基于虚拟目标导引的再入飞行器禁飞区规避制导方法研究

赵亮博^{1*}, 徐玮², 董超¹, 朱广生³, 庄凌¹

1. 北京航天长征飞行器研究所, 北京 100076;

2. 火箭军研究院, 北京 100096;

3. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076

*联系人, E-mail: 18345154871@163.com

收稿日期: 2021-03-28; 接受日期: 2021-07-22; 网络出版日期: 2021-09-17

摘要 针对飞行器再入过程中面临的禁飞区规避问题, 提出了一种基于虚拟目标导引的规避制导方法. 该制导方法在对飞行器机动转弯能力分析的基础上, 结合Dubins曲线路径规划方法与比例导引方法实时跟踪虚拟目标, 实现飞行器对禁飞区的规避制导. 为修正规避引起的误差、满足再入终端约束, 通过建立基于能量的运动模型, 结合平衡滑翔条件, 进行航程及高度的解析预测-校正控制. 仿真结果表明, 该制导方法能够有效实现飞行器的禁飞区规避, 且满足再入过程与终端约束, 具有较强的适应性及鲁棒性.

关键词 再入飞行器, 禁飞区, 虚拟目标, 转弯能力, Dubins曲线

PACS: 02.30.Zz, 47.20.Ky, 47.40.Ki, 02.50.Cw, 46.80+j

1 引言

再入飞行器的机动制导问题一直是再入飞行器制导控制领域的研究热点^[1-5], 再入制导过程具有较强的非线性、时变性和不确定性, 整个再入飞行过程除了需要满足过载、动压、热流率等约束外, 还需要考虑由自然、军事等因素造成的禁飞区约束.

国内外学者对禁飞区约束下的再入飞行器机动制导问题开展了一定的研究, 主要集中在离线的最优规避轨迹解算和在线的规避制导方法研究两个方向. 例如, 国内学者姚寅伟等人^[6]、高兴等人^[7]均设计了基于伪谱法的规避路径求解算法, 通过设计不同的配点

和多项式插值方法, 可实现全局轨迹的优化求解以及规避轨迹的离线生成^[8]. 但是, 离线求解方法计算代价大, 无法满足实时规避制导的需求. 而且, 随着先进传感技术的发展, 对禁飞区域的实时或近似实时探测成为可能, 因此研究禁飞区在线规避的制导算法逐渐变得具有实际意义. 例如, 文献^[9]设计了一种考虑禁飞区约束的预测校正制导方法, 利用航向角误差走廊的形式控制飞行器的侧向运动, 但是当禁飞区约束突然变化时, 预测校正类的制导方法易产生性能退化. 文献^[10]设计了一种基于三触角预测方法的侧滑角瞬变策略, 实现了禁飞区的规避制导, 该算法生成的机动轨迹依赖于由飞行器动力学方程积分而来的三个“触

引用格式: 赵亮博, 徐玮, 董超, 等. 基于虚拟目标导引的再入飞行器禁飞区规避制导方法研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2021, 51: 104706
Zhao L-B, Xu W, Dong C, et al. Evasion guidance of re-entry vehicle satisfying no-fly zone constraints based on virtual goals (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2021, 51: 104706, doi: 10.1360/SSPMA-2021-0084

角”, 因此计算复杂度高、效率低. 文献[11]设计了一种复杂且严格的禁飞区制导框架, 求出了飞行器处于平衡滑翔状态时, 禁飞区规避制导的解析指令, 通过蒙特卡罗打靶的形式验证了该制导框架对多达16个禁飞区的情况, 依然具有绕飞规避能力, 但是该框架的求解逻辑较为繁琐. Li等人^[12]设计了基于改进人工势场法的禁飞区规避策略, 该算法可同时满足航路点和禁飞区的约束, 相较于文献[11]中的方法, 该算法的制导逻辑更加简洁.

基于Dubins曲线的路径规划方法在机器人、无人机、潜航器等无人平台的轨迹规划中得到了广泛应用^[13-16]. Dubins路径的概念在文献[17]中第一次被提出, 该研究通过对转弯半径对车辆运动影响的分析, 设计了满足约束条件的最短路径, 并进行了理论证明, 即满足曲率限制的最短曲线是圆弧与直线构成, 此类路径规划方法即为基于Dubins曲线的路径规划方法. 国内有学者将基于Dubins曲线的路径规划方法应用于飞行器路径规划领域, 如文献[18]在不考虑飞行器转弯能力和终端约束条件的情况下, 采用基于Dubins曲线的路径规划方法, 实现了离线的禁飞区绕飞路径规划.

