

ロケット用低コスト航法装置の航法アルゴリズムの一設計法

A Design of Navigation Algorithm for Low-cost Launch Vehicle Navigation System

株式会社 IHI 瀬川 泰伸, 牧野 隆
慶應義塾大学 河原井 瑛子, 足立 修一

IHI Corporation Y. Segawa and T. Makino
Keio University E. Kawarai and S. Adachi

Abstract The small and low-cost launch vehicle navigation system is expected to enable the flexible and responsive launch system, air launch mission or sea launch mission of small satellite launch vehicle. In these cases, navigation system has to compensate inertial sensor errors and initial alignment error during flight to meet the accuracy requirement of payload injection. This paper proposes a design method of the navigation algorithm using Kalman filter for the IMU (Inertial Measurement Unit) and GPS (Global Positioning System) receiver hybrid navigation system. The effectiveness of this system is evaluated through numerical simulations.

Keywords: Launch Vehicle, Navigation, Kalman Filter, GPS

1 はじめに

現在, 大学や企業による小型衛星の開発が盛んに行われており, それに伴い, 安価な小型衛星打ち上げ用のロケットの需要も高まっている. 小型衛星の打ち上げとしては, 現状の地上からの打ち上げでは飛行経路の制約による打ち上げ能力の損失が大きいため, より打ち上げ制約の小さい空中発射, 海上発射などが検討されている. これらを実現するためには, 発射時の揺動によって発生する初期姿勢の誤差を飛行中に補正する技術が重要になる. また, 従来のロケット用慣性計測装置 (以下, IMU と略す) を小型衛星打ち上げ用ロケットに使用するには高価, 大型であるため, より安価で小型の慣性センサを使用した航法装置が必要となる. これらの技術課題が克服できれば, ユーザの希望に即して打ち上げる即応型ロケットの実現も可能となる.

本研究は, 従来の IMU のみを用いた航法系では補正できない航法系誤差を, 安価で小型の慣性センサと GPS 受信機を使用し, ロケットの軌道投入の最終フェーズにおいて精度良く推定, 補正する航法系を構成することを目的とする. GPS 受信機を用いた複合航法システムは, 精密進入着陸用として JAXA (航空宇宙技術研究所) で研究されていた航法システム^[1]があるが, ロケット用として軌道投入精度を満足するために構築された航法システム例の報告は少ない.

本論文では, まず, 航法系誤差を推定・補正するために, 従来のロケットの慣性航法アルゴリズムを基に, IMU の誤差, GPS の誤差, 初期アライメント誤差などを含む誤差系を対象としてカルマンフィルタを設計した結果を示

す. つぎに, 設計したカルマンフィルタを含む航法アルゴリズムを構築し, その有効性について数値シミュレーションによって確認した結果について報告する.

2 座標系の定義

本論文中で用いる座標系の定義を以下に示す.

2.1 慣性座標系

ロケット機体の運動を記述する慣性空間は, Fig.1 に示す慣性座標系とする. 本座標系はロケット機体の姿勢角の基準となる座標系である.

- 原点: 地球中心
- X_{ECI} 軸: 演算開始時点でのグリニッジ子午線と赤道面の交点方向
- Y_{ECI} 軸: $Z_{ECI} \times X_{ECI}$ (赤道面内, 右手系)
- Z_{ECI} 軸: 北極方向

2.2 地球中心・地球固定座標系

GPS 受信機の位置計算に用いる座標系は, Fig.1 に示す地球中心・地球固定座標系 (ECEF 系) である. この座標系は, 地球の自転と共に回転する座標系である.

- 原点: 地球中心
- X_{ECEF} 軸: グリニッジ子午線と赤道面の交点方向
- Y_{ECEF} 軸: $Z_{ECEF} \times X_{ECEF}$ (赤道面内, 右手系)
- Z_{ECEF} 軸: 北極方向

