

临近空间高超声速再入滑翔目标跟踪模型

张裕禄, 毕红葵, 叶泽浩, 李 凡

(空军预警学院, 武汉, 430019)

摘要 针对临近空间高超声速再入滑翔飞行器(HRGV)的跳跃滑翔跟踪问题,建立一种新型跟踪模型。首先对目标进行受力分析并结合 HRGV 横、纵向运动特性得到各方向气动加速度特性;在此基础上将气动加速度中的阻力和爬升力加速度建模为正弦自相关模型,转弯力加速度建模为一阶马尔科夫模型;然后采用一种分离滤波模型对目标状态和气动加速度分别进行估计,推导得出状态滤波模型和气动加速度滤波模型表达式。仿真实验结果表明,相比该类目标的其他跟踪算法,该算法的跟踪精度有一定提高,此模型优越性较强。

关键词 高超声速再入滑翔飞行器;运动特性;目标跟踪;分离滤波

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2019.05.006

中图分类号 TN953 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2019)05-0033-07

Target Tracking Model for Hypersonic Reentry-Glide Vehicle in Near Space

ZHANG Yulu, BI Hongkui, YE Zehao, LI Fan

(Air Force Early Warning Academy, Wuhan 430019, Hubei, China)

Abstract: Reasonable modeling to aerodynamic acceleration is helpful to achieve accurate target tracking for hypersonic reentry-glide vehicle in near space. In view of this kind of target jump glide tracking problem, a new tracking model is established in this paper. Firstly, the aerodynamic acceleration characteristics in all directions are obtained by the force analysis of the target and combination of the lateral and longitudinal motion characteristics of HRGV. On this basis, the resistance and climb force acceleration in the aerodynamic acceleration are modeled as a sinusoidal autocorrelation model, and the turning force acceleration is modeled as a first-order Markov model. Then, the target state and aerodynamic acceleration are estimated respectively by a separate filtering model. The expressions of state filter model and aerodynamic acceleration filter model are derived. The simulation results show that the tracking accuracy of the proposed algorithm is better than that of other tracking algorithms for this kind of target, and the superiority of the model is verified.

Key words: HRGV; motion characteristics; target tracking; separate filtering

高超声速再入滑翔飞行器(Hypersonic Reentry-Glide Vehicle, HRGV)是一类依靠气动力在临近空间进行无动力滑翔并实现远距离打击的飞行

器,其飞行轨迹灵活多变、打击覆盖范围大,受到了世界各军事强国的广泛重视^[1-2],针对该类目标的跟踪问题研究具有重要意义。

收稿日期: 2019-06-05

作者简介: 张裕禄(1993—),男,山西晋城人,硕士生,主要从事预警装备运用技术研究。E-mail:1786422144@qq.com

引用格式: 张裕禄,毕红葵,叶泽浩,等. 临近空间高超声速再入滑翔目标跟踪模型[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2019, 20(5): 33-39. ZHANG Yulu, BI Hongkui, YE Zehao, et al. Target Tracking Model for Hypersonic Reentry-Glide Vehicle in Near Space[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2019, 20(4): 33-39.

当前针对该类目标的跟踪模型大体可以划分为2种类型^[3]:一是运动学模型,通过对目标未知的速度、加速度和加加速度进行机动统计建模,使建立的机动模型更加符合目标真实运动,主要包括单模型和多模型^[4-7];二是动力学模型,该模型从目标动力学方程出发,通过对目标进行受力分析,得到各方向加速度的变化,进而对未知气动参数进行统计建模^[8-9]。由于动力学模型从目标轨迹方程考虑加速度的产生,因此建立更加合理的气动参数模型有助于提高跟踪精度。

文献[10]对平衡滑翔和跳跃滑翔进行了研究,给出了平衡滑翔下的参数表达式,并在此基础上通过数值仿真方法分析了跳跃滑翔的原理和特点。文献[11]采用交互多模型-无迹卡尔曼滤波算法跟踪临近空间目标,相比单一模型取得了较好跟踪效果。文献[12~13]基于气动力模型对 HRGV 目标进行跟踪,文献[13]对传统气动力模型进行改进,将转弯力参数与爬升力参数之间存在的先验信息引入状态向量,通过 IMM 算法仿真得到了较高的跟踪精度。文献[14]将未知气动加速度和摄动项进行当前统计建模,简化了动力学模型,并采用改进的当前统计模型进行目标跟踪。

本文针对 HRGV 目标跳跃滑翔阶段的运动特性,选取文献[15~16]中的 Sine Wave 模型以及一阶马尔科夫模型对目标气动加速度进行统计建模;然后使用一种目标状态和气动加速度分离滤波的模型代替传统的状态增广模型^[17-18],对目标动力学模型进行了简化,减少了计算量。最后,对多种模型跟踪算法进行了仿真验证,结果表明,本文模型在跟踪 HRGV 目标时具有一定优越性。

