

されていない。本論文では回転軸の方向を任意の2つのパラメータで表したときの回転角を定義する方法を示した。この回転角を用いることにより、機体の姿勢（回転）を回転軸の方向と回転角の3つのパラメータで表すことができる。

姿勢基準装置の構成方法として、ステーブルプラットフォーム方式とストラップダウン方式が従来使われてきた。しかし、高速回転する飛翔体にストラップダウン方式を用いて姿勢を計測する場合入力レンジの広い角速度センサーを必要とする他に、ミスアライメントや計算誤差等により精度が悪くなる問題がある。この場合ステーブルプラットフォーム方式を用いることも考えられるが、構造が複雑で寸法・重量が大きくなる。従って、角速度の大きい機軸方向に自由度をもつ一軸プラットフォーム型姿勢基準装置が優れている。

一軸プラットフォームを用いるとき、プラットフォームの回転軸周りの角速度を零に制御すると回転軸が円錐運動したとき、上述のようにコーニング効果により回転する。

そこで、回転軸の方向を計算が簡単になるような2個のパラメータで表し回転角を零にする角速度を求める。この角速度で一軸プラットフォームを制御すると一軸プラットフォームはホロノミックな拘束を受ける。この場合、機体の回転角はプラットフォームと機体の相対角になる。

この方式より高速回転する機体姿勢の計測に適した一軸プラットフォーム型姿勢基準装置を実現できる。実際にこの方式に基づいてロケット用姿勢基準装置を開発しMロケット等に搭載され実用的な装置であることを確認した。

2. 回転軸と回転角による回転表現

ロケットの機体等の回転系に固定された回転座標系を (e_1, e_2, e_3) とし、回転軸の方向を e_1 とする。 e_1 の方向が変化したとき、回転座標系の原点を固定して考えると e_1 の先端は半径1の球面上を動く。従って回転軸の方向と単位球面上の点は1対1に対応する。回転座標系の原点を回転軸方向に対応した単位球面上の点に置くと e_1 軸は球面に垂直で e_2 軸、 e_3 軸は接平面上にのる。回転軸の方向が変化すると、その座標系は単位球面上を動く。

一方、回転系と関係なく単位球面上の単連結領域Dの点は2つのパラメータ (u_1, u_2) で表すことができる。単連結領域Dの各点に e_1^0 軸は球面に垂直で e_2^0 軸、 e_3^0 軸は接平面上にある座標系 (e_1^0, e_2^0, e_3^0) を一つずつ対応させ、その点が動くとき点の関数として2階連続可能となるようにする。この座標系をここでは付随座標系とよぶ。このような1組の座標系を予め単位球面上に設定しておき、これを用いて回転角を次のように定義する。

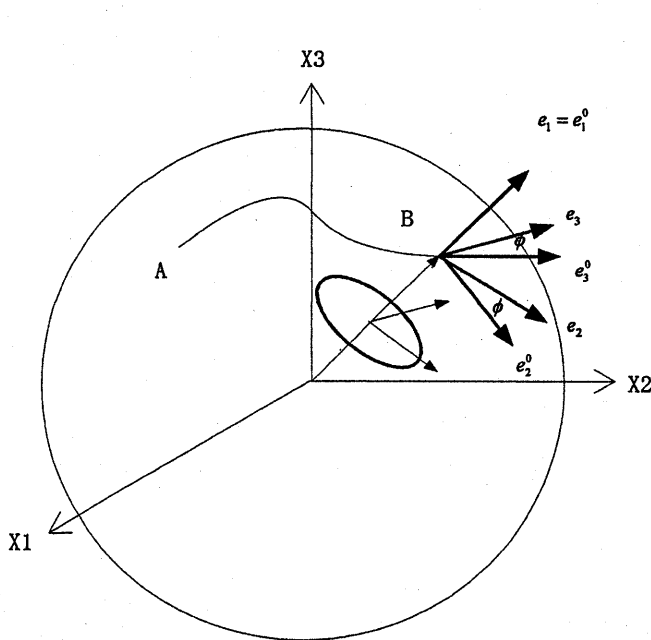
[回転角の定義] ある時刻 $t=t_0$ の時、物体に固定した座標系を F_0 としてその回転軸 e_1 方向に対応する球面上の点をAとする。A点の付随座標系の e_2^0 軸と F_0 の e_2 軸のなす角を ϕ_0 とする。ある時刻 $t=t_1$ の時、物体に固定した座標系を F_1 としてその回転軸方向に対応する球

面上の点を B とする。B 点の付随座標系の e_2^0 軸と F_1 の e_2 軸のなす角を ϕ とする (第 1 図参照)。 $\phi - \phi_0$ を物体の回転角と定義する。 $\phi \neq \phi_0$ の時、その物体は回転すると言う。

付随座標系 (e_1^0, e_2^0, e_3^0) の各軸周りの角速度を ω_i^0 , $(i=1,2,3)$ とすると次のように表せる。

$$\omega_i^0 = \omega_{i1}(u_1, u_2) \frac{du_1}{dt} + \omega_{i2}(u_1, u_2) \frac{du_2}{dt} \quad (1)$$

