} \quad (3.36)$$

となる。 $E_T(0)$ は ω_j を直交3軸方向成分に変換する行列の各要素のRSSとなるので故障時の解析も同様に行ける。4S系でセンサ l が故障したときの誤差の評価式を $E_T(l)$ とすれば、この値は

$$E_T(l) = \sqrt{\sum_{i=1}^3 \sum_{j=1}^v M_{ij}(l)^2} \quad (3.37)$$

によって求められる。ここで $M_{ij}(l)$ は \mathbf{M}_l の ij 要素である。これは5S系, 6S系についても全く同様である。さらに2個のセンサ l, m , または3個のセンサ l, m, n が故障したときの評価式 $E_T(l, m), E_T(l, m, n)$ も、センサ出力を変換する擬逆行列 $\mathbf{M}_{lm}, \mathbf{M}_{lmn}$ の各要素のRSSとなる。これらの各 E_T を求めれば、無故障時, または1, 2, 3個故障時においてセンサ誤差がどの程度系へ影響するかがわかる。しかし、故障時にはどのセンサが故障しているかによってその影響度が異なるので、各系で故障時別に $E_T(l), E_T(l, m), E_T(l, m, n)$ のRMS(Root Mean Square) E_R を求め、この E_R を評価関数とし、 E_R を最小にする α を $\hat{\alpha}$ (最適値)とする。4S系で無故障時, 1個故障時の E_R を $E_R(4, 0), E_R(4, 1)$ とすれば、それらは

$$E_R(4, 0) = E_T(0) \quad (3.38)$$

$$E_R(4, 1) = \sqrt{\sum_{l=1}^4 E_T(l)^2 / 4} \quad (3.39)$$

となる。表1, (3.26)式から明らかなように各 M_{ij} は $\sin \alpha$, $\cos \alpha$ または定数項となり, かつ (3.36) ~ (3.39) より E_R は M_{ij} の2乗で表わされるので, 各 E_R は $\sin^2 \alpha$ の関数として表わすことができる。したがって, $\hat{\alpha}$ を求めるには

$$u = \sin^2 \alpha \quad (3.40)$$

とおき, 各 E_R を u で表わし, E_R を最小にする u ($=\hat{u} \geq 0$) を導けばよい。いま, 4S系No.1, No.2, No.3について各 E_R を u の関数として表わし, $\hat{\alpha}$ を求めてみる。まず, 4S系No.1での E_R は, (3.26), (3.28), (3.36) ~ (3.40) の各式より

$$E_R(4, 0) = \sqrt{\frac{5}{2}} \quad (3.41)$$

$$E_R(4, 1) = \sqrt{\frac{1}{2} \left(3 + \frac{4}{u} + \frac{1}{1-u} \right)} \quad (3.42)$$

となり, \hat{u} は

$$\hat{u} = \sin^2 \hat{\alpha} = \frac{2}{3} \quad (3.43)$$

となる。以下同様の手順を用いて4S系No.1, No.2での E_R を求め, \hat{u} を求めると次のようになる。4S系No.2での E_R は

$$E_R(4, 0) = \sqrt{\frac{16-9u}{3u(4-3u)}} \quad (3.44)$$

$$E_R(4, 1) = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{27u^2 - 90u + 64}{3u(1-u)}} \quad (3.45)$$

となり, \hat{u} は

$$\hat{u} = \sin^2 \hat{\alpha} = \frac{8}{9} \quad (3.46)$$

となる。4S系No.3での E_R は

$$E_R(4, 0) = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{4-3u}{u(1-u)}} \quad (3.47)$$

$$E_R(4, 1) = \sqrt{\frac{4-3u}{2u(1-u)}} \quad (3.48)$$

となり, \hat{u} は

$$\hat{u} = \sin^2 \hat{\alpha} = \frac{2}{3} \quad (3.49)$$

となる。5S系での E_R を無故障時, 1, 2個故障時別

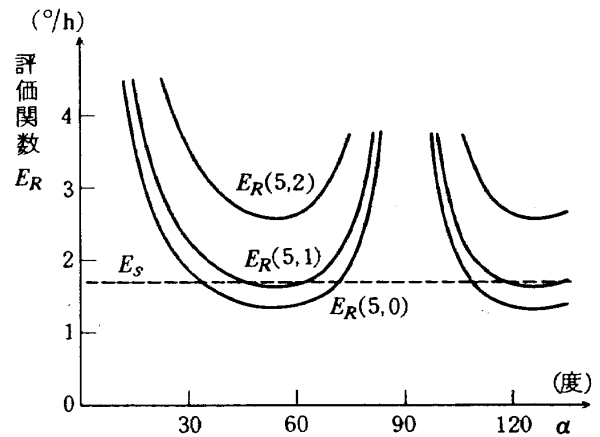


図7 E_R 曲線 (5S系)

に $E_R(5, 0)$, $E_R(5, 1)$, $E_R(5, 2)$ とする。この各 E_R も4S系の場合と同様に α の関数として求めてもよいが, 5S系では β を含んでいるので故障時の E_R を関数形に表現することが非常に困難である。この β については製造上の観点から一般に $72 (=360/5)$ 度とする。そこで, まず α を0から90度まで変化させたときの E_R を計算して, E_R の最小値を与える $\alpha (= \hat{\alpha})$ を予測する。この計算結果は図7に示す通りである。図より明らかなように, $E_R(5, 0)$ を最小にする α は $E_R(5, 1)$, $E_R(5, 2)$ を最小にする α と一致する。一方, $E_R(5, 0)$ は

$$E_R(5, 0) = E_T(0) = \sqrt{\frac{4-3u}{5u(1-u)}} \quad (3.50)$$

となり, \hat{u} は

$$\hat{u} = \sin^2 \hat{\alpha} = \frac{2}{3} \quad (3.51)$$

となるので, 5S系としてはこの $\hat{\alpha}$ を α の最適値とすればよい。6S系の場合は3個故障まで許され, E_R は $E_R(6, 0)$, $E_R(6, 1)$, $E_R(6, 3)$ の4通りある。それらを u の関数で表わせば

$$E_R(6, 0) = E_T(0) = \frac{3}{2} \quad (3.52)$$

$$E_R(6, 1) = \sqrt{\sum_{l=1}^6 E_T(l)^2 / 6} = \sqrt{2} \quad (3.53)$$

$$\begin{aligned} E_R(6, 2) &= \sqrt{\sum_{l,m=1}^6 E_T(l, m)^2 / 15, (l \neq m)} \\ &= \sqrt{\frac{1}{5} \left\{ \frac{1+u-u^2}{2u(1-u)} + \frac{2(5-u+u^2)}{1-u+u^2} \right\}} \end{aligned} \quad (3.54)$$

$$E_R(6,3) = \sqrt{\sum_{l,m,n=1}^6 E_T(l,m,n)^2 / 20} \quad \begin{matrix} l \neq m \\ m \neq n \\ n \neq l \end{matrix}$$

$$= \sqrt{\frac{1}{20} \left\{ \frac{3(1+u-u^3)}{u^2(1-u)^2} + \frac{24(1-3u+3u^2)}{(2u-1)^2(u^2-u+1)} \right\}}$$

(3.55)

となり、 \hat{u} は

$$\hat{u} = \sin^2 \hat{\alpha} = \frac{5-\sqrt{5}}{10} \quad (3.56)$$

となる。この 6S 系の最適状態はセンサ軸が正十二面体の各平行面に直交している場合である。通常の 3S 系では無故障時のみが使用可能な状態であるので

$$E_R(3,0) = E_T(0) = \sqrt{\sum_{j=1}^3 e_j^2} = \sqrt{3} \quad (3.57)$$

となる。 $E_R(4,0)$, $E_R(5,0)$, $E_R(6,0)$ の最適値は、この $E_R(3,0)$ に比してそれぞれ 13.4(%)、22.5(%)、29.3(%) だけ低くなる。このことは、センサ数が増えれば、それだけ E_R を求める際のサンプル数が増えるので、それらの平均値をとれば、配置角のとり方次第で誤差の分散値が低減可能であることを示している。したがって冗長系の構成によってセンサ誤差の航法諸量への影響度を低減させることも可能になる。

以上より、センサ数が 4, 5, 6 個で、かつ 1 パラメータ系として構成されるセンサの最適配置が、センサ誤差の直交 3 軸へ影響度最小という条件下で求められた。

3.4 まとめ

信頼性向上の目的のみから冗長系を考えれば、センサを単に非直交取付にするだけで十分であるが、配置角 α のとり方によって各センサ誤差の直交 3 軸への影響度が異なるので、この影響度 E_R を最小にする $\alpha (= \hat{\alpha})$ を求める必要があった。その際、故障時、無故障時の $\hat{\alpha}$ が異なると $\hat{\alpha}$ の決定方法も考えねばならないが、前節の解析およびシミュレーションから明らかのように各系 (4S, 5S, 6S 系) において $\hat{\alpha}$ が故障の有無に関係なく単一な解として求められたので、これを用いて信頼度最大かつ E_R 最小な

冗長系の構成が可能になった。冗長系の無故障時の E_R は通常の系 (3S 系) の E_R より小さくなるので、将来冗長系を SINS に応用すれば、センサ誤差によって発生する航法誤差の低減化に役立つものと思われる。

4. 故障検出

積分ジャイロ (DRMIG) 6 個で構成される冗長系 (6S 系) の故障検出をセンサ出力間の均衡式を用いて行なうことを試みる。ここでは均衡式に直接センサ出力を代入する従来の用法と異なって均衡式の積分値を用いるが、均衡式自体が線形一次であるので、この手法は均衡式にセンサ出力の積分値を代入することと等価である。これは、統計的性質が一定しない誤差 (例えば、積分ジャイロのスティクション⁵⁾) 等の発生時をも考慮した用法である。各センサの故障検出の遅れの RMS を評価関数にとり、THR をパラメータとして、種々の冗長系入力に対して故障検出機能を評価し、検出遅れと故障誤差との定量的な関係を決定する。なお、THR を小さくすれば、それだけ故障検出感度はよくなるが、その際 FALSA の発生する恐れがあるので、ここではシミュレーションによって FALSA の発生しない条件下での THR の最小値を求め、これを用いることにする。

4.1 故障の定義

センサ故障は一般にセンサの機能が劣化する現象と考えることができる。積分ジャイロを例にとった場合、機能劣化とは出力がいかなる入力に対しても零になる零出力状態と固有誤差が許容値を越える状態とに大別できる。前者は正常出力 ($=\omega_{out}$) に $-\omega_{out}$ を付加した現象とみなせるので誤差の増大時と等価に考えることができる。したがって誤差の大小によって故障状態か否かが決まるが、その基準 (許容値) はミッションによって異なる。ここでは特にその基準を設けず、たとえ誤差の値が小さくてもそれを故障とみなして解析を進める。これによって検出可能な誤差の発生時はすべて故障時となる。ジャイロの固有誤差には加速度不感、比例、自乗比例ドリフト G_0, G_1, G_2 およびスケールファクタ誤差 G_3 等があるが、ここでは G_0 を例にとって故障検出の機能解析を行なう。この手法は他の誤差 (G_1, G_2, G_3

等)についても十分有用になる。実際上は、誤差は測定値から真値を引いたものになり、不規則に変動する。以下の G_0 の積分値を用いて検出機能解析を進める手順では、各種誤差の総和をもって故障状態が判定されることになるので、誤差の種別を問題にする必要はない。

4.2 故障検出用均衡式の誘導

冗長系(例えば 6S 系)の直交 3 軸方向に $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ なる入力角速度が付加されたときの各センサ出力 ω_j ($j=1\sim 6$) は、(3.26), (3.27) 式より

$$\begin{aligned} [\omega_1 \ \omega_2 \ \dots \ \omega_6]^T &= \mathbf{H}[\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T \\ &+ [e_1 \ e_2 \ \dots \ e_6]^T \end{aligned} \quad (4.1)$$