1 运动分析与建模

平衡滑翔和跳跃滑翔是 HRGV 的 2 种典型纵向运动模式^[19],本文仅讨论跳跃滑翔式 HRGV 目标跟踪问题。

1.1 HRGV 运动特性分析

HRGV 目标再入阶段属于无动力滑翔,这一阶段目标飞行受力较为简单,主要受空气动力和重力的影响。该阶段 HRGV 加速度的矢量表达式为:

$$\dot{r} = a_G + a_l + a_A \quad (1)$$

式中: r 为飞行器地心距离; a_G 为重力加速度; a_l 为表视力加速度; a_A 为气动力加速度。由于重力始终竖直向下指向地心,表视力加速度的值很小可以忽略不计。

为简化气动力加速度 a_A ,通常将 a_A 在半速度

(Velocity-Turn-Climb, VTC)坐标系中分解为气动阻力加速度 a_D ,转弯力加速度 a_C 和爬升力加速度 a_L ,可将 a_A 表示为:

$$a_A = [u_v, u_t, u_c] \begin{bmatrix} a_D \\ a_C \\ a_L \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \rho v^2 [u_v, u_t, u_c] \begin{bmatrix} -\frac{SC_D}{m} \\ \frac{SC_L \sin \sigma}{m} \\ \frac{SC_L \cos \sigma}{m} \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: u_v 、 u_t 、 u_c 分别为 VTC 坐标轴单位向量; v 为飞行器速度; ρ 为大气密度,高度越高大气密度越小; S 为飞行器参考面积; m 为飞行器质量; σ 为倾侧角; C_D 、 C_L 分别为阻力系数和升力系数,通常为攻角 α 和马赫数 Ma 的函数。

气动加速度能够反映目标在横纵向平面的运动方式,阻力加速度 a_D 与速度方向相反,转弯力加速度 a_C 反映了目标在横向平面的运动方式,当 $a_C < 0$ 时,目标加速度向左, $a_C > 0$ 时,目标加速度向右;爬升力加速度 a_L 反映了目标在纵向平面的运动方式, a_L 的变化影响目标纵向所受合力,决定了目标纵向加速度的方向。

由文献[19]可知,飞行器的纵向运动主要受攻角控制,由于受到攻角控制律限制,实际中飞行器实现平衡滑翔难度较大,大部分轨迹为跳跃滑翔弹道。

对于跳跃滑翔而言,其高度总体变化趋势呈现周期震荡形式。当目标向下运动时,随着高度降低,空气密度逐渐增大,飞行器纵向受到的升力逐渐增大;相反的,当目标向上运动时,飞行器纵向受到的升力逐渐减小。因此,目标纵向高度周期跳跃变化反映了爬升力也呈现周期震荡变化,相对应的爬升力加速度 a_L 也具有类似周期震荡特性。

对于气动阻力加速度 a_D ,由式(2)可知其值与空气密度、速度和阻力系数有关,由于速度和阻力系数近似线性变化,空气密度随高度的周期跳跃呈现出周期震荡变化形式,综合分析得到阻力加速度也具有类似周期震荡特性。

飞行器的横向运动主要受倾侧角的控制,其横向机动模式大多采用大的 C 形或 S 形机动模式,由于横向机动半径较大,其机动强度相对纵向较弱,所以假设转弯力加速度 a_C 服从一阶马尔科夫模型。

1.2 气动加速度建模

根据 1.1 节对气动加速度特性的分析,结合文献[15~16]中的加速度 Sine Wave 建模方法,对气动加速度进行建模。Sine Wave 模型认为加速度的时间相关性会随着目标周期跳跃变化呈现出周期性特点,将加速度建模为正弦波自相关的零均值随机

过程。

1)对于气动阻力加速度 a_D ,其时间相关性具有类正弦或余弦的周期性,可使用 Sine Wave 建模方法,将其自相关函数建模为正弦自相关时间函数 R_{a_d} ,即:

$$R_{a_d}(\tau) = \sigma_{a_d}^2 \cos(\beta\tau) \quad (3)$$

式中: $\sigma_{a_d}^2$ 为目标加速度方差; β 为机动振荡频率; τ 为时间差。

通过傅里叶变换可得其谱密度为:

$$G(\omega) = F(\cos(\beta\tau)) = \pi[\delta(\omega - \beta) + \delta(\omega + \beta)] \quad (4)$$

由于谱密度函数中存在冲击函数 $\delta(\cdot)$,无法直接通过传递函数 $H(\omega)$ 得到白化滤波器。假设 $H(\omega) = \pi[\delta(\omega - \beta) + \delta(\omega + \beta)]$,则白噪声通过 $H(\omega)$ 后的谱密度虽不等价于 $G(\omega)$,但与 $G(\omega)$ 具有高度相似的频谱结构,因此,可假设其传递函数为 $H(\omega)$,则阻力加速度 $a_D(t)$ 的连续时间微分方程为:

$$\dot{a}_D(t) = \beta^2 \cdot a_D(t) + \omega_D(t) \quad (5)$$

则式(5)的连续时间状态方程表示为:

$$\begin{bmatrix} \dot{a}_D(t) \\ \dot{a}_D(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\beta^2 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_D(t) \\ \dot{a}_D(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} [\omega_D(t)] \quad (6)$$

