

多约束下的高超声速飞行器三维非线性自适应末制导律*

彭双春, 朱建文, 汤国建, 陈克俊

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:面向多约束下高超声速飞行器末制导过程中的通道耦合、参数扰动、模型失配等突出问题,设计一种适于高超声速飞行器的三维非线性自适应末制导律。为了模型描述的完整性和简洁性,引入视线旋量和旋量速度的概念,并基于此建立三维制导参考模型和实际系统的表达式;为了保证制导律的鲁棒性和自适应性,基于自适应控制理论,设计一种三维非线性自适应制导律;通过数学推导证明了该制导律的稳定性。该制导律能够从理论上克服高超声速飞行器末制导面临的通道耦合、参数扰动、模型失配等突出问题,满足多约束制导要求。仿真结果验证了所设计制导律的有效性。

关键词:高超声速飞行器;自适应末制导律;多约束;通道耦合;参数扰动;模型失配

中图分类号:V448 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2016)06-104-07

Three-dimensional nonlinear adaptive terminal guidance law for hypersonic vehicle with multi-constraint

PENG Shuangchun, ZHU Jianwen, TANG Guojian, CHEN Kejun

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Aiming at the multi-constraint terminal guidance of hypersonic vehicle, a novel 3D (three-dimensional) nonlinear adaptive terminal guidance law was proposed to resolve the problems of channel coupling, parameter perturbation and model mismatching. For the integrality and concision in model description, a 3D guidance reference model and its corresponding practical guidance system were both constructed on the basis of the concepts about line-of-sight twist and its rate. In order to guarantee the robustness and adaption, a 3D nonlinear adaptive guidance law was deduced on the basis of the adaptive control theory. The stability of this guidance law was proved through mathematical deduction. With this novel guidance law, the channel coupling, parameter perturbation and model mismatching problems were avoided and the multi-constraint of terminal guidance was satisfied as well. The validity of this guidance law was also validated through simulation experiments.

Key words: hypersonic vehicle; adaptive terminal guidance law; multi-constraint; channel coupling; parameter perturbation; model mismatching

在传统制导律设计框架下,一般假设姿控系统使得飞行器稳定,视线的俯仰和偏航通道相互解耦,而忽略通道耦合对制导律设计的影响^[1-4]。对于传统飞行器,由于飞行速度较慢、机动范围较小,这种设计方法能够取得较好的制导效果。而对于高超声速飞行器,由于其在末制导过程中,采用倾斜转弯(Bank To Turn, BTT)控制方式高速、大空域机动飞行,通道间的耦合非常严重,因此需要构建包含通道耦合信息的制导模型来弥补这种假设的不合理性。同时,在高超声速飞行器末制导的过程中,其制导控制系统不可避免地会受到风、温度、气流变化等外界因素的干扰和空气气动力变化的影响;导引头/惯导的测量信息、估计信号存在偏差和噪声,信号传输过程中也有噪声影

响。因此,有必要在构建包含通道耦合的制导模型基础上,设计具有较强鲁棒性的制导算法。更进一步,高超声速飞行器末制导过程速度变化剧烈,大气、气动、风、热特性复杂,因此,实际制导系统存在较大不确定性、较强非线性和较快时变性。而为了描述问题方便,往往将制导模型和约束条件进行简化,但这种简化会带来参考制导模型与实际制导系统不一致的问题,即模型失配的问题^[5]。此外,为了满足高超声速飞行器的“点穴式”打击需求,末制导还需要满足多约束要求,即在满足攻角、倾侧角、过载等约束的前提下,飞行器除要求能够被精确导引至目标点外,还要求满足落角、入射方位角等约束条件。因此,高超声速飞行器的末制导问题是一个复杂非线性、快时变

* 收稿日期:2015-06-01

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61304229);中国博士后科学基金资助项目(2013M542562)

