https://doi.org/10.1051/jnwpu/20254340668

垂直发射战术导弹绕射打击目标方法研究

郑菊红[1,2], 王嘉文[2], 赵军民[2], 罗建军[1]

(1.西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072; 2.西安现代控制技术研究所, 陕西 西安 710065)

摘 要: 针对垂直发射战术导弹绕射打击目标的问题,提出一种多段组合的弹道设计与位姿切换的控制策略。建立了垂直发射战术导弹运动的数学模型,采用四元数表示姿态旋转矩阵,通过适时切换旋转顺序,将其解算为导弹姿态角,适应垂直发射绕射打击的姿态角范围;对绕射打击弹道进行了分段设计,将全段弹道分为垂直转弯段、绕射准备段、绕射转弯段、末段打击段,并给出了各段弹道俯仰/偏航/滚转三通道的控制策略;建立了不同阶段弹道的过渡模型,给出了不同控制策略下的控制方法,实现垂直发射战术导弹的稳定飞行绕射并打击目标。以某型垂直发射战术导弹为例,通过对比仿真校验了所提方法的有效性,蒙特卡洛仿真统计脱靶量小于 0.15 m,期望打击偏航角误差小于 2°。

关 键 词: 垂直发射;绕射;弹道设计;导弹控制

中图分类号: TJ765.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-2758(2025)04-0668-09

战场环境复杂多变,目标隐身和防护手段升级换代,各类目标不断借助复杂战场环境态势,发展主动/被动防护技术提高自身生存力,在目标正面加强技术防护措施[1]或采用伪装遮蔽迷惑对手是主要的对抗方式之一。例如美军 M1A2 主战坦克一般正面和两侧配备主动防护措施,并且在正面和两侧布置反应装甲,有时正面还采用伪装网进行遮蔽或迷惑对手。由于目标具备良好的隐蔽性及对抗能力,传统的垂直发射战术导弹很难精准识别、稳定跟踪目标,即使精确命中,也由于目标良好的防护性能,导致导弹毁伤效果大大削弱。指挥所、弹药库等敌方目标往往依山建设在背向攻击方向处[2],对于类似反斜面目标,直接打击变得困难。由于各国出于技术保密方面的考虑,垂直发射战术导弹绕射打击目标背向的相关文献较少,其关键技术即为导弹绕射转弯的弹道设计与控制。

目前,针对导弹绕射转弯,可采用三维空间下俯仰与偏航打击角约束的制导(impact angle guidance, IAG)方式实现。近年来,随着打击要求的提高,IAG 制导相关论文发表量逐年增大。Wang 等[3]针对 STT 控制的战术导弹,提出了输入饱和情况下的三维碰撞角约束制导,实现弹道平滑以增强控制器性能。Song 等[4]将目标加速度作为扰动,建立了基于积分滑模控制的自适应制导律,随后结合自适应理论,设计了一种具有有限时间收敛性的非奇异终端滑模引导律[5]。Jiang 等[6]提出了一种基于模糊自适应动态曲面的综合制导控制方法,该方法对打击角、舵偏转角非线性饱和等多种约束具有良好的鲁棒性。Hu 等[7]考虑了偏航与俯仰方向的非线性与动力学耦合,设计了一种基于闸函数的自适应控制器,消除末端视线角跟踪误差,实现预设角度打击,随后在之前基础上考虑了导引头的视场约束,推导出解析的三维制导律[8]。郭正玉等[9]提出了一种分布式有限时间的协同制导律方法,解决了多枚导弹同时攻击高速目标时三维碰撞角约束与到达时间约束制导问题。Wang 等[10]提出了一种不需要考虑目标加速度与加加速度信息的 IAG 制导方法,拓展了 IAG 的实际应用性。Li 等[11]针对具有舵偏角饱和等输入约束的导弹,设计了三维滑模制导律,解决了输入饱和与目标加速度限制条件下的三维角度约束制导。Yang 等[12]设计了一种受物理约束的三维非奇异制导策略,并通过控制稳定性分析,得到可实现的打击角范围。王雨辰等[13]针对三维场景下协同攻击问题,提出了设计一种鲁棒自适应滑模制导

收稿日期: 2024-07-01
作者简介: 郑菊红(1975—),正高级工程师
通信作者: 王嘉文(1995—),工程师
e-mail: wangjw@mail.nwpu.edu.cn

律,在实现终端碰撞角约束的同时避免弹群间碰撞。Zhang 等[14]针对战术导弹速度不可控的特点,引入自适应扰动抑制项,提出了一种增量式非线性动态逆自适应滑模控制(INDI-ASMC)角度约束制导律,减小了打击机动目标的过载。

在弹道整体规划与设计方面,现有研究主要集中于巡飞弹的全向打击、第四代空空导弹的越肩发射打击[15]与空地导弹的大离轴打击的弹道规划与控制。可回收火箭也采用垂直发射形式,其也具备可绕射打击功能。