令 $A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\beta^2 & 0 \end{bmatrix}$,对于采样间隔 T ,与式(6)对

应的离散时间状态方程为:

$$\begin{bmatrix} a_D(k+1) \\ \dot{a}_D(k+1) \end{bmatrix} = F \begin{bmatrix} a_D(k) \\ \dot{a}_D(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} [\omega_D(k+1)] \quad (7)$$

其中:

$$F = e^{AT} = \begin{bmatrix} \cos(\beta T) & \sin(\beta T)/\beta \\ -\beta \sin(\beta T) & \cos(\beta T) \end{bmatrix} \quad (8)$$

2)对于转弯力加速度 a_C ,假设其加速度相关性符合一阶马尔科夫模型,则其自相关函数为:

$$R_{a_c}(\tau) = \sigma_{a_c}^2 e^{-\gamma|\tau|} \quad (9)$$

式中: $\sigma_{a_c}^2$ 为目标加速度方差; γ 为机动频率。则转弯力加速度 $a_C(t)$ 的连续时间微分方程为:

$$\dot{a}_C(t) = -\gamma \cdot a_C(t) + \omega_C(t) \quad (10)$$

式(10)对应的离散化方程为:

$$a_C(k+1) = e^{-\gamma T} \cdot a_C(k) + \omega_C(k+1) \quad (11)$$

3)对于爬升力加速度 a_L ,其建模方法同阻力加速度。

2 分离滤波算法

基于气动参数建模的跟踪方法通常将未知估计参数增广到状态模型中进行滤波计算,在状态向量预测和更新时需要雷达站东北天(Radar east-

north-up, RENU)坐标系下的动力学状态方程求解雅克比矩阵,计算较为复杂。根据文献[17],本文通过简化动力学模型,采用一种状态和气动加速度分离滤波模型来代替增广模型,能够避免求解雅克比矩阵,降低计算复杂度。同时传统状态增广模型在多模型条件下会显著增加计算复杂度,分离滤波模型可仅对气动加速度滤波器进行多模型假设,能有效降低计算复杂度,在多模型应用方面有较大潜力。

2.1 动力学模型

本文采用文献[12]建立的动力学模型,该模型是目标仅受气动力和重力作用,在 RENU 坐标系下建立的再入飞行器动力学模型,适用于本文研究对象。

则 k 时刻目标运动的状态方程 $f(\mathbf{X}(k))$ 为:

$$f(\mathbf{X}(k)) = \begin{cases} \dot{x}(k) = v_x(k) \\ \dot{y}(k) = v_y(k) \\ \dot{z}(k) = v_z(k) \\ \dot{v}_x(k) = -\mu x(k)/r^3(k) + \omega_e^2 x(k) + 2\omega_e v_y(k) \sin B - 2\omega_e v_z(k) \cos B + A_x(k) \\ \dot{v}_y(k) = -\mu y(k)/r^3(k) - 2\omega_e v_x(k) \cdot \sin B - \omega_e^2 (z(k) + R_e) \sin B \cdot \cos B + \omega_e^2 y(k) \sin^2 B + A_y(k) \\ \dot{v}_z(k) = -\mu (z(k) + R_e)/r^3(k) - \omega_e^2 y(k) \cdot \sin B \cos B + \omega_e^2 (z(k) + R_e) \cdot \cos^2 B + 2\omega_e v_x(k) \cos B + A_z(k) \end{cases} \quad (12)$$

式中: μ 为地球引力常数; ω_e 为地球自转速度, B 为雷达站所在地理纬度; R_e 为地球半径; $r(k)$ 为目标地心距离, $r(k) = \sqrt{x^2(k) + y^2(k) + (z(k) + R_e)^2}$ 。式中 $A_x(k), A_y(k), A_z(k)$ 为气动加速度在 RENU 坐标下的分量,表示为:

$$\begin{bmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{bmatrix} = \mathbf{T}_{VTC}^{\text{RENU}} \begin{bmatrix} a_D \\ a_C \\ a_L \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中: $\mathbf{T}_{VTC}^{\text{RENU}}$ 为半速度坐标系到雷达站东北天坐标系的转换矩阵,有:

$$\mathbf{T}_{VTC}^{\text{RENU}} = \begin{bmatrix} \frac{v_x}{v} - \frac{v_y}{v_g} - \frac{v_x v_z}{v v_g} \\ \frac{v_y}{v} & \frac{v_x}{v_g} - \frac{v_y v_z}{v v_g} \\ \frac{v_z}{v} & 0 & \frac{v_g}{v} \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中: $v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}$; $v_g = \sqrt{v_x^2 + v_y^2}$ 。