本文首先对再入飞行器机动转弯能力进行了分析, 建立机动转弯能力约束, 同时结合Dubins曲线的路径规划方法, 在线生成禁飞区规避航迹. 同时, 为适应偏差条件下的精确航迹跟踪, 设计了基于虚拟目标的导引方法, 假定虚拟目标点在生成的规避航迹上依次向前滑动, 通过侧向比例导引算法实现对虚拟目标的跟踪, 从而实现禁飞区规避制导. 最后, 为修正规避引起的终端状态误差, 通过基于能量的运动模型来解析预测航程, 采用割线法对倾侧角指令进行迭代修正, 实现终端状态的校正控制, 通过速度倾角的反馈控制设计, 实现满足终端高度的约束. 最后基于CAV-H的数学模型^[19]仿真验证了该算法能够有效实现禁飞区的绕飞规避, 满足终端约束条件且计算效率高、实时性好.

2 飞行器运动建模

2.1 再入运动方程

本文研究的再入飞行器采用无动力平衡滑翔的飞行模式, 采用倾斜转弯(Bank To Turn, BTT)的机动方法. 为研究飞行器再入运动规律、分析其机动转弯能力、设计制导策略, 建立飞行器再入运动方程组:

$$\begin{cases} \dot{r} = V \sin \theta, \\ \dot{\lambda} = \frac{V \cos \theta \sin \psi}{r \cos \varphi}, \\ \dot{\varphi} = \frac{V \cos \theta \cos \psi}{r}, \\ \dot{V} = -\frac{D}{m} - g \sin \theta, \\ \dot{\theta} = \frac{1}{V} \left[\frac{L \cos \sigma}{m} + \left(\frac{V^2}{r} - g \right) \cos \theta \right], \\ \dot{\psi} = \frac{1}{V} \left[\frac{L \sin \sigma}{m \cos \theta} + \frac{V^2}{r} \cos \theta \sin \psi \tan \varphi \right]. \end{cases} \quad (1)$$

该方程组不考虑地球自转及扁率的影响, 式中 $r, \lambda, \varphi, V, \theta, \psi$ 分别表示地心距、经度、纬度、速度、速度倾角和航向角, σ 为倾侧角, g 表示重力加速度, L 和 D 为气动升力和阻力, 计算公式为

$$\begin{cases} L = 0.5 \rho V^2 S_{\text{ref}} C_L, \\ D = 0.5 \rho V^2 S_{\text{ref}} C_D, \end{cases} \quad (2)$$

式中, ρ 为大气密度; S_{ref} 为参考面积; C_L 和 C_D 分别为升力系数和阻力系数^[17].

飞行结束的时间不确定性是航程解析预测的难点, 为此建立基于能量的运动模型, 即以能量为自变量描述飞行器运动状态的变化规律, 定义描述能量的无量纲变量 e :

$$e = \frac{1}{\bar{r}} - \frac{\bar{V}^2}{2}, \quad (3)$$

式中, $\bar{r}$ 为无量纲地心距, 无量纲化参数为地球半径 R_0 ; $\bar{V}$ 为无量纲速度, 无量纲化参数为 $\sqrt{g_0 R_0}$, g_0 为海平面重力加速度. 建立基于能量的归一化飞行器再入运动方程组:

$$\begin{cases} \frac{d\bar{r}}{de} = \frac{\sin \theta}{\bar{D}}, \\ \frac{d\lambda}{de} = \frac{\bar{V} \cos \theta \sin \psi}{\bar{r} \cos \varphi} \cdot \frac{1}{\bar{D} \bar{V}}, \\ \frac{d\varphi}{de} = \frac{\bar{V} \cos \theta \cos \psi}{\bar{r}} \cdot \frac{1}{\bar{D} \bar{V}}, \\ \frac{d\bar{V}}{de} = -\bar{D} - \frac{\sin \theta}{\bar{r}^2}, \\ \frac{d\theta}{de} = \frac{1}{\bar{D} \bar{V}^2} \left[\bar{L} \cos \sigma + \left(\bar{V}^2 - \frac{1}{\bar{r}} \right) \frac{\cos \theta}{\bar{r}} \right], \\ \frac{d\psi}{de} = \frac{1}{\bar{D} \bar{V}^2} \left[\frac{L \sin \sigma}{\cos \theta} + \frac{\bar{V}^2}{\bar{r}} \cos \theta \sin \psi \tan \varphi \right]. \end{cases} \quad (4)$$

该方程组可方便解析航程, 为终端状态的预测校正控制奠定基础.

