慣性航法システム*

Inertial Navigation System

平 田 俊 夫**
Toshio HIRATA

1. ま え が き

船舶、航空機等の航法システムは古い歴史の上に、近時多方面の技術開発を背景として進歩発展し、航法の自動化をめざして日々その目的に近づきつつある。このような過程の中で、慣性航法システムの進歩発展はめざましいものがある。

2. ジャイロ装置の進歩

ジャイロ装置の評価、ことにその実用性能を評価することは非常に困難なことであるが、室内試験の報告などを主体として調査することが出来る。

慣性航法システムの精度を決定する要素として、ジャイロ装置は大きな要点となっている。ジャイロ装置は航行体の航法に利用され、船舶用としての方向基準、航空機用として方位、姿勢の指示または制御用として用いられてきた。

2.1 船舶用ジャイロ・コンパス 1908年にドイツのアンシット社、1911年に米国スペリー社がジャイロ・コンパスを開発し、実用に入ったが、その後20数年間、性能面では大きな進歩はなかった。1920年ごろ、記録によれば、千トンの船舶で8日間の航海中最大誤差1.5度、平均誤差0.25度の記録があり、1930年、中緯度の航海で、方位誤差数分(角度)、ジャイロ偏位0.01度毎時の精度を得たなどの記録がある。

2.2 航空機用ジャイロ

レート・ジャイロ 角速度検知用として30年ほど前に開発され、測定範囲、1.5~10度毎秒、精度0.25度毎秒があり、その後自動制御用センサとしてさらに精度の高いものが実用化され、さらに浮動方式の採用によって性能を高め、100gの衝撃、10gの振動加速度に耐えるに至った。

姿勢ジャイロ 空気によって駆動される直径70mm程度のジャイロによる、姿勢または方向ジャイロによって航空機のロール・ピッチおよびヨー角を計測するもので、1929年米国で完全盲目飛行に成功したことは有名である。姿勢ジャイロの精度は1929年ごろ、±1度程度のものが、今日では、0.5度/8時間程度の

ものがある。

ジャイロ安定台 慣性航法システムの一要素であるステープル・プラットフォームの出現によって特長のある進歩を遂げた。

プラットフォームでは、安定トルクはサーボシステムによって与えられ、サーボの利得はジャイロの角運動量を増加したこととなり、重量の大きいジャイロ機構の摩擦の増大、重心位置移動による誤差発生を要因を除き、その他ジャイロ軸周の環境を改善する等によって、ジャイロ装置としての安定度を増大することができ精度とともに寿命を増し1kg程度のジャイロで、20,000時間の耐久度があり、精度は0.001度毎時に保つことができると報告されている。

航空機用慣性航法システム われわれの身近に運用されている慣性航法システムとして747ジェット機に装備されているシステムは、1966年ごろより開発に着手し、1969年より実用化されたといわれている。

航空輸送がこのシステムを評価する点は、従来の航法装置に比べて、より精度の高い航行と、航空管制下でのより安全でありまた経済性の高いものであるとしている。すなわち航行中常にその航空機の現在位置が、緯度経度情報として自動的に得られ、到着地点までの距離、航路、時間、対地速度、風、などの情報が、得られると同時にそのジャイロ装置よりの出力信号として、航空機のロール、ピッチ、ヨー、の安定度の高い情報は、航空機の自動飛行制御装置への入力となり、自動飛行を可能とするからである。

航空機用として信頼性要求に基づくシステム設計によってMTBFは1,500時間以上といわれる。

実用上の精度は1,000海里の飛行に対して、予定到達地点に対する位置誤差を進行方向±20海里、左右方向±25海里以内に保つ確率が95%以上であり、10時間の飛行において1時間あたりの位置誤差2海里以内に保つ確率が95%以上であるといわれている。

3. 慣性航法システム

慣性航法システムは、航行測定方式の一種で、理想的な型としては、装置自体を航行体内に完全に自蔵した型となし得る唯一の方式であろう。この航法システムでは航行体自体から何らの発射をせず、また輻射を

