

doi: 10.11918/j.issn.0367-6234.2016.04.016

升力式再入飞行器全程三维自主制导方法

傅瑜¹, 陈阳¹, 李延军¹, 许江涛²

(1.北京宇航系统工程研究所, 100076 北京; 2.哈尔滨工程大学 航天工程系, 15001 哈尔滨)

摘要: 为增强升力式再入飞行器任务的灵活性, 减少射前准备, 实现快速发射和精确打击, 研究一种升力式再入飞行器全程三维自主制导方法。首先, 再入段制导提出通过再入走廊上下边界内插得到阻力加速度剖面, 倾侧角采用两次反转的设计方法, 通过调节阻力加速度剖面的内插值系数和倾侧角的反转点来满足约束和精度的要求; 然后, 下压段仅依靠飞行器当前信息和目标点位置采用比例导引的形式来设计导引律, 并通过对导引系数的实时更新实现以一定的弹道倾角对目标的精度打击; 最后通过对再入段和下压段衔接点处控制指令的平滑过渡, 得到全程三维自主制导方法。蒙特卡洛打靶仿真结果表明, 该制导方法能够导引飞行器在满足再入约束的情况下以规定的弹道倾角对目标实施精确打击, 其中打击偏差小于 10 m, 弹道倾角偏差小于 1.3°。

关键词: 再入飞行器; 全程制导; 再入走廊; 在线规划; 精确打击

中图分类号: V448

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2016)04-0097-07

Three dimensional autonomous guidance method for whole flight of lift reentry vehicle

FU Yu¹, CHEN Yang¹, LI Yanjun¹, XU Jiangtao²

(1.Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, 100076 Beijing, China;

2.Dept. of Astronautics Engineering, Harbin Engineering University, 150001 Harbin, China)

Abstract: In order to enhance mission flexibility, reduce launch preparation, and achieve quick launch and precision strike, a three dimensional autonomous guidance method for lift reentry vehicle's whole flight is studied in this paper. Firstly, a method is proposed for reentry phase, whose drag acceleration profile is obtained by interpolation between upper and lower boundary of entry corridor and two reversals of bank angle. The reentry process constraints and precision can be met by adjusting interpolation factor of the drag acceleration profile and reversal point of the bank angle. Then, the hit phase guidance law is designed in the form of proportional navigation guidance law based on vehicle and target position. The vehicle can strike target exactly with certain precision by updating the guidance coefficient in real time. Lastly, the whole flight guidance method is obtained using smooth transition at the joint point control commands of entry phase and hit phase. Monte Carlo simulation results show that the guidance method can guide the vehicle to strike target exactly with certain precision and meet process constraints, and the hit deviation is less than 10 m, the angle deviation is less than 1.3°.

Keywords: lift reentry vehicle; whole flight guidance; entry corridor; online planning; precision strike

升力式再入飞行器飞行距离远、机动能力强, 可在短时间内实现对全球任意目标的精确打击, 具有重要的军事意义, 正受到世界各军事大国的关注。升力式再入飞行器由助推火箭助推至一定高度后分离, 然后在大气层内进行滑翔飞行至目标点附近, 最

后下压以一定的弹道倾角对目标实行精确打击。在整个飞行全过程中, 由于大气的存在, 其环境极其复杂, 要保证飞行器安全地到达目标上空, 并实行对目标的精确打击, 具有较大的难度和挑战性。为此, 开展升力式再入飞行器全程三维自主制导方法具有重要意义和应用价值, 其主要涉及再入段制导、下压段制导以及两段间的平稳过渡等。

目前航天飞机的再入段制导是反复经过工程实践检验, 较为成熟的升力式再入制导方法^[1], 同时

收稿日期: 2014-11-24.

基金项目: 国家自然科学基金面上项目(11372080).

作者简介: 傅瑜(1985—), 男, 工程师.

通信作者: 傅瑜, fuyulucky13@163.com.

阿依华州立大学^[2-4]和加利福尼亚大学^[5-7]研究的再入制导方法也引起了众多学者的研究兴趣.对于下压段制导,自从 1973 年 Kim 等^[8]首次在机动弹头的末端制导中引入落角约束以来,国内外的学者针对不同的应用背景,应用最优控制^[9]、滑模控制^[10]、自适应控制等控制理论提出了多种具有终端角度约束的导引律^[11-15],而对于升力式再入飞行器全程制导方法至今没有出现完整的研究文献.本文研究了一种能够满足再入约束、射程和航向角要求,以一定弹道倾角对目标实施精确打击的升力式再入飞行器全程三维自主制导方法,该方法由再入段制导、下压段制导以及两段间平滑过渡方式组成.

1 以能量为自变量的归一化再入运动数学模型

升力式再入飞行器在再入过程中所具有能量不断减少,同时由于再入的起始和末端状态为给定的要求值,其对应的能量就为已知值,相比飞行时间为未知而言,能量是一个很好的自变量,在无需精确获得飞行时间的情况下就可积分再入运动方程.取再入过程中的能量 E 的表达式如下:

$$E = \frac{V^2}{2} - \frac{\mu}{r}.$$

式中: V 为再入飞行器相对于地球大气的速度; r 为飞行器质心到地心的距离; μ 为地球引力常数.

为了提高再入制导相关算法迭代计算的收敛性,需对再入飞行器的运动模型进行相应的归一化.