2.2 再入约束建模

本文考虑的终端约束有高度、速度及终端位置, 以能量为自变量时终端约束可表达成如下形式:

$$\begin{cases} r(e_f) = r_f, \\ V(e_f) = V_f, \\ \lambda(e_f) = \lambda_f, \\ \varphi(e_f) = \varphi_f. \end{cases} \quad (5)$$

同时, 将地理、军事等因素造成的不可飞越区域即禁飞区(No-Fly Zone)描述为无限高的圆柱, 用经纬度及禁飞半径 r_N 描述禁飞区:

$$s((\lambda_z, \varphi_z), (\lambda, \varphi)) \leq r_N, \quad (6)$$

其中, (λ_z, φ_z) 表示禁飞区中心的经纬度, 距禁飞区中心的距离 $s((\lambda_z, \varphi_z), (\lambda, \varphi))$ 可由大地线长度计算公式计算得到

$$\begin{aligned} s((\lambda_z, \varphi_z), (\lambda, \varphi)) \\ = \arccos(\sin\varphi_z \sin\varphi + \cos\varphi_z \cos\varphi \cos(\lambda_z - \lambda))R_0. \end{aligned} \quad (7)$$

3 制导算法

本文将制导算法分为禁飞区规避制导和规避完成后的校正制导两部分进行设计, 具体算法流程如图1所示.

3.1 转弯能力分析

为设计规避制导策略, 同时为基于Dubins曲线的路径规划方法提供设计约束, 需对飞行器的转弯能力进行分析. 本文研究的再入飞行器采用BTT的转弯方式, 即通过倾斜升力面的方式产生改变侧向力, 提供转弯需用向心力. 假设转弯过程为无侧滑的平稳飞行状态, 即转弯过程中速度倾角近似为零:

$$\dot{\theta} = \frac{1}{V} \left[\frac{L \cos \sigma}{m} + \left(\frac{V^2}{r} - g \right) \cos \theta \right]. \quad (8)$$

转弯过程中的需用向心力由升力的分量 $L \sin \sigma$ 提供, 可得

图1 制导流程

Figure 1 Guidance flow.

$$\frac{L \sin \sigma}{m} = \frac{v^2}{r_z}, \quad (9)$$

其中, r_z 为转弯半径, 联立式(8)和(9)可得

$$r_z = \frac{v^2}{\tan \sigma \left(g - \frac{v^2}{r} \right) \cos \theta}. \quad (10)$$

在水平转动平面内忽略离心力项, 可得机动转弯半径的近似解析解:

$$r_z = \frac{v^2}{g \tan \sigma}. \quad (11)$$

为检验该公式的准确性, 针对CAV-H飞行器在不同高度和速度状态下进行了数值解和解析解的对比仿真(图2).

从仿真结果可以看出, 当倾侧角大于 25° 时解析解和数值解相差较小, 可以为基于Dubins曲线的路径规划策略提供设计依据, 即在限定起始圆和目标圆半径大小的条件下, 可以判断求解出的需用倾侧角大小是否超过机动能力的限制, 同时能够实现对禁飞区的规避.

3.2 基于Dubins曲线的路径规划策略

飞行器由起始状态调整至目标状态所经过的路径是经计算选择的一个起始转向圆 r_{z1} 与一个目标转向圆 r_{z2} 之间通过合适的公切线相连得到的有向曲线, 此有向曲线即是一条Dubins曲线^[15], 如图3所示为两种典型的基于Dubins曲线的绕飞轨迹规划情况.

图 2 (网络版彩图) (a) 工况一: 高度 50 km, 速度 5000 m/s; (b) 工况二: 高度 50 km, 速度 5500 m/s; (c) 工况三: 高度 55 km, 速度 5500 m/s

Figure 2 (Color online) (a) Case 1: altitude 50 km, velocity 5000 m/s; (b) case 2: altitude 50 km, velocity 5500 m/s; (c) case 3: altitude 55 km, velocity 5500 m/s.

依据Dubins曲线的组成原理求解两次转弯的转弯点以及转弯半径 r_{z1} , r_{z2} 的过程即为所设计的禁飞区规避路径规划策略的解算过程. 假设对禁飞区的探测距离为 r_{det} , 即在距离 r_{det} 时发现禁飞区. 对于半径为 r_z 大小的禁飞区, Dubins曲线起始圆的最小转弯半径 r_{z1} 计算公式为

$$r_{z1} = 0.5 \left(\frac{r_{det}^2}{r_z} - r_z \right). \quad (12)$$

由公式可得, 飞行器探测到禁飞区的时机越早、探测距离越远, 需用机动转弯半径越大即倾侧角越小. 同时, 根据相切点位置通过解析几何的方式可求出转弯

图 3 (网络版彩图)基于Dubins曲线的规避路径

Figure 3 (Color online) Evasion path based on Dubins curve.