作者简介:彭双春(1979—),男,湖南宁乡人,工程师,博士,E-mail:pengshuangchun@sohu.com

系统的控制问题,需要针对多约束制导要求,综合考虑通道耦合、参数扰动、模型失配等问题,设计相应的制导律,从而保证制导的鲁棒性和高精度。

针对多约束条件下的通道耦合问题,为了保证制导信息的完整性,有些学者基于李群^[6]、微分几何^[7]、球面几何^[8]、微分平坦^[9]、矢量描述^[10]等非线性方法进行了制导模型的构建。针对参数扰动问题,考虑到变结构控制方法对外部干扰和参数摄动具有较强的鲁棒性,因此利用变结构控制研究末制导律的鲁棒性问题是一种较常见的方法。Brierley等^[11]基于变结构控制理论研究了空空导弹进行目标拦截时的制导律设计问题。Zhou等基于最优制导律和变结构理论构建二维平面线性制导模型,取得了一系列研究成果^[12-14]。余文学^[15]、孙未蒙^[16]、郭建国^[17]等针对导弹制导的三维模型,设计了三维变结构制导律。Kim等针对导弹制导的落角约束要求,基于变结构理论设计了几种带落角约束的平面制导律^[18]。Lin等将模糊变结构控制引入制导律设计过程,提出了一种自适应模糊滑模制导律^[19]。Bahrami等针对有脉冲推力机动飞行器制导问题,提出了一种最优滑模制导律^[20]。Li等基于神经网络理论,设计了一种适于拦截器的鲁棒滑模制导律^[21]。针对模型失配问题,模型参考控制系统适合于消除结构扰动和模型失配对控制系统特性的作用,在控制工程上逐渐得到推广应用,在制导方面的应用研究也有一些成果。单永正等^[22]针对月球探测器软着陆时末端的垂直下落问题,基于模型参考跟踪控制的方法设计了一种参考轨迹跟踪控制方案。邹昕光等^[23]基于三角拦截制导策略,利用自适应滑模变结构控制理论设计了主动防御自适应制导律。以上方法为本文研究提供了较好的借鉴,但这些方法往往是面向特定对象或特定应用背景而设计的,难以直接应用于高超声速飞行器末制导系统。

1 参考模型与实际系统

1.1 视线旋量与旋量速度

为模型描述的完整性和简洁性,引入视线旋量与旋量速度的定义。如图1所示,目标 T 固定于目标坐标系 $O-xyz$ 的原点 O ,飞行器质心位置为 M ,速度为 v , M' 为飞行器质心 M 在水平面 xOz 上的投影, q_d 和 q_t 分别为视线高低角和视线方位角, e_d 和 e_t 分别为垂直于 q_d 和 q_t 所在平面的单位矢量,方向分别由 q_d 和 q_t 的符号确定,图示为

q_d 和 q_t 均为正的情况。

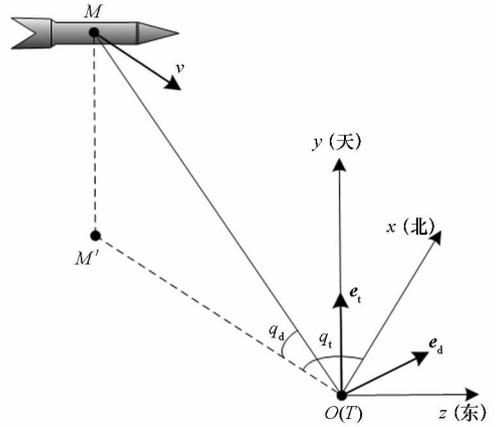


图1 制导模型示意图

Fig.1 Sketch map of guidance model

定义视线旋量为:

$$\sigma \triangleq q_d e_d + q_t e_t \quad (1)$$

定义视线旋量速度为视线旋量的导数,记为 $\tilde{\omega}$,则:

$$\tilde{\omega} \triangleq \dot{\sigma} \quad (2)$$

从定义可以看出:视线旋量和视线旋量速度具有明确的物理意义,其三维矢量描述形式将降低制导模型构建的复杂度,便于描述飞行器制导的三维运动过程。

1.2 视线旋量参考模型

对式(2)求导,并结合式(1)可得视线旋量速度变化模型为:

$$\dot{\tilde{\omega}} = \ddot{q}_d e_d + \ddot{q}_t e_t + 2\dot{q}_d \dot{e}_d + q_d \ddot{e}_d \quad (3)$$

根据文献[1],易知:

$$\ddot{q}_d = \left(\frac{\dot{v}}{v} - \frac{2\dot{r}}{r} \right) \dot{q}_d - \frac{\dot{r}}{r} \dot{\theta}_d \quad (4)$$

$$\ddot{q}_t = \left(\frac{\dot{v}_1}{v_1} - \frac{2\dot{r}_1}{r_1} \right) \dot{q}_t - \frac{\dot{r}_1}{r_1} \dot{\theta}_{t1} \quad (5)$$

