スキュー配置センサ群による INS 故障検出^{*1}

平 田 晋 吾^{*2}

Key Words: Navigation, Fault Detection

1. ま え が き

一般に航空宇宙機には、高い信頼度が求められている。高信頼度を達成する方法に、①使用する各部品の信頼度を上げる、②冗長系を設けることにより信頼度を上げる、の2通りの方法が考えられる。過去のプロジェクトにおいては、高額の高信頼性部品を使用し、システムを組み上げることが多かった。しかし、これからのプロジェクトには国際競争力を付けることから低価格なシステムが求められている。このようなシステムにおいては、低価格の部品を使用し、冗長系を設けることにより信頼度を上げることが必要となる。冗長系を設けるシステムにおいては、「冗長系の構成」、「故障の検出」、「故障発生時の故障分離」の技術が重要となる。ここでは、これらの技術を総合して「冗長管理」と呼ぶことにする。

本稿では、航空宇宙機の INS (Inertial Navigation System「慣性航法装置」)の冗長管理のうち、慣性センサの冗長系の構成、故障検出について述べる。

2. 慣性センサ冗長系の概要

2.1 冗長系システム要求 ここで述べる冗長システムは 1 Fail Operative (システムを構成する一部分の単一故障に対してシステムとして機能、性能を損なわないこと)であることを前提とする。

2.2 慣性センサの配置方法 INS の故障に対し、

外部からの情報を用いずに INS 内に配置する慣性センサの出力を比較することにより、故障の有無を判定する場合には、最低 4 軸分の慣性センサを必要とする。また、故障の有無だけでなくその故障箇所も特定しようとする場合には、最低 5 軸分の慣性センサを必要とする。3 軸以上の慣性センサによる冗長構成の代表的な例を第 1 表に示す。

第 1 表に示したように INS の慣性センサの配置は、いろいろと考えられるが、ここでは第 1 表の最右列の「2 軸直交系×3 系統スキュー配置」により故障検出アルゴリズムを簡単にするシステムを紹介する。

ここで紹介する慣性センサ構成は次の①～④の考え方を基本としている。

- ① ジャイロ、加速度計各 6 個の慣性センサをそれぞれ 2 個を 1 系統とし、各系統毎に CPU、電源を持たせ、CPU、電源の故障が他の系統に波及しない構成とする。
- ② その上で 3 系統の系統間の比較により故障検出を行う。ここでの故障箇所の特定制は、故障した系統の特定制のみにとどめ、系統内の故障センサの特定制は行わない。これにより、故障検出に関するアルゴリズムを簡単に行うことができる。
- ③ 各系統内の 2 個の加速度計のうち 1 個の軸を xy 平面に配置する。これにより、機体が水平飛行をしている場合に、航法誤差に大きく関与する進行方向の加速度を、重力加速度の影響なく精度良く検出することができる。また、ジャイロの軸配置も加速度計と同様とする。
- ④ 各系統内の 2 個の慣性センサ (ジャイロ 2 個、加速度計 2 個) の軸をそれぞれ直交させておく。これにより、製造時のキャリブレーションを容易にすることができる。ここでいうキャリブレーションとは、各慣性センサのバイアス、スケールファクタ及びミスアライメントの測定を示す。

このような前提のもとに 6 個のセンサ配置を第 1、2 図のように決めた (S_i はセンサ軸)。

著 者 紹 介

平田 晋吾 (非会員)

昭和 39 年生。東京都出身。昭和 63 年東京理科大学理工学部物理学科卒業。同年三菱プレジジョン (株) 入社。宇宙機器の研究・開発に従事。計測自動制御学会会員。

^{*1} 平成 8 年 10 月 18 日、第 34 回飛行機シンポジウムにて講演。平成 9 年 6 月 18 日原稿受理 Fault Detection and Isolation of INS with Skewed Sensors

^{*2} 三菱プレジジョン (株) Shingo HIRATA

第1表 INSにおける慣性センサ配置の例

比較項目		3軸直交配置	3軸直交+ 1軸スキュー 配置	3軸直交+ 2軸スキュー 配置	5軸スキュー 配置	3軸直交系× 2系統平行 配置	3軸直交系× 2系統スキュー 配置	2軸直交系× 3系統スキュー 配置
故障検出*	他のセンサの 情報を使用する 場合	○	○	○	○	○	○	○
	他のセンサの 情報を使用し ない場合	×	△	○	○	△	○	○
慣性センサ出力比較による 故障検出の容易性		—	—	6センサ間 の比較	5センサ間 の比較	—	6センサ間 の比較	3系統間 の比較
センサキャリブレーション の容易性		◎	○	○	△	◎	◎	○