2.2 分离滤波模型实现

本文采用 CA 运动学模型实现对目标的状态估

计,利用状态估计结果并通过简化的动力学模型实现对气动加速度的估计,再将气动加速度估计结果用于修正状态估计值,通过反馈修正方式实现目标运动状态滤波。

图1为分离滤波模型的实现方法,可以看出,只有当状态滤波模型和气动加速度滤波模型可以构成闭环反馈系统时才可以使用分离滤波模型。

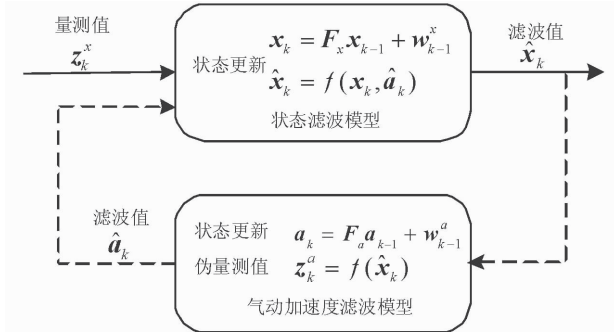


图1 分离滤波模型实现

2.2.1 状态滤波模型

目标 RENU 坐标下的状态向量为 $x(k) = [x(k), \dot{x}(k), \ddot{x}(k), y(k), \dot{y}(k), \ddot{y}(k), z(k), \dot{z}(k), \ddot{z}(k)]^T$, 则离散化的目标状态方程为:

$$x(k+1) = \mathbf{F}_x x(k) + \mathbf{w}_x(k) \quad (15)$$

式中:

$$\mathbf{F}_x = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_1 & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{F}_1 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{F}_1 \end{bmatrix}, \mathbf{F}_1 = \begin{bmatrix} 1 & T & T^2/2 \\ 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (16)$$

T 为采样间隔时间; \mathbf{F}_x 为状态转移矩阵; $\mathbf{w}_x(k)$ 为零均值高斯白噪声; 其噪声协方差为 $\mathbf{Q}_x(k)$ 。

根据文献[13], 本文采用混合坐标系进行跟踪, 即在球坐标系中建立量测方程, 目标在 RENU 坐标系下的量测值为 $z(k) = [R(k), A(k), E(k)]^T$, $R(k)$, $A(k)$ 和 $E(k)$ 分别为观测的径向距离、方位角和俯仰角。则目标的量测方程为:

$$z(k) = \mathbf{h}(x(k)) + \mathbf{n}(k) = \begin{bmatrix} \sqrt{x^2(k) + y^2(k) + z^2(k)} \\ \tan^{-1}\left(\frac{x(k)}{y(k)}\right) \\ \tan^{-1}\left(\frac{z(k)}{\sqrt{x^2(k) + y^2(k)}}\right) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_R(k) \\ n_A(k) \\ n_E(k) \end{bmatrix} \quad (17)$$

式(17)中 $n_R(k)$, $n_A(k)$, $n_E(k)$ 分别为距离, 方位, 俯仰零均值高斯量测噪声, 且相互独立。 $\mathbf{H}(x(k))$ 为 $\mathbf{h}(x(k))$ 关于 $x(k)$ 的雅克比矩阵, 即量测转移矩阵。

\mathbf{H} 中的非零元素为:

$$\mathbf{H}_{1,1} = \frac{x(k)}{r_x(k)}, \mathbf{H}_{1,4} = \frac{y(k)}{r_x(k)}, \mathbf{H}_{1,7} = \frac{z(k)}{r_x(k)}, \\ \mathbf{H}_{2,1} = \frac{y(k)}{x^2(k) + y^2(k)}, \mathbf{H}_{2,4} = \frac{-x(k)}{x^2(k) + y^2(k)},$$

$$\mathbf{H}_{3,1} = -\frac{x(k)z(k)}{r_x^2(k)\sqrt{x^2(k) + y^2(k)}}, \\ \mathbf{H}_{3,4} = -\frac{y(k)z(k)}{r_x^2(k)\sqrt{x^2(k) + y^2(k)}}, \\ \mathbf{H}_{3,7} = \frac{\sqrt{x^2(k) + y^2(k)}}{r_x^2(k)} \quad (18)$$

式中: $r_x(k) = \sqrt{x^2(k) + y^2(k) + z^2(k)}$ 。

状态滤波器的初始化、过程噪声协方差 $\mathbf{Q}_x(k)$ 和量测噪声协方差 $\mathbf{R}_x(k)$ 的取值可参考文献[20]。

2.2.2 气动加速度滤波模型

对式(12)进行离散化, 可得:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}(k) \\ \dot{y}(k) \\ \dot{z}(k) \end{bmatrix} = \mathbf{G}(k) + \mathbf{T}_{VTC}^{\text{RENU}} \begin{bmatrix} a_D(k) \\ a_C(k) \\ a_L(k) \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$\mathbf{G}(k) = \left(-\frac{\mu}{r^3(k)} \mathbf{I}_3 - \omega_i^2 \boldsymbol{\phi} \boldsymbol{\phi} \right) \cdot$$

$$\begin{bmatrix} x(k) \\ y(k) \\ z(k) + R_e \end{bmatrix} - 2\omega_e \boldsymbol{\phi} \begin{bmatrix} \dot{x}(k) \\ \dot{y}(k) \\ \dot{z}(k) \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$\boldsymbol{\phi} = \begin{bmatrix} 0 & -\sin B & \cos B \\ \sin B & 0 & 0 \\ -\cos B & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (21)$$

