

# 助推-滑翔无动力跳跃飞行器轨迹预测

王 路, 邢清华, 毛艺帆

(空军工程大学防空反导学院, 陕西西安, 710051)

**摘要** 针对助推-滑翔无动力跳跃飞行器再入拉起后升阻比大小较为稳定的特点, 设计了基于稳定升阻比的轨迹预测算法。首先对目标的弹道特性进行了分析, 鉴于其再入后特有的跳跃拉升现象, 将再入拉起时刻确定为轨迹预测算法的起始时刻; 其次, 根据防御方已知信息和未知信息对飞行器跳跃段运动方程进行了转化, 给出了转化后运动方程中未知参数的计算方法, 并设计了基于转化后运动方程的轨迹预测流程及算法; 最后对算法进行了仿真验证, 仿真结果表明所设计预测算法对助推-滑翔无动力跳跃飞行器再入拉起后的轨迹具有较好的预测能力。

**关键词** 助推-滑翔; 临近空间; 无动力跳跃; 轨迹预测; 升阻比

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2015.01.006

**中图分类号** V271; TP761.3 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2015)01-0024-04

## A Track Forecasting Algorithm of Boost-Glide Unpropulsive Skipping Vehicle

WANG Lu, XING Qing-hua, MAO Yi-fan

(Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

**Abstract:** A trajectory forecasting algorithm of boost-glide unpropulsive skipping vehicle is designed based on the fixed character of the vehicle's lift-drag ratio. Firstly, by analyzing the track characteristics of this kind vehicle, the reentry-uprising time is determined as the beginning time of this algorithm because of the vehicle's unique reentry-uprising phenomena. Secondly, through integrating the known information with the unknown information to the defense system, the changed movement equation and algorithm of the unknown parameter are given. Based on the changed movement equation, the track forecasting flow and algorithm are designed. Finally, the simulation is done and the result shows that the forecasting algorithm has a better ability to forecast the latter trajectory when the vehicle is uprising again.

**Key words:** boost-glide; near-space; un-propulsive skipping; trajectory forecasting; lift-drag ratio

近年来,随着临近空间高超声速飞行器的迅猛发展,来自空天的威胁日益增大,发展临近空间高超声速目标防御系统的需求也更为迫切。对高速运动目标的拦截一般基于轨迹预测技术采用预测命中点模式,如弹道导弹防御系统。但以“猎鹰 HTV-2 号高超声速飞行器”为代表的临近空间高超声速无动

力跳跃飞行器因其特有的高速跳跃飞行轨迹使得防御方难以对其轨迹进行预测,从而影响防御作战的方案制定、任务规划。可见研究临近空间助推-滑翔无动力跳跃飞行器轨迹预测算法具有重要的意义。

目前相关研究多集中在轨迹优化方面,文献[1~7]都是从进攻方考虑如何让飞行器利用其高升阻

收稿日期:2014-01-06

作者简介:王 路(1987—),男,陕西咸阳人,硕士生,主要从事防空作战建模与仿真研究.E-mail:408191081@qq.com

**引用格式:**王路,邢清华,毛艺帆. 助推-滑翔无动力跳跃飞行器轨迹预测[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2015,16(1):24-27. WANG Lu, XING Qinghua, MAO Yifan. A Track Forecasting Algorithm of Boost-Glide Unpropulsive Skipping Vehicle[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2015, 16(1): 24-27.

比外形设计,在姿态控制系统的控制下,在动压、过载、攻角、终端等约束下形成最优轨迹;而研究如何对此类目标进行拦截的文献较少,如文献[8]研究了高动态临近空间飞行器拦截系统的响应速度、作用空域、弹道形式,提出了应对临近空间飞行器的各种拦截策略。文献[9]根据临近空间高超声速目标对防御系统预警能力时间性、高速机动目标精确探测、拦截弹机动过载和高精度制导控制等要求,阐述了预警探测系统、指挥控制系统和拦截武器系统可采取的措施。助推-滑翔无动力跳跃飞行器轨迹预测方面尚未见公开文献,本文对此进行了深入研究。