角度 θ_1 的大小.

此时, 转弯角度 θ_1 大小的求解公式为

$$\theta_1 = \arcsin \frac{r_{det}}{r_{z1} + r_z}. \quad (13)$$

然后, 通过判断航向角误差是否为0即飞行器是否瞄准目标点, 作为目标圆转弯结束的标志, 并进入校正环节.

不难判断, 当在目标圆飞行阶段, 只要转弯半径大于禁飞区半径, 飞行器便不会再次进入禁飞区, 此时直线飞行即为不必要组成部分. 同时, 本研究为了适应大偏差条件下航向的精准回归, 在后续设计中会采取侧向比例导引的形式瞄准目标, 因此不再单独计算目标圆半径及旋转角度 θ_2 , 但是为了避免该转弯阶段, 采用比例导引飞行时, 飞行器可能会进入禁飞区, 需要对倾侧角指令进行判断, 具体判定方法见3.3节式(20).

3.3 虚拟目标跟踪制导

文献[16]设计了一种开环的Dubins曲线跟踪方法, 能够实现倾侧角的近似解情况下的绕飞规避, 但是不能适应大的偏差情况. 本文为了增强制导算法的适应性, 采用基于虚拟目标跟踪制导的方法, 其本质是一种标称轨迹跟踪制导, 设计的虚拟目标在基于Dubins曲线的路径规划算法得出的规避路径上, 按航程和位置关系向前滑动, 再入飞行器按航程关系依次跟踪求取的虚拟目标.

对于虚拟目标跟踪制导的设计在发射坐标系下进

行(图4), 即原点 O 与发射点 O 固连接; Ox 轴在发射点水平面内指向发射瞄准方向; Oy 轴垂直于发射点水平面指向上方; Oz 轴与 xOy 平面相垂直并构成右手坐标系. 在该坐标系下, 虚拟目标的位置选取一般有按时间、高度、航程三种形式, 本研究采用按航程选取的方式来确定虚拟目标位置, 这样能够更好地保证航程的单调性和虚拟目标运动的前置性, 选取方法如下:

$$\begin{cases} x'_{vt} = x_{vt} + \Delta x, & R \geq R_s, \\ x'_{vt} = x_{vt}, & R < R_s, \\ z'_{vt} = f(x), & R \geq R_s, \\ z'_{vt} = z_{vt}, & R < R_s. \end{cases} \quad (14)$$

(x_{vt}, z_{vt}) 为当前时刻虚拟目标在发射系下的位置, (x'_{vt}, z'_{vt}) 为下一时刻虚拟目标的位置, 其中 $f(x)$ 为发射系下规划航迹的位置描述函数, R 为飞行器与制导终点的距离, R_s 为切换阈值. 由发射系下的位置反解经纬度, 采用坐标变换的形式进行求解, 详见文献[20], 在此不做赘述.

在侧向运动中, 采用比例导引律来消除虚拟目标点与飞行器之间的视线角速率, 比例导引律在视线系内计算过载指令, 表达式为

$$n_z = -N_z |\dot{r}| \dot{q}_\beta / g, \quad (15)$$

其中, N_z 为比例常数, $|\dot{r}|$ 为飞行器和虚拟目标的接近速度. 用几何算法时刻计算虚拟目标点与导弹之间的视线角速率信息:

$$\dot{q}_\beta = -\frac{(\Delta x^2 + \Delta y^2) \Delta z - \Delta z (\Delta x \Delta \dot{x} + \Delta y \Delta \dot{y})}{(\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2) \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2}}, \quad (16)$$

图4 (网络版彩图)虚拟目标制导示意图

Figure 4 (Color online) Schematic diagram of virtual target guidance.

其中, $\Delta x = x_{vt} - x$, $\Delta y = y_{vt} - y$, $\Delta z = z_{vt} - z$, $\Delta \dot{x} = 0 - \dot{x}$, $\Delta \dot{y} = 0 - \dot{y}$, $\Delta \dot{z} = 0 - \dot{z}$, 此时倾侧角指令为

$$\sigma_p = \arcsin(n_z m / L). \quad (17)$$

转弯时如果不对总升力进行调节, 会引起飞行器的高度损失, 为此采用攻角和倾侧角联合调整的方法设计攻角大小, 而不采用比例导引算法. 对于高度方向的制导律设计为式(19)的形式.