能量归一化的形式 \bar{E} 为

$$\bar{E} = \frac{1}{2}\bar{V}^2 - \frac{1}{\bar{r}}.$$

式中: \bar{V} 为相对地球的归一化速度, \bar{r} 为归一化的地心距离.

在忽略地球自转和扁率的情况下,将 \bar{E} 对归一化的时间 τ 求导可得

$$\frac{d\bar{E}}{d\tau} = -\bar{D}\bar{V}, \quad (1)$$

式中 \bar{D} 为归一化的阻力加速度.

根据式(1)再结合归一化的再入动力学模型,将对时间的导数变成对归一化能量的导数,最终得到数学模型为:

$$\begin{aligned} \dot{\bar{V}} &= \frac{1}{\bar{V}} - \frac{\bar{g}'_r}{\bar{D}\bar{V}} \sin \gamma - \frac{\bar{g}_{\omega_e}}{\bar{D}\bar{V}} (\sin \gamma \sin \varphi + \cos \gamma \cos \varphi \cos \psi) - \\ &\frac{\bar{\omega}_e^2 \bar{r}}{\bar{D}\bar{V}} \cos \varphi (\sin \gamma \cos \varphi - \cos \gamma \sin \varphi \cos \psi), \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\gamma} &= -\frac{\bar{L}}{\bar{D}\bar{V}^2} \cos \sigma - \frac{\bar{g}'_r}{\bar{D}\bar{V}^2} \cos \gamma - \frac{\cos \gamma}{\bar{D}\bar{r}} - \frac{\bar{g}_{\omega_e}}{\bar{D}\bar{V}^2} (\cos \gamma \sin \varphi - \\ &\sin \gamma \cos \varphi \cos \psi) - \frac{2\bar{\omega}_e}{\bar{D}\bar{V}} \cos \varphi \sin \psi - \\ &\frac{\bar{\omega}_e^2 \bar{r} \cos \varphi}{\bar{D}\bar{V}^2} (\cos \gamma \cos \varphi + \sin \gamma \sin \varphi \cos \psi), \\ \dot{\psi} &= -\frac{\bar{L}}{\bar{D}\bar{V}^2 \cos \gamma} \sin \sigma + \frac{\bar{g}_{\omega_e}}{\bar{D}\bar{V}^2 \cos \gamma} \cos \varphi \sin \psi - \\ &\frac{\cos \gamma \sin \psi \tan \varphi}{\bar{D}\bar{r}} + \frac{2\bar{\omega}_e}{\bar{D}\bar{V}} (\cos \varphi \cos \psi \tan \gamma - \\ &\sin \varphi) - \frac{\bar{\omega}_e^2 \bar{r}}{\bar{D}\bar{V}^2 \cos \gamma} \sin \psi \sin \varphi \cos \varphi, \\ \dot{r} &= -\frac{\sin \gamma}{\bar{D}}, \\ \dot{\theta} &= -\frac{\cos \gamma \sin \psi}{\bar{D}\bar{r} \cos \varphi}, \\ \dot{\varphi} &= -\frac{\cos \gamma \cos \psi}{\bar{D}\bar{r}}. \end{aligned} \quad (2)$$

式中: \bar{g}'_r 为归一化的引力加速度沿地心矢径方向的分量; \bar{g}_{ω_e} 为归一化的引力加速度沿地球自转角速度方向的分量; γ 为飞行路径角; φ 为地心纬度; θ 为经度; ψ 为航向角,是速度矢量沿当地水平面的分量与正北的夹角; \bar{L} 为归一化的升力加速度; σ 为倾侧角; $\bar{\omega}_e$ 为归一化的地球自转角速度.同时式(2)中左边状态变量的导数都是对归一化能量的导数.

2 约束模型

再入飞行器全程飞行过程中需要满足过程约束、控制约束以及相关的末端约束.

2.1 过程约束

过程约束主要包括动压、法向过载、驻点热流约束以及拟平衡滑翔条件,对应的归一化模型分别为:

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho \bar{V}^2 \leq \frac{q_{\max}}{\mu/r_e},$$

$$\bar{n}_y = \frac{\bar{N}}{g_e} \leq \frac{n_{\max}}{\mu/r_e^2},$$

$$\dot{Q} = k_s \rho^{0.5} \bar{V}^{3.15} \leq \dot{Q}_{\max},$$

$$\bar{L} - \frac{1}{\bar{r}^2} + \frac{\bar{V}^2}{\bar{r}} \geq 0.$$

式中: \bar{q} 为归一化的动压; \bar{n}_y 为归一化的法向过载; \dot{Q} 为驻点热流; ρ 为大气密度; q_{\max} 为给定的动压约束;

n_{\max} 为给定的法向过载约束; Q_{\max} 为给定的最大驻点热流约束; μ 为地球引力常量; r_e 为再入点的地心距; g_e 为再入点的引力加速度; \bar{N} 为归一化的法向加速度; k_s 为热流系数。

2.2 控制约束

控制约束为:

$$\begin{aligned} \alpha &\leq \alpha_{\max}, \\ |\sigma| &\leq \sigma_{\max}. \end{aligned}$$

