

文章编号: 1001-0920(2013)05-0688-07

三维自主再入制导方法

郭继峰, 傅瑜, 崔乃刚

(哈尔滨工业大学 航天工程系, 哈尔滨 150001)

摘要: 基于阻力加速度-能量剖面设计, 提出一种新的三维自主再入制导方法. 该方法的阻力加速度-能量剖面由再入走廊上边界和下边界内插得到, 倾侧角采用两次反转模式, 轨迹规划同时考虑了飞行器的纵向和横向运动, 并具有在线生成三维轨迹的能力. 最后对制导方法的适应性进行了仿真分析, 仿真结果表明给出的再入制导方法能适应不同情况的再入, 使飞行器在具有较好轨迹特性的同时以较高的精度到达末端能量管理界面.

关键词: 再入飞行器; 再入制导; 再入走廊; 三维轨迹规划; 轨迹跟踪

中图分类号: V412.1

文献标志码: A

Three dimensional autonomous entry guidance method

GUO Ji-feng, FU Yu, CUI Nai-gang

(Department of Astronautics Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China. Correspondent: FU Yu, E-mail: fuyulucky13@163.com)

Abstract: A new three dimensional autonomous entry guidance method designed based on drag acceleration versus energy profile is proposed. The drag acceleration versus energy profile is obtained by using the interpolation between the upper boundary and the lower boundary of the entry corridor, and the bank angle uses two reverse modes, and the trajectory planning considers the longitudinal and lateral movement, and can generate the three-dimensional entry flight trajectory on board. Finally, numerical simulations for the adaptability analysis of the entry guidance method are performed. Simulation results show that the entry guidance method proposed can adapt to different entry case, and can make the vehicle reach the terminal area energy management interface accurately with a good trajectory features.

Key words: entry vehicle; entry guidance; entry corridor; three-dimensional trajectory planning; trajectory tracking

0 引言

提高安全性和可靠性、降低发射成本、增强任务灵活性以及减少发射前的准备和任务事故分析是现阶段天地往返飞行器的主要目标, 这要求飞行器的再入制导方法具有自主的任务规划能力, 实时、自主和在线的制导重构能力, 全覆盖范围可达的能力, 高精度到达末端能量管理界面的能力. 因此, 需要研究发展具有较强自主性的再入制导方法.

Harpold 在文献 [1] 中详细给出了航天飞机再入制导方法的理论和设计过程, 航天飞机的再入制导方法被证明非常有效^[2-3]. 20 世纪 90 年代后, 在新一代可重复运载器的需求下, NASAMarshell 中心启动了先进制导和控制研究计划, 掀起了新型再入制导方法研究和验证的热潮, 出现了大量的自主制导方法. Mease 等^[4]采用一个降阶的运动学模型, 同时规划飞行器的纵向和横向运动, 给出了一个三维的轨迹规

划方法. 基于 Mease 的研究, Chen 等^[5-6]、Saraf 等^[7-9]和 Leavitt 等^[10-11]最终研究发展了演化的加速度再入制导方法. Shen 等^[12-15]给出一种基于拟平衡滑翔条件的在线三维约束轨迹生成方法, 并采用文献 [16] 中的近似滚动时域控制进行跟踪, 同时采用倾侧角一次反转形式对横向轨迹进行设计, 形成了拟平衡滑翔再入制导方法. 而后, Shen 等^[17]对拟平衡滑翔再入制导方法进一步做了研究改进, 给出了一种侧向制导逻辑. NASA 马歇尔空间飞行中心的 Dukeman^[18]基于线性二次调节器理论给出了一种新的轨迹跟踪器. Hanson 采用 X-33 飞行器的模型对该时期研究发展的一些先进制导方法进行了测试, 在文献 [19] 中给出了相应的测试结果, 其中演化的加速度再入制导得分最高, 其次是拟平衡滑翔再入制导方法, 同时测试也指出线性二次调节器跟踪律具有很好的跟踪效果.

航天飞机的再入制导^[1]是目前唯一成熟的、反复

收稿日期: 2012-02-04; 修回日期: 2012-03-20.

作者简介: 郭继峰(1977—), 男, 副教授, 从事飞行器轨迹优化设计与自主制导等研究; 崔乃刚(1965—), 男, 教授, 博士生导师, 从事飞行器动力学与控制、非线性滤波等研究.

经过工程实践检验的升力式再入制导方法, 演化的加速度再入制导在 Hanson^[19]的测试中也获得了最高的分数. 同时在飞行器运动学中, 阻力加速度直接影响飞行器的射程, 并且通过加速度计能够被精确地测量, 是较为合适、有效的设计和跟踪参数. 因此, 以阻力加速度剖面为设计基础, 开展升力式天地往返飞行器自主再入制导方法研究是最具有前途和实际工程应用价值的, 而轨迹规划方法又是其需要重点解决的问题.