其中: θ_d 和 θ_t 分别为速度矢量在俯冲平面和转弯平面内的方向角; r 为飞行器-目标视线距;设 r_1 , v_1 , θ_{t1} 分别为转弯平面内参数 r , v , θ_t 在水平面内的投影分量。注意到 $r_1 = r \cos q_d$, $v_1 = v \cos \theta_d$,则有:

$$\frac{\dot{r}_1}{r_1} = \frac{\dot{r}}{r} - \dot{q}_d \tan q_d \quad (6)$$

$$\frac{\dot{v}_1}{v_1} = \frac{\dot{v}}{v} - \dot{\theta}_d \tan \theta_d \quad (7)$$

将式(6)、式(7)代入式(5),可得:

$$\ddot{q}_t = \left[\left(\frac{\dot{v}}{v} - \dot{\theta}_d \tan \theta_d \right) - 2 \left(\frac{\dot{r}}{r} - \dot{q}_d \tan q_d \right) \right] \dot{q}_t - \left(\frac{\dot{r}}{r} - \dot{q}_d \tan q_d \right) \dot{\theta}_{t1} \quad (8)$$

从图 1 可以看出,单位矢量 e_d 始终保持在水平平面 xOz 内,其转动角速率与 q_t 变化严格一致,故:

$$\dot{e}_d = \omega_{e_d} \times e_d = \dot{q}_t e_t \times e_d \quad (9)$$

令 $e_c \triangleq e_t \times e_d$, 则有:

$$\dot{e}_d = \dot{q}_t e_c \quad (10)$$

对式(10)两边求导,并注意到 $\dot{e}_c = -\dot{q}_t e_d$, 从而:

$$\ddot{e}_d = \ddot{q}_t e_c - \dot{q}_t^2 e_d \quad (11)$$

将式(4)、式(8)、式(10)、式(11)代入式(3)并整理得:

$$\dot{\tilde{\omega}} = \left(\frac{\dot{v}}{v} - \frac{2\dot{r}}{r} \right) \tilde{\omega} - \frac{\dot{r}}{r} u + \Omega \quad (12)$$

其中

$$u \triangleq \left[\left(1 - \frac{r}{\dot{r}} \dot{q}_d \tan q_d \right) \dot{\theta}_{t_1} + \left(\frac{r}{\dot{r}} \dot{q}_t \tan \theta_d \right) \dot{\theta}_{t_1} \right] e_t + \left[\left(\frac{r}{\dot{r}} \dot{q}_t \tan \theta_d \right) \dot{\theta}_d + \left(1 - \frac{r}{\dot{r}} \dot{q}_d \tan q_d \right) \dot{q}_d \right] q_d e_c + \dot{\theta}_d e_d \quad (13)$$

$$\Omega \triangleq 2\dot{q}_d \dot{q}_t e_c - q_d \dot{q}_t^2 e_d + 2\dot{q}_d \dot{q}_t \tan q_d e_t + 2\dot{q}_d \dot{q}_t q_d \tan q_d e_c \quad (14)$$

通常情况下, $\dot{v}/v \approx 0$, 同时为了模型求解的方便,引入伪控制变量:

$$\tilde{u} \triangleq u - \frac{r}{\dot{r}} \Omega \quad (15)$$

因而式(12)可转化为:

$$\dot{\tilde{\omega}} = -2 \frac{\dot{r}}{r} \tilde{\omega} - \frac{\dot{r}}{r} \tilde{u} \quad (16)$$

结合式(2), 可得飞行器制导的视线旋量参考模型为:

$$\begin{cases} \dot{\sigma} = \tilde{\omega} \\ \dot{\tilde{\omega}} = -2 \frac{\dot{r}}{r} \tilde{\omega} - \frac{\dot{r}}{r} \tilde{u} \end{cases} \quad (17)$$

考虑多约束制导要求,式(17)可写成:

$$\dot{x}_m = A_m x_m + B_m \tilde{u}_m \quad (18)$$

式中,

$$x_m = [\sigma + \sigma_f \quad \tilde{\omega}]^T, A_m = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_3 \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & -2 \frac{\dot{r}}{r} I_3 \end{bmatrix}, B_m =$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & -\frac{\dot{r}}{r} I_3 \end{bmatrix}^T, \sigma_f \text{ 为终端制导角度要求。}$$

式(18)即为飞行器三维制导参考模型,从式(18)可以看出,该模型结构形式简单,这说明旋量方法对于描述三维制导模型是具有优势的。该模型在表现形式上虽然是线性形式,但由于耦合量包含于伪控制变量之中,因此,该模型实质是一种非线性模型。