となる。 \mathbf{H} の各要素は表 1 に示す通りであり、これを用いて出力 $\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4$ 相互の関係を求めれば

$$\begin{aligned} P_1 &= (\omega_1 - \omega_2)C - (\omega_3 + \omega_4)S \\ &= (e_1 - e_2)C - (e_3 + e_4)S \end{aligned} \quad (4.2)$$

となる。ここで C, S は 6S 系における $\cos \hat{\alpha}, \sin \hat{\alpha}$ であり、その値は (3.56) より

$$C = \sqrt{\frac{5+\sqrt{5}}{10}}, \quad S = \sqrt{\frac{5-\sqrt{5}}{10}} \quad (4.3)$$

となる。 P_1 はセンサ出力 ($\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4$) 間の均衡式であり、センサ誤差が零のときにその値が零になる。故障検出は、 P_1 の絶対値 ($=|P_1|$) と THR との比較でなされる。以上の 4 個以外の任意の 4 センサ出力についても同様のことがいえるので、全部で 15 通りの組合せに対する均衡式が存在する。この均衡式の各々を P_i ($i=1\sim 15$) とすれば、それらは (4.4) 式のようになる (A は付録 1 参照)。

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} P_1 \\ P_2 \\ \vdots \\ P_{15} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \vdots \\ \omega_6 \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ \vdots \\ e_6 \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

上式より明らかなように各 P_i は e_j ($j=1\sim 6$) の関数となるので、あるセンサが許容値を越えた誤差を発生すれば、そのセンサ出力を含む P_i の絶対値は THR より大になるので故障判定が行なわれる。もちろん、 ω_j から e_j を分離できないので、 P_i には ω_j を代入することになる。ある 1 個のセンサ j ($j=$

1~6) の出力を含む P_i の各式は 10 個あるのでこれを Q_{jk} ($k=1\sim 6$) とし、残りの 5 個の P_i の各式(センサ j の出力を含まない)を R_{jl} ($l=1\sim 5$) とすれば、それらは

$$\mathbf{Q} = [Q_{jk}] = \begin{bmatrix} P^T - R_{1l} \\ P^T - R_{2l} \\ \vdots \\ P^T - R_{6l} \end{bmatrix} \quad (l=1\sim 5) \quad (4.5)$$

となる。ここで R_{jl} は次式 R の j 行 l 列を示すものとする。

$$\mathbf{R} = [R_{jl}] = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} & P_{13} & P_{14} & P_{15} \\ P_7 & P_8 & P_9 & P_{10} & P_{15} \\ P_4 & P_5 & P_6 & P_{10} & P_{14} \\ P_2 & P_3 & P_6 & P_9 & P_{13} \\ P_1 & P_3 & P_5 & P_8 & P_{12} \\ P_1 & P_2 & P_4 & P_7 & P_{11} \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

$$\mathbf{P}^T = [P_1 \ P_2 \ \dots \ P_{15}] \quad (4.7)$$

となる。(4.5) 式の意味は、 \mathbf{P}^T の 15 個の各要素(行要素)から R_{jl} の 5 個の要素(行要素)を除いた 10 個の要素を新しい行要素にして、6 行 10 列の行列を作ることを意味する。センサ j が故障するということは

$$|Q_{jk} (k=1\sim 10)| \geq \text{THR} > |R_{jl} (l=1\sim 5)| \quad (4.8)$$

が成立することである。

4.3 センサモデルと均衡式の利用方法

センサ(ジャイロ)としてはデジタルリバランス用積分ジャイロ(DRMIG)をモデルにするが、その入出力関係のブロック線図および諸性能は図 8, 表 2 に示す通りである。故障誤差は G_0 と仮定し、これに平均値零、標準偏差 0.5 ($^\circ/h$) の不規則誤差 e_r を付加した状態で解析を進める。これはシミュレーションによる故障検出機能をセンサ使用の実状(誤差は一般に不規則に変化する)に即するようにするためである。DRMIG ではその入力角速度 ω_{IA} ($=\omega_j, j=1\sim 6$) に対する出力が P_w の整数倍(不連続量)として算出されるので、量子化による入出力の差 q_j ($|q_j| < P_w, j=1\sim 6$) が発生する。この差 q_j は時間平均され、平均値は時間と共に零に近づくためにミッションに与える影響度はきわめて小さくなる(付

表2 DRMIGの諸性能

諸元	値	単位
角運動量 H_g	10^5	dyne·cm·sec
ダンピング係数 C_g	2.9×10^5	dyne·cm·sec
T.G.(トルカー)電流 I_{tg}	111.912	mA
トルカースケールファクタ K_{TG}	686.25	°/h/mA
デューティファクタ	75	%
不感帯(三位置方式)	10^{-5}	Rad
サンプリング周波数 F_s	6400	Hz
慣性モーメント J_{0A}	128.5	gr·cm ²
パルスウェイト P_w	0.0025	deg/pulse

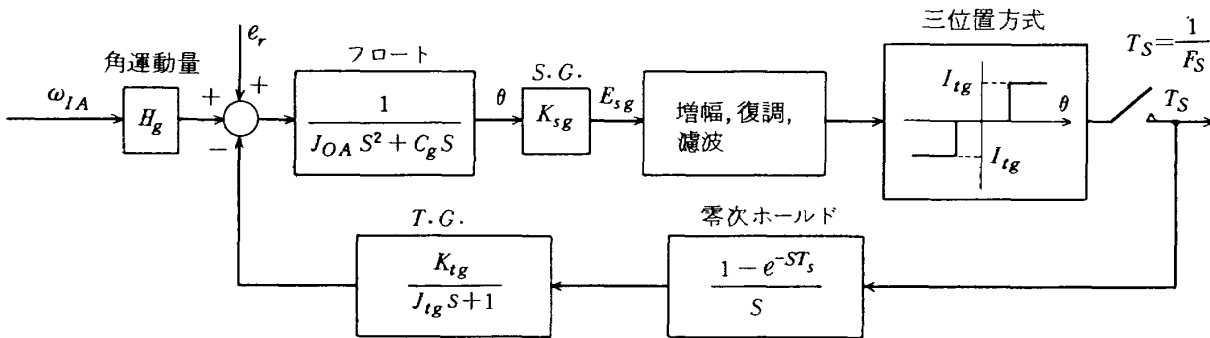


図8 DRMIGの挙動モデル

録2参照)ので、通常は計算系の誤差でセンサ誤差とみなされていない。姿勢計算は dt 毎に正負の出力パルス数の差を用いてなされるので、故障検出を dt 周期で行なうには $|P_i|$ ($i=1\sim 15$) に $P_w \times N_P$ を代入したものを使うことになる。これをセンサ j についていえば

$$P_w \times N_P = \int_t^{t+dt} \hat{\omega}_j dt + \int_t^{t+dt} e_j dt + q_j$$

$$= \int_t^{t+dt} \hat{\omega}_j dt + \epsilon_j + q_j \quad (4.9)$$

$$\epsilon_j = \int_t^{t+dt} e_j dt \quad (4.10)$$

のようになり、この(4.9)式の値を出力として用いることになる。(4.4)式の各 P_i は e_i の線形方程式であるから、 e_j の代りに(4.9)を代入したときに第1項

の $\hat{\omega}_j$ の積分値に関する項は消去され、第2, 3項の ϵ_j , q_j に関する項は残る。 ϵ_j は固有誤差の dt 間の積分値であり、これが異常に大きくなる現象がセンサ故障とみなされる。 q_j は誤差とみなす必要がないにもかかわらず、均衡式の均衡条件に大きく影響する。すなわち、 $|P_i|$ は $L_j (= \epsilon_j + q_j)$ の関数となり

$$|P_i| = |P_i(L_j)| = |P_i(L_1, L_2, L_3, L_4, L_5, L_6)| \quad (4.11)$$

のように表わせる。 $|P_i|$ に ϵ_j または q_j のみを入れたときの式を $|P_i(\epsilon_j)|$, $|P_i(q_j)|$ とすれば、(4.11)式によって故障判定を行なうにはTHRを

$$|P_i(\epsilon_j)| \geq \text{THR} > |P_i(q_j)| \quad (4.12)$$

が成立するように定めなければ、 q_j の影響が取除けない。例えば、表2の $P_w (= 2.5 \times 10^{-3} \text{ deg})$ のとき、 $dt = 50 \text{ msec}$ にとると、この区間 ($= dt$) で積分して P_w になるような値 ($= P_w/dt$) よりも大きな誤差を故障とみなすようにTHRを決めなければならない。これは定常バイアス誤差換算で $180 (^\circ/h)$ よりも大

きな誤差の発生時 ($|e_j| \geq 180^\circ/\text{h}$) を故障とみなすことになり、検出可能な故障誤差の最小値が P_w によって限定されてしまう。このような欠陥は Δt を大きくとれば除かれる。ストラップダウン方式では姿勢計算用に Δt を余り大きくできないが、故障検出のみのためには Δt はいくらでも大きくとれる。すなわち、均衡式の大小で故障を判定する代りに均衡式の積分値の大小で故障を判定することができる。

(4.5), (4.6) 式の Q_{jk}, R_{jl} の積分値を

$$\bar{Q}_{jk} = \int_0^t Q_{jk} dt \quad (k=1\sim 10) \quad (4.13)$$

$$\bar{R}_{jl} = \int_0^t R_{jl} dt \quad (l=1\sim 5) \quad (4.14)$$

とし、(4.8) 式の故障判定条件を

$$|\bar{Q}_{jk}| \geq \text{THR} > |\bar{R}_{jl}| \quad (4.15)$$

のようにすればよい。ここでの THR の単位は (4.8) 式とは異なる。 ϕ_j ($j=1\sim 6$) を

$$\begin{aligned} \phi_j &= P_w \times N_j [0, t] = \int_0^t \omega_j dt + q_j \\ &= \int_0^t \hat{\omega}_j dt + \varepsilon_j + q_j \end{aligned} \quad (4.16)$$

によって算出し、これを (4.4) 式の e_j の代りに用いて P_i を求め、この P_i を (4.5), (4.6) 式に代入すれば、 $\bar{Q}_{jk}, \bar{R}_{jl}$ が得られる。上式での $N_j [0, t]$ はセンサ j が区間 $[0, t]$ に発生する正負のパルス数の差である。この右辺第 1 項を均衡式に代入したものは零になるので、実質的には ϕ_j の代りに

$$\phi'_j = \int_0^t e_j dt + q_j \quad (4.17)$$

を用いた場合と等価になる。 q_j の最大値は P_w で変わらないので、 ε_j の許容度から故障判定が行なわれる。したがって、 q_j の影響を避けるように THR を決めれば、 e_j の値が小さくても t が増大するにつれて均衡式の均衡が (4.15) のように破れ、センサ j の故障検出が可能になる。このとき、 q_j の THR への影響度は高々 P_w になるが、実際には THR を P_w より小

さくとも十分検出可能であることが確められた (4.5 節参照)。以上の ϕ_j を代入する方式では、 e_j の大小に関係なく故障検出が可能になるだけでなく、時間平均値が零になるような誤差は無故障とみなすことができる。

4.4 検出遅れの評価関数

センサ故障が時刻 t_g で発生したとしても故障検出は δt だけ後の時刻 $t_d (=t_g + \delta t)$ で行なわれる。この検出遅れ δt はセンサによって異なるのでセンサ j ($=1\sim 6$) が故障したときの δt を δt_j とし、評価関数 ΔT を各センサ別検出遅れの RMS にとり

$$\Delta T = \sqrt{\sum_{j=1}^6 \delta t_j^2 / 6} \quad (4.18)$$

と定義し、これによって検出遅れの大小を評価する。 δt_j が無限大になることは検出不能を意味するのでこれを MISA (Missed Alarm) 現象という。¹⁾無限大を判別することは実際上できないので、本考察では δt_j が 30 秒を越える場合を MISA とした。また、一般的にセンサ使用の全期間にわたって故障判定計算を行なうので、故障が発生しないにもかかわらず計算上故障と判定され、 δt_j が負になることが起り得る。これは、無故障時に故障が検出されたことになるので、FALSA (False Alarm) 現象とよばれる。¹⁾故障検出においては MISA, FALSA をなくし、かつ ΔT を小さくすることが要求される。