### 1 轨迹预测起始时刻的确定

助推-滑翔无动力跳跃式飞行器是在现有洲际弹道导弹技术基础上的进一步改进,根据其飞行特点将其飞行轨迹分为 5 段,见图 1。首先采用火箭助推至一定高度,然后沿椭圆轨道经自由飞行段后再入大气层,再入后,依靠其特有的高升阻比外形设计以及姿态控制系统对飞行器攻角的连续控制,实现飞行器的远距离滑翔,以增大射程和提高突防能力,飞行器靠近目标达到一定距离时,进入末段下压段,飞行器采用自寻的制导以提高命中精度。

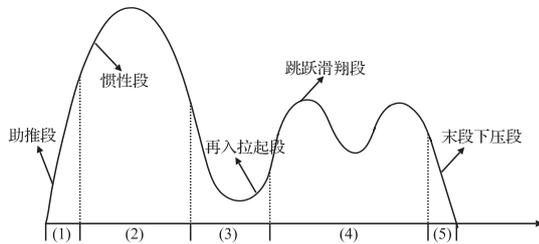


图 1 助推-滑翔无动力跳跃飞行器轨迹分段示意图  
Fig.1 Boost-glide unpropulsive skipping vehicle track

图 2 示意了不同种类的弹道。可以看出再入拉起段和跳跃滑翔段是助推-跳跃式滑翔弹道与其他弹道的主要区别,当通过目标速度方向判断出目标拉升后,即可确定目标为助推-滑翔无动力跳跃式飞行器,此后便可进入轨迹预测阶段,由此可见,轨迹预测的起始时刻为目标拉起时刻。

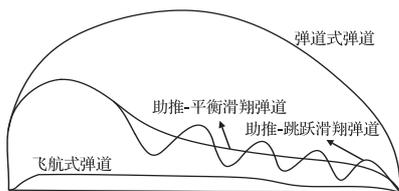


图 2 不同种类弹道区别示意图  
Fig.2 Different kinds of trajectory

## 2 跳跃段运动方程的转化

### 2.1 跳跃段运动方程

为研究轨迹预测算法,作如下假设:考虑地球为非旋转均质圆球,飞行器侧滑角为  $0^\circ$ ,则飞行器在理想条件下的再入段运动将不存在垂直射面的侧力,因而整个再入段运动为一平面运动。根据假设,建立原点在再入点  $e$  的发射坐标系,  $e-x'y'$ ,  $e-x'y'$  平面为地心至目标连线方向与速度  $V$  所决定的平面,  $e'y'$  轴由地心指向目标方向,  $e'x'$  轴垂直于  $e'y'$  轴,指向运动方向为正,见图 3。

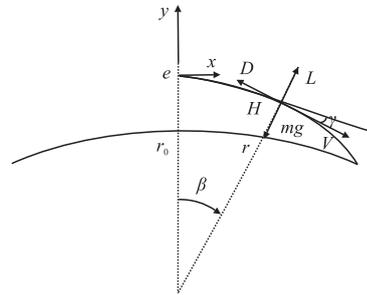


图 3 坐标系定义

Fig.3 The coordinate definition

飞行器质心运动方程如下:

$$\begin{cases} dr/dt = V \sin \gamma \\ dV/dt = -D/m - g \sin \gamma \\ d\gamma/dt = L/mV + (V^2/r - g) \cos \gamma / V \\ d\beta/dt = V \cos \gamma / r \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $\gamma$ 、 $\beta$ 、 $\rho$ 、 $g$ 、 $D$ 、 $L$ 、 $m$ 、 $r$  分别为当地速度倾角、射程角、大气密度、重力加速度、阻力、升力、飞行器质量及飞行器至地心距离。 $\rho$ 、 $g$ 、 $D$ 、 $L$  可计算为:

$$\begin{aligned} \rho &= \rho_0 e^{(-r/H)} & ; & & g &= g_0 (r_0/r)^2 \\ D &= C_D \rho S V^2 / 2 & ; & & L &= C_L \rho S V^2 / 2 \end{aligned} \quad (2)$$

