

高速高機動目標の追尾技術

Radar Tracking for Hypersonic Glide Vehicle Using Multiple Model

*情報技術総合研究所(工博)

†同研究所

‡電子通信システム製作所

要 旨

近年、極超音速滑空弾(HGV: Hypersonic Glide Vehicle)が脅威になっている。極超音速滑空弾の複雑な軌道は、入力変数である迎角とバンク角によって生成されるものであるが、レーダー装置ではこれらの変数は観測できない。その結果、目標に対する機動予測値が外れて追尾を著しく困難にする。これに対して、目標の機動変化に対応する加速度仮説型多重運動モデルを適用したレーダー追尾技術によって、その課題を軽減することが可能である。この技術によって従来手法に比べて追尾性能が向上することが計算機シミュレーションで確認できる。

1. ま え が き

近年、極超音速滑空弾が新たな脅威として注目されている。この極超音速滑空弾は、極超音速で弾道飛しょう体とは異なる低い軌道で侵入することから、レーダー覆域内に捕捉可能になる距離が短い。その結果、レーダーで継続観測できる時間が短い、という脅威を持つ。また、変則的な動きをすることから、追尾フィルター予測値に基づくレーダーの受信ビーム内に目標を捕捉することが極めて困難になる。これらの理由から、極超音速滑空弾の継続的な追尾を実現する必要がある。本稿では、特に後者の問題について扱う。

極超音速滑空弾の追尾技術としては、機動の非線形性を考慮した追尾フィルターが考案されている⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾。極超音速滑空弾の追尾では非線形性も課題ではあるが、複雑な軌道の入力変数である迎角とバンク角がレーダー側では観測できないことが追尾を困難にしている。この問題を軽減するため、目標の機動変化に対応する加速度仮説型多重運動モデルを検討した。多重運動モデルとしては複数の追尾フィルターで構成するIMM(Interacting Multiple Model)が広く研究されているが⁽⁴⁾、未知の入力変数によって生じる加速度を仮説化して多重化するものである⁽⁵⁾。この構成によって、目標の機動への追従性を向上させる。

本稿では、2章で極超音速滑空弾の追尾を実現する追尾フィルターの構成について述べて、3章で計算機シミュレーションによる性能予測を行う。最後に4章でまとめと今後の課題を示す。

2. 極超音速滑空弾向け追尾フィルターの構成

この章では、極超音速滑空弾向け追尾フィルターの構成を示す。

2.1 モデリング

目標の運動モデルを式(1)~(6)のように表す。なお、運動モデルでの重力加速度は一定値 g と仮定する。

$$\dot{x}_k = V_k \cos \gamma_k \sin \eta_k \quad \dots\dots\dots (1)$$

$$\dot{y}_k = V_k \cos \gamma_k \cos \eta_k \quad \dots\dots\dots (2)$$

$$\dot{z}_k = V_k \sin \gamma_k \quad \dots\dots\dots (3)$$

$$\dot{V}_k = -D_k - g \sin \gamma_k \quad \dots\dots\dots (4)$$

$$\dot{\gamma}_k = \frac{L_k \cos v_k - g \cos \gamma_k}{V_k} \quad \dots\dots\dots (5)$$

$$\dot{\eta}_k = \frac{L_k \sin v_k}{V_k \cos \gamma_k} \quad \dots\dots\dots (6)$$

ここで、 x_k , y_k , z_k , V_k , γ_k , η_k はそれぞれ、目標位置のx座標、y座標、z座標、速度、飛行経路角、方位角を表している。また、 D_k , L_k はそれぞれ、抗力、揚力を表すもので、式(7), (8)によって表現される。 v_k は機体バンク角である。

$$D_k = \frac{1}{2} \rho V_k^2 C_D S / m \quad \cdots \cdots (7)$$

$$L_k = \frac{1}{2} \rho V_k^2 C_L S / m \quad \cdots \cdots (8)$$

式(7), (8)で, m , S , ρ はそれぞれ, 目標の質量, 基準面積, 空気密度である。また, C_D , C_L は, 抗力, 揚力係数である。例えば, 迎角 ϑ と音速を単位とする機体速度 Ma で近似したもので表す⁽⁶⁾。

$$C_D = C_{D0} \vartheta^2 + C_{D1} \exp(-C_{D2} Ma) + C_{D3} \quad \cdots \cdots (9)$$

$$C_L = C_{L0} \vartheta + C_{L1} \exp(-C_{L2} Ma) + C_{L3} \quad \cdots \cdots (10)$$