*1: 故障検出 ○故障検知及び故障箇所との分離が可能 △故障検知のみ可能 ×故障検知不可能

第1図 慣性センサ軸配置

第2図 慣性センサ軸配置 (xy平面への投影)

3. 故障検出アルゴリズム

前述のセンサ配置とした場合の故障検出アルゴリズムについて述べる。以下の議論においてはジャイロ、加速度計は同じように考えられるので、慣性センサという表現で代表する。

第1, 2図に示すように6個の慣性センサを $S_1 \sim S_6$ と表す。それぞれセンサ2個を含む3つの系統から、2系統を選ぶ組合せは以下のset 1~set 3に示す3通りある。

set 1={第1系統, 第2系統}

set 2={第1系統, 第3系統}

set 3={第2系統, 第3系統}

これをセンサの組合せで表すと、

set 1= $\{S_1, S_2, S_3, S_4\}$

set 2= $\{S_1, S_2, S_5, S_6\}$

set 3= $\{S_3, S_4, S_5, S_6\}$

のようになる。この各組合せの中でさらに、次のようなセンサ組合せを考える。

set 11= $\{S_1, S_2, S_3\}$

set 12= $\{S_1, S_3, S_4\}$

set 21= $\{S_1, S_2, S_5\}$

set 22= $\{S_1, S_2, S_6\}$

set 31= $\{S_3, S_4, S_5\}$

set 32= $\{S_3, S_4, S_6\}$

このような組合せを考えた上で、set 11とset 12のそれぞれの組合せで、 z 軸方向の出力を計算する。set 11の組合せで計算した z 出力とset 12の組合せで計算した z 出力の差をset 1での誤差式 E_1 とする。 $S_1 \sim S_4$ に故障が無ければ、各組合せで計算した z 出力は等しくなるはずなので、 $E_1=0$ となり、故障が発生した場合には $E_1 \neq 0$ となる。同様にset 21の組合

せで計算した z 出力と set 22 の組合せで計算した z 出力の差を set 2 の誤差式 E_2 , set 31 の組合せで計算した z 出力と set 32 の組合せで計算した z 出力の差を set 3 の誤差式 E_3 とする。4 項に示すように、センサの配置角を $A=30^\circ$, $B=60^\circ$, $\alpha=54.7^\circ$ とした場合の誤差式 $E_1 \sim E_3$ を、式(1)～式(3)に示す。

$$E_1 = 0.408(S_1 + S_9) + 1.225(S_2 - S_4) \quad (1)$$

$$E_2 = 0.816(S_1 + S_9) - 2.45(S_4 - S_2) \quad (2)$$

$$E_3 = 1.225(S_3 + S_6) + 1.225(S_4 - S_2) \quad (3)$$

これまでの議論ではセンサ出力は故障の無い場合はノイズも無く、理想的に真の値を出力するものとしたが、実際のセンサではランダムノイズやスケールファクタ誤差等があり、正常な状態でも E_i は常に 0 とはならない。従って、それらの正常時の誤差の影響を小さくするために、 E_i を積分し、2乗したものを故障評価値 E_i^2 とし、これと故障検出のスレッショルドレベルと比較する。一般に慣性センサの誤差 ε_{in} は式(4)のように表すことができるため、これをスレッショルドレベル T_i として設定することにより、正常時の慣性センサ誤差と異常時の慣性センサ誤差を区別することができる。

$$\varepsilon_{in} = L_i + M_i t + N_i t^2 \quad (4)$$

ただし、

L はスケールファクタとミスアライメントの不確定性、スケールファクタ誤差に起因する量

M はランダムウォークバイアス変動に起因する量

N はバイアスコンスタント成分の変動に起因する量

従って、不等式

$$E_i^2 = \left[\int_0^t E_i dt \right]^2 \geq T_i = L_i + M_i t + N_i t^2 \quad (5)$$

が成り立てば、set i について故障評価値が故障検出スレッショルドレベルを上回り、故障を検出したことになる。set 1 は第 1 系統と第 2 系統のセンサによる組合せであるので、set 1 について式(5)が成り立つ場合は、第 1 系統と第 2 系統のどちらかが故障していることになる。同様に set 2 について式(5)が成り立つ場合は、第 1 系統と第 2 系統のどちらかが故障していることになり、set 3 について式(5)が成り立つ場合は、第 2 系統と第 3 系統のどちらかが故障している

ことなる。従って、式(5)を set 1～3 の各組合せ毎に評価した結果が第 2 表に示すようになった場合、故障している系統を特定することができる。

4. 最適軸配置の検討

次に航法に最適なセンサ軸配置角度について述べる。ここでいう航法に最適なセンサ軸配置とは、INS を使って航法を行う際に x, y, z 全ての方向に対してなるべく均等な航法精度が得られるよう配置することとした。