由于平衡滑翔飞行时存在如下关系式:

$$L \cos \sigma = m \left(g - \frac{v^2}{r} \right). \quad (18)$$

可反求出该飞行状态下的需用升力, 通过气动反插值的方式求出需用攻角:

$$\alpha = C_L^{-1} \left(\frac{L}{0.5 \rho V^2 S_{\text{ref}}} \right). \quad (19)$$

当倾侧角过大时为了补偿高度损失产生的攻角调整较大, 而大攻角飞行时会产生大的能量损失, 因此需设定合理的攻角联合调节范围 $[\alpha_{\text{low}}, \alpha_{\text{max}}]$, 针对CAV-H飞行器, 本文选取的攻角调节区间为 $[8^\circ, 25^\circ]$.

同时在目标圆飞行阶段, 飞行器的倾侧角指令的求解需要进行判断. 假设禁飞区转弯半径为 r_z , 由式(11)反解得出的倾侧角为 σ_{rz} , 由侧向比例导引式(17)得到的倾侧角大小为 σ_p , 则目标圆飞行阶段的制导指令 σ_{cmd} 为

$$\sigma_{\text{cmd}} = \min\{\sigma_p, \sigma_{rz}\}. \quad (20)$$

实际飞行过程中, 在目标圆阶段为了不再次进入禁飞区, 转弯半径应尽可能大, 对应的倾侧角也相应更小, 因此倾侧角大小指令取两者中较小的值.

3.4 终端状态预测-校正控制

为满足制导交办点的状态约束, 完成规避后需对终端航程和高度进行校正. 本文在基于能量的运动模型分析的基础上, 解析预测剩余航程, 采用调节倾侧角大小的方式实现航程校正. 根据文献[12]的推导, 基于能量方法的航程预测公式为

$$\begin{aligned} \bar{s}_{\text{pre}}(e_f) &= \frac{1}{2D} \cos(\sigma) \ln(2e - 1/r) \Big|_e^{e_f} \\ &= \frac{1}{2D} \cos(\sigma) \ln \left(\frac{2e_f - 1/r}{2e - 1/r} \right), \end{aligned} \quad (21)$$

其中 $\bar{s}_{\text{pre}}(e_f)$ 为从能量 e 到能量 e_f 的归一化预测航程, 归一化变量为地球半径 R_0 . 此时, 预测航程和待飞航程的差值:

$$\Delta s = s - s_{\text{pre}}, \quad (22)$$

式中 s 为当前真实的待飞航程, 可通过式(7)并结合当前点和终点的经纬度坐标求出.

通过调节倾侧角大小的方式可实现航程的在线校正, 并采用割线法不断迭代倾侧角大小:

$$|\sigma(i+1)| = |\sigma(i)| - \frac{|\sigma(i)| - |\sigma(i-1)|}{\Delta s_i - \Delta s_{i-1}} \Delta s_i. \quad (23)$$

当 $|\sigma(i+1)| - |\sigma(i)|$ 小于某一给定值 ε 时, 迭代结束. 同时, 为减小高度方向上的振荡, 设计参考高度变化率及反馈控制量:

$$\bar{L} \cos \sigma_{\text{cmd}} = \bar{L} \cos \sigma_{\text{base}} - k(\dot{h} - \dot{h}_{\text{ref}}), \quad (24)$$

$\dot{h}_{\text{ref}}$ 为参考高度变换率, 为了实现平稳飞行, 本文中参考高度变化率取0, k 为设计变量.

在再入飞行的大部分时间内, 飞行攻角处于最大升阻比附近, 通常采用攻角剖面的形式设计攻角大小, 同时满足过程约束:

$$\alpha = \begin{cases} \alpha_m, & V > V_m, \\ \frac{\alpha_{L/D} - \alpha_m}{V_{L/D} - V_m}(V - V_m) + \alpha_m, & V_{L/D} \leq V \leq V_m, \\ \alpha_{L/D}, & V \leq V_{L/D}, \end{cases} \quad (25)$$

式中 α_m 为较大攻角, 使飞行器在初始阶段快速达到准平稳飞行的状态. $\alpha_{L/D}$ 为最大升阻比攻角, $V_{L/D}$ 和 V_m 为设计变量, 实现对不同飞行阶段攻角大小的控制.