4.5 スレッシュホールド (THR) の決定

故障検出を (4.15) 式の判別で行なうには THR を決めなければならない。THR を大きくとれば遅れ ΔT が大きくなり、THR を小さくとれば FALSA が発生する恐れがある。ここでは THR を 0.0001 [deg] から逐次増加させながら (4.15) 式による故障判定を行ない、THR の有効範囲を決めた。すなわち、センサに零出力故障を付加し、故障判定を区間 $[0, t]$ で行ない、FALSA が避けられる範囲での THR をとり入れることにした。図 9 にシミュレーション結果を示す。図では冗長系入力 ($\omega_x, \omega_y, \omega_z$) は 2 通り記されているが、実際にはこれら以外の種々の入力値の組合せを用いて、FALSA の発生しない範囲での THR の最小値を求めてみても、THR の最小値に変化はなかった。すなわち、図では

$$\text{THR} \geq 0.002 \text{ [deg]} \quad (4.19)$$

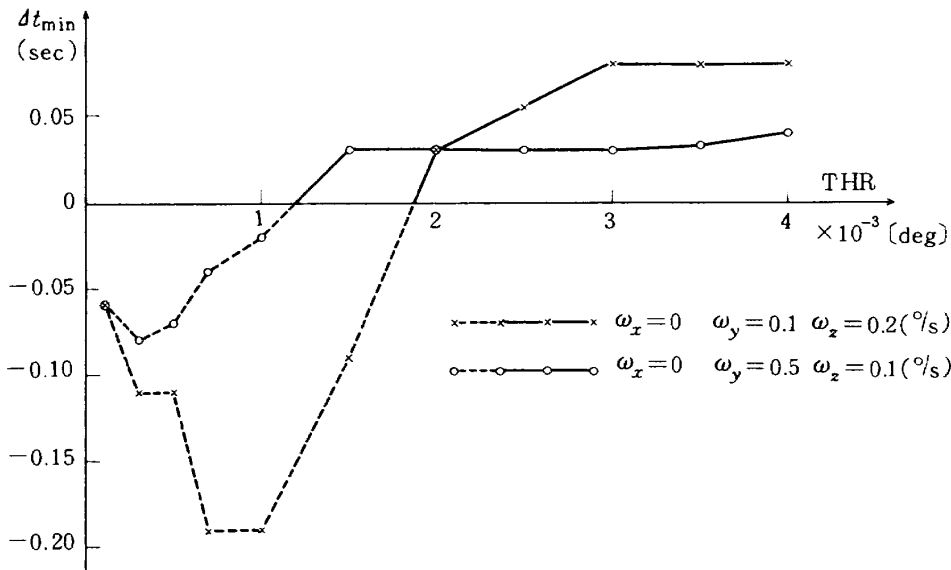


図9 FALSAの発生例

となるが、その範囲は他の入力値の場合にも同様であった。なお、 δt_j は j によって変るが、図9ではそれらの中での最小値 dt_{min} を示した。この dt_{min} が正になる範囲のTHRを用いれば故障検出が可能になる。

4.6 故障検出機能の評価

冗長系の入力角速度 ω ($\omega_x, \omega_y, \omega_z$)に H を乗ずれば、センサ軸方向の角速度 ω_j ($j=1\sim 6$)が得られるから、これを図8のブロック線図に入力し、パルス発生過程を模擬し、パルス数を数える。正負に発生するパルス数の差 $N_j(0, t)$ から(4.16)式の ϕ_j を求め、これを(4.4)式の ω_j の代りに用いて P_i ($i=1\sim 15$)を求め、(4.5), (4.6), (4.13), (4.14)式によって \bar{Q}_{jk} ($k=1\sim 10$), \bar{R}_{il} ($l=1\sim 5$)を算出する。故障現象を時刻 t_g において付加し、(4.15)式の判定条件によって判定する。故障現象の付加は各センサ j 毎に行ない、検出遅れ δt_j を求め、この六つの δt_j から(4.18)式の ΔT を計算し、評価を行なう。 t_g はDRMIGの作動(シミュレーション)の任意の時刻にとってよい。故障判定は t_g 以後0.01秒毎に行なうものとする。角速度が一定の場合、正弦波状に変る場合についての故障検出の考察結果を次に述べる。

4.6.1 一定入力角速度の場合

種々の一定入力角速度 ω において、THRを0.002~0.004(deg)にとり、 G_0 の値 E_B を2~100($^{\circ}/h$)

まで変化させて、検出遅れ ΔT を評価した例を図10, 11, 12に示す。この3図は同様な傾向および変化量を示しているが、これは(4.16)式の ϕ_j を均衡式に代入することと(4.17)式の ϕ'_j を均衡式に代入することと等価であることからして自明である。ただ、センサの出力が不連続(P_w の整数倍)なので幾分その影響が予想されたが、図でみる限りそのような傾向は現われなかった。図の結果より、(1) ΔT は ω に

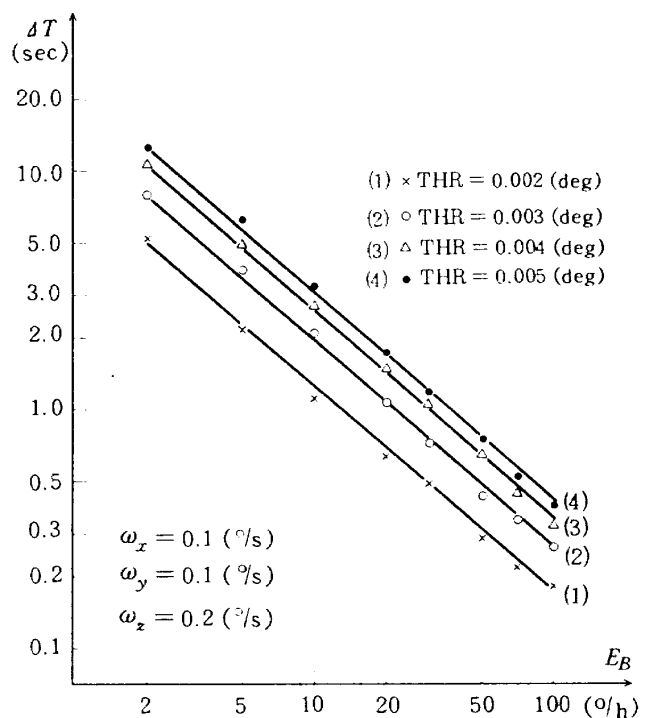


図10 故障誤差 E_B による ΔT の変化(1)

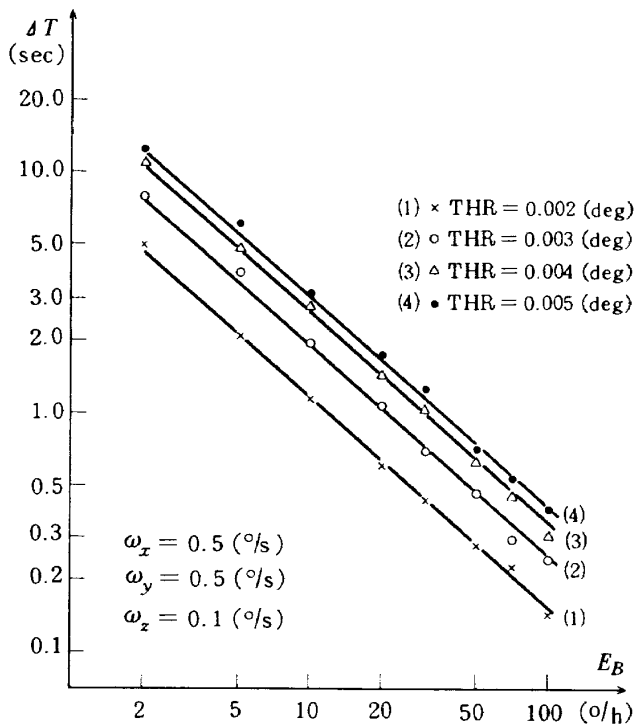


図 11 故障誤差 E_B による ΔT の変化(2)

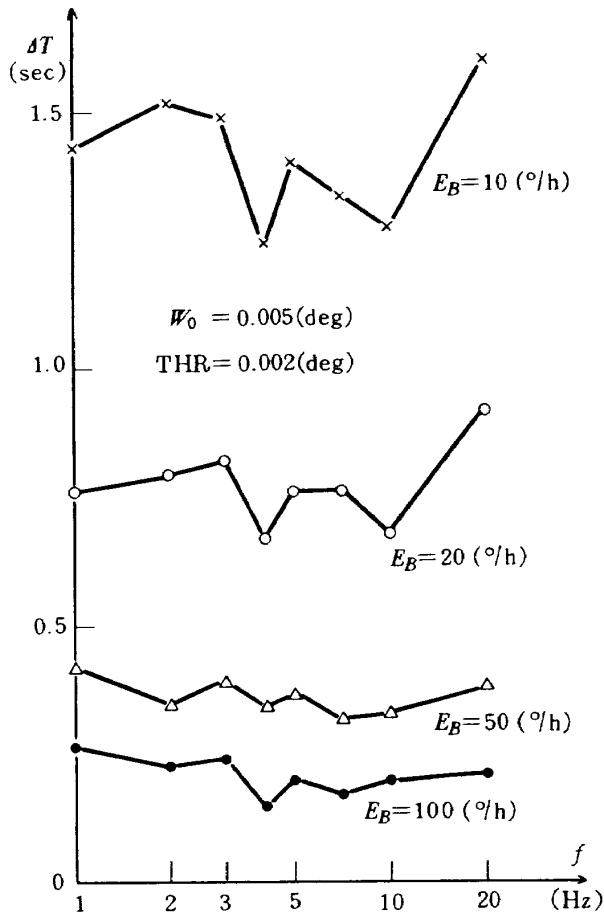


図 13 周波数 f による ΔT の変化(1)

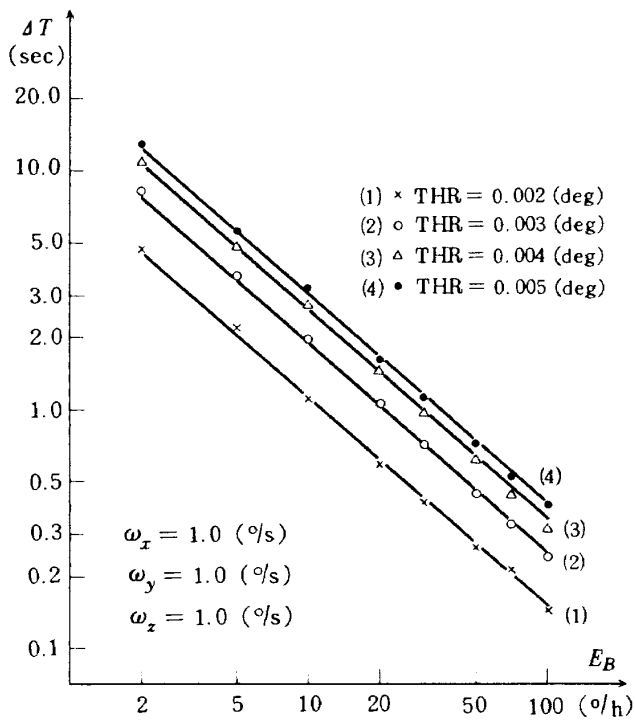


図 12 故障誤差 E_B による ΔT の変化(3)

余り影響されないこと、(2) THRを小さくすればそれだけ ΔT が小さくなるので THRは許容最小値を用いればよいこと、(3) E_B が小さくても十分時間がたてば故障とみなされるようになる(検出可能になる)こと等が見出だされる。それらのことは、 ω をいろいろ変えて検出過程のシミュレーションを行なってみても同様の結果になった。

4.6.2 正弦波入力角速度のとき

冗長系が x, y, z 軸まわりに

$$W_x = W_0 \sin(2\pi f t + \varphi_x)$$

$$W_y = W_0 \sin(2\pi f t + \varphi_y)$$

$$W_z = W_0 \sin(2\pi f t + \varphi_z)$$

$$\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z = 0, 45, 90 \text{ 度}$$