式(20)中 $\mathbf{G}(k)$ 表示重力和表视力合力的加速度, 通过式(19)可将状态滤波值与气动加速度滤波值联系起来。

气动加速度滤波器的状态向量 $\mathbf{a}(k) = [a_D(k), \dot{a}_D(k), a_C(k), \dot{a}_C(k), a_L(k), \dot{a}_L(k)]^T$, 离散化的状态方程为:

$$\mathbf{a}(k+1) = \mathbf{F}_a \mathbf{a}(k) + \mathbf{w}_a(k) \quad (22)$$

式中:

$$\mathbf{F}_a = \begin{bmatrix} \mathbf{F} & \mathbf{0}_{2 \times 2} & \mathbf{0}_{2 \times 2} \\ \mathbf{0}_{2 \times 2} & \mathbf{F}_2 & \mathbf{0}_{2 \times 2} \\ \mathbf{0}_{2 \times 2} & \mathbf{0}_{2 \times 2} & \mathbf{F} \end{bmatrix}, \mathbf{F}_2 = \begin{bmatrix} e^{-\gamma T} & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (23)$$

由状态滤波器的估计值 $\hat{x}(k)$, 结合式(19)、(20)可以得到气动加速度估计值, 即:

$$\begin{bmatrix} \hat{a}_D(k) \\ \hat{a}_C(k) \\ \hat{a}_L(k) \end{bmatrix} = [\mathbf{T}_{VTC}^{\text{RENU}}(k)]^{-1} \left[\begin{bmatrix} \hat{\dot{x}}(k) \\ \hat{\dot{y}}(k) \\ \hat{\dot{z}}(k) \end{bmatrix} - \mathbf{G}(k) \right] \quad (24)$$

利用计算得到的气动加速度估计值作为加速度滤波器的伪量测值。加速度滤波器的量测方程为:

$$\begin{bmatrix} a_D(k) \\ a_C(k) \\ a_L(k) \end{bmatrix} = \mathbf{M} \mathbf{a}(k) + \mathbf{v}_a(k) \quad (25)$$

式中: \mathbf{M} 为加速度滤波器量测转移矩阵, \mathbf{M} 中的非零元素为: $\mathbf{M}_{1,1} = 1, \mathbf{M}_{2,3} = 1, \mathbf{M}_{3,5} = 1$ 。

加速度滤波器的量测误差协方差 $\mathbf{R}_a(k)$ 可根据状态滤波器的状态误差协方差 $\mathbf{P}_x(k)$ 求解得到,为:

$$\mathbf{R}_a(k) = \text{diag}(r_{a1}, r_{a2}, r_{a3}) \quad (26)$$

式中:

$$\begin{aligned} r_{a1} &= [\mathbf{\Delta}_{x_k} a_D(k)] \mathbf{P}_x(k) [\mathbf{\Delta}_{x_k} a_D(k)]^T \\ r_{a2} &= [\mathbf{\Delta}_{x_k} a_C(k)] \mathbf{P}_x(k) [\mathbf{\Delta}_{x_k} a_C(k)]^T \\ r_{a3} &= [\mathbf{\Delta}_{x_k} a_L(k)] \mathbf{P}_x(k) [\mathbf{\Delta}_{x_k} a_L(k)]^T \end{aligned} \quad (27)$$

式中: $\mathbf{\Delta}_{x_k} a_D(k)$ 表示 $a_D(k)$ 在 $x(k)$ 处的雅克比矩阵,结合式(12)、(14)计算可得:

$$\begin{aligned} \mathbf{\Delta}_{x_k} a_D(k) &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{\dot{x}(k)}{v(k)} & 0 & 0 & \frac{\dot{y}(k)}{v(k)} & 0 & 0 & \frac{\dot{z}(k)}{v(k)} \end{bmatrix} \\ \mathbf{\Delta}_{x_k} a_C(k) &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{\dot{y}(k)}{v_g(k)} & 0 & 0 & \frac{\dot{x}(k)}{v_g(k)} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ \mathbf{\Delta}_{x_k} a_L(k) &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\frac{\dot{x}(k)\dot{z}(k)}{v(k)v_g(k)} & 0 & 0 & -\frac{\dot{y}\dot{z}(k)}{v(k)v_g(k)} & 0 & 0 & \frac{v_g(k)}{v(k)} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (28)$$