本文给出了一种新的自主再入制导方法, 该方法基于阻力加速度-能量剖面进行设计, 由轨迹规划和轨迹跟踪两部分组成. 轨迹规划采用全新的设计方法, 阻力加速度-能量剖面由再入走廊上边界和下边界内插得到, 这样既能保证阻力加速度剖面在再入走廊内, 同时也使得再入制导方法具有导引飞行器飞向最大射程和最大横程的能力. 为了保证末端制导精度和减少跟踪控制的难度, 倾侧角采用两次反转模式, 轨迹规划同时考虑了飞行器的纵向和横向运动, 通过调节内插系数和倾侧角反转点来满足射程和末端航向角的要求. 该规划方法只需积分侧向运动模型, 具有在线生成三维轨迹的能力,

1 问题描述

为了降低设计难度, 在再入制导设计中攻角剖面一般由轨迹分析事先给出, 在再入过程中可以适当进行修正, 倾侧角是其主要调节指令. 再入制导的主要作用是在每个制导周期点给出攻角和倾侧角指令, 导引飞行器在再入过程中的飞行, 使其在满足相应约束的情况下, 在误差允许范围内到达末端能量管理界面, 同时速度矢量与航向校正圆柱在一定偏差内相切. 下面将进一步描述飞行器的再入运动学模型和相应的约束模型.

1.1 以能量为自变量的无量纲化再入运动学模型

再入飞行器一般采用无动力的方式滑翔至末端能量管理界面, 因此在再入过程中能量是单调递减的. 同时, 飞行器的初始能量和末端能量为固定值, 而再入飞行的时间却是一个未知量, 这就使得能量是一个理想的自变量, 在不需关心再入飞行时间的情况下可以精确地积分再入运动学方程. 而为了增强制导算法的鲁棒性, 提高收敛速度, 应对飞行器的运动学模型进行无量纲化处理. 因此, 以能量为自变量的无量纲化再入运动学模型为

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

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

其中: \bar{V} 为飞行器相对地球的无量纲化速度; \bar{r} 为无量纲化的飞行器质心到地心的距离; γ 为飞行路径角; ψ 为航向角, 是速度矢量在当地水平面上的投影线逆时针与经度切线正北方向的夹角; θ 为经度; ϕ 为纬度; \bar{D} 为无量纲化的阻力加速度大小; \bar{L} 为无量纲化的升力加速度大小; σ 为倾侧角; \bar{g}'_r 和 \bar{g}_{ω_e} 分别为无量纲化的地球引力加速度在地心矢径和地球自转角速度方向上的投影; $\bar{\omega}_e$ 为无量纲化的地球自转角速度; 同时式(1)中相应的导数为对无量纲化的能量的导数.

1.2 再入约束模型

在再入过程中, 为保证飞行器的安全以及精确地到达末端能量管理界面, 其需要满足相应的过程约束、控制约束和末端约束, 下面将分别给出相应的模型.

1.2.1 过程约束

过程约束主要有动压、法向过载、驻点热流和平滑滑翔条件约束, 其相应的无量纲化模型如下:

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho \bar{V}^2 \leq \frac{q_{\max}}{\mu/r_0}, \quad (2)$$

$$\bar{n}_y = \frac{\bar{N}}{g_0} \leq \frac{n_{\max}}{\mu/r_0^2}, \quad (3)$$

$$\dot{\bar{Q}} = k_s \rho^{0.5} \bar{V}^{3.15} \leq \frac{\dot{Q}_{\max}}{(r_0 g_0)^{1.575}}, \quad (4)$$

$$\bar{L} - \frac{1}{\bar{r}^2} + \frac{\bar{V}^2}{\bar{r}} \geq 0. \quad (5)$$

其中: \bar{q} 为无量纲化的动压; ρ 为大气密度; q_{\max} 为给定的最大动压约束; \bar{n}_y 为无量纲化的法向过载; \bar{N} 为无量纲化的法向加速度, 有 $\bar{N} = \bar{D} \sin \alpha + \bar{L} \cos \alpha$, α 为飞行器攻角; n_{\max} 为给定的最大法向过载约束; g_0 为再入初始时刻的引力加速度; r_0 为再入初始时刻的地心距; μ 为地球引力常数; $\dot{\bar{Q}}$ 为无量纲化的驻点热

流; k_s 为驻点热流系数, 与飞行器头部半径有关, 本文取 $k_s = 2.24 \times 10^{-7}$; \dot{Q}_{\max} 为给定的最大驻点热流约束.

1.2.2 控制约束

控制约束主要是限制飞行器的最大攻角、最大倾侧角以及相应的攻角和倾侧角变化率, 相应模型如下:

$$\alpha \leq \alpha_{\max}, \quad (6)$$

$$|\sigma| \leq \sigma_{\max}, \quad (7)$$

$$|\dot{\alpha}| \leq \dot{\alpha}_{\max}, \quad (8)$$

$$|\dot{\sigma}| \leq \dot{\sigma}_{\max}. \quad (9)$$

其中: α_{\max} , σ_{\max} , $\dot{\alpha}_{\max}$, $\dot{\sigma}_{\max}$ 分别为最大攻角、最大倾侧角、攻角变化率和倾侧角变化率约束, 为给定值. 需要注意的是, $\dot{\alpha}_{\max}$ 和 $\dot{\sigma}_{\max}$ 一般给定的是对时间的变化率, 在采用本文制导方法时需要转化成对能量的变化率.