巡飞弹采用电动推进或者涡轮发动机推进,其飞行时间长,一般通过规划航路实现导弹的绕射飞行与全向打击,弹道设计上采用程序段、航路飞行段、末制导段三段设计。Zhang 等[16]建立了单个巡飞弹与多巡飞弹协同的双层规划模型,提出了一种人工蜂群与粒子群相结合的算法,保证了多巡飞弹不同的打击角度。空空导弹与空地导弹发射场高较大,具有充足的运动空间与较大的可用过载,并且其一般具有直接力/气动力复合控制的能力[17]。弹道设计上一般采用程序段、中制导段、末制导段三段或程序段、末制导段两段式弹道设计,可以较好地实现全向打击。崔彦凯等[18]研究了越肩发射时的大迎角飞行控制问题,采用了模型参考变结构控制方法,对三通道控制器进行了设计。韦亚利等[19]针对具有直接力控制的空空导弹,引入最佳轴控制原则、最快转弯速率原则以及导弹速度限制条件,设计了一种考虑速度和到位角约束的转弯规律。张鹏等[20]针对越肩发射程序段弹道,以快速性为指标,进行了制导律的设计。李瑞康等[21]分析了空空导弹快速转弯的机理及要求,根据转弯角度关系,设计攻角控制指令,并对控制指令进行优化,解决了指令跳变问题。张茜等[22]提出了空空导弹敏捷转弯最优反作用喷气控制方法,以转弯时间最短为指标,根据转弯角度计算攻角指令,实现导弹快速转弯。Wise 等[23]基于滑模控制理论解决了导弹大攻角飞行条件下的复合控制。Ridgely 等[24]针对具有侧向喷流发动机的空空导弹,分析了 2 种安装方式(前方安置与后方安置)条件下的控制性能,将力的大小纳入指令分配方法之中。Yang 等[25]针对空地导弹全向打击问题,提出了一种转弯控制段、滑翔追踪控制段和比例导引段三段式的弹道设计,实现了空地导弹 180°离轴打击。

可回收火箭主要通过弹道的整体设计实现制导回收,其弹道设计主要分为 3 类:解析制导方法[26]、轨迹优化制导方法[27]与基于学习的制导方法[28]。轨迹优化制导方法对算力要求较高,目前主要在算力充足的火箭或战略导弹上进行弹道优化制导,基于学习的方法奖励函数设计难度较大,目前在工程中应用较少。而解析制导方法对算力要求小,简单可靠,在嫦娥登月等大型任务中也得到了应用,工程实践丰富,因此适合于垂直发射战术导弹绕射打击弹道设计。

总的来说,通过 IAG 解决全向打击是一种好方法,但其仍然受到初始视线角、导弹可用过载、导弹控制稳定性等条件限制,且其对导弹飞行位置不可控,战场适应能力较弱,故将 IAG 应用于末段制导往往是更好的选择。因此,战术导弹全向打击可从整体弹道设计层面进行规划,为 IAG 末制导打击创造条件。

本文针对垂直发射战术导弹绕射打击目标的问题,从弹道整体设计角度出发,研究了一种多段组合的弹道设计(multi-segment combination trajectory guidance,MCTG)、多段弹道过渡与控制方法,为新一代垂直发射战术导弹的绕射打击弹道设计与控制提供支持。

1　导弹运动建模

1.1　坐标系建立

建立发射坐标系:原点 A 为发射点在大地水平面的投影;A_x 轴是发射点在大地水平面投影与目标点在大地水平面投影的连线,指向目标为正;A_y 轴位于过 A 点的铅垂面内垂直于 A_x 轴,指向上为正;A_z 轴垂直于 A_x,A_y 并构成右手坐标系。

建立弹体坐标系:原点 O 为导弹的质心;O_{x1} 轴与弹体纵轴重合,指向导弹头部为正;O_{y1} 轴位于弹体纵向对称平面内与 O_{x1} 轴垂直,指向上为正;O_{z1} 轴垂直于 O_{x1},O_{y1} 并构成右手坐标系。

1.2　运动学模型

在弹体坐标系下建立导弹动力的数学模型,导弹的动力学模型为

$$\begin{cases} m \cdot \dfrac{\mathrm{d}\boldsymbol{V}}{\mathrm{d}t} = \boldsymbol{F} \\ \boldsymbol{J} \cdot \dfrac{\mathrm{d}\boldsymbol{\omega}}{\mathrm{d}t} = \boldsymbol{M} \end{cases} \tag{1}$$

式中:m 为导弹质量;$\boldsymbol{V}$ 为导弹速度;$\boldsymbol{F}$ 为导弹所受

的合力;$\boldsymbol{J}$ 为导弹转动惯量;$\boldsymbol{\omega}$ 为导弹转动角速度;$\boldsymbol{M}$ 为导弹所受合力矩。导弹在发射坐标系下的运动学模型为

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{L}}{\mathrm{d}t} = \boldsymbol{R}^{\mathrm{T}} \cdot \boldsymbol{V} \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{L}$ 为导弹位置;$\boldsymbol{R}$ 为发射坐标系到弹体坐标系的坐标变换矩阵,即姿态旋转矩阵。垂直发射战术导弹绕射打击整个运动过程中,俯仰角与偏航角的变化范围都可能超过 90°,因此采用四元数表示导弹姿态旋转矩阵 $\boldsymbol{R}$,如(3) 式所示。

$$\boldsymbol{R}(q_0,q_1,q_2,q_3) = \begin{bmatrix} q_0^2+q_1^2-q_2^2-q_3^2 & 2(q_1q_2+q_0q_3) & 2(q_1q_3-q_0q_2) \\ 2(q_1q_2-q_0q_3) & q_0^2-q_1^2+q_2^2-q_3^2 & 2(q_2q_3+q_0q_1) \\ 2(q_1q_3+q_0q_2) & 2(q_2q_3-q_0q_1) & q_0^2-q_1^2-q_2^2+q_3^2 \end{bmatrix} \tag{3}$$

式中,q_0,q_1,q_2,q_3 为四元数。为应对姿态角的变化范围,在建模中采用 2 种旋转顺序表示姿态角。俯仰-偏航-滚转的旋转顺序三轴姿态角的变化范围为俯仰-180°~180°,偏航-90°~90°,滚转-180°~180°,适用于垂直发射时的姿态角求解,其旋转矩阵为

$$\boldsymbol{R}(\nu,\upsilon,\psi) = \begin{bmatrix} \cos\upsilon\cos\psi & \sin\upsilon & -\cos\upsilon\sin\psi \\ -\sin\upsilon\cos\psi\cos\nu+\sin\psi\sin\nu & \cos\upsilon\cos\nu & \sin\upsilon\sin\psi\cos\nu+\cos\psi\sin\nu \\ \sin\upsilon\cos\psi\sin\nu+\sin\psi\cos\nu & -\cos\upsilon\sin\nu & -\sin\upsilon\sin\psi\sin\nu+\cos\psi\cos\nu \end{bmatrix} \tag{4}$$