なる角振動を行なっているときの故障発生時における ΔT の f による変化(周波数特性)の計算例を図 13, 14, 15 に示す。これらの図より各ケース (W_0 , パラメータ) において ΔT の変化傾向が E_B に関係なく類似しているが、これは量子化の影響が同一周波数(f) に対して同様に現われるためと考えられる。全体的

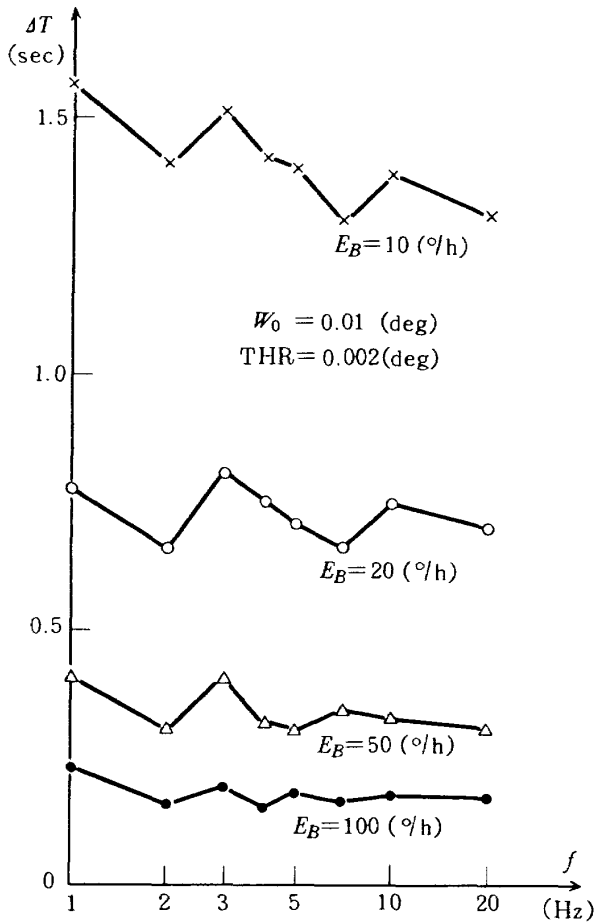


図 14 周波数 f による ΔT の変化(2)

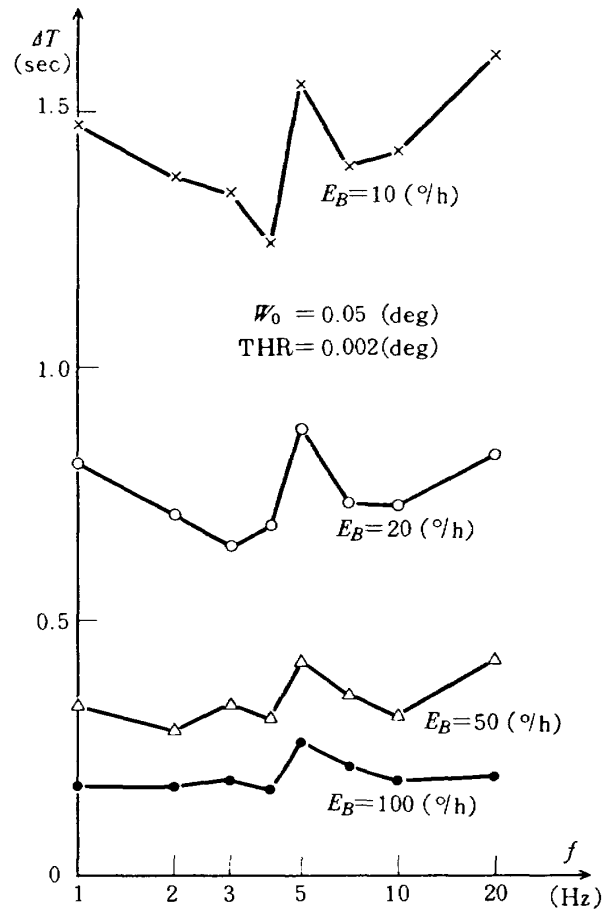


図 15 周波数 f による ΔT の変化(3)

に見て、 ΔT が W_0 および f に余り影響されないこと、すなわち入力角(または角速度)の大きさや変化パターンに影響されないことがわかる。このことは、 t_g を少し変化させて同一のシミュレーションを行なったとき、 ΔT の f による変化傾向に違いはあるけれども、 ΔT の値の平均値(各周波数での値を平均する)が同じ程度であったことからしても明らかである。また、図10~12の場合と比較してみると、同じ E_B の値に対して ΔT の値が若干大きくなっているが、これは ω ($\omega_x, \omega_y, \omega_z$)の時々刻々の変動によって、DRMIG入力 ω_{IA} ($=\omega_j, j=1\sim 6$)も変動するので、それだけ量子化の影響が大きくなり、検出に時間がかかるためと考えられる。

4.7 まとめ

本章では冗長系を用いる際のセンサ故障の検出手法に関する考察を行なった。均衡式にセンサデータの積分値を代入する方法をとり入れることにより、瞬時瞬時の値が大きくても誤差の時間平均値が零になる(ミッションにほとんど影響しない誤差)時は

無故障となり、たとえ値が小さくてもその積分値が時間と共に増加する時は故障となるような検出方式が得られた。後者の誤差のうちで、ある値以下のものを無故障とみなすようにするためには、センサデータの積分区間 $[0, t]$ を $[t_1, t]$ のように更新するだけでよい。THRの値を小さくとればそれだけ小さな故障誤差に対する検出が可能となるが、それを求めるには入力角速度 ω をいろいろ変えて故障検出過程のシミュレーションを行ない、FALSAの発生しない範囲での値を選ぶ必要がある。ここでの故障検出方式は均衡式の応用に関する基礎的なもの、すなわち、センサデータをそのまま計算回路に入れる、きわめて単純な方法であった。将来、統計的手法、推定制御理論等を用いて、センサデータの処理、計算回路の構成を行なえば、検出遅れを小さくし、かつ故障判定の誤動作を少なくすることが可能となるが、それには搭載計算機の計算能力、信頼性を高めることが新たな要求事項となる。そのようなときにも本考察結果は十分有用になるものと思われる。

5. 故障検出遅れと航法誤差

冗長系の故障検出は発生と同時になされるのではなく、ある時間 δt だけ遅れてなされるので、この区間 (δt) では故障センサを含む冗長系が用いられ、これによる航法誤差が発生する。故障の発生、検出分離と航法諸量との時間的關係を図16に示す。 t_d 以後は故障センサが用いられないので冗長系は t_g 以前と同様な機能を有するが、たとえ δt 区間だけ故障センサが用いられたとしてもその航法諸量への影響は t_d 以後に現われ、飛翔径路の終端時 t_f (例えば、軌道投入終了時) に至るまでの実際の軌道と基準軌道との間に速度、距離の誤差 $\Delta V, \Delta R$ が存在する。この $\Delta V, \Delta R$ の値が $t_g, \delta t$, 故障誤差の種類および大きさにどのように依存するかを、一例としてNロケット(純慣性誘導されたと仮定)の姿勢検出用 IMU に積分ジャイロ6個からなる冗長系(6S系)を適用した場合について考察する。一般的にいて、故障が検出されてから直ちに故障センサが分離されるとは限らず、ある時間たってから分離されるが、本章では故障発生 (t_g) から分離までを故障区間と定義し、その時間間隔 ($=t_d - t_g = \delta t$) を検出遅れとする。すなわち、検出と分離が同時刻になされると仮定している。(図16参照)。

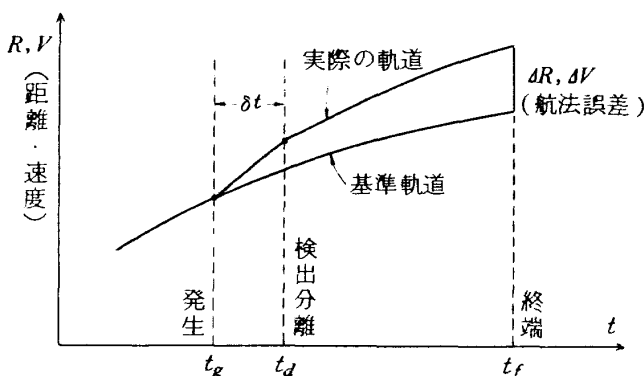


図16 故障の検出分離の遅れと航法誤差の関係

5.1 故障誤差の種類と影響区間

センサモデルには積分ジャイロを用いるが、本章では量子化のミッション精度への影響を避けるために、デジタルリバランス方式²⁾での用法は採り入れないで、入力角速度に対応しただけの出力が常に検出されるものとする。 t_g から t_d に至る区間では

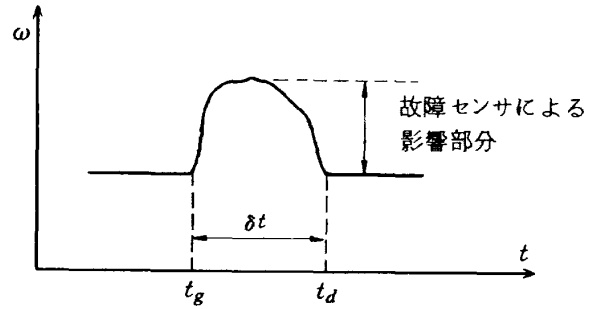


図17 故障区間 δt における ω

故障誤差がセンサ出力に付加されるが、故障の種類をセンサ i ($i=1\sim 6$) について次のようにとる。

- (1) 零出力故障

$$\omega_i = 0 \quad (t_g \leq t \leq t_d) \quad (5.1)$$

- (2) 加速度不感ドリフト G_0

$$\omega_i = \omega_i + E_B \quad (5.2)$$

- (3) 加速度比例ドリフト G_1 (G_{IA}, G_{SRA})

$$\omega_i = \omega_i + G_{SRA} A_{IA}(i) \quad (5.3)$$

- (4) スケールファクタ誤差 G_s

$$\omega_i = (1 + E_s) \omega_i \quad (5.4)$$

上の4式はいずれも $t_g \leq t \leq t_d$ において有効である。各式の公式化については文献6)に示す通りであるが、(5.3)式の詳細は次節に述べる。ここでは故障誤差以外のセンサ誤差は考慮していないので、センサ i が故障したときの ω ($\omega_x, \omega_y, \omega_z$) の変化パターンは図17のようになり、 $0 \leq t < t_g$ および $t_d < t \leq t_f$ の区間において ω は誤差を含まない標準値となる。したがって、区間 $t_g \leq t \leq t_d$ における ω に故障の影響を含めた値とそうでない標準値とを用いて航法計算を行ない、この計算値の差をとれば航法誤差が求められる。

5.2 ジャイロの各軸の位置定め

積分ジャイロ固有の誤差 G_1 は OAI に垂直方向の推力加速度にのみ影響される。⁷⁾ ロケットの推力加速度はほとんどロール軸方向に加えられ、今回のシミュレーションにおいてもロール軸方向の推力加速度は数十 (m/s^2) であるのに対し、ピッチおよびヨー軸方向の推力加速度は $10^{-4} \sim 0.5$ (m/s^2) のオーダーである。一方、センサ i の入力軸 $IA(i)$ と直交3軸との相対位置関係は図5のように定められている。したがって、 G_1 のミッションへの影響を低減するにはスピン軸 $SRA(i)$ をできるだけロール軸に垂直になるよ