* 昭和47年1月10日原稿受理

** 東京航空計器株式会社

求めることもない。したがって地上設備等を一切必要としないシステムであるから、他の方式例へば電波航法などに比べて、大きな特長がある。

3.1 基本的要点 このシステムでは、位置は選ばれた座標系に対して求められる。その方法は航行体の加速度を計測して、運動の法則にしたがって、速度、位置が算出されるシステムであり、基本的な点は、慣性力に應ずる加速度計に関連し、かつその加速度計が、常に地球重力の影響下にあることである。すなわち航行体がたとえ静止していても、常に重力加速度を受け、その状態下で航行体自体の加速度を正確に求めなければならない。このことは、重力加速度がはっきり分かっているならば処理し易い。実際的には地球の重力場は、その地点の地球中心からの距離に関係する、このような考慮のもとにこの航法システムの基本は垂直方向を求めることである。

航行体自体の内で垂直方向を求める方法としてシュレー博士のシュレー振子はその方法を提案したもので船舶用ジャイロコンパスで南北方向加速度が、ジャイロ振子に及ぼす影響を解析したシュレー振子の周期は約 84 分でこれは単純な振子として構成することはできないがジャイロサーボ機構を用いて構成することができる。

3.2 慣性航法システムの三要素

1. 加速度の計測を要する航行体は既知の座標系下になければならない。
2. 地球上座標系の緯度経度の如く計算上の基準は空間的にかつ時間的に既知のものでなければならない。
3. 基準座標系に対して、いつでも重力ベクトルの方向を決定する機能を持つこと。

この三要素を満たすために、ジャイロ、加速度計、

コンピュータをもって構成され、そのシステムに対して、航行データを投入したりまた引き出したりする装置を構成することである。

3.3 システムの分類 慣性航法システムをその構成によって分類したのが第 1 表である (第 1, 2, 3, 4 図参照)。その構成によって種々の型式があるが、基本的には航行体の水平方向加速度を 2 回積分することによって距離を求めるため、ジャイロを用いて加速度計を水平に保つ方法をとるか、または恒星を目標とした空間固定座標系をジャイロにより構成する方法であり、いずれの場合にも重力の方向を関連的に求めることが重要である。

1. 十分安定な座標系を作るジャイロ装置

第 1 図 ジェオメトリック

第 1 表 慣性航法システムの分類

No.	シ ス テ ム	ジャ イ ロ*	加 速 度 計	コ ン ピ ュ ー タ	備 考	付 図
1	ジェオメトリック	2TDF または 3SDF ジャイロ空間固定	2 コ 水平に保たれる	コンピュータなし	構造大、長時間用 船舶用	第 1 図
2	セミ・アナリティック	2TDF または 3SDF ジャイロは垂直姿勢に追従する	2 コ シュレー同期台上で水平方向加速度検出	コンピュータ簡単	ジャイロにトルクを与えるのに高精度を要す	第 2 図
3	アナリティック	2TDF または 3SDF ジャイロ空間固定	3 コ 加速度計は重力加速度をも合わせ、検出、高直線性	コンピュータ複雑	構造小型となし得 弾道飛行などに有利	第 3 図
4	ストラップ・ダウン	3SDF ジンバル構造なし	3 コ 加速度計は重力成分コリオリー項検出、広範囲、高直線性	コンピュータ最も複雑	航行体に直接センサーを装置し、全ての計算をコンピュータで行なう	第 4 図

* 2 TDF: 2 コー2 自由度ジャイロ, 3 SDF: 3 コー1 自由度ジャイロ

第2図 セミ・アナリティック

第3図 アナリティック

2. 航行体の加速度を求める加速度計
が必要であり、加速度計出力を積分して速度を求めさらに積分することにより距離を求めると同時に、コンピュータ、サーボ系を介して垂直方向を維持する装置を働かせる。

3.4 シュウラ振子 航行体上の如何なる振子でも、振動がダンプした状態では垂直方向を指向するから、地球の自転にともないその方向は空間的には変転していることとなる。航行体が加速されると振子は垂直位