式中,ν,υ,ψ 分别为导弹滚转角、俯仰角、偏航角。偏航-俯仰-滚转的旋转顺序三轴姿态角的变化范围为俯仰-90°~90°,偏航-180°~180°,滚转-180°~180°,适用于转弯绕射时的姿态角求解,其旋转矩阵为

$$\boldsymbol{R}(\nu,\psi,\upsilon) = \begin{bmatrix} \cos\upsilon\cos\psi & \sin\upsilon\cos\psi & -\sin\psi \\ \cos\upsilon\sin\psi\sin\nu-\sin\upsilon\cos\nu & \sin\upsilon\sin\psi\sin\nu+\cos\upsilon\cos\nu & \cos\psi\sin\nu \\ \cos\upsilon\sin\psi\cos\nu+\sin\upsilon\sin\nu & \sin\upsilon\sin\psi\cos\nu-\cos\upsilon\sin\nu & \cos\psi\cos\nu \end{bmatrix} \tag{5}$$

在俯仰角或偏航角为 0°时,2 种旋转方法求解得到的姿态角一致。因此,在垂直发射转平飞行,即俯仰角为 0°时,对 2 种定义姿态角进行切换,避免了角度跳变对控制的影响,解决了单一姿态角定义建模无法适应垂直发射战术导弹绕射打击的问题。

2 绕射打击弹道设计与控制方法

2.1 弹道设计与控制方案

战场复杂多变,因此绕射的距离、绕射方向需按环境进行规划。绕射弹道总体分为 4 个阶段,分别为垂直转弯段、绕射准备段、绕射转弯段、末段打击段,弹道总体设计见图 1。

4 段弹道的飞行控制都采用俯仰、偏航、滚转三通道控制方法,每段弹道具体控制策略见表 1。

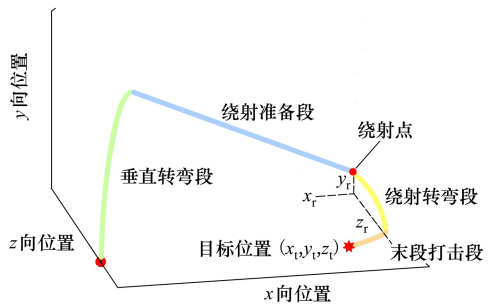


图 1 绕射弹道总体示意图

表 1 控制方案表

阶段	三通道控制方向		
	滚转	俯仰	偏航
垂直转弯段	姿态控制	姿态控制	姿态控制
绕射准备段		高度控制	位置控制
绕射转弯段		高度控制	姿态控制
末段打击段		IAG 控制	IAG 控制

1）垂直转弯段

垂直转弯段主要作用是调整导弹姿态,消除初始扰动,对准射面,实现导弹的快速转弯,其三通道都采用姿态控制。姿态控制指令采用插值形式,$\boldsymbol{v}_1^*$ 为垂直转弯期望俯仰角,$\boldsymbol{\psi}_1^*$ 为垂直转弯期望偏航角,$\boldsymbol{\nu}_1^*$ 为垂直转弯期望滚转角,取值为 0°。

2）绕射准备段

绕射准备阶段主要作用是根据战场需求与导弹飞行能力,控制导弹按预定绕射方向飞行至绕射转弯点,为绕射转弯打下基础,飞行过程的期望位置一般采用线性插值的方式。绕射转弯点选取位置一般位于目标点的侧后向,为导弹的绕射转弯与末端打击留出控制余量。此阶段,滚转通道保持姿态稳定控制,期望滚转角为 0°。俯仰通道与偏航通道采用位置控制,根据规划飞行位置,计算过载指令。

由于导弹一般速度不可控,位置指令一般设计为关于导弹 x 向位置的函数。

$$\begin{cases}\boldsymbol{Y}^* = f_y(\boldsymbol{x}_{\mathrm{m}}) \\ \boldsymbol{Z}^* = f_z(\boldsymbol{x}_{\mathrm{m}})\end{cases} \tag{6}$$

式中:$\boldsymbol{x}_{\mathrm{m}}$ 为导弹 x 向位置;$\boldsymbol{Y}^*$ 为导弹高度控制偏差;$\boldsymbol{Z}^*$ 为导弹侧向位置控制偏差。定义插值函数

$$\mathrm{interp}(\boldsymbol{Z},\boldsymbol{X},x) = \boldsymbol{Z}(p) + \frac{\boldsymbol{Z}(p+1)-\boldsymbol{Z}(p)}{\boldsymbol{X}(p+1)-\boldsymbol{X}(p)}(x-\boldsymbol{X}(p))$$
$$x \in [\boldsymbol{X}(p),\boldsymbol{X}(p+1)] \tag{7}$$

式中:$\boldsymbol{Z}$ 为被插值向量;$\boldsymbol{X}$ 为插值向量;x 为插值点;$p=1,2,\cdots,\mathrm{length}(\boldsymbol{Z})-1$,表示插值点个数,其中 $\mathrm{length}(\boldsymbol{Z})$ 表示 $\boldsymbol{Z}$ 向量维度。绕射准备段高度指令根据导弹 x 向位置设计,俯仰高度控制指令为

$$\boldsymbol{Y}_2^* = \mathrm{interp}([y_{\mathrm{m}}^{\mathrm{lend}},y_{\mathrm{r}}],[x_{\mathrm{m}}^{\mathrm{lend}},x_{\mathrm{r}}],\boldsymbol{x}_{\mathrm{m}}) \tag{8}$$