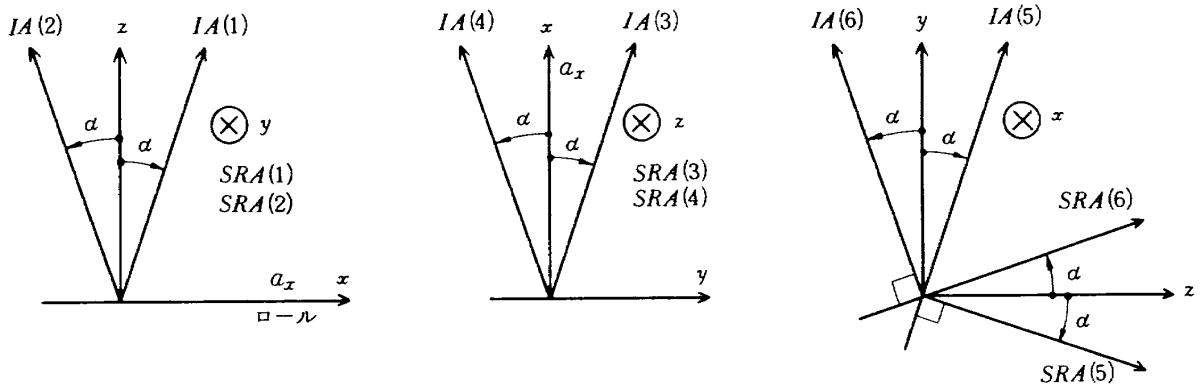


図18 各ジャイロの $IA(i)$ および $SRA(i)$

うにすればよい。 x, y, z 軸のうち、いずれか一つをロール軸にとればよいが、いま x 軸をロール軸にとったとする。このとき、各 $SRA(i)$ を図18のようにとれば、 a_x の $SRA(i)$ 方向成分 $A_{SRA}(i)$ はすべて零となり、 $IA(i)$ 方向の成分 $A_{IA}(i)$ は

$$A_{IA}(1) = -A_{IA}(2) = a_x \sin \alpha = a_x S \quad (5.5)$$

$$A_{IA}(3) = A_{IA}(4) = a_x \cos \alpha = a_x C \quad (5.6)$$

$$A_{IA}(5) = A_{IA}(6) = 0 \quad (5.7)$$

となる。各ジャイロの誤差 $G_1(i)$ は

$$\begin{aligned} G_1(i) &= G_{SRA} A_{IA}(i) - G_{IA} A_{SRA}(i) \\ &= G_{SRA} A_{IA}(i) \end{aligned} \quad (5.8)$$

となり、 $G_1(i)$ の直交3軸への影響度 ER_x, ER_y, ER_z は擬逆行列を使って

$$\begin{bmatrix} ER_x \\ ER_y \\ ER_z \end{bmatrix} = (\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T [G_1(1), G_1(2), \dots, G_1(6)]^T \quad (5.9)$$

となる。 G_1 も他の誤差と同様にセンサごとに独立で

あり、定常成分を除去した後の不規則値(ランダム成分)で評価される。いま、各 $G_1(i)$ が直交3軸方向の出力に与える影響度の $RSS (ERS_x, ERS_y, ERS_z)$ を ER_x, ER_y, ER_z の評価値とする。同一性能のセンサを用いているとすれば、各センサの G_{SRA} は同一となるので、(5.9)式、表1の \mathbf{H} の要素、(4.3)式の C, S の値から各 RSS を求めると

$$ERS_x = \frac{\sqrt{30}}{10} G_{SRA} a_x \quad (5.10)$$

$$ERS_y = ERS_z = \frac{\sqrt{10}}{10} G_{SRA} a_x \quad (5.11)$$

となる。上式よりロール軸方向のセンサ出力に最も大きく G_1 が影響することがわかる。 y または z 軸をロール軸にとって同様の解析を行なっても結果は同じになるので、 x, y, z 軸をそれぞれロール、ピッチ、ヨー軸にとり、図18に示すような軸 (SRA) 定めをすれば、 G_1 の影響度を最小化することができる。

5.3 基準軌道と座標系

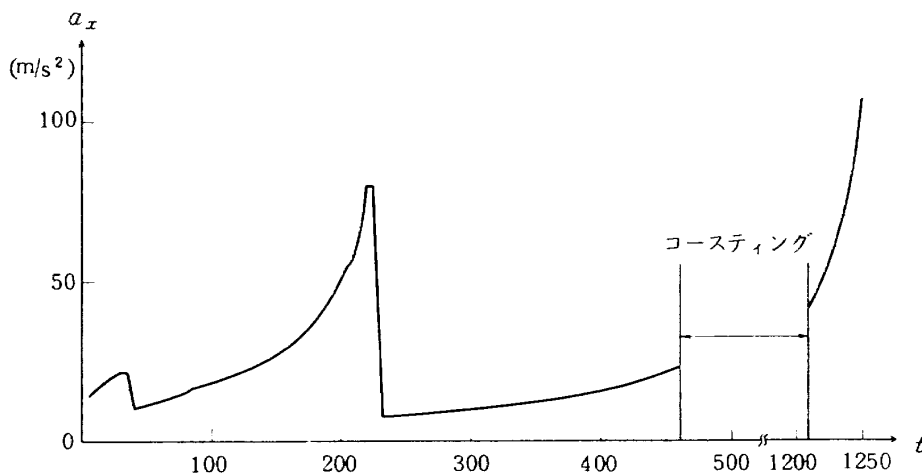


図19 ロール方向推力加速度 a_x

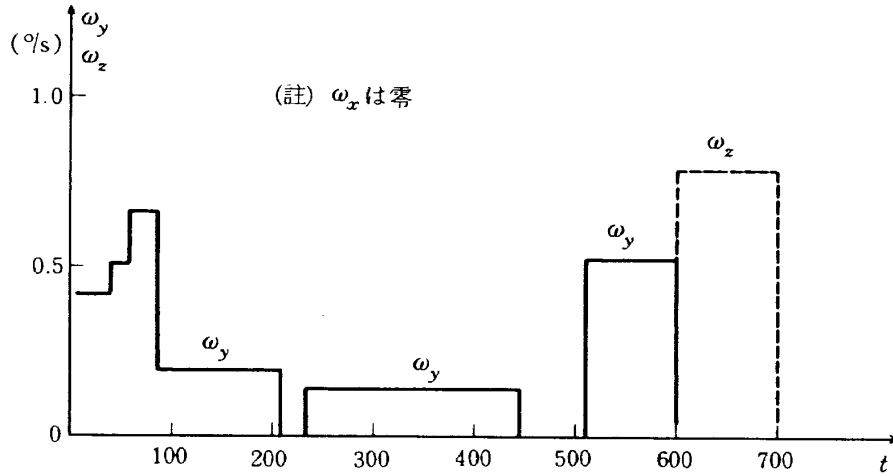


図 20 プログラムレート ω_y, ω_z

航法計算を行なうには基準軌道データが必要となるが、ここではNロケットのモデル基準データ⁸⁾を用いることにする。このデータには推力、空力特性、地理、天文、大気特性、機体特性、プログラムレート等が含まれており、これらを3次元6自由度のトラジェクトリシミュレーションプログラムに代入して時々刻々の軌道計算をすればNロケットの航法諸量(距離、速度)が求まる。基準軌道データの加速度 a_x およびプログラムレート ω_y, ω_z を図 19, 20 に示す。ここには a_y, a_z が示されていないが、その値は前節で述べたように $10^{-4} \sim 0.5 (m/s^2)$ 程度である。航法方式はストラップダウン方式であるので

それに対応する座標系として図 21, 22 に示すような飛翔体固定、慣性空間固定の両座標系を定める。後者の場合は、 $t=0$ (発射時)における赤道面上にX, Y軸をとり、地軸をZ軸とする。飛翔体は種ヶ島(北緯 30.399度, 東経 130.970度)から発射されると仮定しているが、このときの打上げ角 θ_a は 90度, 方位角 θ_b は 84度とする(図 23)。航法計算はモデル基準データから時々刻々の加速度 $\mathbf{a}(a_x, a_y, a_z)$ を求め、これをX, Y, Z方向の値に変換し、重力加速度の影響を付加しながら積分演算によってなされる。この過程を公式化すれば、次のようになる。⁶⁾

$$\dot{\mathbf{C}} = \mathbf{C}\boldsymbol{\Omega} = \mathbf{C} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (5.12)$$

$$\mathbf{A} = [A_X \ A_Y \ A_Z]^T = \mathbf{C}\mathbf{a} = \mathbf{C}(a_x \ a_y \ a_z)^T \quad (5.13)$$

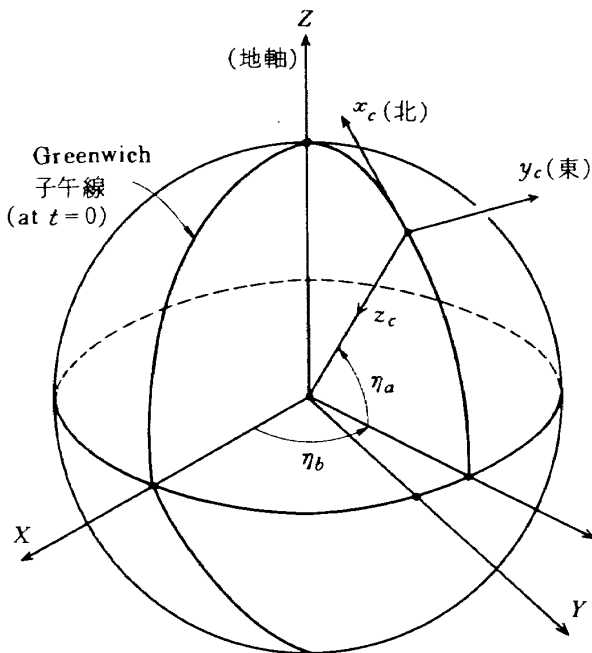


図 21 慣性空間固定座標系 (X, Y, Z)

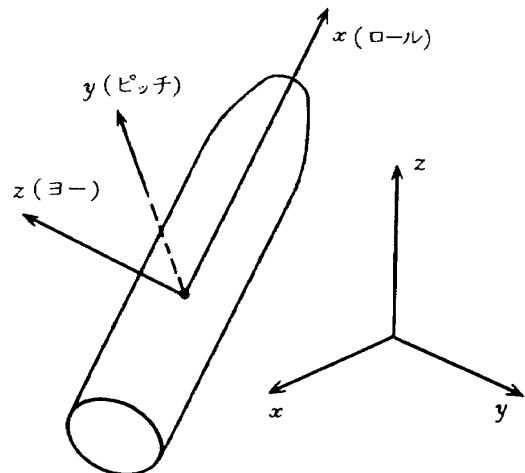


図 22 飛翔体固定座標系 (x, y, z)

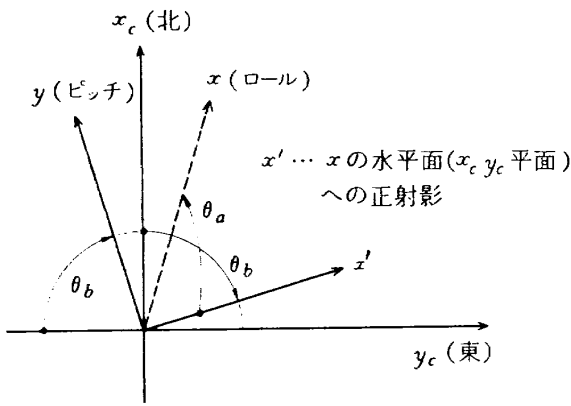


図 23 · 飛翔体の発射姿勢

$$\mathbf{R} = \mathbf{A} - \frac{\mu}{R^3} \quad (5.14)$$

$$\mathbf{R} = \mathbf{V} = \int \ddot{\mathbf{R}} dt \quad (5.15)$$

$$\mathbf{R} = \int \dot{\mathbf{R}} dt \quad (5.16)$$

上記のことから明らかなように、ここでのシミュレーションは、Nロケットが純慣性誘導されたと仮定し、これにIMU(冗長系)を搭載し、その出力(=角速度)と基準軌道データ(加速度)とを使って航法諸量(R, V)を求める方式である。したがって、ジャイロ誤差のみが航法誤差に影響し、それらの値は(5.15), (5.16)式の実値(故障の影響を含む)と基準値との差より求められる。