1.3 实际系统

高超声速飞行器制导控制系统不可避免地会

受到各种扰动的影响,参考模型与实际系统之间存在差别,因而实际制导系统可以表达为:

$$\dot{x}_p = A_p x_p + B_p u_p + B_p w_p + \eta_p \quad (19)$$

式中, $A_p = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_3 \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \left(\frac{\dot{v}}{v} - \frac{2\dot{r}}{r} \right) I_3 \end{bmatrix}$, $B_p = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & -\frac{\dot{r}}{r} I_3 \end{bmatrix}^T$, w_p 为未建模动态和外界干扰项, η_p 关于系统状态和时间的模型偏差函数。在此假定 w_p, η_p 均为有界函数。

2 自适应制导律设计

2.1 问题分析

考虑参考模型与实际系统的状态偏差:

$$e = x_m - x_p \quad (20)$$

模型参考自适应控制问题的实质是设计合适的控制量 u_p , 使得参考模型与实际系统的状态偏差收敛至零,即:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e = \mathbf{0} \quad (21)$$

从而实现参考模型对实际系统的完全跟随。

2.2 制导律设计过程

为了保证制导律的鲁棒性和自适应性,设计制导律的形式如下:

$$u_p = K_m x_m + K_u \tilde{u}_m + K_p x_p + f(e) \quad (22)$$

式中, $K_m x_m$ 为参考模型状态的反馈控制量, $K_u \tilde{u}_m$ 为参考模型输入的反馈控制量, $K_p x_p$ 为实际系统状态的反馈控制量, $f(e)$ 为针对状态偏差控制的自适应调节量,其结构形式如图 2 所示。

为了确定自适应控制量,对式(20)求导并整理得:

$$\begin{aligned} \dot{e} = & (A_m - B_p K_m) e + \\ & (A_m - B_p K_m - A_p - B_p K_p) x_p + \\ & (B_m - B_p K_u) \tilde{u}_m - \\ & [B_p f(e) + B_p w_p + \eta] \end{aligned} \quad (23)$$

为了保证式(21)成立,同时完成三维非线性自适应制导律的设计,可采用如下的参数设计策略:

- 1) 设计 K_m, K_p , 使得 $A_m - B_p K_m$ 负定或半负定, $A_m - B_p K_m - A_p - B_p K_p = \mathbf{0}$;
- 2) 设计 K_u , 使得 $B_m - B_p K_u = \mathbf{0}$;
- 3) 设计 $f(e) = \frac{\kappa}{\|e^T B_p\|} \text{sgn}(e^T B_p)$, 其中 κ 是与 $e^T (B_p w_p + \eta)$ 同维度的矩阵,且每一个元素均取为 $\max[e^T (B_p w_p + \eta)] + \xi, \xi$ 为小的正常量;
- 4) 多约束条件下的伪最优参考输入控制律

\bar{u}_m 可参照文献[1]进行设计,即

$$\bar{u}_m = -4\dot{\omega} + \frac{2\dot{r}}{r}(\sigma + \sigma_f) \quad (24)$$

综上,从而完成三维非线性自适应制导律的设计。

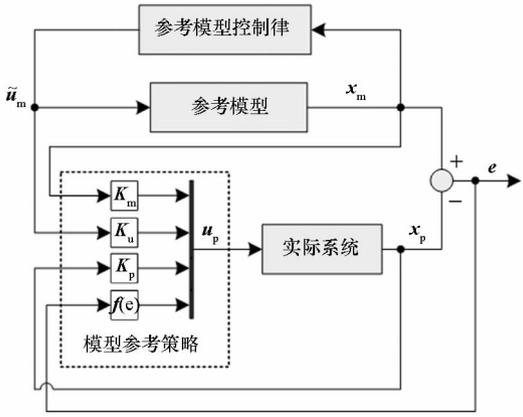


图2 自适应制导律结构图

Fig.2 Sketch map of adaptive guidance law

2.3 稳定性证明

基于李亚普洛夫稳定性定理,令:

$$V = \frac{1}{2} e^T e \quad (25)$$

则

$$\begin{aligned} \dot{V} &= e^T \dot{e} \\ &= e^T (A_m - B_p K_m) e - \\ &\quad e^T \left[B_p \frac{\kappa}{\|e^T B_p\|} \text{sgn}(e^T B_p) + B_p w_p + \eta \right] \end{aligned}$$

显然,当 $e \neq 0$ 时, $\dot{V} < 0$, 从而系统稳定。

3 实验仿真

3.1 参数设置

根据2.2节的参数设置策略,设计制导参数 K_m, K_p, K_u 如下:

$$\begin{aligned} K_m &= [I_3 \quad I_3] \\ K_p &= \left[-I_3 \quad \left(\frac{r\dot{v}}{rv} - 1 \right) I_3 \right] \\ K_u &= I_3 \end{aligned}$$