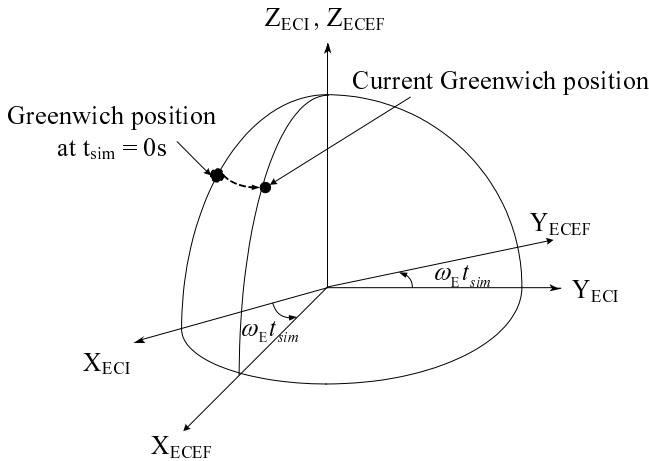


Fig.1 Inertial Coordinate System

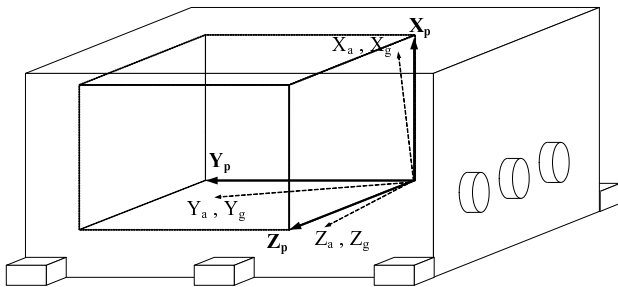


Fig.2 IMU Coordinate System

2.3 慣性センサ座標系

慣性センサの機体への取り付けにおける座標系を Fig.2 に示す。また、実際の加速度計およびジャイロの入力軸をそれぞれ a 系, g 系と表記する。

3 航法フィルタの設計

3.1 航法フィルタの構成

従来の慣性航法では、慣性センサである加速度計およびジャイロで構成される IMU により計測された機体座標系における速度増分、角度増分から、慣性座標系における速度増分を求め、それを積分することで位置と速度を求めていた。この場合、積分により発生する誤差は補正されないため、慣性センサの誤差を小さく抑えることで要求される軌道投入精度を満足していた。

しかし、従来よりも安価で小型の IMU を用いた場合、計測精度が従来の慣性センサよりも悪いため、慣性航法のみでは航法系誤差が大きくなってしまい、軌道投入精度を満足することができない。したがって、慣性航法とは異なる航法系の情報を取得し、精度を向上させるために、GPS 受信機を用いることとした。今回設計した航

法システムの構成を Fig.3 に示す。

本論文では、Fig.3 に示した航法システムのアルゴリズムを航法フィルタと呼ぶ。航法フィルタは、ロケットの慣性航法アルゴリズムと航法系誤差を推定するカルマンフィルタ [2] のアルゴリズムに分けられる。慣性航法アルゴリズムでは、IMU により計測した機体座標系における速度増分、角度増分から慣性座標系における速度増分を算出し、得られた速度増分を積分することで位置と速度を求める。カルマンフィルタでは、慣性航法で生じる誤差を GPS データと慣性航法出力を用いて推定する。本システムは、カルマンフィルタによりセンサ誤差および航法系誤差を推定し、この推定値を用いてセンサ出力および航法演算結果である位置、速度、クォータニオンを補正する構成となっている。

3.2 処理フロー

今回提案する航法システムは、ロケットの軌道投入精度の悪化を抑制するために航法系誤差を補正することを目的としており、衛星分離前の慣性飛行中から航法系誤差を推定・補正するシステムである。そのため、設計した航法フィルタは、最終段のエンジン燃焼開始前の慣性飛行フェーズに移行するまでは通常の慣性航法のみを実施し、慣性飛行フェーズ以降は慣性航法に加えカルマンフィルタによって誤差を推定し、補正する。

この処理を実現する方法として、今回は、慣性航法アルゴリズムはそのまま利用することとし、慣性飛行フェーズに移行したタイミングでカルマンフィルタの計算を開始し、航法演算結果の出力段において誤差を補正する方法を採用する。カルマンフィルタは、IMU と GPS 受信機のサンプリング時間が異なること、慣性航法の計算結果も必要とすることを考慮し、GPS データを取得したときに、慣性航法の計算結果も用いてカルマンフィルタの観測更新および時間更新を行い、誤差を推定することとした。

航法フィルタに必要な機能および処理内容を以下に示す。また、航法フィルタのデータフローダイアグラムを Fig.4 に示す。

1. シーケンス管理機能
 - 誤差推定演算の実行開始タイミングの制御
 - 慣性航法誤差、センサ誤差補正演算の開始タイミングの制御
2. 初期化処理機能
 - 航法フィルタのパラメータ、変数の初期化
 - カルマンフィルタの状態量の初期化
3. 慣性センサデータ処理機能