式中: α 为攻角; α_{\max} 、 σ_{\max} 分别为最大攻角、最大倾侧角。

2.3 末端约束

末端约束主要有再入段末端约束和下压段末端约束,其中再入段末端约束为:

$$\begin{aligned} |h_f - h_{fc}| &\leq \Delta h, \\ |V_f - V_{fc}| &\leq \Delta V, \\ |s_{th} - s_c| &\leq \Delta s, \\ |\Delta\psi| &\leq C. \end{aligned}$$

式中: h_f 、 V_f 、 s_{th} 分别为再入段末端高度、速度以及距目标点的距离; h_{fc} 、 V_{fc} 、 s_c 分别为要求的再入末端高度、速度以及距目标点距离的约束值; Δh 、 ΔV 、 Δs 分别为再入末端高度误差、速度误差以及距目标点距离误差的允许值; $\Delta\psi$ 为末端航向角偏差; C 为其允许值。

下压段末端约束为:

$$\begin{aligned} h_z &= h_t, \\ s_z &= 0, \\ \gamma_z &\leq \gamma_t. \end{aligned}$$

式中: h_z 、 s_z 、 γ_z 分别为下压段末端高度、与目标点的距离、飞行路径角; h_t 为目标点高度; γ_t 为要求的弹道倾角值。

3 再入段制导方法

3.1 轨迹规划方法

轨迹规划基于阻力加速度剖面设计,阻力加速度剖面采用再入走廊上下边界内插得到,如图1所示。

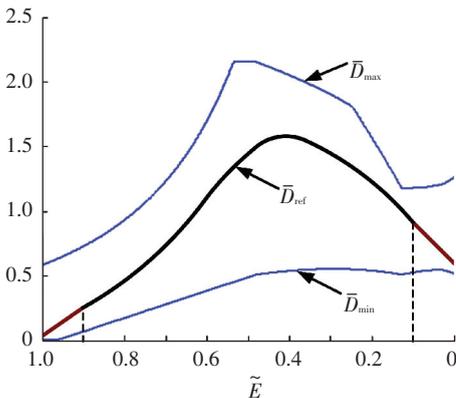


图1 参考阻力加速度剖面示意

阻力加速度剖面的具体设计形式为

$$\bar{D}_{\text{ref}} = \begin{cases} \bar{D}_0 + \frac{\bar{D}_1 - \bar{D}_0}{\bar{E}_1 - \bar{E}_0}(\bar{E} - \bar{E}_0), & 1.0 \geq \bar{E} > 0.9; \\ p_x \bar{D}_{\max} + (1 - p_x) \bar{D}_{\min}, & 0.9 \geq \bar{E} \geq 0.1; \\ \bar{D}_f + \frac{\bar{D}_2 - \bar{D}_f}{\bar{E}_2 - \bar{E}_f}(\bar{E} - \bar{E}_f), & 0.1 > \bar{E} \geq 0. \end{cases} \quad (3)$$

式中: \bar{D}_0 、 \bar{D}_f 分别为归一化的起始和末端的阻力加速度; \bar{E}_0 、 \bar{E}_f 分别为归一化的起始和末端的能量; \bar{E} 为归一化的能量,且有 $\bar{E} = \frac{\bar{E} - \bar{E}_f}{\bar{E}_0 - \bar{E}_f}$; \bar{D}_1 、 \bar{E}_1 分别为 $\bar{E} = 0.9$ 处的归一化的阻力加速度和能量; \bar{D}_2 、 \bar{E}_2 分别为 $\bar{E} = 0.1$ 处的归一化的阻力加速度和能量; \bar{D}_{\max} 为阻力加速度上边界; \bar{D}_{\min} 为阻力加速度下边界; \bar{E} 为当前的归一化能量; p_x 为内插系数,为阻力加速度剖面调节系数, $0 \leq p_x \leq 1$ 。

由于轨迹规划采用阻力加速度剖面设计,阻力加速度剖面又由再入走廊上下边界内插得到,所以阻力加速度剖面一定在再入走廊内,可以有效满足再入过程中的过程约束。同时再入段末端的阻力加速度和能量能够有效保证末端的速度和高度,因此再入段末端还需满足到目标点距离以及航向角约束。满足两个约束至少需要两个可以调节的参数,内插值系数 p_x 可以作为一个调节参数,为此倾侧角至少需要进行一次反转,将反转点归一化的能量作为一个调节的参数。但如果倾侧角只进行一次反转,当倾侧角反转完成后,能够调节的参数仅剩内插值系数 p_x ,无法再同时满足到目标点距离以及末端航向角两约束的要求,参考轨迹不能较好地更新。为此倾侧角进行两次反转,将两次反转点归一化的能量 \tilde{E}_3 、 \tilde{E}_4 作为可以调节参数, \tilde{E}_4 为靠近末端的反转点。当飞行器没有飞过第1个反转点时,固定 \tilde{E}_4 ,调节 p_x 和 \tilde{E}_3 更新轨迹;当飞行器飞过第1个反转点时,调节 p_x 和 \tilde{E}_4 更新轨迹;当飞过第2个反转点时,不再更新轨迹。不失一般性,以 p_x 和 \tilde{E}_3 更新为例,给出具体的更新方法如下。

1) 给出 p_x 、 \tilde{E}_3 的初值为 p_x^0 、 \tilde{E}_3^0 。
2) p_x^0 给定后,由式(3)确定阻力加速度剖面,也