以BTT-180型飞行器为对象进行验证实验,飞行器质量为1000 kg,攻角范围取 $[-5^\circ, 20^\circ]$,攻角变化率小于 $5^\circ/\text{s}$,倾侧角变化率小于 $20^\circ/\text{s}$ 。为了验证制导方法在多约束制导要求下对模型失配、参数扰动条件的鲁棒性,假设飞行器起始位置为 $(0^\circ, 0^\circ, 40 \text{ km})$ (经,纬,高),攻击目标位于山谷中,位置为 $(1^\circ, 1^\circ, 0 \text{ km})$,依靠山峰作为天然屏障。为了对目标实施有效攻击,需要

避开山峰的障碍,通过设置合适的入射方位角来降低对弹道落角的要求。设预定入射方位角为 -30° ,预定落角为 -60° 。在气动模型、大气模型、制导模型等基本模型的基础上,引入模型偏差量,对应的偏差参数设置如表1所示。

表1 偏差参数设置(3σ)
Tab.1 Deviation parameters (3σ)

基本模型	偏差量	数值
气动模型	升力系数偏差/%	20
	阻力系数偏差/%	20
大气模型	大气密度偏差/%	20
	高低角偏差/(°)	0.5
制导模型	方位角偏差/(°)	0.5
	高低角速率偏差/(°)/s	0.05
	方位角速率偏差/(°)/s	0.05

3.2 单项极限偏差仿真

图3~8为单项偏差在极限情况下的典型弹道仿真结果(其他图的图例同图4的一样),从图3所示的三维弹道曲线簇和图4所示的局部放大图可以看出:飞行弹道平稳光滑,飞行器能够合理避开山峰障碍,对山谷中目标实施“点穴式”打击。从图5和图6可以看出:攻角、倾侧角指令变化平稳,制导指令大小在预定范围内,因而能够保证制导系统的控制稳定性。从图7和图8可以看出:在单项极限偏差条件下,飞行弹道能够精准地调整到期望的入射方位角和落角,因而能够满足高超声速飞行器多约束情况下的对敌高价值目标的精确打击需求。