第4図 ストラップ・ダウン

置からずれる。シュウラーはそのずれによって起こる振動の周期を適当に選べば、航行体が加速されても常に垂直方向を保つことのできる振子を構成した。

振子の質量を m 、振子の長さを l 、慣性モーメントを mk^2 、支点が加速度 a で加速された場合、質量に働く力 $F=ma$ 、振子にはトルク T が働き、その大きさは $Fl=mal$ である。振子が加速されて生ずる加速度は mal/mk^2 である。地球の半径を R とし、地球中心から加速度 a を見た場合、その角加速度は a/R であるから

$$mal/mk^2 = a/R, \quad k^2/l = R$$

このような振子の周期は $2\pi\sqrt{I/mal} = 2\pi\sqrt{R/g} \approx 84$ 分これは地球の半径に等しい長さをもつ振子である。このような振子をジャイロ・サーボ系を用いて実現した。実際のシステムの構成にあたって必要とする精度を得るために設計製作上、その理論の複雑性とともに容易なことではない。さらに複雑性を増す要素は、地球自転、コリオリー加速度、地球の非球性による影響などをすべてコンピュータによって処理しなければならない。

地球上 1km の距離は、地球中心角として 0.55 分(角度)に相当する。したがって垂直方向の誤差が 0.55 分あることは 1km の誤差を生ずることとなる。ジャイロのドリフトについても 1 時間で 1km の精度とは、0.55 分毎時、すなわち 0.009 度毎時のドリフトに相当する。

3.5 ジャイロ要素 第1表の No. 2, セミ・アナリティック型について、基準 3 軸の内の 1 軸についてその構成と機能を説明する。

地球の自転を考えず、地点 A は子午線上にあり(緯度 θ) ジャイロ軸は南北方向とし子午線方向を向き、地点 O から子午線上を A 点に進むものとする。

この一軸自由ジャイロはピッチ運動のみを検知し、進行中ロールおよびヨー運動はないものと仮定し、ジャイロ安定台の姿勢は子午線切線方向(水平)で加速

第5図 1軸自由ジャイロ安定台

度計は水平加速度のみを検出するものとする。

OA 間の距離

$$S = \int_0^t a dt \quad a \text{ は加速度}$$

地球の半径を R とすれば

$$\theta = S/R$$

ジャイロ台に取り付けられた加速度計が、初期の水平姿勢で、わずかの角 (θ) だけ水平姿勢からずれていたとすれば、この加速度計は水平加速度 a のみならず、重力加速度の成分 $g \sin \theta \approx g\theta$ をも併せ検出する。

この出力を積分して R で割ると、

$$\text{角速度 } \dot{\theta} = \int_0^t \frac{a + \delta g}{R} dt \quad (1)$$

これをジャイロのトルク・モータ (TM1) に加えると、ジャイロ出力角はその軸上の発信器 (SG) によって角出力を発信し、これを増幅して安定台のトルク・モータ (TM2) に加え、ジャイロに摂動トルクを与える。その際その摂動の方向をジャイロ出力角がゼロとなる方向にとると、ジャイロの摂動により安定台はピッチ軸周りに偏位する。

このような動作は、 $\dot{\theta}$ の積分値が、ジャイロ安定台の角偏位 (角速度, ω) となることである。すなわち

$$\int_0^t \dot{\theta} dt = \int_0^t \omega dt \quad (2)$$

したがって

$$\int_0^t \int_0^t \frac{a + \delta g}{R} dt \cdot dt = \int_0^t \omega dt \quad (3)$$

$$\int_0^t \int_0^t \frac{a}{R} dt \cdot dt + \int_0^t \int_0^t \frac{\delta g}{R} dt \cdot dt = \int_0^t \omega dt \quad (4)$$

δ の初期値が 0 ならば、

$$\int_0^t \int_0^t \frac{a}{R} dt \cdot dt = \int_0^t \omega dt = \theta = \frac{S}{R} \quad (5)$$

(4) 式を δ の項について調べると、 $a/R = \ddot{\theta}$, $d\omega/dt = \dot{\theta}'$, となり $\ddot{\theta} - \dot{\theta}' = \ddot{\theta}$ であるから

$$\ddot{\theta} + \frac{g}{R} \delta = 0 \quad (6)$$

これは二次の振動系を表わし、その周期は $2\pi\sqrt{R/g}$ すなわち、周期 ≈ 84 分のシュレーンバハ振子の周期である。 δ は a とは無関係であり、また周期的誤差としてシステム中に存在するが、拡大してゆくことはない。