式中:$\boldsymbol{Y}_2^*$ 为绕射准备段高度指令;y_{r} 为需绕射的 y 向位置;x_{r} 为需绕射的 x 向位置;$x_{\mathrm{m}}^{\mathrm{lend}}$ 为垂直转弯段结束时导弹 x 向位置;$y_{\mathrm{m}}^{\mathrm{lend}}$ 为垂直转弯段结束时导弹 y 向位置。根据高度指令折合的俯仰过载指令为

$$\boldsymbol{n}_{y2}^* = K_{\mathrm{nyp}} \times (\boldsymbol{Y}_2^* - \boldsymbol{y}_{\mathrm{m}}) + K_{\mathrm{nyd}} \times \frac{\mathrm{d}(\boldsymbol{Y}_2^* - \boldsymbol{y}_{\mathrm{m}})}{\mathrm{d}t} + \cos\theta \tag{9}$$

式中:$\boldsymbol{n}_{y2}^*$ 为绕射准备段俯仰过载指令;$\boldsymbol{y}_{\mathrm{m}}$ 为导弹 y 向位置;θ 为导弹飞行弹道倾角;K_{nyp} 为高度误差控制系数;K_{nyd} 为高程速度误差控制系数;t 为导弹飞行时间。

偏航位置控制指令为

$$\boldsymbol{Z}_2^* = \frac{(z_{\mathrm{t}}+z_{\mathrm{r}}) \times (\boldsymbol{x}_{\mathrm{m}} - x_0 \times \boldsymbol{1}_{\mathrm{length}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{m}})})}{x_{\mathrm{t}}+x_{\mathrm{r}}-x_0} \tag{10}$$

式中:$\boldsymbol{Z}_2^*$ 为侧向位置控制指令;z_{t} 为目标 z 向位置;z_{r} 为需绕射的 z 向位置;$\boldsymbol{1}_{\mathrm{length}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{m}})}$ 为维度与 $\boldsymbol{x}_{\mathrm{m}}$ 一致的全 1 矩阵。根据侧向位置指令折合偏航过载指令为

$$\boldsymbol{n}_{z2}^* = K_{\mathrm{nzp}} \times (\boldsymbol{Z}_2^* - \boldsymbol{z}_{\mathrm{m}}) + K_{\mathrm{nzd}} \times \frac{\mathrm{d}(\boldsymbol{Z}_2^* - \boldsymbol{z}_{\mathrm{m}})}{\mathrm{d}t} + \cos\psi_v \tag{11}$$

式中:$\boldsymbol{n}_{z2}^*$ 为绕射准备段偏航过载指令;$\boldsymbol{z}_{\mathrm{m}}$ 为导弹 z 向位置;ψ_v 为导弹飞行弹道偏角;K_{nzp} 为侧向误差控制系数;K_{nzd} 为侧向速度误差控制系数。

3）绕射转弯段

绕射转弯段主要作用是调整偏航姿态,消除转弯扰动,控制导弹稳定转弯,实现导弹“掉头”飞行,为末制导导引头捕获目标背向创造条件。绕射转弯段滚转通道保持姿态稳定控制,其控制偏差与垂直转弯段一致。俯仰通道采用位置控制,保证转弯过程俯仰位置按预定高度飞行。偏航通道采用姿态控制,控制偏航姿态角变化至 180°附近,实现导弹绕射。绕射转弯段为保证转弯平稳可靠,俯仰高度一般采用定速降高设计,其控制指令为

$$\boldsymbol{Y}_3^* = \frac{(y_{\mathrm{t}}+y_{\mathrm{r}}-y_0-y_{\mathrm{d}}) \times (\boldsymbol{x}_{\mathrm{m}} - x_0 \times \boldsymbol{1}_{\mathrm{length}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{m}})})}{x_{\mathrm{t}}+x_{\mathrm{r}}-x_0} + y_0 \tag{12}$$

式中:$\boldsymbol{Y}_3^*$ 为绕射转弯段高度指令;y_{d} 为绕射转弯段下降高度。根据高度指令折合的俯仰过载指令为

$$\boldsymbol{n}_{y3}^* = K_{\mathrm{nyp}} \times (\boldsymbol{Y}_3^* - \boldsymbol{y}_{\mathrm{m}}) + K_{\mathrm{nyd}} \times \frac{\mathrm{d}(\boldsymbol{Y}_3^* - \boldsymbol{y}_{\mathrm{m}})}{\mathrm{d}t} + \cos\theta \tag{13}$$

式中:$\boldsymbol{n}_{y3}^*$ 为绕射转弯段俯仰过载指令。偏航姿态期望控制指令从绕射准备段侧偏引起的偏航角变化至 180° 或 −180°,变化过程采用线性插值形式,偏航姿态角控制指令如(14)式所示。

$$\psi_3^* = -\arctan\left(\frac{z_{\mathrm{r}}}{x_{\mathrm{t}}}\right) + \left(\mathrm{sign}(z_{\mathrm{r}}) \times 180 + \arctan\left(\frac{z_{\mathrm{r}}}{x_{\mathrm{t}}}\right)\right)/t_{\mathrm{r}} \times t \tag{14}$$

式中:ψ_3^* 为绕射转弯段偏航姿态角指令;t_{r} 为绕射时间参数。

4）末段打击段

末段打击段主要作用是引导导引头指向并锁定目标,根据目标视线角速度,控制导弹飞向目标,实

现导弹精确打击。末段打击段滚转通道保持姿态稳定控制。俯仰与偏航通道采用比例导引制导控制。俯仰比例导引产生的过载指令为

$$\boldsymbol{n}_{y4}^{*} = K_y \times \dot{\boldsymbol{q}}_{\vartheta} \times \boldsymbol{V}/g \tag{15}$$