単位球面上を回転軸 $e_1 = e_1^0$ が動いたとき角速度 ω_i^0 , $(i=1,2,3)$ を係数とする微分方程式を積分して付随座標系 (e_1^0, e_2^0, e_3^0) および (u_1, u_2) が求められる。座標系 (e_1^0, e_2^0, e_3^0) が単連結領域 D 内で積分路に関係しないで (u_1, u_2) の関数として定まるための必要十分条件は微分幾何学の定理により、次の関係式を満足することである。



第 1 図 回転軸の方向が変化する時の回転

$$\begin{aligned} \frac{\partial \omega_{11}}{\partial u_2} - \frac{\partial \omega_{12}}{\partial u_1} &= \omega_{21} \omega_{32} - \omega_{22} \omega_{31} \\ \frac{\partial \omega_{21}}{\partial u_2} - \frac{\partial \omega_{22}}{\partial u_1} &= \omega_{31} \omega_{12} - \omega_{32} \omega_{11} \\ \frac{\partial \omega_{31}}{\partial u_2} - \frac{\partial \omega_{32}}{\partial u_1} &= \omega_{11} \omega_{22} - \omega_{12} \omega_{21} \end{aligned} \quad (2)$$

回転座標系 (e_1, e_2, e_3) の e_1 軸周りの角速度 ω_1 とすると、回転角は

$$\phi - \phi_0 = \int (\omega_1 - \omega_1^0) dt \quad (3)$$

で求められる。回転軸 $e_1 = e_1^0$ が閉ループを描くときは

$$\phi - \phi_0 = \int \omega_1 dt + A \quad (4)$$

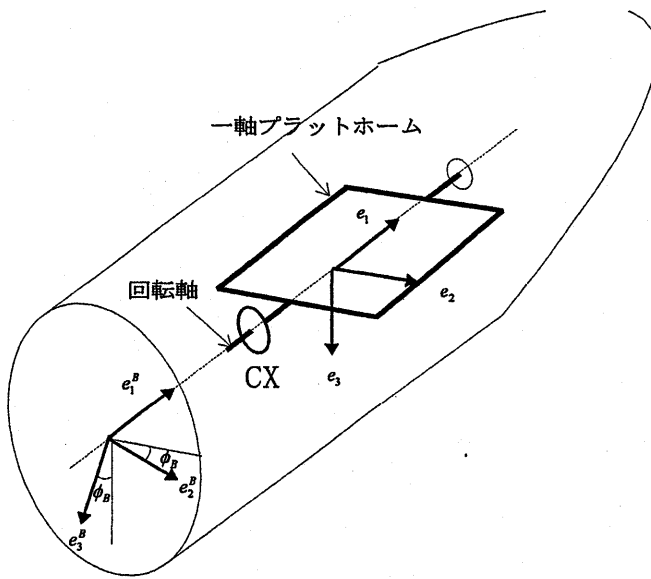
但し、A は閉ループの囲む面積

となる。これは Goodman らのコーニングの式と本質的に一致する。

3. 一軸プラットホーム型姿勢基準装置

回転軸と回転角の回転表現を使用して一軸プラットホーム型姿勢基準装置を構成することができる。プラットホームに固定した座標系を (e_1, e_2, e_3) とし回転軸の方向を e_1 とす

る。この装置はプラットフォーム上に3個の1自由度ジャイロ G1、G2、G3 を載せ第2図に示すように機体座標系の e_1^B 軸とプラットフォーム座標系の e_1 軸とが一致するように搭載される。ある付随座標系 (e_1^0, e_2^0, e_3^0) を選び、プラットフォームの姿勢を表す3個のパラメータを (u_1, u_2, ϕ) とする。G1 は入力軸がプラットフォームの回転軸と一致し、プラットフォームの回転を制御する。G2、G3 の入力軸はプラットフォームの回転軸と直角で角速度 ω_2, ω_3 を測定する。これらの出力からパラメータ u_1, u_2 とプラットフォームをまわすべき角速度 ω_1^0 が求められる。この角速度で回転すると、プラットフォーム座標系は付随座標系と一致するように動く。機体の e_1^B 軸周りの回転角は機体とプラットフォームの相対角 ϕ_B と同じである。この角をプラットフォームの回転軸に取り付けたシンクロトランスミッタ CX で測定すると、 u_1, u_2 と ϕ_B により機体の姿勢が決定できる。



第2図 機体およびプラットフォーム座標系

5. 結論

本論文では、特定の機軸の方向とその機軸周りの回転角と合わせて3つのパラメータにより姿勢を表現し、それを利用して高速回転する機体の姿勢を計測する方法を示した。

この方法を用いて実際に一軸プラットフォーム型姿勢基準装置を開発した。この装置はMロケットに搭載されて人工衛星の打ち上げに使用され一軸プラットフォーム型姿勢基準装置が実用化された。また、S-520型観測ロケット等に搭載され所期の目的を達成し、高速にスピンする機

体に対して優れた方式であることが証明された。

これらの装置の開発試験や飛行実験を通して理論の正しさが確認された。

この方式は特にロール軸周りの角速度が大きい機体に適しているので今後も利用されると考えられる。また、さらに高速スピンする飛行体にも利用できる。

本論文で述べた回転系に固定された回転軸の方向と回転角による回転の概念やシングルポール座標系による回転表現は、姿勢基準装置だけでなく広く回転体の解析に利用できる。