即不同的 \bar{E} 对应的 \bar{D}_{ref} 值唯一确定, 而 \bar{E} 和 \bar{D}_{ref} 又由 \bar{r} 和 \bar{V} 决定, 为此采用迭代法求得 \bar{r} 、 \bar{V} , 获得不同 \bar{E} 对应的 \bar{r} 后采用差分法可以求得 \bar{r} 对 \bar{E} 的导数 $\dot{\bar{r}}$, 再采用式(4)获得飞行路径角 γ 的值为

$$\gamma = \arcsin(-\dot{\bar{r}}\bar{D}_{\text{ref}}), \quad (4)$$

同理, 将不同 \bar{E} 对应的 γ 采用差分法获得 γ 对 \bar{E} 的导数 $\dot{\gamma}$, 采用式(5)获得倾侧角 σ 的大小 $|\sigma|$ 为

$$|\sigma| = \arccos \left\{ \frac{1}{L} \left[-\dot{\bar{g}}_r' \cos \gamma - \frac{\bar{V}^2 \cos \gamma}{\bar{r}} - \dot{\bar{g}}_{\omega_e} (\cos \gamma \sin \varphi - \sin \gamma \cos \varphi \cos \psi) - \frac{\bar{D}_{\text{ref}} \bar{V}^2 \dot{\gamma} - 2\dot{\bar{\omega}}_e \bar{V} \cos \varphi \sin \psi - \dot{\bar{\omega}}_e^2 \bar{r} \cos \varphi (\cos \gamma \cos \varphi + \sin \gamma \sin \varphi \cos \psi)}{\bar{r}} \right] \right\}. \quad (5)$$

3) 确定倾侧角符号: $1 \sim \tilde{E}_3$ 段倾侧角符号使飞行器的航向角与再入点至目标点的球面方位角的偏差值增大; $\tilde{E}_3 \sim \tilde{E}_4$ 段的倾侧角与 $1 \sim \tilde{E}_3$ 反号; $\tilde{E}_4 \sim 0$ 段的倾侧角与 $\tilde{E}_3 \sim \tilde{E}_4$ 段反号。

4) 获得不同 \bar{E} 下的 \bar{D}_{ref} 、 \bar{r} 、 \bar{V} 、 γ 以及 σ 后, 积分求得末端点的经纬度和航向角为:

$$\begin{aligned} \dot{\psi} &= -\frac{\dot{\bar{L}}}{\bar{D} \bar{V}^2 \cos \gamma} \sin \sigma + \frac{\dot{\bar{g}}_{\omega_e}}{\bar{D} \bar{V}^2 \cos \gamma} \cos \varphi \sin \psi - \\ &\frac{\cos \gamma \sin \psi \tan \varphi}{\bar{D} \dot{\bar{r}}} + \frac{2\dot{\bar{\omega}}_e}{\bar{D} \bar{V}} (\cos \varphi \cos \psi \tan \gamma - \sin \varphi) - \\ &\frac{\dot{\bar{\omega}}_e^2 \bar{r}}{\bar{D} \bar{V}^2 \cos \gamma} \sin \psi \sin \varphi \cos \varphi, \\ \dot{\theta} &= -\frac{\cos \gamma \sin \psi}{\bar{D} \dot{\bar{r}} \cos \varphi}, \\ \dot{\varphi} &= -\frac{\cos \gamma \cos \psi}{\bar{D} \dot{\bar{r}}}. \end{aligned} \quad (6)$$

5) 根据求得的末端点航向角和经纬度, 可以得到航向角偏差和与目标点的距离, 再结合相应的约束, 采用牛顿迭代法可以迭代求解获得满足约束的 p_x 、 \tilde{E}_3 值。

3.2 轨迹跟踪方法

由轨迹规划可以获得攻角和倾侧角指令, 但由于在轨迹规划时存在一定的假设和简化, 如果飞行器按照轨迹规划中的攻角和倾侧角指令进行飞行, 则跟踪不上规划出的轨迹剖面, 有可能使飞行器不满足过程约束和终端约束, 为此需要对攻角指令和倾侧角指令进行修正。为了使跟踪方法简单容易实现, 攻角采用给定的攻角剖面值, 只对倾侧角指令进行修正。

攻角指令 α_{cmd} 为

$$\alpha_{\text{cmd}} = \begin{cases} \alpha_1, & V \geq V_1; \\ \alpha_1 - \frac{(\alpha_1 - \alpha_2)}{(V_1 - V_2)}(V_1 - V), & V_1 > V > V_2; \\ \alpha_2, & V \leq V_2. \end{cases}$$

式中: α_1 、 α_2 、 V_1 、 V_2 分别为根据轨迹分析所取得定值。

倾侧角指令 σ_{cmd} 为

$$\sigma_{\text{cmd}} = k_{\sigma} \sigma_{\text{cmd}}^{\gamma} + (1 - k_{\sigma}) \sigma_{\text{cmd}}^{\psi},$$

且有:

$$k_{\sigma} = \begin{cases} 1, & 1.0 \geq \tilde{E} \geq \tilde{E}_4; \\ 0.6 + \frac{1 - 0.6}{\tilde{E}_4 - \tilde{E}_f} (\tilde{E} - \tilde{E}_f), & \tilde{E}_4 > \tilde{E} \geq 0. \end{cases}$$

$$\sigma_{\text{cmd}}^{\gamma} = \text{sgn}(\sigma_{\text{ref}}) (|\sigma_{\text{ref}}| + k_p (D - D_{\text{ref}}) + k_d (\dot{r} - \dot{r}_{\text{ref}}) + k_i \int (D - D_{\text{ref}}) dt).$$