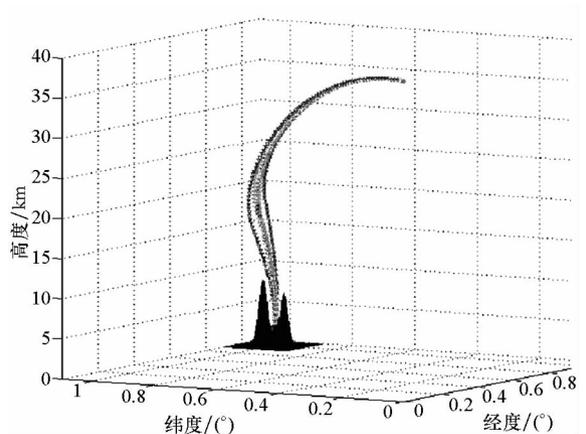


图3 单项极限偏差下的三维弹道曲线簇

Fig.3 3D trajectories corresponding to the single maximal parameter deviation

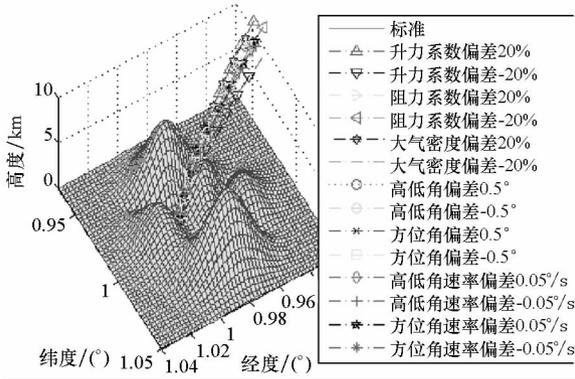


图 4 三维弹道曲线局部放大图

Fig. 4 Local enlarged view of the 3D trajectories

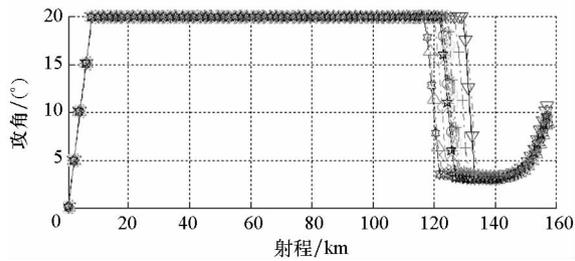


图 5 攻角指令/射程曲线

Fig. 5 Curves of attack angle instruction vs. range

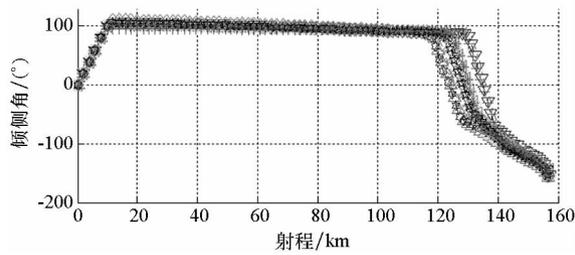


图 6 倾侧角指令/射程曲线

Fig. 6 Curves of bank angle instructions vs. range

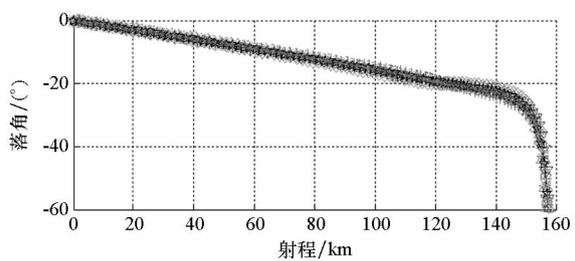


图 7 落角/射程曲线

Fig. 7 Curves of impact angle vs. range

从弹道仿真结果可以看出:所设计的自适应末制导律通过选择合适的入射方位角,能够降低传统制导方法^[1]对落角的高要求,满足多约束制导要求下对模型失配、参数扰动的鲁棒性。在存在各种模型极限偏差的情况下,飞行器仍能够保