通过气动加速度滤波器得到的估计值经式(19)用于状态滤波器中目标加速度估计值的更新,依次循环就实现了目标的跟踪滤波。

3 仿真分析

3.1 参数设置

根据文献[14]中的三自由度动力学方程积分生成跳跃滑翔段仿真轨迹,目标在经纬高坐标下的轨迹见图 2。

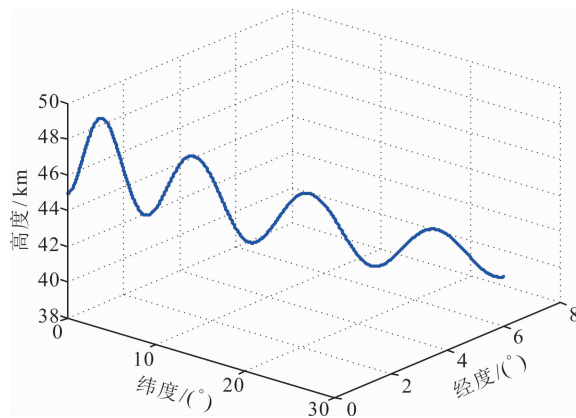


图 2 仿真轨迹

其横向做转弯机动。假设雷达跟踪采样时间为 0.1 s,距离量测标准差 $\sigma_r = 100$ m,方位角和俯仰角量测标准差均为 $\sigma_A = \sigma_E = 1 \times 10^{-3}$ rad。本文采用 3 种模型跟踪算法进行仿真对比,其中运动学模型中的 Singer 模型为模型 I,基于气动参数增广的经典动力学模型为模型 II^[12],本文建立的跟踪模型为模型 III。对仿真算例进行 100 次蒙特卡罗仿真,计算

状态的均方根误差(Root Mean Square Error, RMSE)。

3.2 不同模型跟踪算法仿真

图 3~4 分别给出了 3 种算法的位置和速度 RMSE 仿真结果。从图中可以看出,随着雷达观测距离的增加,3 种跟踪算法的位置和速度 RMSE 均在变大。模型 III 的位置和速度跟踪精度最优模型 II 次之,模型 I 较差。由图 4 可得,模型 II 的速度误差收敛较快,优于模型 I 和模型 III,这是由于模型 I 和模型 III 对目标加速度的变化不敏感,在滤波初始阶段需要一定时间适应加速度的变化。滤波收敛后,模型 III 的速度和位置滤波误差具有一定的起伏性,但位置滤波误差最高点在模型 II 附近,速度滤波误差最高点接近于模型 II,总的来看,模型 III 的位置和速度平均 RMSE 最小。

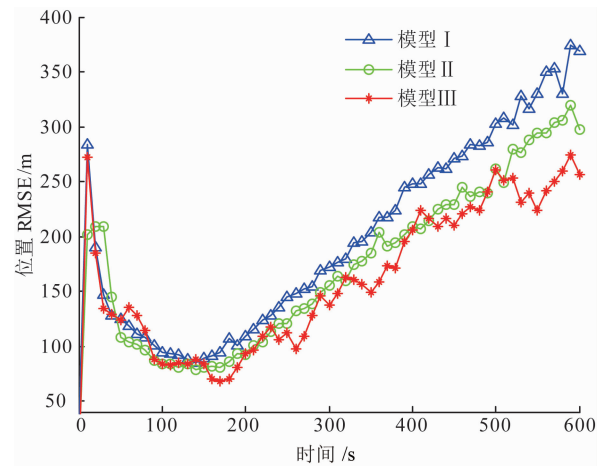


图 3 位置误差均方根

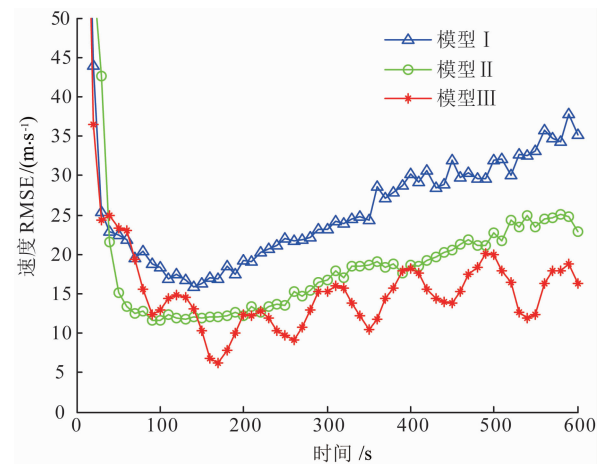


图 4 速度误差均方根

为了更好地比较算法性能,图 5 给出了气动加速度的滤波仿真图,其中模型 I 和模型 II 的气动加速度通过滤波结果间接计算得到。如图 5 所示,模型 I 和模型 II 气动加速度估计值与模型 III 比较其调整幅度相对较大,由于模型 III 采用了 Sine Wave 模