式中：K_y 为俯仰方向比例导引系数；$\boldsymbol{q}_{\vartheta}$ 为俯仰视线角；g 为重力加速度。偏航方向采用偏航视线角约束导引律，以实现预设偏航角打击

$$\boldsymbol{n}_{z4}^{*} = \left(4\dot{\boldsymbol{q}}_{\psi} + \frac{2(\boldsymbol{q}_{\psi} - q_{\mathrm{F}})}{t_{\mathrm{go}}}\right)\boldsymbol{V}/g \tag{16}$$

式中：$\boldsymbol{n}_{z4}^{*}$ 为末制导段 z 向过载指令；$\boldsymbol{q}_{\psi}$ 为偏航视线角；q_{F} 为期望打击视线角；t_{go} 为剩余飞行时间。

因偏航视线角在 180° 打击时会出现奇异现象，而经过设计的绕射转弯段引导打击角误差在 30° 以内，因此在 $|q_{\mathrm{F}}| > 150°$ 时对视线角进行处理，将其范围转换至 0° ~ 360°。即，如果 $|q_{\mathrm{F}}| > 150°$ 且 $q_{\mathrm{F}} < 0°$，有

$$q_{\mathrm{F}} = 360 + q_{\mathrm{F}} \tag{17}$$

2.2　控制方法

根据弹道设计，三通道不同阶段的控制可归结为 2 类，即姿态控制与过载控制，其控制方法采用基于自抗扰控制的自动驾驶仪[29]。由于战术导弹一般速度不可控，在大机动绕射打击目标控制中须增强控制系统抗干扰能力。自抗扰控制通过增加状态观测器，对模型不确定性以及干扰进行补偿，提高了系统的鲁棒性。其中，姿态控制回路的输入为设计的导弹期望姿态角，通过二阶扩张状态观测器实时补偿系统加速度，消除了外部扰动特性，通过角速度和角度的反馈，调整配置弹体的动态特性，使其具有理想的控制品质。控制框图如图 2 所示。

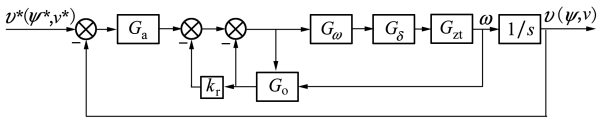


图 2　姿态回路控制框图

图 2 中 $\boldsymbol{\upsilon}^{*}(\boldsymbol{\psi}^{*},\boldsymbol{\nu}^{*})$ 为三通道期望姿态角，G_{a} 为姿态回路控制器，G_{ω} 为阻尼回路控制器，G_{δ} 为舵机模型，G_{zt} 为三通道弹体姿态角速度传递函数，G_{O} 为二阶扩张状态观测器，k_{r} 为补偿系数。

过载回路中，改善弹体动态特性的自抗扰阻尼回路控制与姿态控制一致，如对过载控制稳态误差有较高要求，可在外环同时引入扩张状态观测器以降低稳态误差。

2.3　各阶段切换条件与过渡方法

根据绕射弹道的 4 个阶段，需进行 3 次控制方案切换，垂直转弯段与绕射准备段切换判断条件为俯仰角转弯至 0°。即，如果 $\upsilon = 0$，有

$$T_{\mathrm{g2n}} = t \tag{18}$$

式中：T_{g2n} 为垂直转弯段与绕射准备段切换时刻。

绕射准备段与绕射转弯段切换判断条件为导弹 x 向位置超过预设绕射点 x 向位置，即，如果 $x_{\mathrm{m}} = x_{\mathrm{t}} + x_{\mathrm{r}}$，有

$$T_{\mathrm{n2r}} = t \tag{19}$$

式中：T_{n2r} 为垂直转弯段与绕射准备段切换时刻。

绕射转弯段与末段打击段切换判断条件为导弹绕射运动时间达到绕射时间参数，即，如果 $t = T_{\mathrm{n2r}} + t_{\mathrm{r}}$，有

$$T_{\mathrm{r2b}} = t \tag{20}$$

式中：T_{r2b} 为垂直转弯段与绕射准备段切换时刻。

过渡函数采用基于三角函数的平滑过渡方式，如(21)式所示。

$$\lambda(t) = \begin{cases} 0, & t < T_{\mathrm{start}} \\ 0.5 \times (\sin(\pi/T_{\mathrm{tran}} \times (t - T_{\mathrm{start}}) - \pi/2) + 1), & T_{\mathrm{start}} \leqslant t \leqslant T_{\mathrm{start}} + T_{\mathrm{tran}} \\ 1, & t > T_{\mathrm{start}} + T_{\mathrm{tran}} \end{cases} \tag{21}$$

式中：$\lambda(t)$ 为过渡函数；T_{start} 为过渡过程开始时间；T_{tran} 为过渡过程持续时间。

因此，全段俯仰舵指令为

$$\delta_z = (1 - \lambda_{\mathrm{g2n}}) \times \delta_{\vartheta} + \lambda_{\mathrm{g2n}} \times \delta_{\mathrm{nz}} \tag{22}$$

式中：δ_z 为俯仰方向舵指令；λ_{g2n} 为垂直转弯段与绕射准备段过渡函数；δ_{ϑ} 为俯仰姿态舵指令；δ_{nz} 为俯仰过载舵指令。

全段偏航舵指令为

$$\delta_y = (1 - \lambda_{\mathrm{g2n}} + \lambda_{\mathrm{n2r}} - \lambda_{\mathrm{r2b}}) \times \delta_{\psi} + (\lambda_{\mathrm{g2n}} - \lambda_{\mathrm{n2r}} + \lambda_{\mathrm{r2b}}) \times \delta_{\mathrm{nz}} \tag{23}$$