レーダー装置では, 機体に依存する質量 m , 基準面積 S , 機動を発生させる入力変数の迎角 ϑ , バンク角 v_k は観測できない。従来, 式(1)から(6)に関わる状態変数, 式(7), (8)での機体に関わる変数をまとめて状態ベクトル y_k として定義するが, 入力変数の迎角 ϑ , バンク角 v_k の変化に対応できない可能性が高い。本稿では, この課題を加味し, 目標の運動モデルを式(11)のように運動仮説型のモデルに拡張する。 $f(\cdot)$ は式(1)~(6)を離散化形式で表現した関数である。

$$y_{k+1} = y_k + f(y_k + \Gamma_{k-1} u_{k-1}) \Delta t \quad \cdots \cdots (11)$$

右辺第2項()内の u_k はサンプリング時刻 t_k で N 個の運動モデル(運動仮説)を構成する定数空力ベクトルであり, 式(12)で定義する。 Γ_k はサンプリング時刻 t_k での定数空力ベクトルの変換行列で, 式(13)で表される。 $I_{n \times n}$ は n 次の単位行列, $0_{n \times m}$ は n 行 m 列のゼロ行列を表す。

$$u_k = a_1 \text{ 又は } u_k = a_2 \text{ 又は } \cdots \text{ 又は } u_k = a_n \quad \cdots (12)$$

$$\Gamma_{k-1} = \begin{pmatrix} 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} \\ I_{3 \times 3} \end{pmatrix} \quad \cdots \cdots (13)$$

北基準直交座標系での追尾対象である目標の観測値ベクトルを z_k とし, 北基準直交座標系の位置で定義する。

すなわち,

$$z_k = [x_k \ y_k \ z_k]^T \quad \cdots \cdots (14)$$

である。このとき, 目標の観測モデルを次のように定義する。

$$z_k = H x_k + v_k \quad \cdots \cdots (15)$$

H は観測行列であり,

$$H = [I_{3 \times 3}, 0_{3 \times 6}] \quad \cdots \cdots (16)$$

になる。また, 式(15)の右辺第2項は観測雑音ベクトルであり,

$$E[v_k] = 0 \quad \cdots \cdots (17)$$

$$E[v_k v_k^T] = R_k \quad \cdots \cdots (18)$$

の性質を持つものとする。

2.2 追尾フィルターの構成

今回検討した追尾フィルターの構成を図1に示す。2.1節で述べた運動仮説の考え方としては, 図2のように加減速, 左右回頭, 上昇下降の定数空力ベクトルを定義して, 式(11), (12)の運動モデルに与える。