1.2.3 末端约束

末端约束主要有末端高度、末端速度、距离航向校正点的距离和航向角偏差约束, 即

$$|h_f - h_{fc}| \leq \Delta h, \quad (10)$$

$$|V_f - V_{fc}| \leq \Delta V, \quad (11)$$

$$|S_{th} - S_c| \leq \Delta S, \quad (12)$$

$$|\Delta\psi| \leq C. \quad (13)$$

其中: h_f 为再入末端高度, h_{fc} 为给定的再入末端高度, Δh 为再入末端高度的允许误差; V_f 为再入末端速度, 为 V_{fc} 给定的再入末端速度, ΔV 为再入末端速度的允许误差; S_{th} 为再入末端点距航向校正点的距离, S_c 为再入末端点距航向校正点距离的期望值, ΔS 为其允许误差; $\Delta\psi$ 为末端航向角偏差, C 为其允许误差. 当已知末端点经纬度和航向角时, S_{th} 和 $\Delta\psi$ 可通过球面三角形求得.

2 再入走廊的确定

再入走廊由飞行器的过程约束: 动压、法向过载、驻点热流和平衡滑翔条件组成, 其是表征飞行器安全飞行的通道, 在攻角剖面给定的情况下可以通过相应的方法求出, 为此需要先确定攻角剖面. 攻角剖面一般采用速度或马赫数的函数, 由轨迹分析给出. 本文取如下攻角-速度剖面:

$$\alpha = \begin{cases} \alpha_1, & V \geq V_1; \\ \alpha_1 - \frac{(\alpha_1 - \alpha_2)}{(V_1 - V_2)}(V_1 - V), & V_1 > V > V_2; \\ \alpha_2, & V \leq V_2. \end{cases} \quad (14)$$

其中: V 为飞行器的速度; $\alpha_1, \alpha_2, V_1, V_2$ 为给定值.

对于再入走廊的确定, 相关文献 [1,11-12] 等均采用等式变换的方式近似地求解, 存在一定的表征误差. 由于对于特定的飞行器其再入走廊是一定的, 可以通过地面求解的方式装载到飞行器上, 不影响在线制导的速度. 基于上述考虑, 本文采用迭代的方法精确求解再入走廊. 在确定的能量点采用割线法精确迭代满足能量要求, 并使约束到达极值的 \bar{r} 和 \bar{V} 值, 然后由 \bar{r} 和 \bar{V} 值根据相应的气动和质量参数获得无量纲化的阻力加速.

3 轨迹规划

本文采用了全新的轨迹规划方法, 主要涉及参考阻力加速度剖面形式, 三维轨迹生成方法, 轨迹在线规划策略, 下面将分别阐述.

3.1 参考阻力加速度剖面形式

将第 2 节中由动压、驻点热流和法向过载约束组成的无量纲化的阻力加速度上边界记为 \bar{D}_{\max} , 平衡滑翔条件组成的无量纲化的阻力加速度下边界记为 \bar{D}_{\min} . 由轨迹分析可知, 当飞行器沿着 \bar{D}_{\max} 飞行时, 将产生一条最小射程的极限轨迹; 当飞行器沿着 \bar{D}_{\min} 飞行时, 将产生一条最大射程的极限轨迹; 当飞行器沿着位于 \bar{D}_{\max} 和 \bar{D}_{\min} 之间的阻力加速度剖面飞行时, 将产生中间射程的轨迹. 因此, 当采用 \bar{D}_{\max} 和 \bar{D}_{\min} 进行内插的方式得到阻力加速剖面时, 既可以保证飞行器在再入走廊内安全飞行, 同时也使飞行器具有全覆盖范围可达的能力. 基于上述考虑, 可以采用如下形式产生无量纲化的阻力加速度剖面:

$$\bar{D}_{\text{ref}} = p_x \bar{D}_{\max} + (1 - p_x) \bar{D}_{\min}, \quad (15)$$

其中: p_x 为内插系数, $0 \leq p_x \leq 1$.

在初始状态和末端状态确定的情况下, 初始和末端的阻力加速度也相应被确定, 因此阻力加速度剖面还应满足初始和末端阻力加速度的约束, 为此需要对无量纲化的阻力加速剖面产生形式(式(15))进行相应修正. 为了表述方便, 本文采用 $\tilde{E} = (\bar{E} - \bar{E}_f) / (\bar{E}_0 - \bar{E}_f)$ 对无量纲化的能量进行归一化处理, 并以 $\tilde{E} = 0.9$ 和 $\tilde{E} = 0.1$ 的两点为分界点, 当 $0.9 \geq \tilde{E} \geq 0.1$ 时, 无量纲化的阻力加速度剖面 \bar{D}_{ref} 由式(15)生成; 当 $1.0 \geq \tilde{E} > 0.9$ 和 $0.1 > \tilde{E} \geq 0$ 时, 无量纲化的阻力加速度剖面采用线性能量的函数生成. 当给定一内插系数 p_x 时, 假设由式(15)产生的 $\tilde{E} = 0.9$ 和 $\tilde{E} = 0.1$ 处的无量纲化的参考阻力加速度分别为 \bar{D}_1 和 \bar{D}_2 , 则整个过程无量纲化的阻力加速度剖面为