在飞行末段, 为实现满足终端高度约束, 通过设计速度倾角反馈控制的策略调整攻角大小, 设计线性反馈跟踪控制律如下:

$$\theta_d = \arctan \frac{s}{h_0 - h_f}, \quad (26)$$

$$\dot{\theta}_d = -k_\theta |\theta - \theta_d|, \quad (27)$$

θ_d 为期望速度倾角, 可求得需用升力 L_c :

$$L_c = \frac{m}{\cos \sigma} \left[V \dot{\theta}_d + \left(g - \frac{V^2}{r} \right) \cos \theta \right]. \quad (28)$$

通过反插值可得需用攻角, 但是为避免产生大的速度损失, 对于高度的调节应在接近目标点时进行.

航向的调整即倾侧角符号的求取采用传统航向误差走廊的方法实现, 在此不做赘述.

本文采用能量和高度同时判定的形式确定制导是否结束, 具体条件为

$$\begin{cases} e - e_f \leq 0.0006, \\ h - h_f \leq 20, \end{cases} \quad (29)$$

两者满足其一即判定为该制导阶段结束.

4 仿真结果及分析

本文采用CAV-H飞行器的数学模型进行仿真验证^[14], 设置仿真初始及终端条件见表1和2.

假设飞行器探测距离为2000 km, 探测到禁飞区中心经纬度(30°, 40°)、禁飞区半径500 km. 通过Dubins

表 1 初始条件

Table 1 Initial conditions

高度 H (m)	速度 V (m/s)	经度 λ (°)	纬度 φ (°)	速度倾角 θ (°)	航向角 ψ (°)
60000	7200	0	0	0	35

表 2 终端条件

Table 2 Terminal conditions

高度 H (m)	速度 V (m/s)	经度 λ (°)	纬度 φ (°)
25000	2500	60	60

图 5 (网络版彩图)禁飞区规避轨迹(二维)

Figure 5 (Color online) No-fly zone avoidance trajectory (2D).

图 6 (网络版彩图)禁飞区规避轨迹(三维)

Figure 6 (Color online) No-fly zone avoidance trajectory (3D).

图 7 (网络版彩图) (a) 攻角曲线; (b) 倾侧角曲线; (c) 航向角曲线

Figure 7 (Color online) (a) Angle of attack curve; (b) bank angle curve; (c) heading angle curve.

曲线的路径规划策略生成的起始圆起点经纬度为 $(20.72^\circ, 23.71^\circ)$ 、旋转角度 $\theta_1=28.07^\circ$ 、旋转半径 $r_{z1}=3750$ km、虚拟圆心坐标为 $(50.3^\circ, 5.2^\circ)$ 、目标圆起点经纬度为 $(33.6^\circ, 35.5^\circ)$, 图5-7给出了该制导算法下主要飞行参数的仿真计算结果。

上述仿真中未规避制导的状态为全程采用预测校正制导下的仿真结果, 通过对比可以看出, 本文设计的制导算法能够有效实现飞行器对禁飞区的规避, 并在对飞行状态进行预测校正控制后实现高度误差 10.24 m, 速度误差 46.2 m/s, 脱靶量 4561.43 m 的制导精度。

图8为动压、热流、过载约束的满足情况, 三项约束变量均在限定的最大值范围内, 其中过载波动较为

图 8 (网络版彩图) (a) 动压曲线; (b) 热流曲线; (c) 过载曲线

Figure 8 (Color online) (a) Dynamic pressure curve; (b) heating rates curve; (c) overload curve.

频繁并在转入校正制导时出现了一次大的跳变.

为验证该制导方法的有效性及鲁棒性, 进行500次 Monte Carlo 打靶仿真, 设定气动阻力 3σ 下10%的高斯随机偏差, 即 $|\Delta C_D| \leq 10\% |\Delta C_D|$. 假设制导系统对偏差不可知, 采用该制导方法进行自适应规避及校正制导, 仿真结果如图9和10所示.

图9分别给出了500次 Monte Carlo 仿真的脱靶量、速度和高度误差, 从仿真结果可以看出, 终端速度误差 ≤ 60 m/s、脱靶量 ≤ 6 km, 完全能够满足滑翔制导结束的交点精度需求, 同时验证了该制导算法的鲁棒性. 仿真结果中, 高度和速度误差均为正向散布, 造成该现象的原因是, 在采用式(30)的制导终止判定条件时, 大多数情况下会先触发高度判据, 而不会触发能量判据, 因此终端速度误差大, 而高度误差均小于20 m.

图9 (网络版彩图) (a) 脱靶量; (b) 高度误差; (c) 速度误差
Figure 9 (Color online) (a) Miss distance; (b) altitude errors; (c) velocity errors.