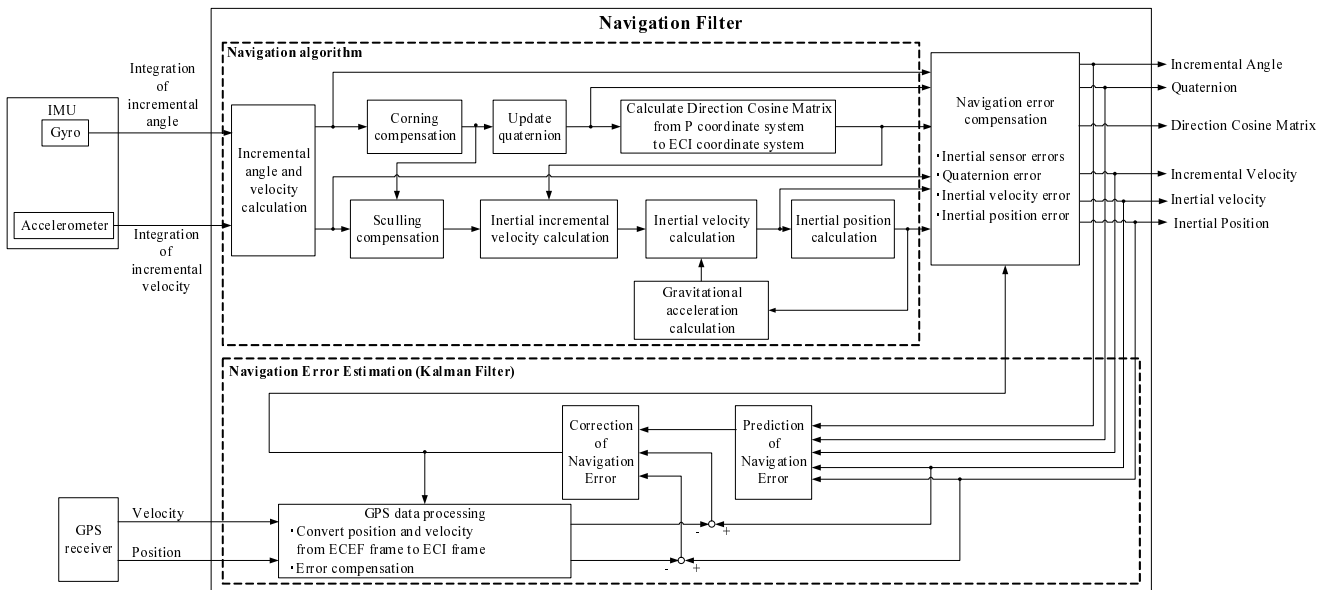


Fig.3 Configuration of Navigation System

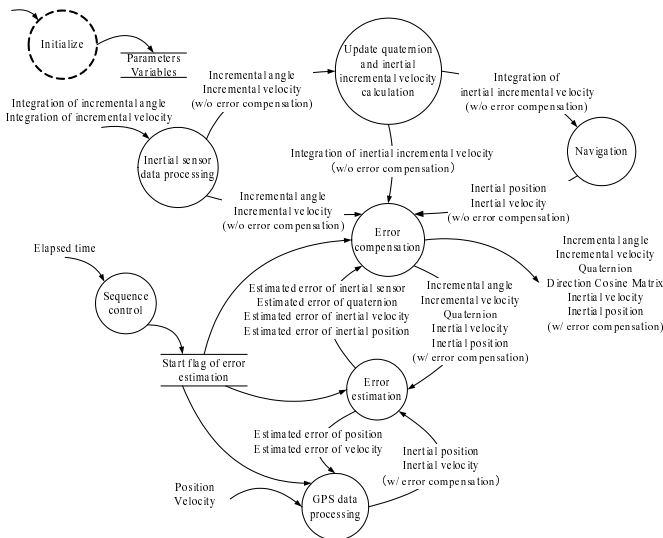


Fig.4 Data Flow Diagram of Navigation Filter

- センサデータの各種補正処理の実行
- 4. クォータニオン・慣性座標系速度増分積算値の計算
 - クォータニオンの時間更新の実行
 - 慣性座標系での速度増分積算値の計算
- 5. 慣性航法演算機能
 - 慣性座標系における位置，速度の計算
- 6. GPS データ処理機能
 - GPS データの慣性座標系位置，速度への変換
- 7. 誤差推定機能
 - 慣性航法出力および GPS データを観測量として各誤差量を推定

8. 誤差補正機能

- 誤差推定機能の結果を用い，航法出力，センサ出力における誤差を補正

誤差補正演算機能は，慣性飛行フェーズまでは慣性航法の演算結果をそのまま出力し，航法誤差推定開始フラグで指示されたタイミングから，誤差推定値を用いてセンサ出力，航法出力の誤差を補正し，その結果を出力する。

4 シミュレーション

設計した航法フィルタの有効性を確認するため，数値シミュレーションを実施した．数値シミュレーションは，まず，ロケットの軌道解析用ツールを用いて基準（リファレンス）となるデータを作成した．つぎに，リファレンスデータに対して慣性センサ誤差，GPS 誤差，初期アライメント誤差などを印加し，航法フィルタに対する入力データを作成した．最後に，作成したシミュレーション用データを用いて航法フィルタの計算を実行し，リファレンスデータと比較してその有効性を確認した．