5.4 航法誤差の評価関数

航法計算は慣性座標系(X, Y, Z)でなされるので、この座標系で表わされる距離誤差(ΔR_X, ΔR_Y, ΔR_Z), 速度誤差(ΔV_X, ΔV_Y, ΔV_Z)を各種の故障現象(5.1節)に即して時々刻々計算し、最終時点(t=t_f=1249秒)における値を評価に用いる。これらの誤差の大きさΔR, ΔVを

$$\Delta R = \sqrt{\Delta R_X^2 + \Delta R_Y^2 + \Delta R_Z^2} \quad (5.17)$$

$$\Delta V = \sqrt{\Delta V_X^2 + \Delta V_Y^2 + \Delta V_Z^2} \quad (5.18)$$

で定義し、センサiが故障したときのΔR, ΔVをそれぞれΔR(i), ΔV(i)とする。このΔR(i), ΔV(i)はセンサiによって異なるので、それらのRMS, δR, δVを

$$\delta R = \sqrt{\sum_{i=1}^6 \Delta R(i)^2 / 6} \quad (5.19)$$

$$\delta V = \sqrt{\sum_{i=1}^6 \Delta V(i)^2 / 6} \quad (5.20)$$

のようにとり、これにより航法誤差を評価する。上式のδR, δVはδt, t_gによっても異なり、故障の種類および大きさによっても異なる。零出力故障の場合は区間δtだけセンサiの出力を零に定めて航法誤差を計算するだけなので、上記のδR, δVをそのまま評価関数にとればよいが、誤差故障(G₀, G₁, G₅)のときには誤差の大きさが問題となる。一方、δR, δVは一次変分なので誤差値に正比例する。⁶⁾そこで各t_gにおいてδtをパラメータとしてδR, δVの対センサ誤差勾配(単位量の誤差に対するδR, δV)をδR_s, δV_sとし、これを誤差故障時の評価関数とする。

5.5 シミュレーション結果と考察

航法誤差の評価関数(δR, δV, δR_s, δV_s)の値は、推力飛行(Powered flight)中のt_gによって異なると予想されるが、惰性飛行(Coasting)中のt_gによっては影響されない。すなわち、5.3節で加速度を定義したように、加速度計誤差は考慮外なので、惰性飛行中にセンサ(ジャイロ)が故障してもその期間中の航法諸量には影響せず、最終段の推力飛行(a_x≠0)に入る前の飛翔体の姿勢誤差が以後の航法諸量に影響する。したがって、惰性飛行中の故障による航法誤差(t=t_f時)は、t_gに関係しないで、δt区間に発生する姿勢誤差のみに依存する。また、G₁故障の影響は当然ながら推力飛行中に故障が発生したときのみ現われる。さらに、最終段での推力飛行は、姿勢制御を行わず、単に推力を付加してt=t_f時に推力を打切るものと仮定しているため、この区間での故障の影響は現われない。

5.5.1 零出力故障時

t_gをパラメータとしたときのδR, δVとδtとの関係を図24, 25に示す。これらの誤差はΔtに正比例している。推力飛行中の故障時には、t_gが小さい程(故障発生が早期になる程)、またa_xおよびω_yが大きいときほど(図19, 20参照)、故障の航法誤差への影響が大きくなる傾向にある。例えば、t_g=50[sec]とt_g=100[sec]とでは50[sec]の違いにもかかわらず、ω_yが大きく異なるために、他の場合に比してδR, δVが大きくなっている。これは、t_g=300[sec],

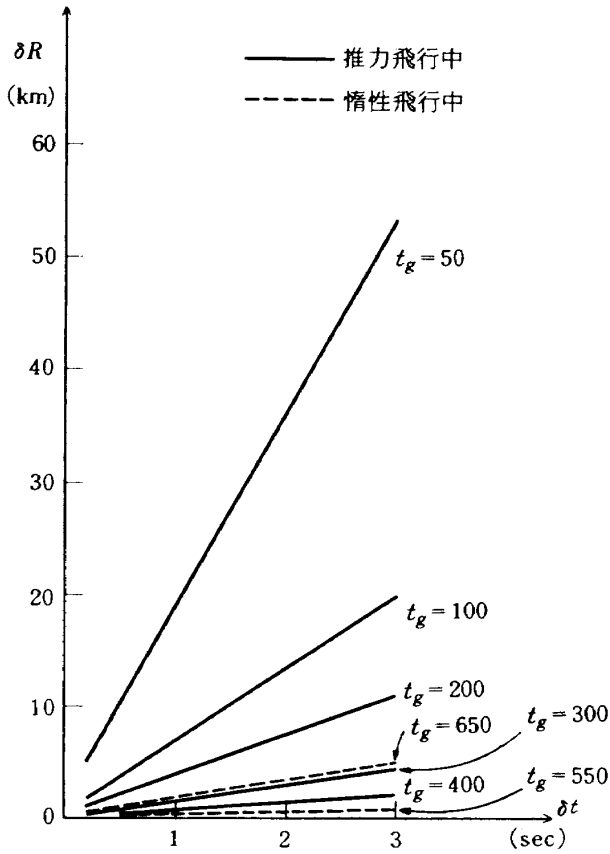


図 24 零出力故障時の δR

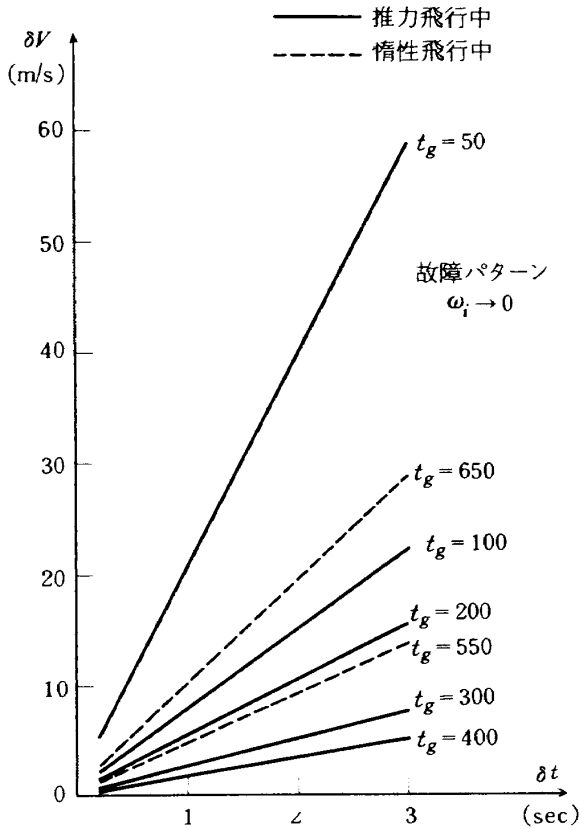


図 25 零出力故障による δV

$t_g=400$ (sec) では a_x, ω_y の変動が微小なために、 $\delta R, \delta V$ が小さいのと対照的である。惰性飛行中の $t_g=550$ (sec), $t_g=650$ (sec) による $\delta R, \delta V$ の相違は、 ω_z と ω_y との値の違い ($\omega_z > \omega_y$, 図 19 参照) によって $t_g=650$ (sec) の時点での故障による姿勢変化がそれだけ大きく、そのために δt 区間の零出力故障の $\delta R, \delta V$ への影響もそれだけ大きくなっているためである。

5.5.2 誤差故障時

故障センサ使用区間 δt をパラメータとして、単位量の誤差 (G_0, G_1, G_s) による航法誤差の値 $\delta R_s, \delta V_s$ ($t=t_f$ 時) の t_g による変化を図 26~31 に示す。 G_0, G_1 の単位量としては $E_B=1.0$ ($^\circ/h$), $G_{SRA}=1.0$ ($^\circ/h/g$) をとる。 G_s については $E_s=1.0$ (=100%) を単位量にとる。これは (5.4) 式の ω_i の基準値に $\pm \omega_i$ を加えることを意味する。各図について一般的にいえることは、 t_g が大きくなる程 $\delta R_s, \delta V_s$ は小さくなることである。次に故障の種類別に航法誤差への影響度を考察する。

(1) 加速度不感ドリフト G_0 の影響 (図 26, 27)

この誤差の場合は、区間 $[t_g, t_d]$ における G_0 による姿勢変化の影響 (すなわち、(5.12) 式の C の変化 ΔC) を C に加えた行列 ($=C+\Delta C$) を時刻 t_d の C として、以後の航法計算は ω_i の基準値を用いて行なわれる。したがって、推力飛行中の ΔC の $\delta R_s, \delta V_s$ への影響は t_g と共に減少するが、惰性飛行中ではど

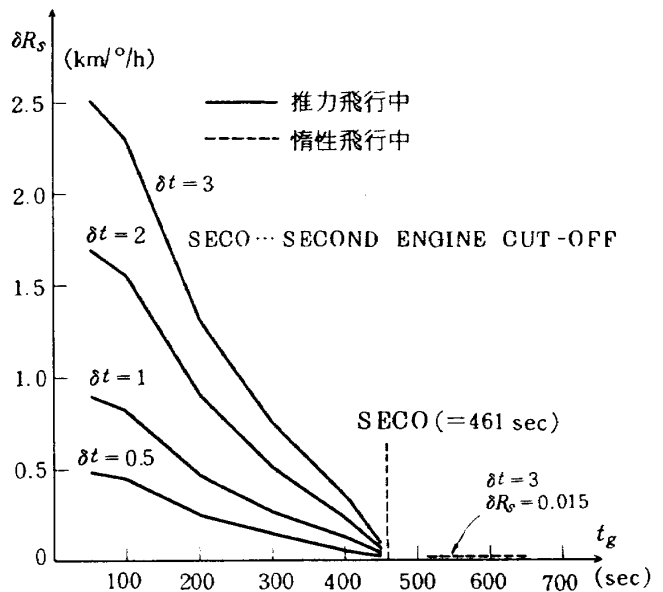


図 26 故障誤差 G_0 による δR_s

の時刻に ΔC だけの行列変化があってもその δR_s , (δV_s) への影響度は変わらない。このことは、図 26, 27 の δR_s , δV_s が慣性飛行中の t_g によって変化しないことから明らかである。

(2) 加速度比例ドリフト G_1 の影響 (図 28, 29)

G_1 のセンサ出力 ($=\omega_i$) への影響は、(5.2) 節で述べたように主として a_x に影響されるので、区間 $[t_g, t_d]$ において (5.8) 式の $G_1(i)$ を ω_i に付加して、航法計算を行ない、 δR_s (δV_s) を求める。 $G_1(i)$ は a_x に比例するので、図 19 の a_x と図 28, 29 の δR_s , δV_s とを比較するとよい相関を示している。 $t_g = 300$ [sec], 400 [sec] では、 t_g が大きくなっているのに δV_s は増えているが、これは、この時間帯では t_g の増加の影響よりも a_x 増大の影響の方が強いためである。

(3) スケールファクタ誤差 G_s の影響 (図 30, 31)

(5.4) 式に示されるように G_s の ω_i への影響度は ω_i そのものに比例するので、 δR_s (δV_s) の $50 \leq t_g \leq 100$ における急激な減少は、 t_g の増大と共に図 19 のプログラムレートの減少にも関連していると考えられる。このレートが一定である時間帯 (例えば、 $250 \leq t_g \leq 450$) では t_g の増加と共に δR_s (δV_s) は緩やかに減少している。慣性飛行中の ω_y, ω_z は異なった方向のものであるが、 $\omega_z > \omega_y$ であるので、 t_g が増加してもヨー方向 (ω_z) 制御のときにより大きく G_s の δR_s (δV_s) への影響が現われている。