このシステムを伝達関数を用いてブロック線図で表現すれば、第6図のとおりである。

3.6 ジャイロ安定台

3.6.1 3-1 軸自由ジャイロ安定台 3 個の 1 軸自由ジャイロが一つの安定台の上にある。まず、3-ジンバル方式について述べる。

3 個のジャイロの軸方向は互に直角に配置され、3 組のサーボループがあり、3 軸の入力軸はそれぞれ航行体のロール、ピッチ、ヨー軸に対応する。ピッチ軸に対応する 1 軸について前項に述べたとおりである。

このサーボ系のレスポンスは、航行体の運動の周波数範囲に対して十分なものではない。

実際構造としてはサーボ系の歯車による非直線性、振動に対する部品の耐久性など、多くの問題を解決しなければならない。

第7図は、3-ジンバル、3-1 軸自由ジャイロである。安定台はジンバル支持され、3 軸に対して自由度を保つ、ジャイロ検出力は、ロール軸、ピッチ軸については、方位レゾルバーに入り、その出力が、各ジンバル・トルク増幅器を経て、各軸にトルクを与える。3 軸動作の解析のためには、各系とジャイロの自由度に

第6図 1軸自由ジャイロ安定台ブロック線図

第7図 3-1 軸自由ジャイロ安定台 (3 ジンバル)

関連して起こるクロス結合を考慮しなければならない。軸についての妨害トルクが他の二軸に影響を及ぼすからである。

このようにジャイロ・ジンバル・サーボ系を正確に動作させるためには、各部分が精度に設計製作されなければならない。

安定台を初期自立すなわち垂直姿勢をすみやかにとらせるために、加速度計を重力加速度検出器として用い、その出力によって自立制御系を構成させることができる。また方位を設定するために地磁気コンパスを基準として補助制御系を設け、すみやかに近似方位に合致せしめる等の方法を構成する。

安定台のジンバル方式 3-ジンバル方式では、二つのジンバル軸が一致すると、ジンバル・ロックを起こし自由度を失う。したがって、すべての姿勢に対して自由度を保つためには、4-ジンバル方式としなければならない。

3-ジンバル方式

利点：小型軽量，価格比較的に安い

不利：運動に限界あり，システム精度低い

4-ジンバル方式

利点：運動限界なし，内側ロール・ジンバルの動き少なく，トルク・ドリフト小，安定度大

不利：形大，重量大，サーボ系大，複雑，価格高い
ジャイロ安定台のドリフト・レートは航行体の周期的な妨害振動に影響されることが大きい。この場合、正負のトルクが平均化されず、残留誤差発生の大きな原因となる。

3.6.2 2-2軸自由ジャイロ安定台 2軸自由ジャイロを2個用いた方式の安定台である。3軸に対する基準とするのでこの方式の場合は1つの余裕軸をもつこととなる。1軸自由ジャイロの場合、第8図に示す如く、その出力は出力軸周の角度として取り出され、ジャイロはサーボ系を介して、その出力角をゼロするように構成されるので残留角が、クロス結合の原因となり、また各軸相互の位置を合わせることも極めて厳密な正確さを要求される。2軸自由ジャイロは、スペースシンクロとも呼ばれるごとく偏位検出型のジャイロであるから、ジャイロ軸はそれ自体空間に固定されサーボ系はジャイロ軸位置とジンバルおよび外箱との相対運動を制御するものである。1軸自由ジャイロ・サーボ系の如く、この系により利得を得ることがないので、比較的に感度が低い。この点が動作上の本質的な相違である。

いずれの場合も、ジャイロの不均衡がシステムの精度に及ぼす影響が大きい、2軸ジャイロの方が平衡をとることがむずかしい。

(イ) ジンバルトルカ
第8図 2-2軸自由ジャイロ安定台

3.7 1軸自由ジャイロ・加速度計

3.7.1 レート積分ジャイロ 1軸自由ジャイロはその出力軸周の偏位角が、入力角加速度の積分値に比例するのでこの名がある。

レート・ジャイロ、レート積分ジャイロはともに類似の動作原理によるが、両者の相違は出力軸周での拘束方式およびその性質が異なる。レート・ジャイロの場合は制動をできるだけ低く保ち、積分ジャイロの場合は、スプリングによる拘束をできるだけ低く保つ構成とする。