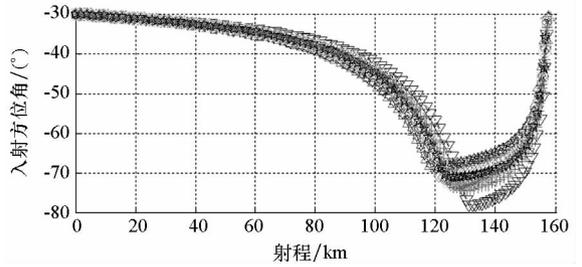


图 8 入射方位角/射程曲线

Fig. 8 Curves of incident azimuth angle vs. range

持较高的制导精度和良好的控制性能,实现高超声速飞行器的精确制导。

3.3 Monte Carlo 综合仿真

为了验证飞行器在多种偏差模型综合影响情况下的制导性能,基于所设计制导律,通过 1000 次模拟打靶,得到仿真结果如图 9 ~ 12 所示。

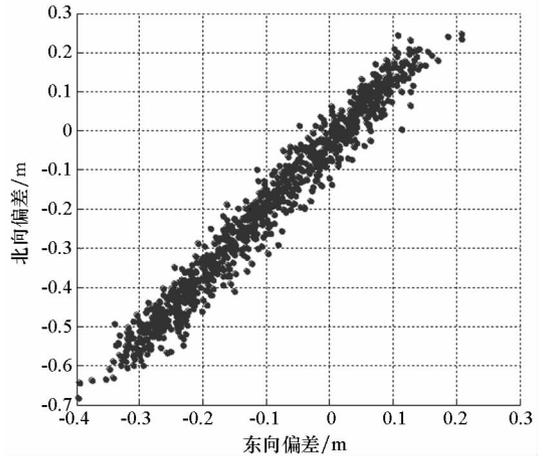


图 9 综合偏差下的落点偏差分布

Fig. 9 Distribution of impact point with comprehensive deviations

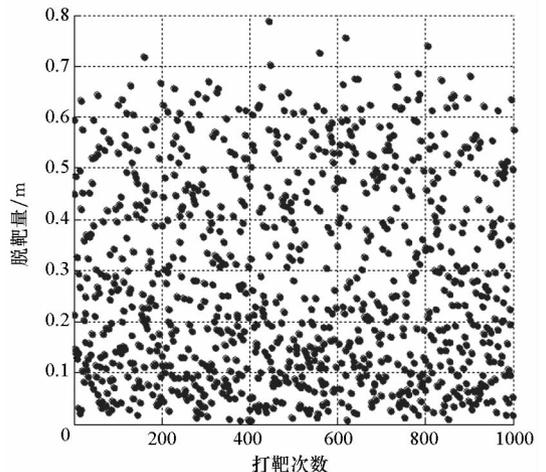


图 10 综合偏差下的脱靶量分布

Fig. 10 Distribution of miss distance with comprehensive deviations

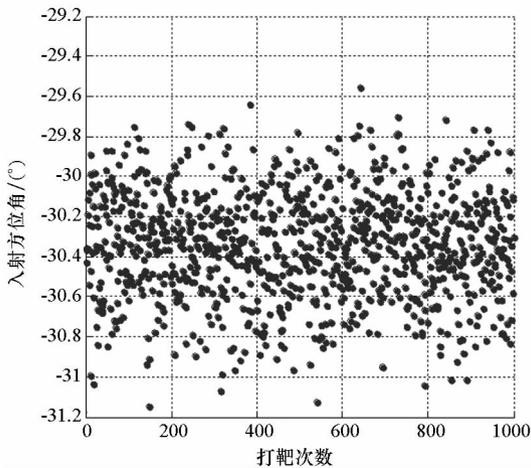


图 11 综合偏差下的入射方位角分布

Fig. 11 Distribution of azimuth angle with comprehensive deviations

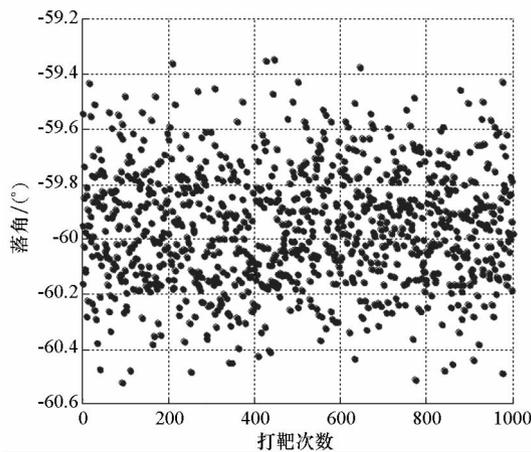


图 12 综合偏差下的落角分布

Fig. 12 Distribution of impact angle with comprehensive deviations

从图 9 所示落点偏差分布和图 10 所示脱靶量分布可以看出:在有终端角度约束条件下,制导终端东向偏差和北向偏差均较小,脱靶量指标小于 1 m,满足制导精度要求。从图 11 和图 12 可以看出:入射方位角偏差和落角偏差均较小,角度控制精度较高。Monte Carlo 打靶结果表明:在气动模型、大气模型、制导模型等基本模型存在诸多干扰和建模偏差的情况下,本文制导方法依然能够保证飞行器避开山峰障碍,从预定方位精确打击目标,该制导方法有效克服了通道耦合问题,在多约束条件下,对模型失配、参数扰动等问题具有较强的鲁棒性和自适应性。

4 结论

面向多约束条件下的高超声速飞行器末制导过程中的通道耦合、参数扰动、模型失配等突出问

题,基于旋量方法完成了三维非线性自适应末制导律的设计。通过仿真算例验证了所设计制导律能够实现对目标的精确攻击,满足终端多种约束要求,且制导适应性强、鲁棒性较好。

参考文献 (References)