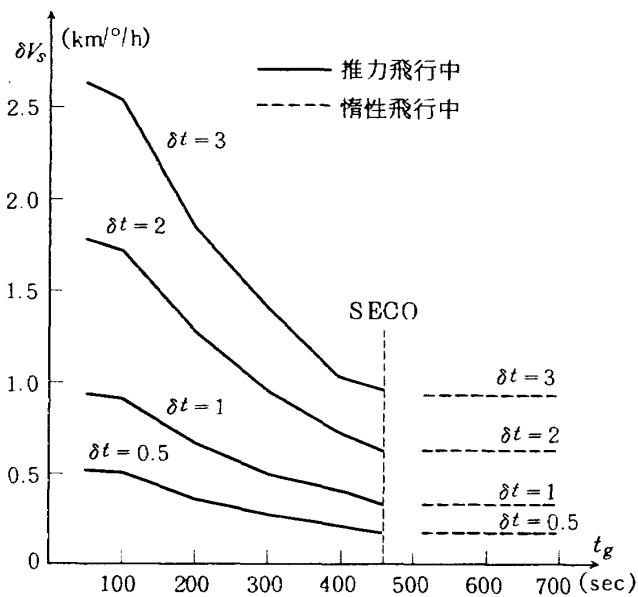


図 27 故障誤差 G_0 による δV_s

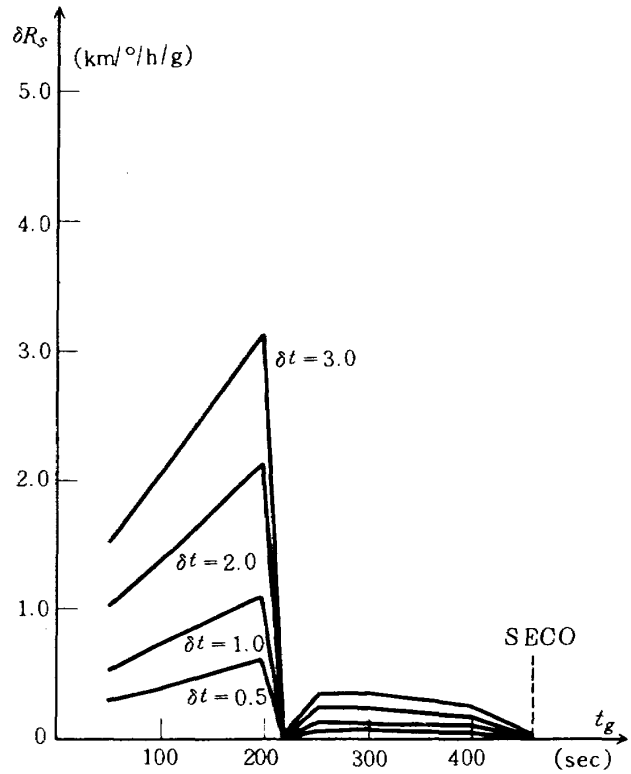


図 28 故障誤差 G_1 による δR_s

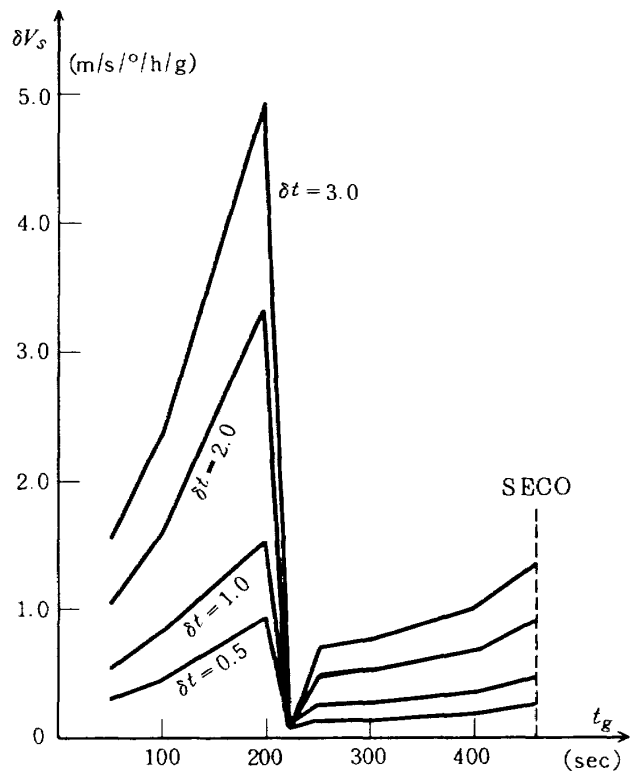


図 29 故障誤差 G_1 による δV_s

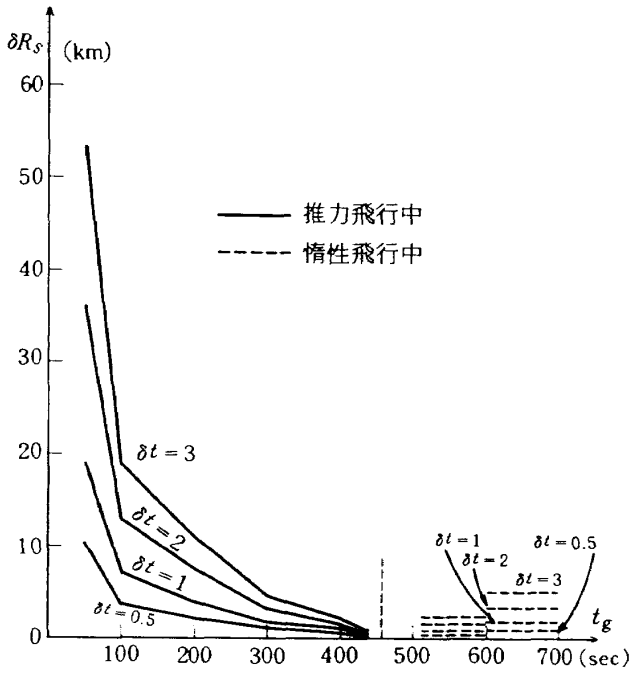


図 30 故障誤差 G_s による δR_s

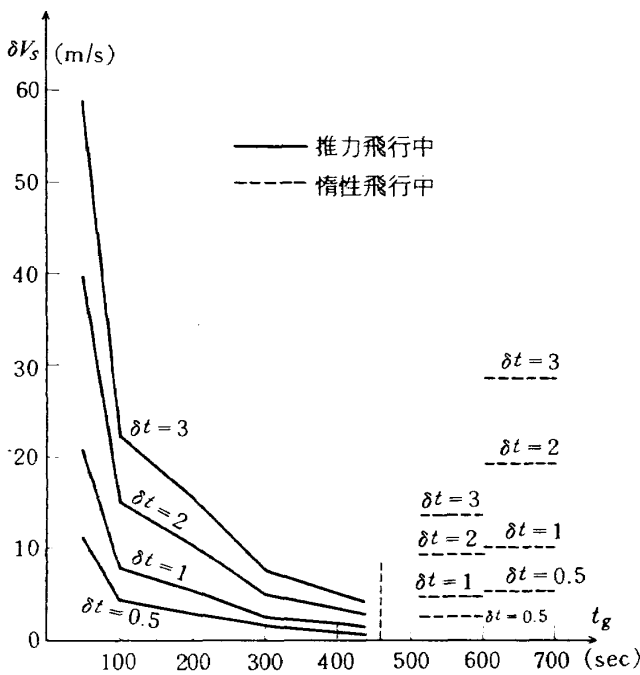


図 31 故障誤差 G_s による δV_s

5.6 まとめ

本章では、N ロケットのミッションをモデルにして故障検出の遅れが最終時点での航法誤差に与える影響度を考察したが、この誤差値は t_g によって大きく異なっている。特に第 1 段推力飛行時 ($0 \leq t \leq 218$) における故障の影響が強く現われているので、この区間での故障を早期に検出分離することが要求

される。 δt の値は $0.5 \sim 3$ [sec] を用いているが、これは必要に応じてもっと大きく (または小さく) とってもよい。航法誤差の許容度から δt の許容度を定めるためには、故障発生時刻 (t_g)、故障の種類、故障誤差の大きさ等をも考慮しなければならないので、センサの故障発生確率とその大きさ等についての解析が今後必要になる。(5.2) 節で、積分ジャイロをモデルにし、ロケットの推力に依存する誤差 (G_1) の影響度を最小にするための軸 (SRA) 定めを行なったが、この解析手順は異なったミッションに他の (ジャイロ以外の) センサで構成される冗長系を用いる際にも十分有用となる。

6. 結論

SINS の信頼性向上の一方法として冗長系の構成を試み、必要な手段、用法等を考察し、実用化のための基本的な手順として、1) センサの最適配置方法、2) センサの故障検出を可能にする方法、3) ミッションへの適用から考えた設計方法に関する概念を確立することができた。センサの最適配置は、各同一個数 (4, 5, 6 個) の系で信頼度最大かつ航法誤差への影響度最小なる条件を満たすものとなった。これを通常の 3S 系に比較してみると、信頼度の面は図 6 に示す通りであるが、航法誤差に関しては 4S, 5S, 6S の各系でそれぞれ 13.4%, 22.5%, 29.3% だけ直交 3 軸への影響度が小さくなった。このことは、信頼性向上が要求される際に冗長系を用いれば、高精度化にも役立つことを意味する。冗長系を用いる場合は自律故障検出が必要になるが、そのためのアルゴリズムとしては均衡式の方法を用いた。この場合、従来と異なり、均衡式の積分値と THR とを比較する方式 (積分方式) を用いれば、誤差の瞬時値の大小に関係なくその積分値の大小によって故障検出ができるようにした。そのために、誤差値が小さくてもその積分値がある値に達すれば故障と判定し、瞬時値が大きくても平均値が零であるような誤差は無故障と判定し得る機能を持った。これは、図 10, 11 において THR が一定ならば検出遅れ ΔT と誤差 E_B との積はほぼ一定になっていることから明らかである。図 10~15 から ΔT を評価すると、 ΔT の値は THR が一定のとき冗長系への入力の大きさや変化パターン

に依存せず、 E_B の大きさのみによって変ること、THRが小さくなればそれだけ ΔT も小さくなるのでTHRはFALSAの発生しない範囲内の最小値をとればよいこと等がわかる。本研究での故障検出方式（積分方式）の検出機能をミッションとの関係で考えると、ミッション誤差への影響度が大きい故障はそれだけ ΔT が小さくなる（早期に検出可能）ので、その影響度が一定に保てると推測できる。ここでの故障検出方式は「確実に検出可能になる方式」であるが、今後はこれを基に一層 ΔT を小さくするための工夫が必要となる。さらに、 ΔT の要求精度をミッションに即して決めるために、冗長系をあるミッション（Nロケット）に搭載したと仮定したときの航法誤差と故障発生時刻、検出遅れ（ ΔT ）、故障誤差の種類および大きさとの関係を定量的に評価した。図24～30に各故障の種類に応じて評価例を示したが、全般的にいて飛翔体の運動変化が激しい区間（推力加速度またはプログラムレートが大きい区間）での故障発生はそれだけ航法誤差に与える影響度が大きく現われている。したがって、その区間における故障発生率および ΔT を小さくすることが冗長系をミッションへ適用する際の一問題点となる。この評価手順は、センサ単体の目標精度および ΔT の許容度を決めるのに最低限要求されるものであり、他の異なったミッションに対しても同様のことがいえる。

本考察ではSINSの信頼性向上を冗長系によって実現する際の手順、手段等を明らかにしたが、今後異なったセンサ配置（必ずしも最適ではないが製作が容易）による冗長系を構成するときにもここで述

べた手法は大いに有用になる。本考察を進めるに当たって、計測部機器研究室大月正男室長から適切な御指導を受けたことを付記する。

参考文献

- 1) J.C. Wilcox ; Competitive Evaluation of Failure Detection Algorithm for Strap-down Redundant Inertial Instruments, TRW-Final Report, April 1973
- 2) 大月, 新宮, 円居, 山脇; ストラップダウン慣性航法系に用いられる積分ジャイロ系の研究, 第15回宇宙科学技術講演会 pp. 29～ pp. 32, 1972年2月
- 3) 新宮, 大月; ストラップダウン慣性航法用冗長センサ系の構成に関する考察, NAL TM - 296, 1976年3月
- 4) 塩見弘; 信頼性工学入門, 丸善, pp. 1～ pp. 120
- 5) 新宮, 大月, 円居; 積分ジャイロの特性評価手法とその評価例, NAL TM- 371, 1978年11月
- 6) 大月, 新宮, 鈴木; ストラップダウン方式の慣性機器誤差によって生ずる飛しょう径路誤差の一考察, NAL TM-225, 1972年5月
- 7) 大月, 新宮, 田畑, 鈴木, 円居; 浮動型1自由度積分ジャイロの不等弾性誤差, NAL TR-188, 1970年1月
- 8) NAL-NASDA誘導連絡会用資料(モデル基準軌道データ), DG-90002, 1974年3月