航法フィルタのシミュレーション条件を Table 1 にまとめた．なお，慣性航法出力と GPS 受信機の出力が更新されるタイミングは同期していると仮定してシミュレーションを実行した．

シミュレーション結果の 1 例として，シミュレーション時刻 600 秒から 700 秒における機体位置の推定結果を Fig.5 に，機体速度の推定結果を Fig.6 に示す．Fig.5 より，カルマンフィルタの演算を開始したタイミングで慣

Table 1 Conditions of Simulation

Start time	Lift-off (0 s)
End time	1500 s
Start time of navigation error estimation	640 s
Inertial Sensor Error	10 through 100 times of current inertial sensors using launch vehicle
Launch pad	Tanegashima launch pad
Inclination	97 deg
Altitude	800 km
Sampling period of IMU	20 ms
Sampling period of GPS receiver	1 s
Output period of navigation module	1 s

性系位置誤差を推定，補正することができ，リファレンスデータとほぼ一致していることが確認できる．誤差推定・補正機能がない場合には 640 秒の時点で 30 km 以上の位置誤差が発生していたが，カルマンフィルタによる誤差補正を行ったことで，航法フィルタの位置出力は，最終的な位置誤差を 20 m 以下に抑えられていることが確認できた．また，Fig.6 より，速度についても 65 m/s 以上発生していた速度誤差を 0.5 m/s 以下に抑えられていることが確認できており，提案した航法フィルタのように GPS データを用いることで，単調増加傾向のある航法系誤差をある一定値内に抑えられることが確認できた．

5 おわりに

本論文では，安価な慣性センサと GPS 受信機を用いた航法システムを設計し，数値シミュレーションによりその有効性を確認した．ジャイロと加速度計のみを用いる慣性航法では単調増加してしまう航法系誤差を，GPS データを用いることで一定値内に抑えることが可能であることが確認できた．

今後の課題としては，クォータニオンの推定精度の向上^[3]，実際の慣性センサを用いた地上試験の実施などがあげられる．

参考文献

- [1] 張替, 辻井, 村田, 新宮: 搬送波位相 DGPS/INS 複合航法アルゴリズムの開発, 航空宇宙技術研究所報告, TR1416 (2000)
- [2] 片山 徹: 応用カルマンフィルタ, 朝倉書店 (2000)
- [3] 河原井, 足立, 瀬川, 牧野: 正規化を用いた拡張カルマンフィルタによるロケットの軌道推定, 自動制御連合講演会 (2009)

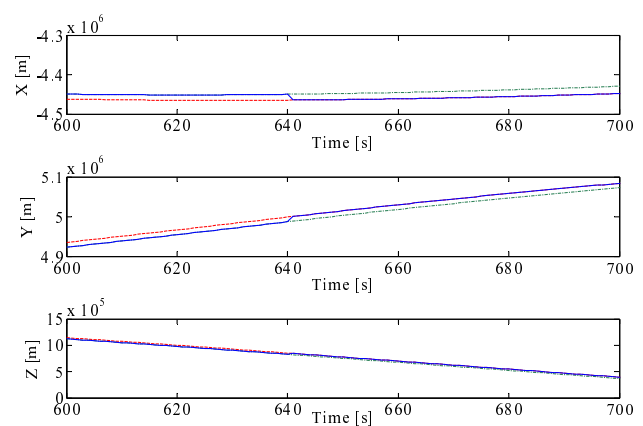


Fig.5 Simulation Result of Position

(solid line: estimated data, dashed line: reference data, and dashed-dotted line: simulation data w/o error compensation)

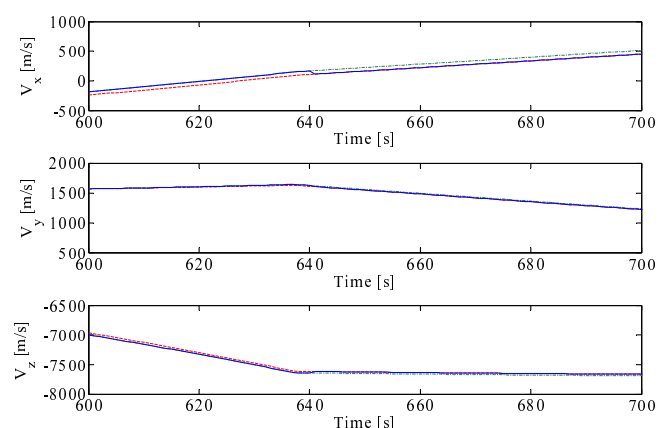


Fig.6 Simulation Result of Velocity

(solid line: estimated data, dashed line: reference data, and dashed-dotted line: simulation data w/o error compensation)