4.1 S_1, S_2, S_3 の配置 S_1, S_2, S_3 の配置は、 xy 平面上に均等配置されることが望ましい。センサ軸のマイナス方向も含めて考えると、軸間の角度は 60° が最適となる。すなわち、第 1, 2 図において、 $A=30^\circ$, $B=60^\circ$ とする。

4.2 S_2, S_4, S_6 の配置 各慣性センサ $S_1 \sim S_6$ 出力を S_i とし、それから計算する x, y, z 軸の出力を x_0, y_0, z_0 とする。

$$x_0 = \sum_i a_{xi} S_i \quad (6)$$

$$y_0 = \sum_i a_{yi} S_i \quad (7)$$

$$z_0 = \sum_i a_{zi} S_i \quad (8)$$

と表現されるとき、全ての慣性センサ誤差として入力に依存しない誤差だけを考え ε とすると、 x_0, y_0, z_0 の誤差 $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ は、

$$\varepsilon_x = \sqrt{\sum_i a_{xi}^2 \varepsilon_i^2} \quad (9)$$

$$\varepsilon_y = \sqrt{\sum_i a_{yi}^2 \varepsilon_i^2} \quad (10)$$

$$\varepsilon_z = \sqrt{\sum_i a_{zi}^2 \varepsilon_i^2} \quad (11)$$

と表すことができる。 $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ は値が大きいくほど誤差が大きくなる。そこで $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ を小さくするように、 S_2, S_4, S_6 の軸配置を決める。

各センサ出力から x, y, z 直交軸の出力への変換(慣性演算)は、故障検出と同様に 6 個の慣性センサから set 1～3 の組合せにより 4 個を選んで行う。

set 1～3 において、第 1, 2 図の α を変化させ、その時の $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ を算出する。set 1～3 のどの組合せを選ぶかにより精度が変わるが、set 3 の精度は他の set 1, 2 より精度を良くすることができるため、set 3 の精度を最も良くするよう α を決めると、 $\alpha=54.7^\circ$ となる。

このように、 $A=30^\circ$, $B=60^\circ$, $\alpha=54.7^\circ$ とすることが航法上は最適な軸配置と考えられる。

第 2 表 故障検出

(式 5) が成り立つ組合せ	故障系統
set1, set2	第 1 系統
set1, set3	第 2 系統
set2, set3	第 3 系統

5. 故障検出シミュレーション

これまで述べてきた故障検出アルゴリズムを用いて、故障検出のシミュレーションを実施した。以下にその方法と結果について記す。

5.1 スレッシュホールドレベルの設定 故障検出のスレッシュホールドレベル T_i の設定にあたっては、使用する慣性センサの特性により誤差モデルが変わるが、ここでは一例としてジャイロ、加速度計の誤差モデルを以下のように設定した。

5.1.1 ジャイロの誤差モデル ジャイロのバイアス安定度はランダムノイズによるものが支配的であると仮定し、ランダムウォーク係数を、 $0.006(\text{deg}/\sqrt{\text{h}})$ (1σ) とすると、式(4)の M は $3 \times 10^{-4}(\text{deg}/\sqrt{\text{sec}})$ (3σ) となる。また、スケールファクタ誤差を 300 ppm (3σ) とし、バイアス Day to Day 誤差を $0.03 (\text{deg}/\text{h}) = 8.3 \times 10^{-6}(\text{deg}/\text{sec})$ (3σ) として式(12)のようにジャイロの故障検出スレッシュホールドレベルを設定した。

$$T_i = \left[\int_0^t (300 \times 10^{-6}) \Omega_i dt \right]^2 + (3 \times 10^{-4})^2 t + (8.3 \times 10^{-6})^2 t^2 \quad (12)$$

ただし、 Ω_i は S_i への入力角速度

5.1.2 加速度計 加速度計の故障検出スレッシュホールドレベルは、センサの特性上のランダムウォークを無視できるものとし、式(13)のように設定した。

$$T_i = \left[\int_0^t (300 \times 10^{-6}) a_i dt \right]^2 + (1.26 \times 10^{-3})^2 t^2 \quad (13)$$

ただし、 a_i は S_i への入力加速度

5.2 故障検出シミュレーション 故障検出アルゴリズム、故障検出スレッシュホールドレベル及びセンサの誤差モデルを計算機に組み込み、故障検出シミュレーションを実施した。シミュレーション結果の例として、入力角速度が0で、シミュレーション開始から300 sec後に第1系統のFOGに1 deg/hのバイアスシフト故障が発生した場合の結果を第3図に示す。この結果によると、 E_1 及び E_2 がスレッシュホールドレベルを越え、 E_3 がスレッシュホールドレベル以下に留まっていることから、第1系統のセンサの故障が検出できていることが確認できる。