型,对阻力加速度和爬升力加速度匹配程度最好,其包络与真实值基本一致,具有一定延时性。模型 II 的气动加速度估计值优于模型 I,其加速度调整量相对模型 I 较小,收敛速度相对其他 2 个模型较快,这与图 4 中模型 II 的速度误差收敛较快相一致。

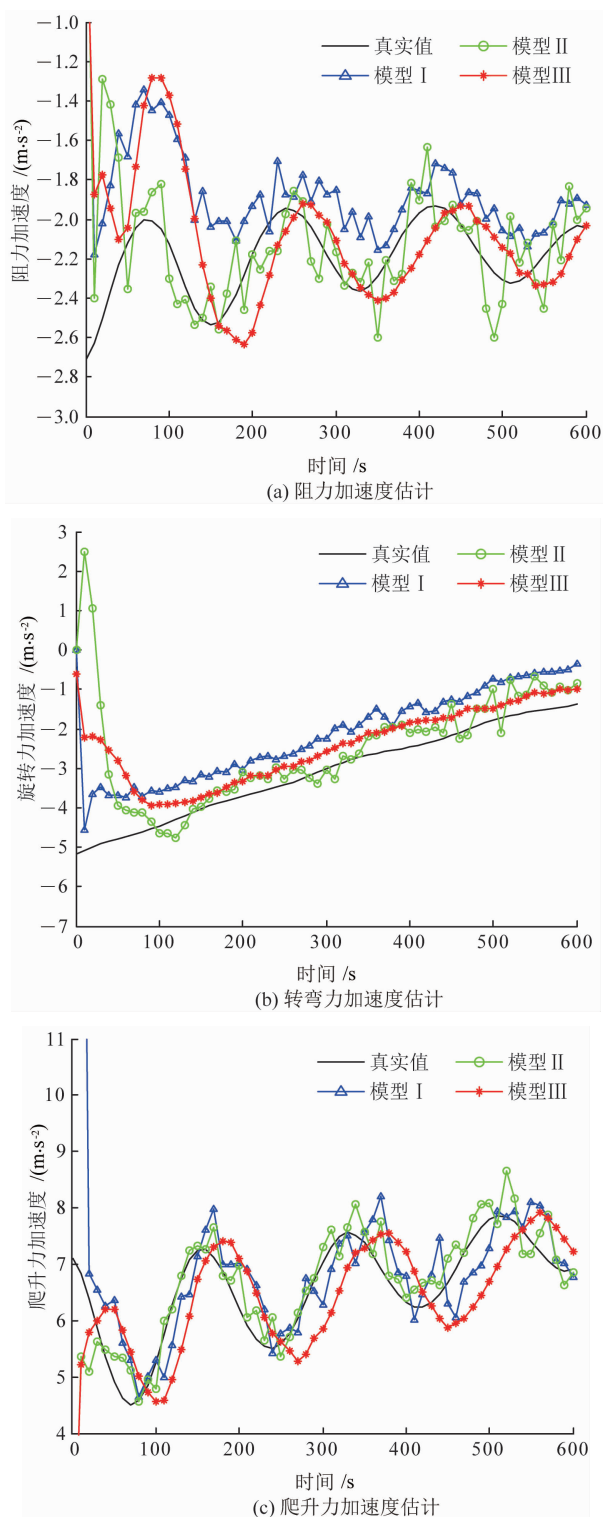


图5 气动加速度估计

综合可得,模型 III 的滤波效果最好,略优于模型 II,模型 I 滤波精度较差。

4 结语

本文对 HRGV 跳跃滑翔时横、纵向运动特性进行分析,在此基础上建立了一种新型跟踪模型。该模型对 HRGV 不同方向上的气动加速度进行合理建模,使之更加匹配目标真实气动加速度;采用一种状态滤波器和气动加速度滤波器分离估计的模型代替传统状态增广模型,并对动力学模型进行了简化,减小了计算复杂度。仿真表明本模型相对其他模型跟踪精度有一定提高,但还存在机动频率的设置等问题,下一步将对其在多模型中的应用进行研究。

参考文献(References):