$$\bar{D}_{\text{ref}} = \begin{cases} \bar{D}_0 + \frac{\bar{D}_1 - \bar{D}_0}{\bar{E}_1 - \bar{E}_0}(\bar{E} - \bar{E}_0), & 1.0 \geq \bar{E} > 0.9; \\ p_x \bar{D}_{\text{max}} + (1 - p_x) \bar{D}_{\text{min}}, & 0.9 \geq \bar{E} \geq 0.1; \\ \bar{D}_f + \frac{\bar{D}_2 - \bar{D}_f}{\bar{E}_2 - \bar{E}_f}(\bar{E} - \bar{E}_f), & 0.1 > \bar{E} \geq 0. \end{cases} \quad (16)$$

其中: \bar{D}_0 和 \bar{E}_0 分别为无量纲化的初始阻力加速度和能量, \bar{D}_f 和 \bar{E}_f 分别为无量纲化的末端阻力加速度和能量, \bar{E}_1 和 \bar{E}_2 分别为 $\bar{E} = 0.9$ 和 $\bar{E} = 0.1$ 处的无量纲化的能量, \bar{E} 为当前的无量纲化能量.

3.2 三维轨迹生成方法

采用式(16)的形式, 当给定一内插系数 p_x 时, 不同无量纲化能量 \bar{E} 下的无量纲化参考阻力加速度值 \bar{D}_{ref} 即可求得; 而同时满足无量纲化能量为 \bar{E} , 无量纲化阻力加速度值为 \bar{D}_{ref} 的无量纲化地心距 \bar{r} 和无量纲化速度 \bar{V} 的值是唯一的, 可以采用割线法求得 \bar{r} 和 \bar{V} 值. 将 \bar{E} 减小一小量并采用有限差分的方式即可获得 \bar{r} 对 \bar{E} 的导数 $\dot{\bar{r}}$, 为此采用式(1)中的第4式即可获得飞行路径角

$$\gamma = \arcsin(-\dot{\bar{r}} \bar{D}_{\text{ref}}). \quad (17)$$

同理, 将 \bar{E} 减小一小量同样采用有限差分的方式即可获得飞行路径角对无量纲化能量 \bar{E} 的导数 $\dot{\gamma}$, 为此采用式(1)中的第2式即可确定倾侧角

$|\sigma| =$

$$\arccos \left\{ \frac{1}{\bar{L}} \left[-\bar{D}_{\text{ref}} \bar{V}^2 \dot{\gamma} - \bar{g}'_r \cos \gamma - \frac{\bar{V}^2 \cos \gamma}{\bar{r}} - \bar{g}_{\omega_e} (\cos \gamma \sin \phi - \sin \gamma \cos \phi \cos \psi) - 2\bar{\omega}_e \bar{V} \cos \phi \sin \psi - \bar{\omega}_e^2 \bar{r} \cos \phi (\cos \gamma \cos \phi + \sin \gamma \sin \phi \cos \psi) \right] \right\}. \quad (18)$$

由上述分析可得, 当给定一内插系数 p_x 时, 可以唯一确定不同无量纲化能量 \bar{E} 下的无量纲化的参考阻力加速度值 \bar{D}_{ref} 、地心距值 \bar{r} 、速度值 \bar{V} 、飞行路径角的值 γ 以及倾侧角的大小 $|\sigma|$. 如果倾侧角 σ 的符号确定, 则对下式积分

$$\begin{aligned} \dot{\psi} &= -\frac{\bar{L}}{\bar{D}\bar{V}^2 \cos \gamma} \sin \sigma + \frac{\bar{g}_{\omega_e}}{\bar{D}\bar{V}^2 \cos \gamma} \cos \phi \sin \psi - \frac{\cos \gamma \sin \psi \tan \phi}{\bar{D}\bar{r}} + \frac{2\bar{\omega}_e}{\bar{D}\bar{V}} (\cos \phi \cos \psi \tan \gamma - \sin \phi) - \frac{\bar{\omega}_e^2 \bar{r}}{\bar{D}\bar{V}^2 \cos \gamma} \sin \psi \sin \phi \cos \phi, \\ \dot{\theta} &= -\frac{\cos \gamma \sin \psi}{\bar{D}\bar{r} \cos \phi}, \\ \dot{\phi} &= -\frac{\cos \gamma \cos \psi}{\bar{D}\bar{r}}, \end{aligned} \quad (19)$$

即可唯一确定末端点的经纬度和航向角.

由分析可知, 飞行器再入过程中的过程约束由再入走廊加以保证, 末端的高度和速度约束由末端的阻

力加速度和能量加以保证, 因此再入轨迹还需满足再入末端点距航向校正点的距离和末端航向角约束. 两个约束至少需要两个调节参数, 内插系数 p_x 为一调节参数, 为此倾侧角可以采用一次反转的模式, 将反转点的归一化能量值 \tilde{E}_3 作为一调节参数. 两个约束两个参数, 通过牛顿迭代的方式即可唯一确定满足要求的 p_x , \tilde{E}_3 , 进而获得三维参考轨迹.