付録 1 均衡式とセンサ出力との関係

故障検出用均衡式は、第 4 章で述べたように、任意の 4 個のセンサの出力にある係数を乗ずることによって作られる。センサ出力 ω_i ($i=1\sim 6$) を列ベクトルで表わし、これに上記の係数からなる行列を乗ずれば、均衡式の列ベクトルが得られる(本文中(4.4)式)。この行列 A は

$$A = \begin{bmatrix} C & -C & -S & -S & 0 & 0 \\ -S & C & C & 0 & -S & 0 \\ -C & S & C & 0 & 0 & -S \\ -C & S & 0 & C & S & 0 \\ -S & C & 0 & C & 0 & S \\ -S & -S & 0 & 0 & C & -C \\ -S & 0 & -S & C & C & 0 \\ S & 0 & -C & S & 0 & C \\ C & 0 & -S & 0 & -S & C \\ -C & 0 & 0 & S & C & -S \\ 0 & -S & -C & S & C & 0 \\ 0 & S & -S & C & 0 & C \\ 0 & C & S & 0 & -C & S \\ 0 & C & 0 & S & -S & C \\ 0 & 0 & -C & C & S & S \end{bmatrix} \quad (A.1)$$

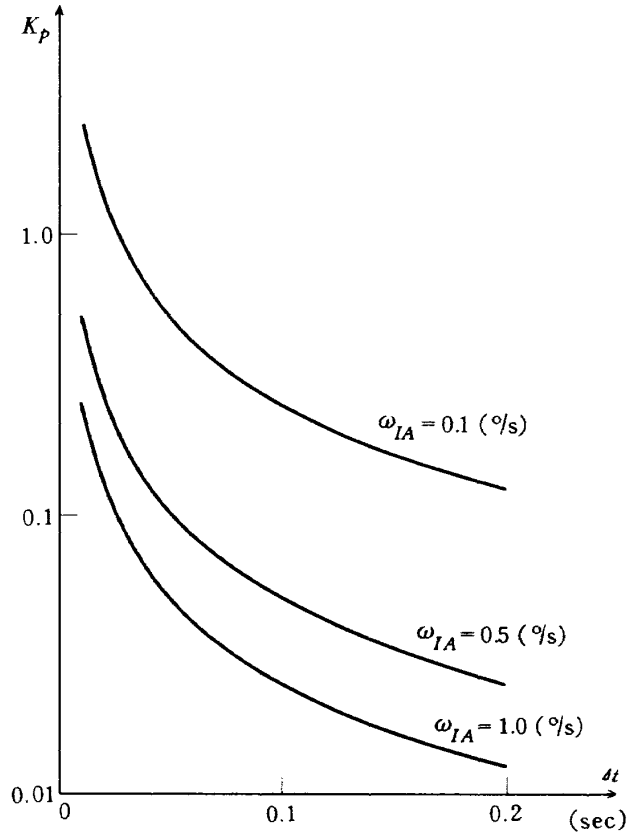
となる。この A を(4.4)式に適用すれば P_i ($i=1\sim 15$) の列ベクトル P が求まるが、この P は A にセンサ誤差 e_j ($j=1\sim 6$) の列ベクトルを乗じたものと等価な量になる。

付録 2 DRMIG 出力と航法誤差

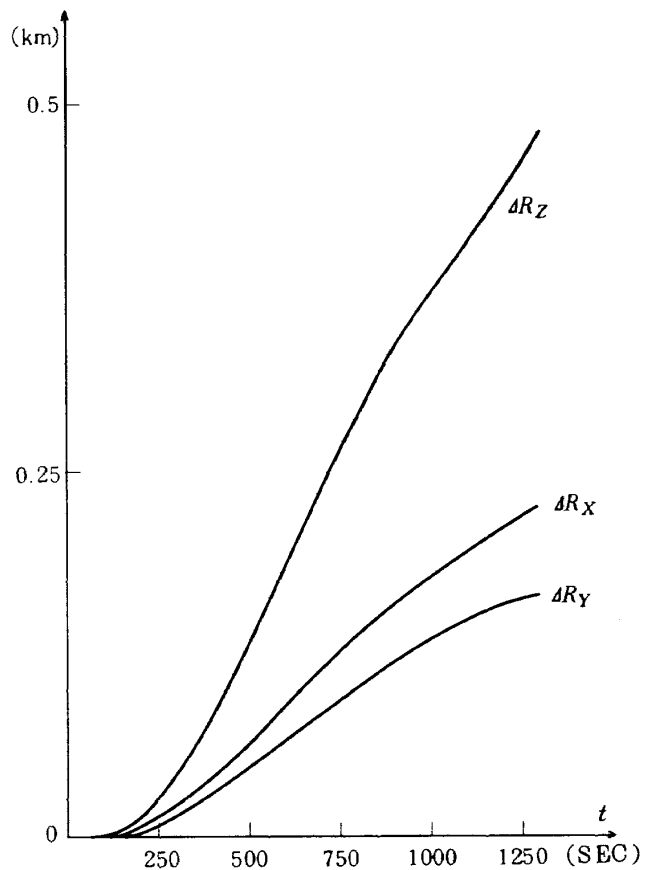
DRMIG 出力は量子化された不連続な量となるので、その値と入力 ω_{IA} の積分値との差異 q_i ($|q_i| \leq P_w, i=1\sim 6$) が発生することを 4.3 節に述べた。この q_i は各センサ i によって異なる。 q_i が基準値とどの程度異なるかを評価するために、差異の上限 $P_w (=2.5 \times 10^{-3} \text{ deg})$ と ω_{IA} の積分値との比 K_p を

$$K_p = \frac{P_w}{\int_t^{t+\Delta t} \omega_{IA} dt} \quad (A.2)$$

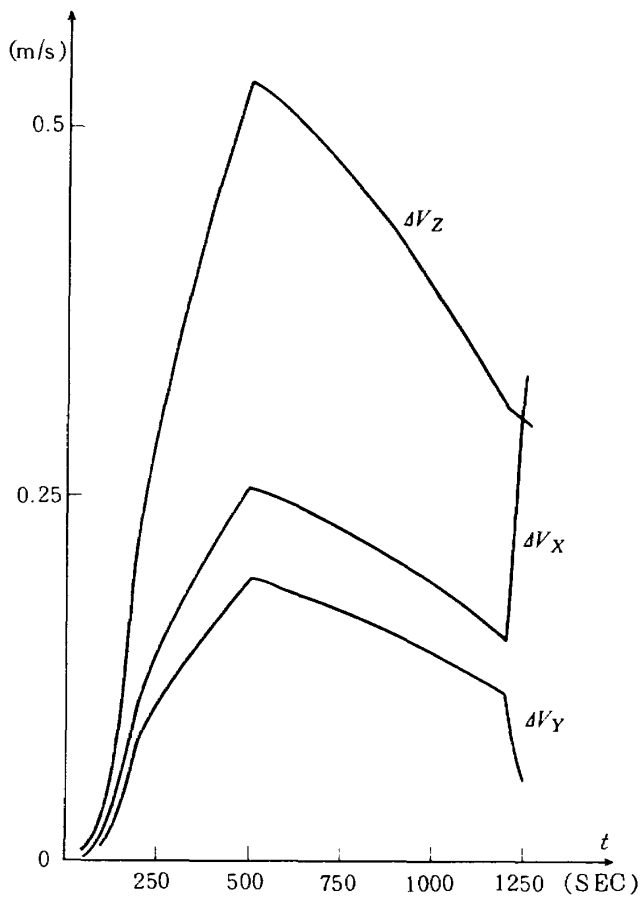
のように定義する。 ω_{IA} をパラメータとして、姿勢計算周期 Δt と K_p との関係を図 1 に示す。ストラップダウン方式では、 Δt は通常 $0.01\sim 0.1$ (sec) のオーダーで用いられる。 q_i は正負の値をとるので、 q_i と ω_{IA} の積分値との比も正負の値をとり、この比の絶対値が図 1 のようになる。次に、 q_i が



付図 1 K_p の Δt による変化



付図 2 DRMIG の量子化の距離誤差への影響



付図3 DRMIGの量子化の速度誤差への影響

航法誤差に与える影響度を求める。本文で用いたミッションに即して冗長系(6S系)の各センサ(DRMIG, 表2参照) i による距離誤差, 速度誤差のRSS評価を

$$\Delta R_j = \sqrt{\sum_{i=1}^6 \Delta R_j(i)^2} \quad (j=X, Y, Z) \quad (A.3)$$

のようにとり, この評価値の時間的変化を計算すれば付図2, 3のようになる。ここでは Δt は0.05(sec)とした。これらの図から明らかなように, 各航法誤差はほとんど無視できる程度のオーダーである。すなわち, 各 Δt 区間で考えれば, 出力(パルス回数 $\times P_w$)と ω_{IA} の積分値(A.2式の分母)との差異が付図1に示す程度にあったとしても, 差異の時間平均値が零となるので, 量子化のミッションに与える影響度が皆無といえる程小さくなっている。

既 刊 報 告

- | | | | |
|--------|---|----------|---|
| TR-650 | 2母数ワイブル分布における最良母数推定法の選択
Selection of the Best Method to Estimate the Parameters of the Two-Parameter Weibule Distribution | 1981年 1月 | 下河利行・
D.B. Kececiaglu |
| TR-651 | ジェミニ型カプセル飛しょう体の回収における軌道とダイナミクス
Projectories and Dynamics for the Recovery of Space Vehicles of Gemini Capsule Type | 1981年 1月 | 森 英彦 |
| TR-652 | 定期運航旅客機により収集した突風資料の評価
Evaluation of Gust Collected from Passenger Transports during Scheduled Flights | 1981年 1月 | 小野幸一・山根皓三郎
外崎得雄・竹内和之 |
| TR-653 | 液水ターボポンプ用メカニカルシールの試作研究
Study and Development of Face-Contact, Bellows Mechanical Seal for Liquid Hydrogen Turbopump | 1981年 2月 | 野坂正隆・鈴木峰男
宮川行雄・上條謙二郎
菊池正孝・森 裕彦 |
| TR-654 | 推力大きさ制御型固体ロケット・モータの燃焼実験
(第二報 300φ球型内面燃焼方式)
Firing Tests of Thrust controllable Solid Rocket Motors Part II: 300-mm-Diameter Spherical Grain Motors | 1981年 2月 | 五代富文・清水盛生
伊藤克弥・種村利春
藤原 勉・日下和夫
木皿且人・佐藤政裕
高橋 守・泉川宗男 |
| TR-655 | 境界層方程式に対する実二次精度，予測子・修正子型クランク・ニユルソン差分スキームの構成
A Second-Order Accurate Procedure for Solving the Boundary Layer Equations Based on the Predictor-Corrector Form of the Crank-Nicolson Scheme. | 1981年 2月 | 松野謙一 |
| TR-656 | 希土類コバルト磁石の同期電動機への応用
Application of a Rare-Earth Cobalt Magnet to Synchronous Motors | 1981年 2月 | 山田 博 |
| TR-657 | 局所連動量理論とその変形後流モデルへの拡張
The Fundamentals of the Local Momentum Theory and Its Extension to a Distorted Wake Model of a Hovering rotor | 1981年 2月 | 河内啓二 |
| TR-658 | 炭素繊維複合材の切欠き試験片における疲労寿命分布
Fatigue Life Distribution of Notched Graphite/Epoxy Composite Specimens | 1981年 2月 | 浜口泰正・下河利行 |
| TR-659 | 計算機システムにおけるジョブ処理用スケジューラの提案
New Scheduler for Job Processing Systems | 1981年 3月 | 土屋雅子・末松和代
吉田正廣・畑山茂樹 |

航空宇宙技術研究所報告660号

昭和56年3月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊦182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17