图10 (网络版彩图)随机偏差下(a)攻角曲线, (b)倾侧角曲线, (c) 航向角曲线

Figure 10 (Color online) (a) Angle of attack curve, (b) bank angle curve, (c) heading angle curve with random deviation.

5 结论

本文针对再入飞行器禁飞区规避制导问题, 分析了飞行器的机动转弯能力, 得出飞行器平稳飞行状态下倾侧角和机动转弯半径的近似解析关系, 结合机动转弯能力约束, 通过设计基于Dubins曲线的路径规划方法, 求解出合理规避路径; 在规划路径上实时求取虚拟目标点, 设计侧向比例导引实现对虚拟目标的跟踪, 完成禁飞区规避制导; 然后, 通过建立基于能量的运动模型实现规避引起状态误差的校正, 即对终端状态的预测-校正控制; 最后, 通过标称状态仿真和Monte Carlo仿真验证了算法的有效性. 仿真结果表明, 该制导方法能够有效实现飞行器对禁飞区的规避制导, 满足再入过程与终端约束, 具有较强的适应性及鲁棒性,

且计算量小易于工程实现. 但在不同制导阶段切换时存在指令抖动的现象, 这也是下一阶段该算法的优化

方向. 总的来说, 该制导算法能够为再入飞行器的禁飞区规避制导提供一定的参考.

参考文献

- Huang C Q, Guo H F, Ding D L. A survey of trajectory optimization and guidance for hypersonic gliding vehicle (in Chinese). *J Astron*, 2014, 35: 369–379 [黄长强, 国海峰, 丁达理. 高超声速滑翔飞行器轨迹优化与制导综述. *宇航学报*, 2014, 35: 369–379]
- Zhang T B. Integrated Guidance and Control System Design for Reentry Vehicle (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2020. 4–10 [张添保. 再入飞行器的制导控制系统一体化设计. 硕士学位论文. 西安: 西北工业大学, 2020. 4–10]
- Wang Z Y, Tang S J, Guo J, et al. Reentry guidance for hypersonic glide vehicle with multiple path constraints (in Chinese). *Missil Space Vehicles*, 2020, 3: 61–67 [王子瑶, 唐胜景, 郭杰, 等. 多路径约束下的高超声速滑翔飞行器再入制导. *导弹与航天运载技术*, 2020, 3: 61–67]
- Zhang Y L, Xie Y. Review of trajectory planning and guidance methods for gliding vehicles (in Chinese). *Acta Aeron Astron Sin*, 2020, 41: 50–62 [张远龙, 谢愈. 滑翔飞行器弹道规划与制导方法综述. *航空学报*, 2020, 41: 50–62]
- Duan A N, Yan X L. Design of multi-constrained spiral maneuvering variable structure guidance law (in Chinese). *J Solid Rocket Technol*, 2020, 43: 400–406 [段安娜, 闫循良. 多约束螺旋机动变结构制导律设计. *固体火箭技术*, 2020, 43: 400–406]
- Yao Y W, Li H B. The generation of three-dimensional constrained entry trajectories for hypersonic vehicle based on the Gauss pseudospectral method (in Chinese). *Aerospace Control*, 2012, 30: 33–38 [姚寅伟, 李华滨. 基于 Gauss 伪谱法的高超声速飞行器多约束三维再入轨迹优化. *航天控制*, 2012, 30: 33–38]
- Gao X, Zhang L, Wei C Z. Rapid trajectory planning for reentry glide vehicle satisfying no-fly zone constraint (in Chinese). *Tactical Missile Technol*, 2018, 4: 62–67, 94 [高兴, 张璐, 韦常柱. 面向禁飞区约束的再入滑翔飞行器快速轨迹规划. *战术导弹技术*, 2018, 4: 62–67, 94]
- Wang L H, Yang K, Wang N Z, et al. Research of ascent closed-loop guidance for hypersonic vehicles based on hp-adaptive pseudo spectrum method (in Chinese). *Comput Measure Control*, 2019, 27: 136–140, 145 [王荔豪, 杨凯, 王妮芝, 等. 基于 hp-自适应伪谱法的高超声速飞行器上升段闭环制导研究. *计算机测量与控制*, 2019, 27: 136–140, 145]
- Zhao J, Zhou R, Zhang C. Predictor-corrector reentry guidance satisfying no-fly zone constraints (in Chinese). *J Beijing Univ Aeron Astron*, 2015, 41: 864–870 [赵江, 周锐, 张超. 考虑禁飞区规避的预测校正再入制导方法. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41: 864–870]
- Gao Y, Cai G B, Zhang S X, et al. Reentry maneuver guidance for hypersonic glide vehicles under multiple no-fly zones (in Chinese). *J Ordnance Equipm Eng*, 2019, 40: 32–39 [高杨, 蔡光斌, 张胜修, 等. 多禁飞区高超声速滑翔飞行器再入机动制导. *兵器装备工程学报*, 2019, 40: 32–39]
- Yu W, Chen W, Jiang Z, et al. Analytical entry guidance for no-fly-zone avoidance. *Aerospace Sci Tech*, 2018, 72: 426–442
- Li Z, Yang X, Sun X, et al. Improved artificial potential field based lateral entry guidance for waypoints passage and no-fly zones avoidance. *Aerospace Sci Tech*, 2019, 86: 119–131
- Liu Y Z, Xiao C S, Wen Y Q. Motion planning algorithm for unmanned surface vehicle based on Dubins path (in Chinese). *J Comput Appl*, 2017, 37: 2114–2117, 2123 [刘乐柱, 肖长诗, 文元桥. 基于 Dubins 路径的无人艇运动规划算法. *计算机应用*, 2017, 37: 2114–2117, 2123]
- Guan Z Y, Yang D X, Li J, et al. Obstacle avoidance planning algorithm for UAV based on Dubins path (in Chinese). *Transact Beijing Institut Technol*, 2014, 34: 570–575 [关震宇, 杨东晓, 李杰, 等. 基于 Dubins 路径的无人机避障规划算法. *北京理工大学学报*, 2014, 34: 570–575]
- Huang J F. Realization of 3D Dubins path based on differential geometry (in Chinese). *Modern Comput*, 2020, 4: 16–22 [黄金芬. 基于微分几何实现三维 Dubins 路径. *现代计算机*, 2020, 4: 16–22]
- Yeol J W, Ryu Y S, Montalvo M A. Shortest trajectory planning of wheeled mobile robots with constraints. In: 2005 IEEE Proceedings in Networking, Sensing and Control. Tucson: IEEE, 2005. 883–888
- Dubins L E. On plane curves with curvature. *Pacific Math*, 1961, 11: 471–481
- Wang L H, Wang A H, Ke N, et al. Route planning for hypersonic vehicle based on Dubins curves (in Chinese). *J Project Rockets Missil Guid*, 2015, 35: 41–43, 102 [王荔豪, 王爱华, 柯楠, 等. 基于 Dubins 曲线的高超声速飞行器路径规划. *弹箭与制导学报*, 2015, 35: 41–43, 102]
- Yang D, Liu M, Yang L X, et al. Energy suboptimal flight strategy of bank-to-turn maneuver for lifting vehicle (in Chinese). *J Beijing Univ Aeron Astron*, 2016, 42: 2540–2547 [杨丁, 刘明, 杨凌霄, 等. 升力体飞行器能量近似最优倾斜转弯飞行策略. *北京航空航天大学学报*, 2016, 42:

2540–2547]

- 20 Jia P R, Chen K J, He L. Long-range Rocket Ballistics (in Chinese). Changsha: National University of Defense Technology Press, 1993 [贾沛然, 陈克俊, 何力. 远程火箭弹道学. 长沙: 国防科技大学出版社, 1993]

Evasion guidance of re-entry vehicle satisfying no-fly zone constraints based on virtual goals

ZHAO Liang-Bo^{1*}, XU Wei², DONG Chao¹, ZHU Guang-Sheng³ & ZHUANG Ling¹

¹ *Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing 100076, China;*

² *Rocket Force Institute, Beijing 100096, China;*

³ *China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China*

An evasion guidance method based on virtual goals is proposed for re-entry vehicles to avoid a no-fly zone. The guidance method combined with the Dubins curve path planning method and proportion guidance can effectively avoid the no-fly zone based on the maneuverability analysis of the re-entry vehicle. This method designed an energy-based motion model combined with the Quasi equilibrium glide conditions, enabling the prediction-correction guidance to correct the errors caused by evasion and meet the altitude as well as voyage constraints. The simulation shows that the evasion guidance method can effectively avoid the no-fly zone, meet the re-entry terminal constraints, and the algorithm is robust and adaptable.

re-entry vehicle, no-fly zone, virtual goals, maneuvering capability, Dubins curve

PACS: 02.30.Zz, 47.20.Ky, 47.40.Ki, 02.50.Cw, 46.80+j

doi: [10.1360/SSPMA-2021-0084](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2021-0084)