式中: $\text{sgn}(\sigma_{\text{ref}})$ 为由轨迹规划获得的倾侧角的符号; k_p 、 k_d 、 k_i 分别为常数; σ_{ref} 、 \dot{r}_{ref} 、 D_{ref} 分别为轨迹规划获得的倾侧角、与地心距离的变化率以及阻力加速度; \dot{r} 、 D 分别为当前到地心距离的变化率以及阻力加速度。 $\sigma_{\text{cmd}}^{\psi}$ 先由式(7)求得 $\dot{\psi}_{\text{cmd}}$, 再通过式(6)中的 ψ 求得

$$\dot{\psi}_{\text{cmd}} = \dot{\psi}_{\text{ref}} + k_1 (\psi_{\text{ref}} - \psi) + k_2 \int (\psi_{\text{ref}} - \psi) dE. \quad (7)$$

式中: k_1 、 k_2 分别为常数; ψ_{ref} 、 $\dot{\psi}_{\text{ref}}$ 分别为由轨迹规划得到的航向角和航向角变化率; ψ 为当前航向角。

4 下压段制导方法

4.1 下压段制导问题描述

下压段制导的目的主要是导引飞行器以一定的弹道倾角对目标进行精确打击, 并且不过多地依赖于目标的信息。为了较好地对问题进行描述, 如图 2 所示在目标点建立固连坐标系 $o_i x_i y_i z_i$, 坐标原点 o_i 为目标点, $o_i x_i$ 、 $o_i y_i$ 轴均在水平面内, 分别指向东向和北向, $o_i z_i$ 轴与 $o_i x_i$ 、 $o_i y_i$ 轴组成右手坐标系。

图 2 中 r_{mt} 为再入飞行器到目标点的距离, s 为再入飞行器在 $o_i x_i y_i$ 面上的投影到目标点的距离, θ_i 为再入飞行器与目标点的方位角, 与 $o_i x_i$ 轴逆时针方向的角度为正, 取值范围为 $-\pi \leq \theta_i < \pi$, e_i 为再入飞行器与目标点的高低角, 在 $o_i x_i y_i$ 平面上方为正, 下方为负, 取值范围为 $-\pi/2 \leq e_i \leq \pi/2$ 。

若飞行器要以一定的弹道倾角精确命中目标, 则需满足:

$$\begin{aligned} x_f &= y_f = z_f = 0, \\ \gamma_f &= \Gamma_f. \end{aligned}$$

式中: x_f 、 y_f 、 z_f 分别为飞行器在弹道终端相对目标点

固连坐标系 $o_t x_t y_t z_t$ 上3个方向的分量; Γ_f 为给定的弹道倾角约束。

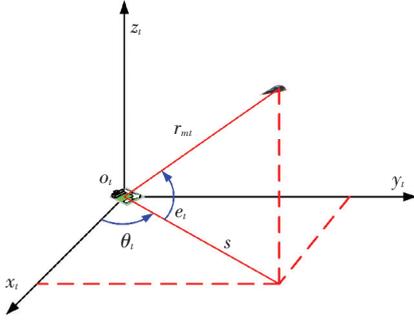


图2 目标点的固连坐标系示意

则根据飞行器当前点的经度 λ 、纬度 φ 和地心距 r

$$C = \begin{bmatrix} \cos \Delta\lambda & -\sin \Delta\lambda \sin \varphi & \cos \varphi \sin \Delta\lambda \\ \sin \Delta\lambda \sin \varphi_t & \cos \varphi \cos \varphi_t + \cos \Delta\lambda \sin \varphi \sin \varphi_t & \sin \varphi \cos \varphi_t - \cos \Delta\lambda \cos \varphi \sin \varphi_t \\ -\sin \Delta\lambda \cos \varphi_t & \cos \varphi \sin \varphi_t - \cos \Delta\lambda \sin \varphi \cos \varphi_t & \sin \varphi \sin \varphi_t + \cos \Delta\lambda \cos \varphi \cos \varphi_t \end{bmatrix}$$

则飞行器在目标点固连坐标系上的方位角 θ_t 可通过以下方法求得:

- 1) 当 $x > 0$ 时, $\theta_t = \arctan \frac{y}{x}$;
- 2) 当 $x < 0$ 时, $\theta_t = \pi + \arctan \frac{y}{x}$;
- 3) 当 $x = 0$ 时, 如果 $y > 0$, $\theta_t = \pi/2$; 如果 $y < 0$, $\theta_t = -\pi/2$. 通过上述步骤后, 若 $\theta_t \geq \pi$, 则 $\theta_t = \theta_t - 2\pi$.