3.3 轨迹在线规划策略

由三维轨迹生成方法可知, 倾侧角采用一次反转模式时, 当飞行器飞过反转点后, 可调参数只有内插系数 p_x , 无法再满足末端两约束的要求, 参考轨迹不会再更新. 当反转点离末端较近时, 末端误差会比较理想; 而当反转点离末端较远时, 末端误差较大. 为此, 本文采用在末端点附近固定一反转点的方法, 使倾侧角采用两次反转的模式来保证末端的误差. 不失一般性, 末端附近的反转点可取归一化的能量, 为 $\tilde{E}_4 = 0.02$, 据此轨迹在线规划策略为:

1) 当飞行器的归一化的能量 $1 \geq \tilde{E} > \tilde{E}_3$ 时, 固定 \tilde{E}_4 , 取 $\tilde{E}_4 = 0.02$, 更新 p_x 和 \tilde{E}_3 ;

2) 当飞行器的归一化的能量 $\tilde{E}_3 > \tilde{E} > \tilde{E}_4$ 时, \tilde{E}_4 可调, 更新 p_x 和 \tilde{E}_4 ;

3) 当飞行器的归一化的能量 $\tilde{E}_4 > \tilde{E} > 0$ 时, 不再更新参考轨迹.

还需要注意的是, 为了保证算法的收敛性, 应以 \tilde{E}_3 和 \tilde{E}_4 为分界点, 将式(19)分成3段进行积分, 若采用统一的积分方式算法对 \tilde{E}_3 和 \tilde{E}_4 的值不敏感, 则迭代收敛性不好. 在反转点还需考虑倾侧角的变化率, 不能瞬时进行反转, 因此产生倾侧角的方法应进行适当修正, 即

$$\sigma = \begin{cases} \text{sgn}(\sigma)|\sigma|, & |\dot{\sigma}| \leq \dot{\sigma}_{\text{max}}; \\ \sigma_{i-1} + \frac{\text{sgn}(\sigma)|\sigma| - \sigma_{i-1}}{|\text{sgn}(\sigma)|\sigma| - \sigma_{i-1}} \dot{\sigma}_{\text{max}}, & |\dot{\sigma}| > \dot{\sigma}_{\text{max}}. \end{cases} \quad (20)$$

其中: $\text{sgn}(\sigma)$ 为此时倾侧角的符号, σ_{i-1} 为上一步倾侧角的值.

4 轨迹跟踪

由轨迹规划可知, 对于初始点状态参考轨迹匹配了地心距 r 、速度 V 、航向角和经纬度的值, 而飞行路径角的值没有匹配, 这将导致如果飞行器按参考轨迹的倾侧角指令飞行必然偏离参考轨迹. 进行在线轨迹规划时, 当前点的阻力加速度值已不再作为约束, 并且无量纲化能量对无量纲化时间的导数是近似求解, 即式(1)近似成立. 这些也必然导致偏差, 为此需要对参考轨迹进行跟踪. 本文采用类似文献[1]的跟踪律, 由于轨迹规划时已考虑了倾侧角反转时的变化率, 为此不对攻角进行修正, 其采用给定的攻角剖面值, 只

对倾侧角进行修正. 修正后的倾侧角指令为

$$\sigma_{\text{cmd}}^{\gamma} = \text{sgn}(\sigma_{\text{ref}})(|\sigma_{\text{ref}}| + k_p(D - D_{\text{ref}}) + k_d(\dot{r} - \dot{r}_{\text{ref}}) + k_i \int (D - D_{\text{ref}}) dt). \quad (21)$$

其中: k_p , k_d 和 k_i 为常数; σ_{ref} , D_{ref} 和 \dot{r}_{ref} 分别为参考轨迹的倾侧角、阻力加速度和地心距变化率; D 和 \dot{r} 分别为飞行器当前的阻力加速度和地心距变化率; $\text{sgn}(\sigma_{\text{ref}})$ 为参考轨迹中倾侧角指令的符号.

由于在线轨迹规划时, 飞行器飞过最后一个倾侧角反转点时, 轨迹便不再更新, 为了保证末端航向角偏差需要对航向角进行跟踪, 现采用如下跟踪律:

$$(\dot{\psi}_{\text{ref}} - \dot{\psi}) + k_1(\psi_{\text{ref}} - \psi) + k_2 \int (\psi_{\text{ref}} - \psi) dE = 0, \quad (22)$$

其中 k_1 和 k_2 为常数. 由式(22)求得 $\dot{\psi}$, 再通过式(19)的第1式即可获得倾侧角指令, 假设为 $\sigma_{\text{cmd}}^{\psi}$, 则最后的倾侧角指令为

$$\sigma_{\text{cmd}} = k_{\sigma} \sigma_{\text{cmd}}^{\gamma} + (1 - k_{\sigma}) \sigma_{\text{cmd}}^{\psi}, \quad (23)$$