式中：δ_y 为偏航方向舵指令；δ_{ψ} 为偏航姿态舵指令；δ_{ny} 为偏航过载舵指令。

3　仿真验证

3.1　对比仿真

针对某垂直发射战术导弹，对提出的弹道设计与控制方法进行了六自由度仿真。目标 x 向位置为

20 km,y 向与 z 向位置为 0 m,导弹初始俯仰角为 90°,初始偏航角与滚转角为 0°,期望绕射偏航打击角为-180°。在此条件下与 IAG 制导方法进行了对比分析。具体仿真参数见表 2。

表 2　仿真参数表

序号	参数	值
1	绕射 x 向位置 x_r/m	4 000
2	绕射 y 向位置 y_r/m	600
3	绕射 z 向位置 z_r/m	2 300
4	绕射转弯段下降高度 y_d/m	100
5	绕射时间参数 t_r/s	15
6	高度误差控制系数 K_{nyp}	0.002
7	高程速度误差控制系数 K_{nyd}	0.05
8	侧向误差控制系数 K_{nzp}	0.002
9	侧向速度误差控制系数 K_{nzd}	0.05
10	俯仰方向比例系数 K_y	5
11	偏航方向比例系数 K_z	5
12	为期望打击视线角 q_F/(°)	180

IAG 制导方式在垂直转弯段后直接应用导弹无法命中目标,故还对其进行了中制导的引导。图 3 给出了不同方法下导弹姿态角的变化。

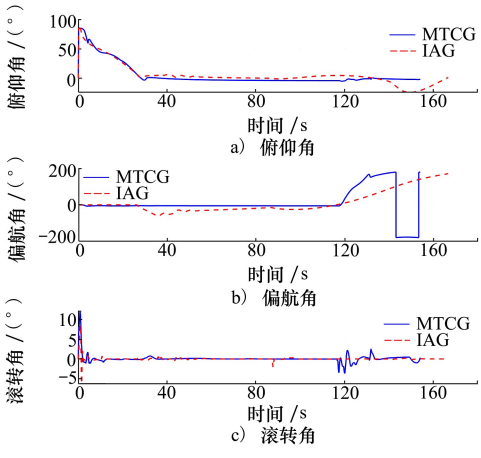


图 3　导弹姿态角

图 4 给出了导弹侧向位置的变化,可以看出 IAG 方法由于过早进入末制导段,其侧向位置变化较大,最远达到 8 000 m。MTCG 方法在兼顾打击角约束的前提下,对导弹飞行弹道可设计,能更好地适应战场环境。

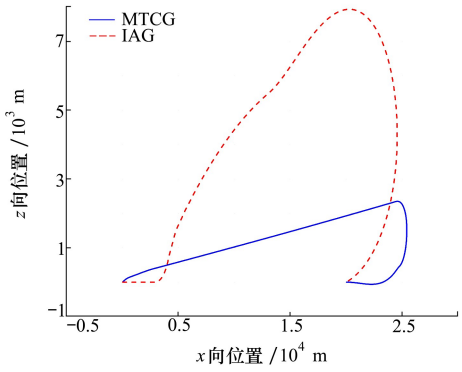


图 4　导弹横向弹道位置

图 5 给出了俯仰通道与偏航通道的姿态控制效果,可看出偏航与俯仰姿态可快速跟随指令,姿态控制误差小于 1°,在 3.2 节中进行了蒙特卡洛仿真,证明了控制方法的鲁棒性。

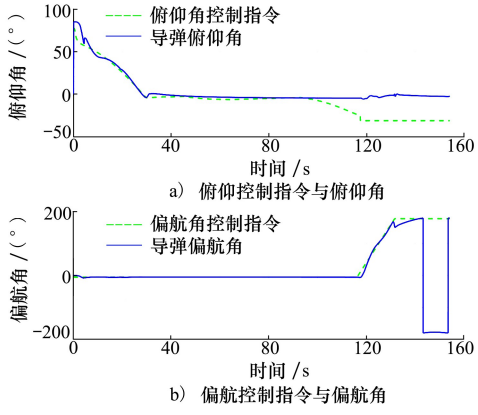
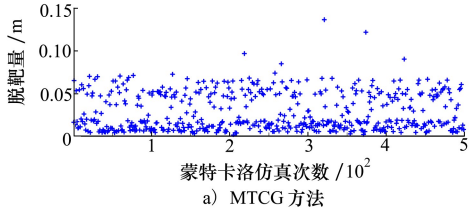


图 5　姿态控制效果

3.2　蒙特卡洛仿真

在本节中,通过蒙特卡洛仿真进一步验证了所提方法对测量噪声的鲁棒性,假设导弹姿态角、角速度、位置、速度、视线角、视线角速度、弹目距离测量误差服从零均值的高斯分布,且标准差分别为 0.1°,0.01°/s,5 m,0.1 m/s,0.1°,0.01°/s,1 m。在上述条件下进行 500 次蒙特卡洛仿真实验,如图 6 所示。从仿真结果看,MTCG 方法在末制导前进行了较好的引导,因此脱靶量平均值较小。