- [1] 陈克俊,赵汉元. 一种适用于攻击地面固定目标的最优再入机动制导律[J]. 宇航学报, 1994, 15(1): 1-7.
CHEN Kejun, ZHAO Hanyuan. An optimal guidance law of maneuvering reentry vehicle attacking ground fixed targets[J]. Journal of Astronautics, 1994, 15(1): 1-7. (in Chinese)
- [2] 李轶,赵继广,闫梁,等. 拦截高速机动目标三维联合比例制导律设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 825-834.
LI Yuan, ZHAO Jiguang, YAN Liang, et al. United-proportional-navigation law for interception of high-speed maneuvering targets [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 825-834. (in Chinese)
- [3] 徐明亮,刘鲁华,汤国建,等. 高超声速临近空间飞行器铰链力矩最小俯冲弹道设计[J]. 弹道学报, 2011, 23(3): 1-6.
XU Mingliang, LIU Luhua, TANG Guojian, et al. Design of dive trajectory of hypersonic near-space vehicle with minimum hinge moment[J]. Journal of Ballistics, 2011, 23(3): 1-6. (in Chinese)
- [4] Lin Y P, Lin C L, Li Y H. Development of 3-D modified proportional navigation guidance law against high-speed targets[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2013, 49(1): 677-687.
- [5] Sun W M, Zheng Z Q, Han D P, et al. A model reference adaptive variable structure controller for reconfigurable flight control systems[C]//Proceedings of the 17th World Congress on International Federation of Automatic Control Seoul, 2008: 15064-15069.
- [6] 韩大鹏,孙未蒙,郑志强,等. 一种基于李群方法的新型三维制导律设计[J]. 航空学报, 2009, 30(3): 468-475.
HAN Dapeng, SUN Weimeng, ZHENG Zhiqiang, et al. A new 3D guidance law based on a lie-group method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(3): 468-475. (in Chinese)
- [7] Kuo C Y, Chiou Y C. Geometric analysis of missiles guidance command [J]. IEEE Proceedings—Control Theory and Applications, 2000, 147(2): 205-211.
- [8] Han Y H, Xu B. Variable structure guidance law for attacking surface maneuver targets[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2008, 19(2): 37-41.
- [9] 韩大鹏,孙未蒙,郑志强,等. 基于微分平坦方法的三维制导律设计[J]. 宇航学报, 2008, 29(6): 1798-1803.
HAN Dapeng, SUN Weimeng, ZHENG Zhiqiang, et al. A flatness based method for 3D guidance law design[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(6): 1798-1803. (in Chinese)
- [10] 彭双春,孙未蒙,王楠,等. 考虑运动耦合的 BTT 导弹三维制导律设计[J]. 航空学报, 2010, 31(5): 968-974.
PENG Shuangchun, SUN Weimeng, WANG Nan, et al. 3D guidance law of BTT missile considering movement coupling[J].

- Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(5): 968-974. (in Chinese)
- [11] Brierley S D, Longchamp R. Application of sliding-mode control to air-air interception problem[J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems, 1990, 26(2): 306-325.
- [12] Zhou D, Mu C, Ling Q, et al. Optimal sliding-mode guidance of a homing-missile [J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 1999, 5(4): 589-594.
- [13] Zhou D, Mu C D, Xu W L. Adaptive sliding-mode guidance of a homing missile[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1999, 22(4): 589-594.
- [14] Zhou D, Mu C, Ling Q, et al. Study of optimal sliding-mode guidance law [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 1999, 12(4): 236-241.
- [15] 余文学, 周凤岐. 三维非线性变结构寻的制导律[J]. 宇航学报, 2004, 25(6): 681-685.
SHE Wenxue, ZHOU Fengqi. High precision 3D nonlinear variable structure guidance law for homing missile [J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(6): 681-685. (in Chinese)
- [16] Sun W M, Zheng Z Q. 3D variable structure guidance law on adaptive model-following control with impact angular constraints [C]//Proceedings of the 26th Chinese Control Conference (CCC), Beijing: Beihang University Press, 2007, 4: 61-64.
- [17] 郭建国, 周凤岐, 周军. 基于零脱靶量设计的变结构末制导律[J]. 宇航学报, 2005, 26(2): 152-155.
GUO Jianguo, ZHOU Fengqi, ZHOU Jun. Relative navigation based on nonlinear filtering for multiple spacecraft formation flying[J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(2): 152-155. (in Chinese)
- [18] Kim B S, Lee J G. Homing guidance with terminal angular constraint against nonmaneuvering and maneuvering target[C]// Proceedings of Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA-97-3474, 1997.
- [19] Lin C M, Hsu C F. Guidance law design by adaptive fuzzy sliding-mode control [J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2015, 25(2): 248-256.
- [20] Bahrami M, Ebrahimi B, Roshanian J. Optimal sliding-mode guidance law for fixed-interval propulsive maneuvers [C]// Proceedings of IEEE International Conference on Control Applications, 2006.
- [21] Li D, Wang Q C. Robust sliding mode control guidance law for interceptor based on wavelet neural networks [C]// Proceedings of the 6th World Congress on Intelligent Control and Automation, 2006.
- [22] 单永正, 段广仁, 刘宏亮. 月球探测器软着陆最优末制导策略[J]. 航天控制, 2006, 24(5): 31-34.
SHAN Yongzheng, DUAN Guangren, LIU Hongliang. Soft landing optimal terminal guidance strategy of lunar probe[J]. Aerospace Control, 2006, 24(5): 31-34. (in Chinese)
- [23] 邹昕光, 周荻, 杜润乐, 等. 大气层外主动防御三维自适应滑模制导律[J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37(2): 365-371.
ZOU Xinguang, ZHOU Di, DU Runle, et al. Active defense exo-atmospheric adaptive slide model guidance law in three dimensions[J]. Systems Engineering and Electronics, 2015, 37(2): 365-371. (in Chinese)