式中:  $\rho_0$  为海平面大气密度;  $H$  为常量;  $g_0$  为引力常数;  $C_D$  为阻力系数;  $C_L$  为升力系数;  $S$  为气动参考面积;  $r_0$  为地球半径。在高超声速条件下,  $C_L$ 、 $C_D$  可近似表示为攻角的函数<sup>[10]</sup>,  $C_L = C_L^a \alpha$ ,  $C_D = C_{D0} + C_D^a \alpha^2$ ,  $\alpha$  为攻角。

### 2.2 跳跃段运动方程的转化

通过飞行器跳跃阶段运动方程可知,如果要生成飞行器轨迹,输入参数有初始高度、初始速度、初始速度倾角、地球半径、重力加速度模型、大气密度模型、气动参考面积、飞行器质量、升力系数以及阻力系数。其中已知量为初始高度、初始速度、初始速度倾角、地球半径、重力加速度模型、大气密度模型。未知量为气动参考面积、飞行器质量、升力系数以及

阻力系数,这里将未知量整合,令:

$$\begin{cases} x_1 = SC_D/m \\ x_2 = SC_L/m \end{cases} \quad (3)$$

则式(1)转化为:

$$\begin{cases} dr/dt = V \sin \gamma \\ dV/dt = -x_1 \rho V^2/2 - g \sin \gamma \\ d\gamma/dt = x_2 \rho V/2 + (V^2/r - g) \cos \gamma/2 \\ d\beta/dt = V \cos \gamma/r \end{cases} \quad (4)$$

转化后的运动方程表明,只要能够给出未知参量  $x_1$  及  $x_2$  的计算公式,就可以利用转化后的运动方程,利用递推算法预测飞行器未来轨迹。

### 3 基于转化后跳跃段运动方程的轨迹预测算法

通过分析发现,已知当前时刻目标状态的情况下,目标当前时刻的攻角、升阻比都可以求得,如果知道下一个时刻的目标攻角,就能够根据当前目标攻角计算下一时刻  $x_1$  及  $x_2$ ,完成  $x_1$  及  $x_2$  的更新。由于高超声速再入飞行器的防热问题很重要,其再入初始阶段一般采用大攻角飞行,才能满足热流约束,而后减小攻角,并以最大升阻比飞行,以增大航程<sup>[2]</sup>,由于可以求得当前时刻的升阻比,所以本文考虑对升阻比的变化进行跟踪,当升阻比稳定后,就可以根据下一时刻速度和稳定升阻比的大小反求出目标攻角大小,进而计算出下一时刻  $x_1$  及  $x_2$ 。

算法流程见图4。如果升阻比达到稳定,根据转化后的运动方程以及当前时刻的目标状态推出下一时刻目标状态,反推下一时刻的目标攻角,用  $\alpha[E, v]$  表示,  $\alpha[E, v]$  的计算方法可以依据文献<sup>[11]</sup>通过样条插值得到的气动系数以及拟合函数得到。

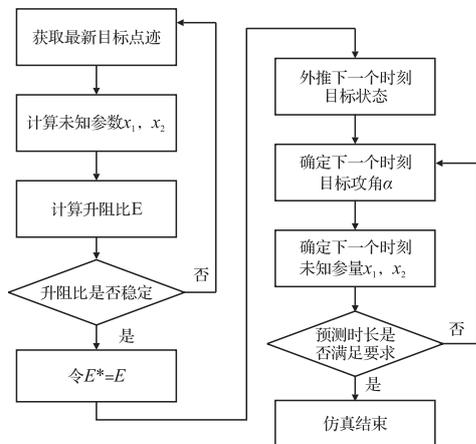


图4 轨迹预测算法流程图

Fig.4 The flow chart of the track forecasting algorithm

假设已经确定目标为助推-滑翔无动力跳跃飞

行器,已知  $t_i$  时刻的目标状态为  $(v[t_i], \gamma[t_i], r[t_i], \beta[t_i], t_i)$ ,  $i = 1, 2, \dots, n$ ,  $i = 1$  表示确定目标为助推-滑翔无动力跳跃飞行器后探测到的第一个点,  $i = n$  表示获得的最新目标点,其中  $v[t_i]$ 、 $\gamma[t_i]$ 、 $r[t_i]$ 、 $\beta[t_i]$  分别表示  $t_i$  时刻目标的速度大小,速度倾角、高度、射程角。令  $i = 1$ ,流程图中各模块算法步骤如下:

1)计算未知参量  $x_1$  及  $x_2$ 。

$$\Delta v = v[t_{i+1}] - v[t_i] \quad (5)$$

$$x_1 = \frac{2(\Delta v + g[t_i] \sin \gamma[t_i])}{-\rho[t_i] v[t_i]^2} \quad (6)$$

$$\Delta \gamma = \gamma[t_{i+1}] - \gamma[t_i] \quad (7)$$

$$x_2 = \frac{2(\Delta \gamma - \frac{(v[t_i]^2 - g[t_i] r[t_i])}{v[t_i] r[t_i]}) \cos \gamma[t_i]}{\rho[t_i] v[t_i]} \quad (8)$$

2)计算升阻比  $E[t_i]$ 。

$$E[t_i] = \frac{x_2}{x_1} \quad (9)$$

3)计算下一时刻目标攻角  $\alpha[E, v[t_{i+1}]]$ 。

气动参数采用美国波音公司1998年设计的带控制翼的锥体再入机动飞行器CAV相关参数拟合得到。通过样条插值得到的气动系数计算出攻角  $\alpha[E, v]$ 。

4)计算下一时刻未知参量  $x_1$  及  $x_2$ 。

①  $x_1$  的更新:

$$x_1 = x_1 \frac{C_D(\alpha[t_{i+1}], v[t_{i+1}])}{C_D(\alpha[t_i], v[t_i])} \quad (10)$$

②  $x_2$  的更新:

$$x_2 = x_2 \frac{C_L(\alpha[t_{i+1}], v[t_{i+1}])}{C_L(\alpha[t_i], v[t_i])} \quad (11)$$

式中:  $C_L(\alpha[t_i], v[t_i])$ 、 $C_D(\alpha[t_i], v[t_i])$  为根据  $v[t_i]$  和  $\alpha[t_i]$  的大小查得的升力系数和阻力系数大小,  $\rho[t_i]$  为  $t_i$  时刻该目标所处位置的空气密度;  $g[t_i]$  为  $t_i$  时刻该目标所处位置的重力加速度。

根据公式(4)可以外推下一时刻目标状态。

### 4 算法仿真

图5为轨迹预测算法仿真示意图。图中\*线型轨迹部分和o线型轨迹部分表示雷达探测到的目标轨迹,直线轨迹表示预测到的目标轨迹。通过观察目标航迹(\*线型),当目标出现拉升后判断该目标为助推-滑翔无动力跳跃飞行器,开始进行跟踪目标的升阻比变化曲线(o线型),o线型部分表示升阻比不稳定阶段,o线型航迹的末端表示已经得到稳定的最大升阻比,至此可以预测后续的目标轨迹,预测的轨迹为直线部分。

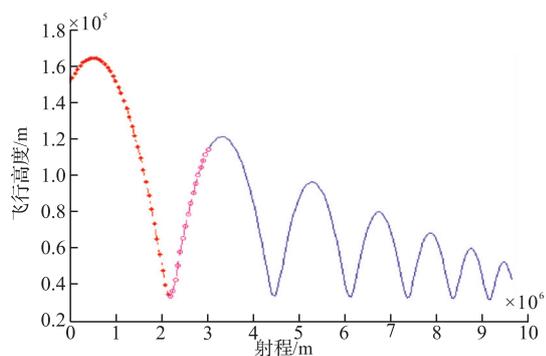


图 5 迹预测算法仿真示意图

Fig.5 The simulation sketch map of the track forecasting algorithm

通过仿真可以发现,该轨迹预测算法对助推-滑翔无动力跳跃飞行器具有一定的轨迹预测能力,目前已在“地基反助推-滑翔无动力跳跃飞行器指挥决策问题研究”中得到应用。

## 5 结语

本文给出了助推-滑翔无动力跳跃飞行器轨迹预测流程、方法,通过仿真验证了算法的合理性,为后续深入研究更复杂运动情况下助推-滑翔无动力跳跃飞行器弹道预测问题提供了方法和思路,为反助推-滑翔无动力跳跃飞行器的方案制定、任务规划提供了技术支撑。