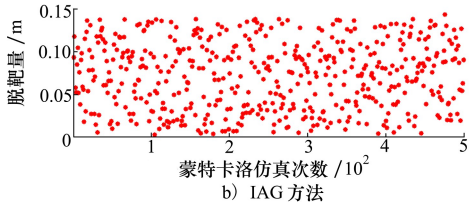


图 6　蒙特卡洛仿真脱靶量对比

在弹道上可看出，MTCG 方法优化了 IAG 制导对飞行弹道不可设计的问题，能有效控制弹道散布（见图 7），而 IAG 方法弹道散布较大（见图 8）。

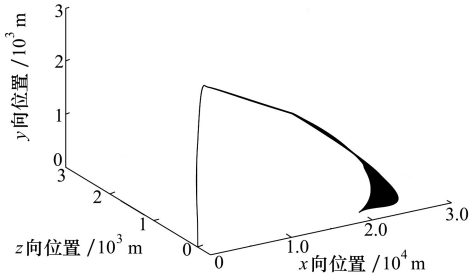


图 7　MTCG 方法蒙特卡洛仿真弹道

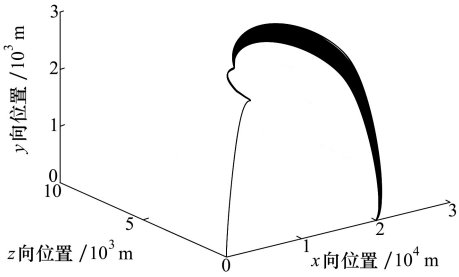


图 8　IAG 方法蒙特卡洛仿真弹道

从仿真结果可以看出，本文提出的 MTCG 方法合理，通过绕射相关参数设计，导弹飞行弹道散布较小，控制器具有一定的鲁棒性，蒙特卡洛仿真下末端打击脱靶量小于 0.15 m，与期望偏航打击角误差小于 2°。检验了绕射打击目标背向弹道设计与控制方法的有效性。

4　结　论

1）本文研究了战术导弹的全向打击问题，提出了一种多段组合的弹道设计（MCTG）方法，解决了传统 IAG 制导导弹飞行位置不可设计的问题。MCTG 方法在实现战术导弹全向打击的基础上，弹道可灵活设计，能更好地适应战场环境。

2）提出了垂直转弯段、绕射准备段、绕射转弯段、末段打击段的四段式弹道，建立了垂直发射战术导弹绕射打击的数学模型，给出了三通道控制策略与过渡方法，并根据控制策略设计了控制器。

3）对某型垂直发射战术导弹进行了 180°背向打击的数值仿真，并与 IAG 制导方法进行了对比，证明了所提方法有效性。蒙特卡洛仿真统计脱靶量小于 0.15 m，期望打击偏航角误差小于 2°，证明了所提方法的鲁棒性。本文方法实现了战术导弹 360°全向打击，可为新一代战术导弹的弹道设计与控制提供技术支持。

参考文献：

[1]　周平，赵辰霄，梅林，等. 现代坦克主动防护系统发展现状与趋势分析[J]. 指挥控制与仿真，2016，38(2)：132-136
ZHOU Ping，ZHAO Chenxiao，MEI Lin，et al. Development situation and trends analysis of modern tank active p rotection system[J]. Command Control & Simulation，2016，38(2)：132-136 (in Chinese)

[2]　任保权. 野战指挥所选址问题建模及求解方法研究[D]. 长沙：国防科学技术大学，2010
REN Baoquan. Research on field command post site selection and its module solving[D]. Changsha：National University of Defense Technology，2010 (in Chinese)

[3]　WANG S，WANG W，XIONG S. Impact angle constrained three-dimensional integrated guidance and control for STT missile in the presence of input saturation[J]. ISA Transactions，2016，64：151-160

[4]　SONG J，SONG S. Three-dimensional guidance law based on adaptive integral sliding mode control[J]. Chinese Journal of Aeronautics，2016，29(1)：202-214

[5]　SONG J，SONG S. Robust impact angle constraints guidance law with autopilot lag and acceleration saturation consideration[J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control，2019，41(1)：182-192

[6]　JIANG S，TIAN F，SUN S，et al. Integrated guidance and control of guided projectile with multiple constraints based on fuzzy adaptive and dynamic surface[J]. Defence Technology，2020，16(6)：1130-1141

[7] HU Q, HAN T, XIN M. Three-dimensional guidance for various target motions with terminal angle constraints using twisting control[J]. IEEE Trans on Industrial Electronics, 2019, 67(2): 1242-1253

[8] HU Q, HAN T, XIN M. Analytical solution for nonlinear three-dimensional guidance with impact angle and field-of-view constraints[J]. IEEE Trans on Industrial Electronics, 2020, 68(4): 3423-3433

[9] 郭正玉, 王超磊, 钱航, 等. 带有攻击角约束的大机动目标协同攻击制导律[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(6): 1257-1265
GUO Zhengyu, WANG Chaolei, QIAN Hang, et al. Cooperative intercepting guidance law for large maneuvering target with impact angle constraint[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(6): 1257-1265 (in Chinese)

[10] WANG X, LU H, HUANG X, et al. Three-dimensional terminal angle constraint finite-time dual-layer guidance law with autopilot dynamics[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 116(1):106818

[11] LI T, QIAN H M. Three-dimensional impact angles constrained integral sliding mode guidance law for missiles with input saturation[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2022, 236(14): 2953-2962

[12] YANG X, ZHANG Y, SONG S. Three-dimensional nonsingular impact angle guidance strategy with physical constraints[J]. ISA Transactions, 2022, 131: 476-488

[13] 王雨辰, 王伟, 林时尧, 等. 考虑攻击时间及空间角度约束的三维自适应滑模协同制导律设计[J]. 兵工学报, 2023, 44(9): 2778-2790
WANG Yuchen, WANG Wei, LIN Shiyao, et al. Three-dimensional adaptive sliding mode cooperative guidance law with impact time and angle constraints[J]. Acta Armamentarii, 2023, 44(9): 2778-2790 (in Chinese)

[14] ZHANG Z L, ZHANG K, HAN Z G. Incremental nonlinear dynamic inverse-adaptive sliding mode three-dimensional angle constrained guidance law design[J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2024, 60(1): 186-201

[15] 马登武, 刘琰, 田振华. 空空导弹的越肩发射技术综述[J]. 海军航空工程学院学报, 2007(3): 377-381
MA Dengwu, LIU Yan, TIAN Zhenhua. Survey on over the shoulder of air-to-air missile[J]. Journal of Naval Aviation University, 2007(3): 377-381 (in Chinese)