对于方位角 θ_t 的导数, $\dot{\theta}_t$ 有

$$\dot{\theta}_t = \frac{1}{s^2} (x\dot{y} - \dot{x}y),$$

式中 $s = \sqrt{x^2 + y^2}$. 则飞行器在目标点东北天坐标系上的高低角 e_t ($-\pi/2 \sim \pi/2$) 通过式(8)求得

$$e_t = \arcsin \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}} \quad (8)$$

对于高低角 e_t 的导数, \dot{e}_t 有

$$\dot{e}_t = \frac{1}{r_{mt}^2} \left(sz - z \frac{x\dot{x} + y\dot{y}}{s} \right)$$

4.2 自适应制导算法

取如下制导指令:

$$\begin{aligned} \dot{\psi}_{com} &= -\lambda_1 \dot{\theta}_t, \\ \dot{\gamma}_{com} &= -\lambda_2 \dot{e}_t. \end{aligned}$$

式中: λ_1 、 λ_2 分别为制导参数. 通过理论分析得到:

- 1) 对于任意的 V , 若 $\lambda_1 > 1$ 和 $\lambda_2 > 1$ 同时成立, 则必有 $r_{mt} = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \rightarrow 0$;
- 2) 对于任意的 V , 若 $\lambda_1 > 2$ 与 $\lambda_2 > 2$ 成立, 则飞行器最终将以直线形式不断逼近目标, 并且末端满足 $\theta_t + \psi = -\pi/2$ 和 $e_t + \gamma = 0$.

通过上述分析可以得到相应的制导流程如图3所示。

可以得到飞行器在目标点固连坐标系的坐标 x, y, z 为

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r \cos \varphi \sin \Delta\lambda \\ r \sin \varphi \cos \varphi_t - r \cos \varphi \sin \varphi_t \cos \Delta\lambda \\ r \sin \varphi \sin \varphi_t + r \cos \varphi \cos \varphi_t \cos \Delta\lambda \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ R_t \end{bmatrix}$$

式中: φ_t 为目标点纬度; $\Delta\lambda = \lambda - \lambda_t$; R_t 为目标点处的地心距。

则飞行器相对目标点固连坐标系的位置变化率 $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ 为

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} V \cos \gamma \sin \psi \\ V \cos \gamma \cos \psi \\ V \sin \gamma \end{bmatrix},$$

式中 V 为飞行器相对地球的速度, 且有

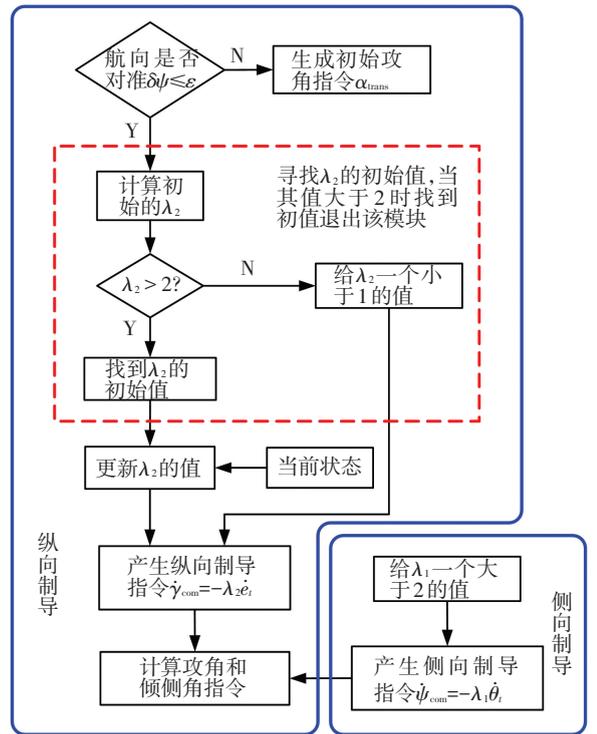


图3 自适应制导流程

图3中 $\delta\psi$ 可计算为

$$\delta\psi = |\psi + \theta_t + \pi/2| \leq \varepsilon,$$

ε 为给定的小量。

λ_2 的初值、更新计算公式为:

$$\lambda_2 = \frac{\Gamma_f - \gamma}{\Gamma_f + e_t},$$

$$\dot{\lambda}_2 = (\kappa_2/z) \dot{z} \left(\lambda_2 + \frac{\Gamma_f - \gamma}{-\Gamma_f - e_t} \right),$$

式中 κ_2 为给定参数。

当获得 $\dot{\psi}_{com}, \dot{\gamma}_{com}$ 后, 可以通过以下步骤获得

$\alpha_{com}, \sigma_{com}$ 。

1) 由式(9)计算 L_{com} 为

$$L_{com} = \text{sgn}(\dot{V}\dot{\gamma}_{com} + g\cos \gamma) \times \sqrt{(\dot{V}\dot{\psi}_{com}\cos \gamma)^2 + (\dot{V}\dot{\gamma}_{com} + g\cos \gamma)^2} \quad (9)$$

式中: $\text{sgn}(\dot{V}\dot{\gamma}_{com} + g\cos \gamma)$ 为取 $\dot{V}\dot{\gamma}_{com} + g\cos \gamma$ 的符号; g 为飞行器当前位置的引力加速度.

2) 由式(10)计算得到 C_{Lcom} 为

$$\frac{1}{2}\rho V^2 S C_{Lcom} = L_{com}, \quad (10)$$

式中 S 为飞行器的参考面积.

3) 得到 C_{Lcom} , 根据气动参数, 利用牛顿迭代即可得到 α_{com} , 当 α_{com} 达到极值限制时, 就取相应的极值.