其中 k_{σ} 为一系数. 当飞行器没有飞过最后反转点时, $k_{\sigma} = 1$, 即倾侧角主要由式(21)产生; 当飞行器飞过最后一个反转点时, k_{σ} 采用线性能量函数变为 0.6, 用 \bar{E}_4 表示最后一个反转点处的无量纲化能量, 则有

$$k_{\sigma} = \begin{cases} 1, & 1.0 \geq \bar{E} \geq \bar{E}_3; \\ 0.6 + \frac{1 - 0.6}{\bar{E}_4 - \bar{E}_f} (\bar{E} - \bar{E}_f), & \bar{E}_4 > \bar{E} \geq 0. \end{cases} \quad (24)$$

5 仿真分析

基于上述研究, 本文采用 C++ 语言编写了一套制导算法, 其中: 再入走廊生成后, 按能量存储, 各点之间的 \bar{D}_{max} 和 \bar{D}_{min} 由线性插值得到; 为了避免两次反转时间靠得较近, $1 \sim \bar{E}_3$ 段倾侧角符号应使航向角偏差值增大, $\bar{E}_3 \sim \bar{E}_4$ 段倾侧角符号和 $1 \sim \bar{E}_3$ 段倾侧角符号相反, $\bar{E}_4 \sim 0$ 段倾侧角符号和 $\bar{E}_3 \sim \bar{E}_4$ 段倾侧角符号相反; 轨迹规划中将上一次迭代的值作为下一次的初值, 同时将参考轨迹按积分点能量变化的形式存储, 中间点的值由线性插值得到; 运动学积分不能采用式(1), 应采用完整的以时间为自变量的没有无量纲化的再入运动学模型, 进入制导时需要进行无量纲化处理; 整个仿真结束的条件是能量小于等于末端能量.

为了验证算法的可行性, 首先分析了制导算法对不同纵程和横程再入的适应性, 而后以其中一种再入情况为例进行蒙特卡罗打靶仿真, 分析其制导精度. 需要指出的是, 本文的纵程和横程是指航向校正圆柱中心相对初始再入点在初始再入点速度和地心组成的平面内的纵程和横程.

在仿真中, 攻角剖面值: $\alpha_1 = 40^\circ$, $\alpha_2 = 25^\circ$, $V_1 = 5600 \text{ m/s}$, $V_2 = 3000 \text{ m/s}$; 过程约束值: 驻点热流为

$4.0 \times 10^3 \text{ kW/m}^2$, 动压约束为 13 kPa, 法向过载约束为 3.0, 攻角和倾侧角最大变化率为 $5^\circ/\text{s}$; 末端约束: 末端高度为 30 km, 末端速度为 900 m/s, 距离航向校正点距离为 55 km, 航向校正圆柱半径为 10 km, 最大允许航向角偏差值为 5° , 距离航向校正点距离的最大允许偏差值为 5.5 km; 再入初始条件: 再入高度为 100 km, 再入速度为 7600 m/s, 飞行路径角为 -1.5° , 再入点经度为 -117.01° , 再入点纬度为 -18.255° , 再入点倾侧角值为 0; 当飞行器状态离最后一次反转点较远时每隔 200.0 s 更新一次轨迹, 当离最后一次反转点较近时每隔 20.0 s 更新一次轨迹.

5.1 不同再入情况的适应性分析

不同的再入情况如表 1 所示, 其中定义航向校正圆柱中心点在初始再入点速度和地心组成的平面左边时横程为负, 右边时横程为正. Case 1 ~ Case 3 主要是比较不同纵程情况下的再入情况; Case 3 ~ Case 7 主要是比较不同横程情况下的再入情况, 相应仿真结果如图 1 和图 2 所示.

图 1 给出了 Case 1 ~ Case 7 再入过程中的高度、法向过载、动压、驻点热流变化情况. 由于本文给出的阻力加速度剖面形式所确定的地心距是单调变化

表 1 不同再入情况

再入情况	再入点航向角/ $^\circ$	航向校正圆柱中心经度/ $^\circ$	航向校正圆柱中心纬度/ $^\circ$	相应纵程/km	相应横程/km
Case 1	38.329	-68.0	32.5	7654.0	435.7
Case 2	38.329	-93.0	7.3	3845.0	368.0
Case 3	38.329	-82.0	19.0	5610.0	481.0
Case 4	31.329	-82.0	19.0	5550.0	1080.0
Case 5	43.329	-82.0	19.0	5626.0	52.0
Case 6	51.0	-82.0	19.0	5600.0	-515.0
Case 7	57.0	-82.0	19.0	5560.0	-1020.0