[16] ZHANG X C, XU L, WANG J, et al. Research on multiple loitering munitions trajectory planning method[C]//IEEE 2023 International Conference on Cyber-Physical Social Intelligence, Xi'an, China, 2023

[17] 高劲松, 赵华超, 田省民. 空空导弹的两种全向攻击方式的关系[J]. 电光与控制, 2018, 25(12): 16-20
GAO Jinsong, ZHAO Huachao, TIAN Xingmin. On relationship between two modes of AAM's all-aspect attack[J]. Electrooptics and Control, 2018, 25(12): 16-20 (in Chinese)

[18] 崔彦凯, 王志刚. 越肩发射空空导弹气动力/推力矢量复合控制器设计[J]. 宇航学报, 2010, 31(4): 1100-1104
CUI Yankai, WANG Zhigang. Aerodynamic and thrust vector complex controller design of over the shoulder air-to-air missile[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(4): 1100-1104 (in Chinese)

[19] 韦亚利, 殷玮, 刘印田, 等. 多约束下的敏捷导弹大离轴转弯规律研究[J]. 空天防御, 2020, 3(3): 96-102
WEI Yali, YIN Wei, LIU Yintian, et al. Research on big off-axis turning law under multiple constraints for agile missile[J]. Air & Space Defense, 2020, 3(3): 96-102 (in Chinese)

[20] 张鹏, 张金鹏. 空空导弹越肩发射制导律研究[J]. 航空兵器, 2014(3): 8-11
ZHANG Peng, ZHANG Jinpeng. Research on guidance law of over the shoulder air-to-air missile[J]. Aero Weaponry, 2014(3): 8-11 (in Chinese)

[21] 李瑞康, 陈淼, 钟永建. 导弹大离轴角发射导引律优化设计[J]. 航天控制, 2024, 42(1): 58-64
LI Ruikang, CHEN Miao, ZHONG Yongjian. Optimal design of guidance law for missile launch with large off-axis angle[J]. Aerospace Control, 2024, 42(1): 58-64 (in Chinese)

[22] 张茜, 周浩, 郭祖华. 反作用喷气控制空空导弹敏捷转弯弹道设计[J]. 战术导弹技术, 2018(3): 38-43
ZHANG Qian, ZHOU Hao, GUO Zuhua. Trajectory design of air-to-air missile's agile turn with reaction jets control[J]. Tactical Missile Technology, 2018(3): 38-43 (in Chinese)

[23] WISE K, SEDWICK J. Nonlinear H(infinity) optimal control for agile missiles[C]//IEEE Conference on Decision and Control, Florence, 2013

[24] RIDGELY D, DRAKE D, TRIPLETT L, et al. Dynamic control allocation of a missile with tails and reaction jets[C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Boston, Massachusetts, USA, 2013

[25] YANG K, XU C, XU Y. Design and implementation of trajectory planning algorithm for UAV borne air-to-surface missile[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2021, 1721(1): 012038

[26] ZHOU L Y, XIA Y Q. Improved ZEM/ZEV feedback guidance for Mars powered descent phase[J]. Advances in Space Research, 2014, 54(11): 2446-2455

[27] 唐婧媛, 苟永杰, 马洋洋, 等. 火箭着陆制导的二阶皮卡切比雪夫牛顿类方法[J]. 西北工业大学学报, 2024, 42(1): 98-107
TANG Jingyuan, GOU Yongjie, MA Yangyang, et al. Rocket landing guidance based on second-order Picard-Chebyshev-Newton type algorithm[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2024, 42(1): 98-107 (in Chinese)

[28] YOU S X, WAN C H, DAI R, et al. Learning-based onboard guidance for fuel-optimal powered descent[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2020, 44(2): 601-613

[29] 张文杰, 阮聪, 夏群利, 等. 导弹自抗扰姿态控制系统设计[J]. 战术导弹技术, 2019(6): 67-73
ZHANG Wenjie, RUAN Cong, XIA Qunli, et al. Design of missile active disturbance rejection attitude control system[J]. Tactical Missile Technology, 2019(6): 67-73 (in Chinese)

Research on the method of vertically launched missiles flying around and attacking targets

ZHENG Juhong[1,2], WANG Jiawen[2], ZHAO Junmin[2], LUO Jianjun[1]

(1.School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2.Xi'an Mordern Control Technology Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: A multi-stage combination trajectory design and pose switching control strategy is proposed to address the problem of vertical launch missiles flying around and attacking targets in the opposite direction. Firstly, a model for vertical launch tactical missile motion was established, by using quaternions to represent the attitude rotation matrix. By timely switching the rotation order, it was calculated as the missile attitude angle, adapting to the range of attitude angles for vertical launch diffraction attacks. Secondly, a segmented design was carried out for the diffraction attack trajectory, dividing the entire trajectory into four sections: vertical turning section, diffraction preparation section, diffraction turning section, and final strike section. The control strategies for pitch/yaw/roll three channels of each section of the trajectory were provided; and the transition models for different stages of trajectory were established, and the control methods under different control strategies were provided to achieve the stable flight diffraction and target attack of vertically launched missiles. Finally, taking a certain type of vertically launched tactical missile as an example, the effectiveness of the present method was verified through the comparative simulation. Monte Carlo simulation showed that the miss distance was less than 0.15 m, and the expected yaw angle error of the strike was less than 2°.

Keywords: vertical launch; flying around; trajectory design; missile control

引用格式: *郑菊红, 王嘉文, 赵军民, 等. 垂直发射战术导弹绕射打击目标方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2025, 43(4): 668-676*
ZHENG Juhong, WANG Jiawen, ZHAO Junmin, et al. Research on the method of vertically launched missiles flying around and attacking targets[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2025, 43(4): 668-676 (in Chinese)

© 2025 Journal of Northwestern Polytechnical University.

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution License (http://creativecommons.org/licenses/by/4.0), which permits unrestricted use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.