4) 通过式(11)获得 σ_{com} , 当 σ_{com} 达到极值限制时, 就取相应的极值为

$$\sigma_{com} = \arcsin(mV\dot{\psi}_{com}\cos \gamma/L_{com}). \quad (11)$$

5 再入段和下压段平稳过渡方法

通过再入段制导方法可以获得再入段的攻角和倾侧角指令, 从而导引飞行器在满足动压、过载、气动热、射程等约束的基础上顺利到达目标点上空; 通过下压段制导方法可以获得下压段的攻角和倾侧角指令, 从而导引飞行器以一定的弹道倾角精确命中目标. 但由于再入段和下压段的环境、制导需求以及制导方法不同, 必然导致再入段和下压段衔接点处各自生成的攻角和倾侧角指令不一致, 为此为保证飞行器再入段和下压段的平稳过渡, 需要以再入段

和下压段衔接点为起点对下压段的攻角和倾侧角进行平稳过渡.

通过自适应制导算法可以看出: 下压段初期需要使 $\delta\psi \leq \varepsilon$, 为此可以采用最大升阻比攻角使飞行器有较大的机动能力, 来尽快满足 $\delta\psi \leq \varepsilon$, 但对倾侧角没有特殊要求, 其直接由指令式(11)生成. 为此, 再入段和下压段平稳过渡的主要问题就是, 使再入段末端时刻的攻角 α_0 和倾侧角 σ_0 , 分别平稳过渡为最大升阻比攻角 α^* 和下压段产生的倾侧角指令 σ_{com} . α_{trans} 、 σ_{trans} 分别采用式(12)、(13)进行平稳过渡:

$$\alpha_{trans} = \alpha^* + (\alpha_0 - \alpha^*)e^{-t/T}, \quad (12)$$

$$\sigma_{trans} = \sigma_{com} + (\sigma_0 - \sigma_{com})e^{-t/T}. \quad (13)$$

式中: t 为下压段的飞行时间, 下压段开始时刻 $t=0$; T 为末制导的时间常数, 为一给定值.

从式(12)、(13)可以看出: 在下压段开始时刻攻角和倾侧角分别为 α_0 和 σ_0 , 与再入段末端相同, 不会出现跳点; 同时随着时间的增加 $e^{-t/T}$ 接近于零, 攻角和倾侧角逐渐过渡为 α^* 和 σ_{com} .

6 仿真分析

为了验证本文研究的再入飞行器全程三维自主制导方法的适应性和制导精度, 取表 1 中的初始条件、表 2 中的约束条件、表 3 中的干扰进行蒙特卡洛打靶仿真, 仿真过程中当飞行器未飞过第 1 个反转点时每 100 s 重新规划一次轨迹, 当飞过第 1 个反转点后每 20 s 重新规划一次轨迹. 相应的仿真结果如图 4~9 所示.

表 1 仿真初始条件

再入高度/km	再入速度/(m·s ⁻¹)	再入飞行路 径角/(°)	再入航向 角/(°)	再入点经 度/(°)	再入点纬 度/(°)	目标点经 度/(°)	目标点纬 度/(°)
100	7 500	-2.0	38.0	-110.0	-10.0	-81.0	19.5

表 2 约束条件

q_{max}/kPa	n_{max}	$\dot{Q}_{max}/(\text{kw} \cdot \text{m}^{-2})$	h_{fc}/km	$V_{fc}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	s_c/km	$\Delta h/\text{km}$	$\Delta V/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$\Delta s/\text{km}$	$C/(\text{°})$	$\gamma_t/(\text{°})$
13	3.0	4.0×10^3	30	900	30	5	100	5	5	85

表 3 仿真偏差量

偏差值	再入点速度偏 差/(m·s ⁻¹)	再入点地心 距偏差/km	再入点航向 角偏差/(°)	再入点飞行路 径角偏差/(°)	再入点经度 偏差/(°)	再入点地心纬 度偏差/(°)	质量 偏差/%	大气密度 偏差/%	气动系数 偏差/%
均值	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3σ 值	100.0	1.0	1.0	0.5	0.1	0.1	10.0	10.0	10.0