- [1] PAUL L M, VINCENT L R, LUAT T N, et al. NASA Hypersonic Flight Demonstration Overview, Status, and Future Plans [J]. *Acta Astronautica*, 2004, 55(7):619-630.
- [2] ACTON J M. Hypersonic Boost-Glide Weapons [J]. *Science & Global Security*, 2015, 23(3):191-219.
- [3] 李凡, 熊家军, 张凯, 等. 临近空间高超声速目标跟踪动力学模型[J]. *宇航学报*, 2019, 40(3):266-276.
LI F, XIONG J J, ZHANG K, et al. Near Space Hypersonic Target Dynamics Tracking Model[J]. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(3):266-276. (in Chinese)
- [4] ZHANG B, Li Z, PERINA A, et al. Adaptive Local Movement Modeling for Robust Object Tracking[J]. *IEEE Transactions on Circuits & Systems for Video Technology*, 2017, 27(7):1515-1526.
- [5] FANASWALA M, KRISHNAMURTHY V. Spatio-temporal Trajectory Models for Metalevel Target Tracking[J]. *IEEE Aerospace & Electronic Systems Magazine*, 2015, 30(1):16-31.
- [6] VASUHI S, VAIDEHI V. Target Tracking Using Interactive Multiple Model for Wireless Sensor Network[J]. *Information Fusion*, 2016, 27(C):41-53.
- [7] LI X R, JILKOV V P. Survey of Maneuvering Target Tracking (Part V): Multiple-Model Methods [J]. *IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems*, 2005, 41(4):1255-1321.
- [8] 叶泽浩, 毕红葵, 谭贤四, 等. 改进的平方根 UKF 在再入滑翔目标跟踪中的应用[J]. *宇航学报*, 2019, 40(2):215-222.
YE Z H, BI H K, TAN X S, et al. Improved Square Root UKF Applying to Reentry Glide Target Tracking [J]. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(2):215-222. (in Chinese)
- [9] FARRELL W J. Interacting Multiple Model Filter for

- Tactical Ballistic Missile Tracking[J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems, 2008, 44(2):418-426.
- [10] 陈小庆, 侯中喜, 刘建霞. 高超声速滑翔飞行器弹道特性分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2011(2):5-9.
CHEN X Q, HOU Z X, LIU J X. Trajectory Characteristic of Hypersonic Gliding Vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2011(2):5-9. (in Chinese)
- [11] 秦雷, 李君龙, 周狄. 基于交互式多模型算法跟踪临近空间目标[J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36(7):1243-1249.
QIN L, LI J L, ZHOU D. Tracking for Near Space Target Based on IMM Algorithm[J]. Systems Engineering and Electronics, 2014, 36(7):1243-1249. (in Chinese)
- [12] 雍恩米, 钱炜祺, 何开锋. 基于雷达跟踪仿真的滑翔式再入弹道突防性能分析[J]. 宇航学报, 2012, 33(10):1370-1376.
YONG E M, QIAN W Q, HE K F. Penetration Ability Analysis for Glide Reentry Trajectory Based on Radar Tracking[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(10):1370-1376. (in Chinese)
- [13] 张凯, 熊家军, 韩春耀, 等. 一种基于气动力模型的高超声速滑翔目标跟踪算法[J]. 宇航学报, 2017, 38(2):123-130.
ZHANG K, XIONG J J, HAN C Y, et al. A Tracking Algorithm of Hypersonic Glide Reentry Vehicle via Aerodynamic Model[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(2):123-130. (in Chinese)
- [14] 李广华. 高超声速滑翔飞行器运动特性分析及弹道跟踪预报方法研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2016.
LI G H. Motion Characteristics Analysis and Trajectory Prediction for Hypersonic Glide Vehicles [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016. (in Chinese)
- [15] 王国宏, 李俊杰, 张翔宇, 等. 临近空间高超声速滑翔式机动目标的跟踪模型[J]. 航空学报, 2015, 36(7):2400-2410.
WANG G H, LI J J, ZHANG X Y, et al. A Tracking Model for Near Space Hypersonic Slippage Leap Maneuvering Target [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(7):2400-2410. (in Chinese)
- [16] 聂晓华, 张夫鸣, 徐一鸣, 等. NSHV 机动目标跟踪的自适应模型算法[J]. 系统工程与电子技术, 2016, 38(3):506-511.
NIE X H, ZHANG F M, XU Y M. Adaptive Model Algorithm for Maneuvering Target Tracking of NSHV [J]. Systems Engineering and Electronics, 2016, 38(3):506-511. (in Chinese)
- [17] 张凯, 熊家军, 付婷婷, 等. 基于耦合气动参数的 HGV 多模型估计[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(10):2156-2164.
ZHANG K, XIONG J J, FU T T, et al. Multi-model Estimation of HGV Based on Coupled Aerodynamic Parameters [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10):2156-2164. (in Chinese)
- [18] GHOSH S, MUKHOPADHYAY S. Tracking Reentry Ballistic Targets Using Acceleration and Jerk Models [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2011, 47(1):666-683.
- [19] 张裕禄, 毕红葵, 叶泽浩. 高超声速滑翔飞行器典型运动分析与模型设计[J]. 空军预警学院学报, 2019, 33(2):125-129.
ZHANG Y L, BI H K, YE Z H. Typical Motion Analysis and Model Design of Hypersonic Glide Vehicle [J]. Journal of Air Force Early Warning Academy, 2019, 33(2):125-129. (in Chinese)
- [20] 何友, 修建娟, 关欣, 等. 雷达数据处理与应用[M]. 3版. 北京:电子工业出版社, 2013:40-49.
HE Y, XIU J J, GUAN X, et al. Radar Data Processing with Applications[M]. 3rd ed. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2013:40-49. (in Chinese)

(编辑:徐敏)