

# 『MEMS センサを用いた低コスト INS/GPS 複合航法システム』 特許性に関する補足資料

成岡 優

2006年7月1日

表1 システムモデルの変数構成

## 1 アルゴリズムについて

本節では特許の中核となるアルゴリズムについて説明する。

### 1.1 概要

INS/GPS 複合航法装置は INS(慣性航法装置) と GPS の 2 つの航法装置を統合することによって構成されている。本発明では統合のための手段としてカルマンフィルタを用いた。このアルゴリズムは、『同じ対象を複数の測り方で計測を行ったとき、最も確からしい計測値はそれらの複数の値の分散を最小にするものである』という最小二乗法を、連続的なシステムに発展させたアルゴリズムであり、INS/GPS 複合航法を構成する場合は最もスタンダードなものである。従ってカルマンフィルタ自身にはいかなる特許性も存在しないであろう。

INS/GPS 複合航法に限らず、全てのシステムは最低でも 1 つのシステムモデルと呼ばれる全体を統括するモデルをもつ。加えて今回はカルマンフィルタを用いるため、システムモデルの他にカルマンフィルタによる補正をシステムモデルへとフィードバックを行うためのモデルである誤差モデル、これら 2 つのモデルが必要となる。本発明ではこのモデル、特に誤差モデルの組み方において特許性が認められると考えられる。以下、これら 2 つのモデルについて説明を行う。

### 1.2 システムモデル

システムモデルは 4 変数 12 要素数で構成される。その構成は表 1 のとおりである。

特徴として位置ならびに姿勢をクォータニオンで表していることが挙げられる。クォータニオンは、 $\tan 90^\circ = \infty$  のような特異点を発生させることなく計算が行え、そのような性質を持つ数の中で要素数が最小である数である。従って、極地方(緯度が  $90^\circ$  に近い地域) やアクロバットなどの激しい動きをする物体に対しても特別な工夫なく精度よくナビゲーションを行えるシステムモデルとなっている。

記号	種類(要素数)	説明
$\dot{\vec{r}}_e^n$	ベクトル (3)	速度 ( $X_n, Y_n, Z_n$ 方向)
$\vec{q}_e^n$	クォータニオン (4)	位置(緯度, 経度, Azimuth 角)
$h$	スカラー (1)	位置(高度)
$\vec{q}_n^b$	クォータニオン (4)	姿勢(ロール・ピッチ・ヨー)

モデルの更新はこれらの変数によって構成された運動方程式によって行う。具体的な式は参考文献 [1] にあげた式 (1),(2),(3) である。

このようなシステムモデルの構成は、未調査ではあるが精度を求める用途では使用されている可能性がある。従ってこのシステムモデルの構成について特許性を主張できる可能性は薄いと考えられる。

### 1.3 誤差モデル

誤差モデルは 4 変数 10 要素数で構成される。その構成は表 2 のとおりである。誤差モデルは参考文献 [1] にあげた

表2 誤差モデルの変数構成

記号	種類(要素数)	説明
$\Delta \dot{\vec{r}}_e^n$	ベクトル (3)	$\dot{\vec{r}}_e^n$ に対応。 $\dot{\vec{r}}_e^n - \Delta \dot{\vec{r}}_e^n$ で補正。
$\Delta \vec{u}_e^n$	ベクトル (3)	$\vec{q}_e^n$ に対応。 $\begin{Bmatrix} 1 \\ \Delta \vec{u}_e^n \end{Bmatrix} * \vec{q}_e^n$ で補正。
$\Delta h$	スカラー (1)	$h$ に対応。 $h - \Delta h$ で補正。
$\Delta \vec{u}_n^b$	ベクトル (3)	$\vec{q}_n^b$ に対応。 $\begin{Bmatrix} 1 \\ \Delta \vec{u}_n^b \end{Bmatrix} * \vec{q}_n^b$ で補正。

式 (9)~(19)、より詳細には数式リストの第 2 章にあげた方法で用いる。

注目すべきなのは、システムモデルが要素数が 4 であるクォータニオンを用いて表した位置・姿勢について、誤差モデルでは要素数が 3 のベクトルによって構成していることである。この方法は、後述するがクォータニオンの誤差モデルを作成する際には最善の方であると考えられており、

値が発散しにくい性質 (安定性) や確からしい値に近づく早さ (収束性) において優れている。もしこの誤差モデルを用いなければ、低コスト低精度のセンサで航法装置を構成することは難しいであろう。言い換えれば、この誤差モデルを使用することが本発明における低コスト低精度の構成機器を航法用途に使用することを可能にしているのだと考えられる。

また調査したところ、この方法の適用事例としては参考文献 [2] や [3] にあげられているような衛星等の宇宙機における姿勢決定に用いられているのみであり、姿勢のみならず位置や速度を決定する必要がある航法装置に対しての適用事例についてはなく、またそれらからの導出も困難であると考えられることから、特許性が認められると考えている。

#### 1.4 その他の構成との比較

##### 1.4.1 システムモデル

航法装置のシステムモデルの構成としては、4 要素数のクォータニオンの代わりに 3 要素数のオイラー角によって構成する方法、また Direction Cosin Matrix(DCM) という  $3 \times 3$  の行列を用いる方法がある。表 3 にそれらの方法をしめすが、クォータニオンを用いる方法が最良である。

表 3 システムモデルの構成方法

方法	クォータニオン	オイラー角	DCM
要素数	4	3	9
長所	特異点なし	要素数最小	特異点なし
短所	(特になし)	特異点あり	計算負荷大

##### 1.4.2 誤差モデル

システムモデルにクォータニオンが導入され、さらにカルマンフィルタを用いる要請等によってクォータニオンの誤差モデルを作成する必要がある場合は、参考文献 [2] や [3] にあげられているとおり、次の 2 通りの方法が存在する。一つは線形誤差  $\Delta\vec{q}$  を誤差モデルの変数として採用し  $\vec{q} - \Delta\vec{q}$  によって補正をかける古典的な方法 (Additive EKF) と、本発明で用いた要素数を減らし微小変化単位クォータニオンとの積によって誤差を表す方法 (Multiplicative EKF) の 2 通りである。クォータニオン  $\begin{Bmatrix} q_0 \\ \vec{q} \end{Bmatrix}$  には制約条件  $q_0^2 + |\vec{q}|^2 = 1$  があるが、前者の方法ではこの制約条件が崩れやすいため、収束性・安定性に問題が生じる。後者の方法ではそのようなことはない。従って本発明のシステムモデルを使用する限り、本発明の誤差モデルは最良のものと考えられる。

## 2 MEMS センサについて

MEMS センサとは微細加工技術 (Micro Electro Mechanical Systems) を用いて作られたセンサであり、非常に安価・小型であるが、その性能は単体で航法用途に用いることができないほど低い。このセンサはカーナビの補強用やアミューズメント用等の、動いたかどうかだけがわかればよいといった性能があまり求められず、かつ大量に必要となる分野で用いられてきた。本格的な航法用途に用いられるのは本発明を含めてあまり例がないと思われる。

### 参考文献

- [1] 成岡 優、土屋 武司『MEMS センサを用いた低コスト INS/GPS 複合航法システム』航空宇宙学会 第 37 期年会 2006.
- [2] D. Choukroun. *A Novel Quaternion Kalman Filter*. Paper 2002-4460 at 42th AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference 2004.
- [3] F. Landis Markley *Multiplicative vs. Additive Filtering for Spacecraft Attitude Determination*. 2004.