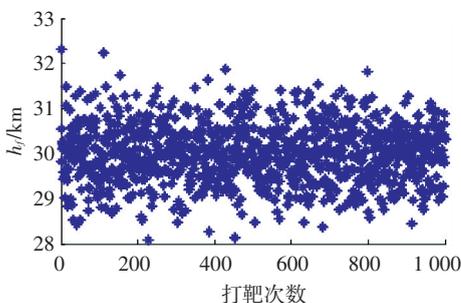


图 4 再入段末端高度

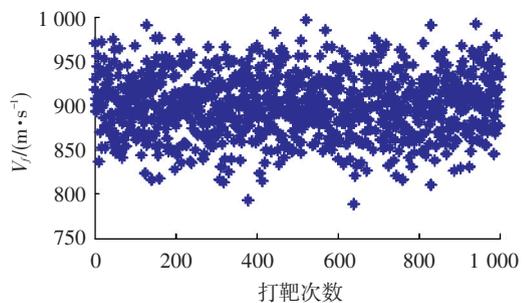


图 5 再入段末端速度

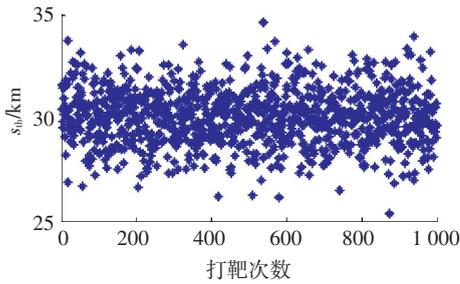


图6 再入段末端距目标点的距离

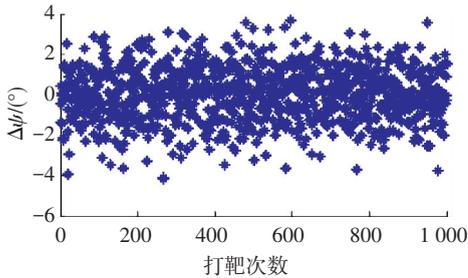


图7 再入段末端航向角误差

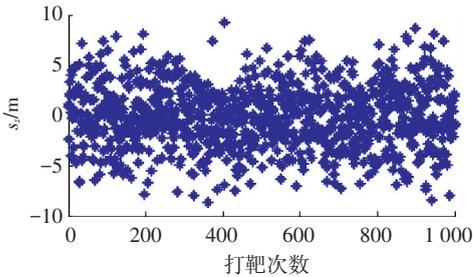


图8 下压段末端距目标点的距离

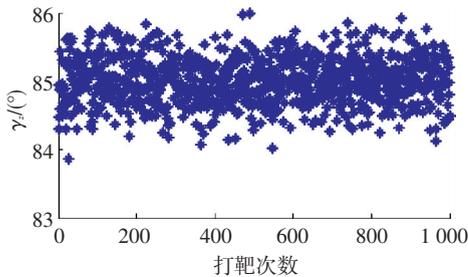


图9 打击的弹道倾角

从图4中可以看出再入段末端高度在30 km左右,最大偏差为2 km,满足再入段末端高度约束;从图5中可以看出再入段末端速度在900 m左右,最大偏差为100 m,满足再入段末端速度约束;从图6中可以看出再入段末端距目标点的距离为30 km左右,最大偏差为4 km,满足再入段末端距离约束;从图7中可以看出再入段末端航向角的最大误差为4°,满足再入段末端航向角约束;从图8中可以看出,该制导方法对目标打击的偏差均小于10 m;从图9中可以看出打击的弹道倾角在85°左右,最大偏差为1.3°。

7 结论

1) 本文给出的再入段制导方法,基于再入走廊设计,最多只需调节两个参数即可获得满足再入和末端约束的再入轨迹,轨迹规划运算量少,可以实现

在线规划,满足自主制导要求。

2) 本文研究的下压段制导,基于传统的比例导引形式,但实时更新制导参数,能够满足以规定的弹道倾角对目标实施精确打击。

3) 通过再入段和下压段控制指令间的平滑过渡实现了再入飞行器全程三维自主制导方法,其打击偏差小于10 m,弹道倾角偏差小于1.3°。

参考文献

- [1] ZIMPFER D, HATTIS P, RUPPERT J, et al. Space shuttle gn&c development history and evolution [C]// Proceedings of the AIAA SPACE 2011 Conference and Exposition. California: AIAA, 2011.
- [2] LU Ping. Asymptotic analysis of quasi-equilibrium glide in lifting entry flight[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(3): 662-670.
- [3] LU Ping. Entry trajectory optimization with analytical feedback bank angle law [C]// Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Hawaii: AIAA, 2008.
- [4] LU Ping, XUE Songbai. Rapid generation of accurate entry landing footprints[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(3): 756-767.
- [5] WAGNER J J, WILHITE A W, STANLEY D O, et al. An adaptive real time atmospheric prediction algorithm for entry vehicles [C]// Proceedings of the 3rd AIAA Atmospheric Space Environments Conference. Hawaii: AIAA, 2011.
- [6] SARAF A, LEAVITT J A, CHEN D T, et al. Design and evaluation of an acceleration guidance algorithm for entry [C]// Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Austin: AIAA, 2003.
- [7] XUE Songbai, LU Ping. Constrained predictor-corrector entry guidance [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(4): 1273-1281.
- [8] KIM M, GRIDER K V. Terminal guidance for impact attitude angle constrained flight trajectories [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1973, 9(6): 852-859.
- [9] 王铀, 赵辉, 翁兴伟. 带攻击角度约束的机动目标 SUAV 三维末制导律研究[J]. 光电与控制, 2012, 19(9): 8-12.
- [10] 孙未蒙, 郑志强. 一种多约束条件下的三维变结构制导律[J]. 宇航学报, 2007, 28(2): 344-349.
- [11] LU Ping, DOMAN D B, SCHIERMAN J D. Adaptive terminal guidance for hypervelocity impact in specified direction [C]// Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco: AIAA, 2005: 2108-2129.
- [12] YURI Ulybyshev. Terminal guidance law based on proportional navigation [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, 28(4): 821-824.
- [13] ASHWINI R, DEBASISH G. Impact angle constrained interception of stationary targets [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(6): 1816-1821.
- [14] HU Zhengdong, CAI Hong. An adaptive proportional guidance law against ground stationary target [C]// Proceedings of the 2nd International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics. Shenzhen: IEEE, 2008: 1-5.
- [15] 蔡洪, 胡正东, 曹渊. 具有终端角度约束的导引律综述[J]. 宇航学报, 2010, 31(2): 315-323. (编辑 张红)