6. 今後の課題

上記シミュレーション結果では、故障が発生してからそれを検出するまでの時間が約40秒かかっている。故障発生時に即時に故障検出することが求められるシステムに対してこれを短縮してることが、今後の課題である。故障検出に時間がかかる原因として、スレッシュホールドレベルを設定する際に、慣性センサの入力が確定できないため、スケールファクタ誤差として最悪値を使用していることが大きい。この解決方法の一つとして、第4図に示すような慣性センサに対する入力を推定し、それを故障検出のスレッシュホールドレベルに反映するシステムが考えられている。ただし、慣性センサに対する入力を推定する際に慣性センサの出力を使用するので、慣性センサが故障した場合には、上記のアルゴリズムに使用した誤差式 $E_1 \sim E_3$ と共に設定される故障検出スレッシュホールドレベルも影響を受け

第3図 シミュレーション結果

第4図 センサ入力推定を含む故障検出アルゴリズム

る。そこで故障発生時に故障検出のスレッシュホールドレベルが受ける影響より誤差式の受ける影響を大きくしておくことにより、故障検出の即時性が期待できる。

7. あとがき

ここで紹介したものは、これまでに考えられてきた冗長系構成を持つ慣性センサシステムの一例のうち、主に故障検出のアルゴリズムについて述べたものであるが、実際の冗長管理技術には、故障波及防止のためのハードウェアの工夫や故障検出後の正常系への切換えなどの技術が必要となる。また、同様の機能を持つ

システムは多く考えられており、なかには既に実用段階にあるものもある。冗長管理技術は、高信頼性システムを低価格で実現するためにも必要不可欠な技術であり、今後も活発に研究されることが予想される分野である。

参 考 文 献

- 1) 平田晋吾：スキュー配置センサ群による故障検出，第34回飛行機シンポジウム講演集，1996.
- 2) Jeerage, M. K.: Fault-Tolerant Hexad RLG IRU SAE, Technical Paper Series 901825, 1990.

一 特 集 一

航空/宇宙用光データバストランシーバの開発^{*1}

曾 我 章^{*2}・藍 原 周 一^{*2}

Key Words: Fiber-Optics, ARINC-629

1. は じ め に

航空機内の制御信号の伝送において、信号配線の減少による軽量化、機器の機能接続による能力向上を目的としてデータバスが採用されている。またデータバスの採用は冗長システムの構成を容易にすることか

ら、多重システム構成が必要なFBW (Fly By Wire), FBL (Fly By Light) 等のシステム構成にとってデータバスは必須のものとなっている。軍用機においてはMIL-STD-1553 B等が採用されているが、民間旅客機においてはARINC 429の次の世代のバスとしてARINC 629がBOEING 777に採用されている。ARINC 629データバスは現在電気信号により通信を行っているが、更なる軽量化とEMC (電磁適合性)の向上を目的として、これを光信号に置き換える研究が進められている。

当社はARINC 629用の電気光変換モジュールFOSIM (Fiber Optic Serial Interface Module)の開発を行ったのでARINC 629伝送規格とその光伝送モードに関して報告する。

2. ARINC-629 伝送規格

2.1 ARINC-629の特徴 ARINC-629 (A-629) 伝送規格は多数の電子機器が伝送装置 (ターミナル) を介してリニアに接続されるデータバスの伝送規格であり、最大の特徴はその伝送プロトコルによって高信頼性のデータバスとなっていることである。

主な伝送プロトコル

- ① 各ターミナルがデータバスをモニタし送信タイミングを決め、さらに自分の送信データをモニタ

著 者 紹 介

曾我 章 (正会員)

昭和25年生。昭和48年日本大学理工学部機械工学科卒業。同年日本航空電子工業(株)入社。現在、同社航機事業部第一技術部長。主として防衛・宇宙用航法制御機器の開発に従事。

藍原 周一 (非会員)

昭和32年生。東京都出身。昭和56年中央大学理工学部電気工学科卒業。同年日本航空電子工業(株)入社。現在、同社光エレクトロニクス開発本部課長。光伝送機器の開発に従事。電子情報通信学会会員。

^{*1} 平成8年10月18日，第34回飛行機シンポジウムにて講演。平成9年5月12日原稿受理 Development of Fiber Optic Data-bus Transceiver for Avionics/Space U

^{*2} 日本航空電子工業(株) Akira SOGA and Shuichi AIHARA