運動方程式は両者とも同じく、

$$J \frac{d^2\theta}{dt^2} + B \frac{d\theta}{dt} + k\theta = H\omega$$

θ : ジャイロ振動角

ω : 入力角速度 $d\theta/dt$

B : 粘性制動係数

K : スプリング常数

H : ジャイロ角運動量

J : 出力軸まわりの慣性モーメント

レート積分ジャイロの場合、 $K=0$ として

$$J \frac{d^2\theta}{dt^2} + B \frac{d\theta}{dt} = H\omega$$

ラプラス変換して

$$\omega(S)H = (Js + B)\dot{\theta}(S)$$

したがって

$$\dot{\theta}(S) = \frac{H}{Js + B} \omega(S)$$

入力角速度 $\omega(S)$ に ω/S を与え $\dot{\theta}(S)$ のレスポンスを見ると、(4)式から

$$\dot{\theta}(S) = \frac{H/B \cdot \omega}{S(Js/B + 1)}$$

ラプラス逆変換して

$$\dot{\theta} = \frac{H}{B} \omega (1 - e^{-tB/J})$$

t を無限大とすると

$$\dot{\theta} = \frac{H}{B} \omega, \quad \theta = \frac{H}{B} \int \omega dt \quad \text{ただし } \theta = (H/B) \phi$$

$\int \omega dt$ は入力角であるから θ はこれに比例する。ジャイロの時定数は J/B , B/J が大きいほど過渡応答がよいこととなる。

構造上重要な点は、ジャイロ部を液中に浮動し、見掛けの重量をゼロに近くし、軸受に対する荷重を除き、衝撃振動に対して耐久度を高め、かつ制動効果を与えることができることである。

具備すべき条件を列挙すると

1. 完全に近いバランス、浮動部のシンメトリ性
2. 環境条件による寄生的摂動トルクを絶縁すること
3. 浮動構造とすること
4. 機械加工の精度を極力上げること
5. 材料の熱膨脹係数の巧妙な組み合わせによる設計
6. 極めて清潔な組立作業
7. 温度を一定に保つ制御装置の自臍

ジャイロ角運動量 $1.0 \times 10^6 \text{ g} \cdot \text{cm}^2/\text{sec}$ として、ジャイロ軸方向の遊隙を $2.5 \times 10^{-6} \text{ mm}$ とすると、ドリフト・レートは 0.1 度毎時程度の精度を得ることができる。第9図にその構造の一例を示す。

2軸自由ジャイロの場合も同様で、誤差発生要因は不平衡、質量中心の移動、磁気の影響、弾性の影響、材質の弾性不均一性などに基づくもの等がある。

3.7.2 加速度計 加速度計は原理的には単純であるが、その目的を達するためには、設計上、加工上、巧妙さが要求される。

方式としては、偏位型、平衡型、その他がある。

偏位型、バネ等で支えられた質量とその運動に制動

第9図 レート積分ジャイロ

第10図 加速度計

を与えるもので、ブロック線図を第10図に示す。

$$\text{伝達関数} = \frac{E(s)}{a(s)} = \frac{Q}{s^2 + s \frac{D}{M} + \frac{K}{M}}$$

ただし a : 加速度

M : 質量

F_a : 質量にかかる力

D : 制動

K : スプリング常数

Q : 偏位発信器感度

S : ラプラス変数

E : 出力

共振周波数 $\omega_n = \sqrt{K/M}$ を $15 \sim 60 \text{ c.p.s}$ 程度とする。

力平衡型、偏位型の出力を増幅し、偏位の逆方向から力を加え偏位をゼロとする力バランス方式である。この型式の加速度計の伝達関数を示せば次式となる。

$$\text{伝達関数} = \frac{E(s)}{a(s)} = \frac{Q \cdot A \cdot G}{s^2 + Q \cdot A \cdot G \cdot K T / M}$$