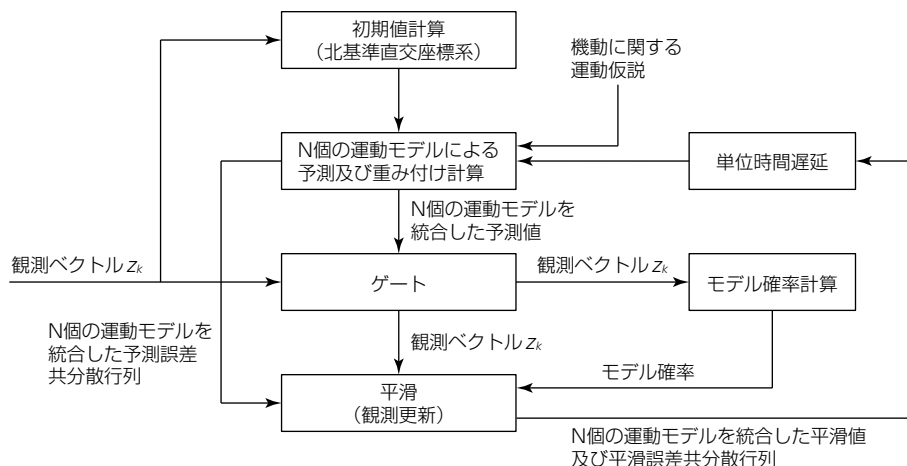


図1-今回検討した手法での追尾フィルターの構成

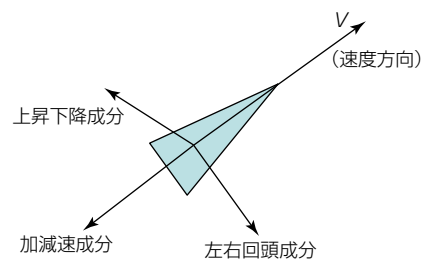


図2-運動仮説の考え方

3. シミュレーションによる性能評価

計算機シミュレーションによって今回検討した手法の有効性を評価する。

3.1 目標の軌道

評価用軌道を図3に示す2種類とする。これらは参考文献(6)の設計条件を考慮した。評価用軌道での初期条件として、高度120km、初速3,000m/s、飛行経路角を-0.1rad、方位角を0degに設定する。その他の機体パラメーターを表1に示す。

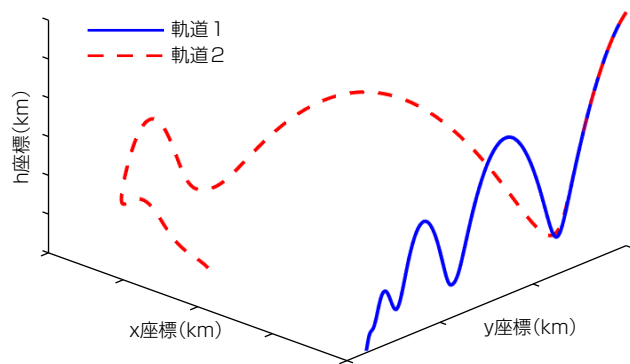


図3-シミュレーション評価用軌道

表1-機体パラメーターの設定値

番号	項目	設定値
1	機体質量 m	907.2(kg)
2	基準面積 S	0.4839(m/s ²)
3	抗力係数(C_{D0} , C_{D1} , C_{D2} , C_{D3})	(0.0513, 0.2945, 0.1028, 0.2317)
4	揚力係数(C_{L0} , C_{L1} , C_{L2} , C_{L3})	(0.000724, 0.406, 0.323, 0.024)

3.2 レーダー及び追尾フィルター

レーダーのサンプリング間隔を1sとし、観測雑音として距離で30m、角度(仰角、方位角)で6mradの標準偏差を持つ白色ガウス雑音を与える。レーダーの探知確率を0.9とする。追尾フィルターのパラメーターの設定値は以下の二つである。

- (1) 空気力考慮(揚力、抗力を北基準直交座標系に変換した9次元モデル)⁽¹⁾
- (2) 今回検討した加速度仮説型多重運動モデル

3.3 評価結果

3.2節の評価条件に従い100回のモンテカルロシミュレーションを行った。追尾維持成功率(追尾の継続に成功した試行回数を百分率で定義したもの)を比較した結果を図4に、追尾に成功した試行回による位置誤差のRMS(Root Mean Square)値を比較した結果を図5に示す。どちらも今回検討した方式の有効性が確認できる。