### 参考文献(References):

- [1] 王鹤,杨军. 助推-滑翔式飞行器弹道优化仿真研究[J]. 计算机仿真,2012,29(7):117-119.  
WANG He, YANG Jun. Optimal Trajectory for Boost-glide Vehicle [J]. Computer Simulation, 2012, 29(7):117-119. (in Chinese)
- [2] 李柯,聂万胜,冯必鸣. 助推-滑翔飞行器弹道分段优化研究[J]. 指挥控制与仿真,2012,34(5):21-25.  
LI Ke, NIE Wansheng, FENG Biming. Research on Multi-Phase Trajectory Optimization for Boost-Glide Vehicle [J]. Command Control & Simulation, 2012, 34(5):21-25. (in Chinese)
- [3] 赵欣,闫循良,张金生,等. 助推-滑翔导弹再入弹道快速优化[J]. 固体火箭技术,2012,35(4):427-433  
ZHAO Xin, YAN Xunliang, ZHANG Jinsheng, et al. Rapid Re-Entry trajectory Optimization for Boost-Glide Missile[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(4):427-433. (in Chinese)
- [4] 雍恩米,唐国金,陈磊. 基于 Gauss 伪普方法的高超声速飞行器再入轨迹快速优化[J]. 宇航学报,2008,29(6):1766-1771  
YONG Enmi, TANG Guojin, CHEN Lei. Rapid Traj-

- jectory Optimization for Hypersonic Reentry Vehicle via Gauss Pseudospectral Method[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29 (6):1766-1771. (in Chinese)
- [5] Betts J T. Survey of Numerical Methods for Trajectory Optimization [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1998, 21 (2):193-207
- [6] Gergaud J, Haberkorn. Orbital Transfer: Some Links Between the Low Thrust and the Impulse Cases[J]. Acta Astronautica, 2007, 60:649-657.
- [7] KIM BERLY A C. Performance Optimization Study of A Common Aero Vehicle Using A Legendre Pseudospectral Method [D]. Massachusetts, USA: Aeronautics and Astronautics Dept of MIT, 2003.
- [8] 呼卫军,周军. 临近空间飞行器拦截策略与拦截武器能力分析[J]. 现代防御技术, 2012, 40(1):11-15.  
HU Weijun, ZHOU Jun. Analysis of the Interception Strategy of the Near Space Vehicle and Capability of the Interception Weapon[J]. Modern Defence Technology, 2012, 40(1):11-15. (in Chinese)
- [9] 张晓岚,张云,王海涛,等. 临近空间高超声速目标及其防御[J]. 上海航天, 2013, 30(1):48-52.  
ZHANG Xiaolan, ZHANG Yun, WANG Hatao, et al. Strategy Analysis of Anti-Nearspace Hypersonic Objective[J]. Shanghai Aerospace, 2013, 30(1):48-52. (in Chinese)
- [10] 贾沛然,陈克俊,何力. 远程火箭弹道学[M]. 长沙:国防科技大学出版社, 1993.  
JIA Peiran, CHEN Kejun, HE Li. Long-Distance Missile Ballistics[J]. Changsha: National Defense University Press, 1993. (in Chinese)
- [11] 杨峰. 弹道-滑翔导弹无动力段弹道优化与在线目标重瞄技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2011.  
YANG Feng. Study of Ballistic-Glide Missile Reentry Trajectory Optimization and Online Re-Aiming Technology [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011. (in Chinese)

(编辑:徐敏)