ただし、 A : 増幅器の利得

Q : 発信器感度

G : 補償回路のラプラス変数

$$G = \frac{(T_1 S + 1)(T_2 S + 1)}{(T_3 S + 1)(T_4 S + 1)}$$

サーボ系の利得を上げれば周波数特性は改善されかつ安定度を増し、 $10^{-5} \sim 10^{-7} g$ の計測が可能となる。

3.8 ジャイロ ジャイロ自体は金属円筒型ローターを球軸承によってささえ、高速回転せしめる従来の型が広く実用化されているが、最近新しいジャイロとその支持方式が開発されている。

気体軸受ジャイロ 軸承に空気軸承を応用したもので外部から気体を供給する方式と、軸、軸受間の相対運動によって気体被膜を構成する方式がある。軸、軸受間の遊隙を 0.25 ミクロン 以下とするとともに軸承表面の加工精度を極力上げる必要がある。回転数が限界値に達すると自動的に浮動状態となり気体軸承を構

成する。気体にはヘリウムが用いられる。

クライオジェニック・ジャイロ 物質の絶対温度0度における超電導度を応用し、磁場中で球状ジャイロを浮動、回転せしめるもので、ジンバル等を必要としない。

分子ジャイロ ロータの回転ではなく、分子の運動を磁場または電場で規正し、その総角運動量を利用するものであるが、検出について極めてエネルギーの小さい検出を要するので、 S/N 比を改善することに困難がある。

レーザ・ジャイロ 反対方向から入る二つのレーザ・ビームの同一通路中での発振周波数とその通路の空間に対する運動のために生ずる通過長の差によって変わることから角速度を求めようとしたものであるが、実用の域には達していない。

4. システム運用

船舶航空機、宇宙航行体など、その利用場面に応じてシステムの性能構成が異なるが、あくまでその利点を生かすことが必要である。

動作に先立って初期条件を与えることが必要であるが、航行体が初期に地球上に静止している場合や船舶の如く動いている場合等与え方自体に困難を伴う場合がある。

このシステムと他のシステムとの混用によって全体のシステム改善も可能であり、比較的低精度のセンサによって総合的に高精度を得る方式が開発されてい

る。2, 3の例として、

ローラン・イナーシャル ロラン航法の長時間の安定性によりジャイロ安定台を位置規正する。

ドップラ・イナーシャル ドップラ・レーダによる速度検出により修正する方式

ドップラ・イナーシャル・ロラン 両方式の共用

ラジオ・イナーシャル 無線航法との共用

ステラー・イナーシャル 恒星基準方式との組み合わせいづれもその目的とするところは

総合精度の向上

運用を容易にする

価格を下げる

信頼性を向上する

である。

参考文献

- 1) J. M. STATER & D. B. DUNCAN: Aeronautical Engineering Review Jan. 1956.
- 2) WALTER, WRIGLEY & R. WOODBURY: Aeronautical Engineering Review Oct. 1957.
- 3) H. H. BAILEY: Aeronautical Engineering Review Aug. 1957.
- 4) C. S. DRAPER: ISA Journal Dec. 1958.
- 5) B. LEE: Aerospace Electronic Oct, 1957.
- 6) C. J. MANDO & E. W. TOOHER: Aerospace Engineering Sep. 1958.
- 7) O. P. SARETT: Control Engineering Aug. 1960.
- 8) S. LEE: Air Space & Instrument, 1963.
- 9) C. BROXMEYER: I. N. S. 1964, McGraw Hill.
- 10) E. L. HUGHES: Inertial Navigation for 747 Superjet, 1970.

表紙写真説明

右図に示す着水衝撃実験装置を使って、球殻底面を有する物体の着水時の軸対称の膜状飛沫を撮影したものである。試験体は S-6 (本文 p. 14 参照) で、着水速度は約 3 m/s である。物体が速度を持って着水すると水は物体に押しのけられて静水面より盛り上がり、さらに物体底面に沿って薄い層状の飛沫となって上昇してくる。そして、下図に示すように物体より離れて膜状の飛沫となる。ただし、最大衝撃加速度的発生時間はこのような飛沫が発生するかなり以前である。

(東京大学宇宙航空研究所 平野陽一)