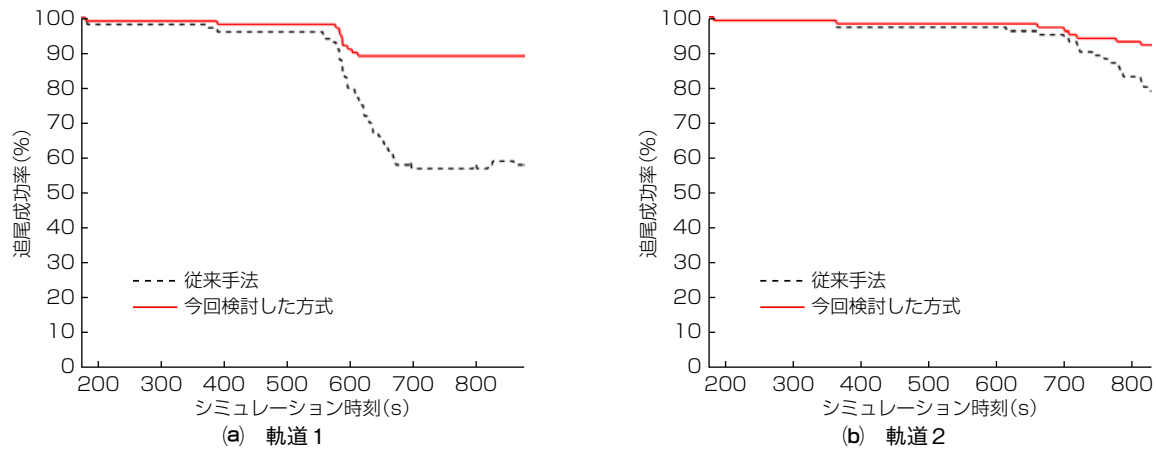


図4-追尾維持成功率の比較結果

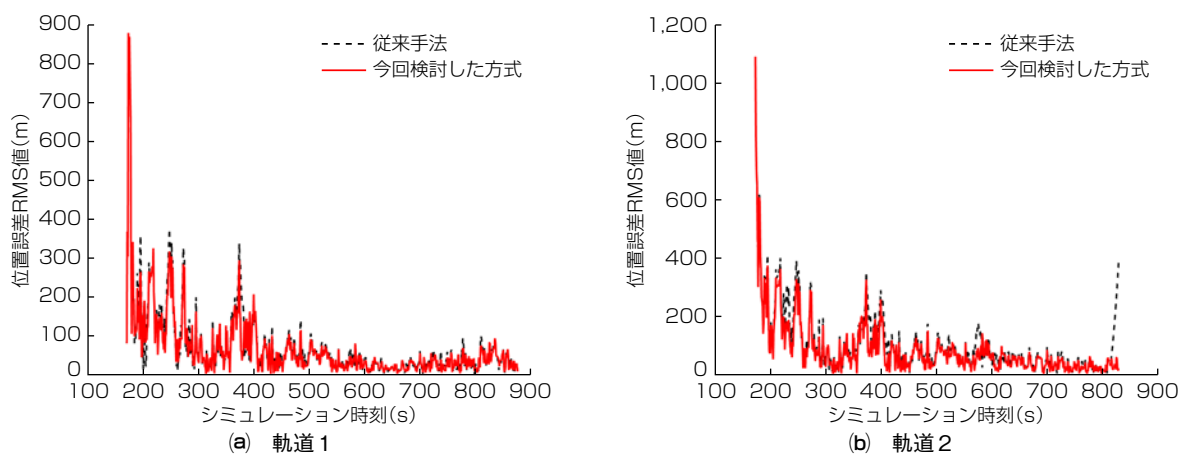


図5-位置誤差RMS値の比較結果

4. む す び

極超音速滑空弾を継続追尾可能な追尾フィルターについて検討した。極超音速滑空弾の軌道シナリオに対して今回検討した方式の有効性を示した。引き続き、方式改良を進めるとともに、異なる機動シナリオに対する感度分析、さらに追尾開始性能の向上策についても検討を進める。

参 考 文 献

- (1) Huang, J., et al. : Radar Tracking for Hypersonic Glide Vehicle Based on Aerodynamic Model, 2017 29th Chinese Control And Decision Conference (CCDC) (2017)
- (2) Hu, G., et al. : Model Predictive Based Unscented Kalman Filter for Hypersonic Vehicle Navigation With INS/GNSS Integration, IEEE Access Vol.8, 4814~4823 (2020)
- (3) Zeng, J., et al. : Position and Tracking Performance Analysis of Hypersonic Vehicle Based on Cubature Kalman Filter, International Conference on Transportation & Logistics, Information & Communication, Smart City (TLICSC 2018) (2018)
- (4) Li, S., et al. : Multiple Model Tracking for Hypersonic Gliding Vehicles with Aerodynamic Modeling and Analysis, IEEE Access Vol.7 (2019)
- (5) 小菅義夫, ほか : 複数運動モデルによる旋回目標追尾法の比較, 電子情報通信学会論文誌B, **82**, No.1, 132~141 (1999)
- (6) Feng, S., et al. : Analysis of Near Space Hypersonic Glide Vehicle Trajectory Characteristics and Defense Difficulties, 5th International Conference on Advanced Materials and Computer Science (2016)