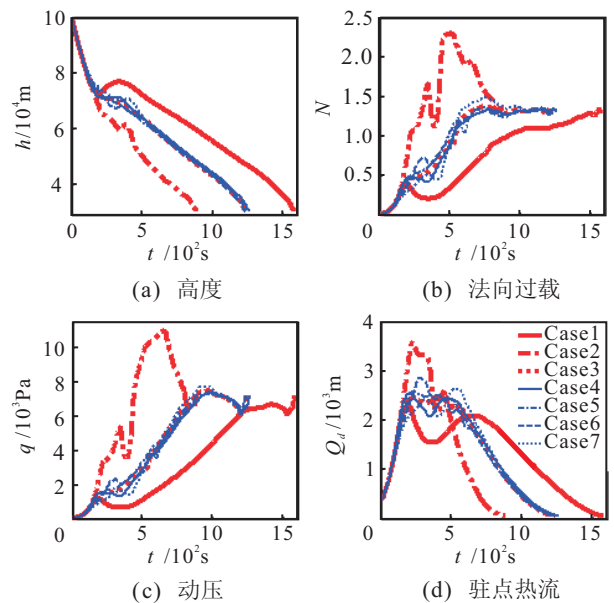


图 1 Case 1 ~ Case 7 的轨迹特性

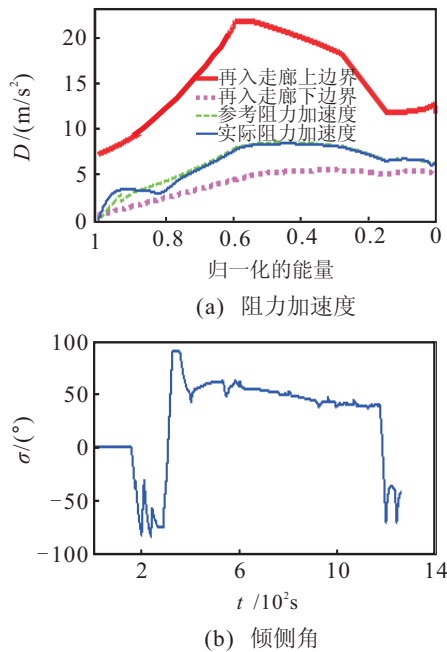


图2 Case 4的阻力加速度和倾侧角变化曲线

的, 当飞行器基本跟踪上阻力加速度剖面时其实际轨迹将不会产生较大的振荡, 图1中的高度曲线很好地说明了这点, 再入高度仅有较小的振荡. 该较小振荡主要是由于倾侧角大小受限, 当降到一定高度时飞行器即使采用最大的倾侧角也无法跟踪上当前阻力加速度剖面, 但实际上其本质是由飞行器的气动特性所引起的. 同时, 从法向过载、动压、驻点热流的变化情况可以看出相应的约束均在规定的要求范围内.

图2给出了Case 4的阻力加速度和倾侧角变化情况. 从图2中可以看出, 采用本文的跟踪方法能够较好地实现参考阻力加速度剖面的跟踪, 但在再入初期由于大气密度较小, 飞行器没有足够的力量跟踪上参考阻力加速度剖面, 该阶段有较大跟踪误差, 而后随着密度的增大, 飞行器能够较好地跟踪上参考阻力加速度剖面. 在线轨迹规划过程中, 飞行器当前点的阻力加速度不再作为约束, 因此当阻力加速度剖面跟踪不理想时会导致阻力加速度剖面有跳变. 从图2中还可看出, 在再入初期由于阻力加速度剖面跟踪有较大误差, 当200.0s飞行器更新参考轨迹时, 阻力加速度剖面出现了一次明显的跳变, 而后由于跟踪误差较小阻力加速度剖面没有较为明显的跳变. 这些跳变将导致倾侧角指令不连续, 当加入倾侧角变化率限制时可以避免这些不连续, 但无法避免倾侧角指令的不光滑. 从倾侧角变化曲线中可以看出, 在再入初期倾侧角指令有较大的锯齿形毛刺, 而后锯齿形毛刺变小; 引起倾侧角具有锯齿形毛刺的另一个原因是由于采用倾侧角进行直接跟踪, 而使用的阻力加速度剖面形式所确定的地心距变化率不连续, 导致采用式(21)的跟踪律时也会出现倾侧角指令不光滑.

从仿真中可以看出, 对于Case 1~Case 7再入情况制导方法有很好的适应性, 末端高度误差大约在100m量级; 末端速度误差大约在1m/s量级; 末端距离航向校正点的距离误差大约在1km量级, 远远小于5.5km的最大误差; 末端航向角偏差大约在1°的量级, 远远小于5°的最大误差.

5.2 蒙特卡罗打靶分析

不失一般性, 本文取Case 5进行蒙特卡罗打靶仿真. 假设所加偏差均服从正态分布, 相应的偏差情况如表2所示. 进行1000次打靶仿真, 相应仿真结果如图3所示.

表2 打靶加入的偏差情况

偏差项	均值	3σ 值
初始点速度偏差/(m/s)	0.0	100.0
初始点飞行路径角偏差/(°)	0.0	0.1
初始点航向角偏差/(°)	0.0	0.1
初始点地心距偏差/km	0.0	1.0
初始点经度偏差/(°)	0.0	0.1
初始点纬度偏差/(°)	0.0	0.1
质量偏差	0.0	10%
气动系数偏差	0.0	10%
大气密度偏差	0.0	10%

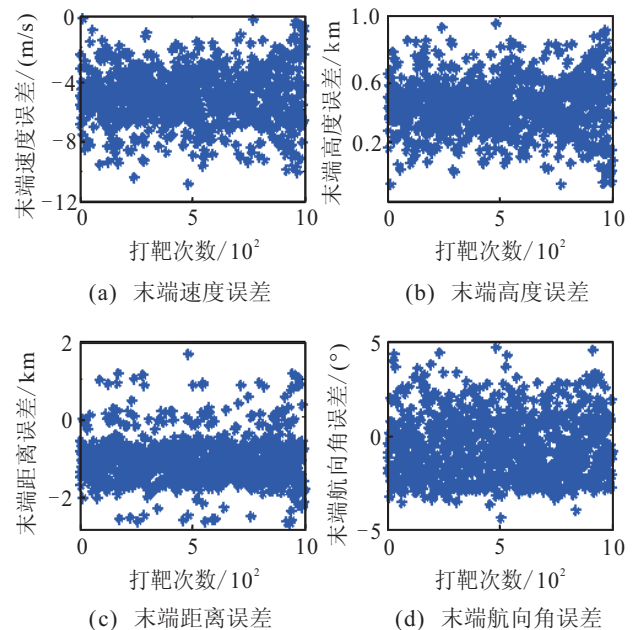


图3 打靶结果

图3分别给出了末端速度误差、末端高度误差、末端距离航向校正点的距离误差和末端航向角误差的散布情况. 从图3中可以看出, 末端速度的最大误差为-10.84m/s, 误差均值为-5.3066m/s; 末端高度的最大误差为0.95km, 误差均值为0.4616km; 末端距离航向校正点的最大距离误差为-2.86km, 误差均值为-1.1783km; 末端最大航向角误差为4.65°, 误差均值为-0.6148°.

6 结 论

本文基于阻力加速度-能量剖面进行设计,给出了一种新的自主再入制导方法,并进行了制导算法对不同再入情况的适应性和蒙特卡罗打靶仿真验证.通过上述研究可以得到:

1) 制导方法同时考虑了飞行器的纵向和横向运动,只需积分侧向运动模型,具有在线生成三维轨迹的能力;

2) 通过再入走廊上边界和下边界内插得到阻力加速度-能量剖面,能很好地保证飞行器再入过程中满足所有约束要求;

3) 采用本文形式的阻力加速度-能量剖面,能使飞行器再入过程中有较好的轨迹,高度不会出现多次或者较大的振荡;

4) 制导方法能够适应较大横程的再入,具有导引飞行器飞向最大射程和最大横程的能力,适应性较强;

5) 制导方法能够满足末端条件的要求,具有较高的制导精度.

参考文献(References)

- [1] Harpold J C, Graves C A. Shuttle entry guidance[J]. J of Astronautical Sciences, 1979, 27(3): 239-268.
- [2] Harpold J C, Gavert D E. Space shuttle entry guidance performance results[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 1983, 6(6): 442-447.
- [3] Zimpfer D, Hattis P, Ruppert J, et al. Space shuttle GN&C development history and evolution[C]. AIAA Space 2011 Conf & Exposition. California, 2011.
- [4] Mease K D, Chen D T, Teufel P, et al. Reduced-Order entry trajectory planning for acceleration guidance[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(2): 257-266.
- [5] Chen D T, Saraf A, Leavitt J A. Performance of evolved acceleration guidance logic for entry(EAGLE)[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit. Monterey, 2002.
- [6] Chen D T. Three-dimensional acceleration planning for atmospheric entry[D]. Irvine: Doctor Dissertation of University of California Irvine, 2003.
- [7] Saraf A, Leavitt J A, Chen D T, et al. Design and evaluation of an acceleration guidance algorithm for entry[J]. J of Spacecraft and Rockets, 2004, 41(6): 986-996.
- [8] Saraf A, Leavitt J A, Chen D T, et al. Design and evaluation of an acceleration guidance algorithm for entry[R]. AIAA-2003-5737, 2003.
- [9] Saraf A, Leavitt J A, Ferch M, et al. Landing footprint computation for entry vehicles[R]. AIAA-2004-4774, 2004.
- [10] Leavitt J A. Advanced entry guidance algorithm with landing footprint computation[D]. Irvine: Doctor Dissertation of University of California Irvine, 2005.
- [11] Leavitt J A, Mease K D. Feasible trajectory generation for atmospheric entry guidance[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(2): 473-481.
- [12] Shen Z, Lu P. On-board generation of three-dimensional constrained entry trajectories[C]. Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit. Monterey, 2002.
- [13] Shen Z. On-board three-dimensional constrained entry flight trajectory generation[D]. Iowa: Doctor Dissertation of Iowa State University, 2002.
- [14] Shen Z, Lu P. Onboard generation of three-dimensional constrained entry trajectories[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(1): 111-121.
- [15] Shen Z, Lu P. Onboard entry trajectory planning expanded to sub-orbital flight[R]. AIAA-2003-5736, 2003.
- [16] Lu P. Regulation about time-varying trajectories: Precision entry guidance illustrated[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 1999, 22(6): 784-790.
- [17] Shen Z, Lu P. Dynamic lateral entry guidance logic[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(6): 949-959.
- [18] Dukeman G A. Profile-following entry guidance using linear quadratic regulator theory[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit. California: 2002.
- [19] Hanson J M, Jones R E. Test results for entry guidance methods for space vehicles[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(6): 960-966.