基于能量的高超声速飞行器再入混合制导方法

王 青 莫华东 吴振东 董朝阳

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191) (北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对大升阻比高超声速飞行器滑翔再入制导问题,提出一种基于能量的混合制导方法.建立以能量为自变量的三自由度运动学方程,利用拟平衡滑翔特性将过程约束转换成倾侧角约束.纵向制导在初始下降段采用固定数值倾侧角飞行,在拟平衡滑翔段基于剩余航程随能量单调变化的特性将标准轨迹进行分段,然后分段进行在线预测校正制导.侧向制导基于横程与能量的近似线性关系,设计了由分段漏斗形横程走廊控制的倾侧角反转逻辑,以保证侧向制导精度.分析研究和仿真结果表明该方法易于实现,有效减小了制导指令的解算时间,制导和落点精度高,且对再入初始偏差及过程扰动不敏感.

关 键 词: 再入制导; 预测校正; 航路点; 拟平衡滑翔条件; 高超声速飞行器

中图分类号: TP 273

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2014)05-0579-06

Energy-based hybrid reentry guidance for hypersonic vehicles

Wang Qing Mo Huadong Wu Zhendong

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Dong Chaoyang

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: An energy-based hybrid reentry methodology was developed for hypersonic vehicles. The three-degree-of-freedom reentry kinematic equations was conducted based on energy, and typical inequality constraints was converted to the constraints of bank-angle by using quasi-equilibrium glide condition (QEGC). Longitude guidance used a constant bank angle in initial descent, and segmented the standard trajectory in quasi-equilibrium glide phase since the range-to-go was monotonically decreased with energy, then used predictor-corrector online in every segment to reduce the calculating time. Lateral guidance designed a lateral reversal logic based on the crossrange corridor for crossrange varied almost linearly with energy between two bank reversals. The simulation results show that the proposed algorithm has the obvious decrease of calculating time, high guidance precision and is not sensitive to initial errors and disturbers.

Key words: reentry guidance; predictor-corrector; way-point; quasi-equilibrium glide condition (QEGC); hypersonic vehicles

高超声速飞行器再入制导的目的是导引飞行器飞行至期望终端,且使飞行过程满足热环境和过载等要求.再入制导一般分为两大类[1]:一类是标准轨迹制导,即先确定标准轨迹再进行跟踪制导[2];另一类是预测校正制导[3-4],即对落点航程进行预测,并实时校正控制量.标准轨迹制导对弹载计算机性能要求较低,但当实际轨迹和标准轨迹的偏差超过制导律所能承受的范围时,制导性能将大幅下降.预测校正制导对初始条件散布和飞行过程中的不确定性具有良好的鲁棒性,但需要进行数值预测和校正,对弹载计算机性能要求较高.

传统的标准轨迹制导法和预测校正制导法各

收稿日期: 2013-07-02; **网络出版时间**: 2013-11-27 15:52; **DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2013.0383

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20131127.1552.008.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61074027,61273083); 国防预研基金资助项目(9140C48020212HK0101)

作者简介: 王 青(1968-),女,山东蓬莱人,教授,wangqing@buaa.edu.cn.

http://bhxb.buaa.edu.cn

有特点. 由于新型再入飞行器的任务需求多样性,单一的制导方法不能满足要求,需要将二者结合起来以实现优势互补. 文献[5-9]对再入混合制导方法进行了研究. 文献[5]提出一种混合预测制导律,基于阻力角速度和高度变化率误差来预测弹道误差并调整倾侧角;文献[6]提出了针对轨道武器战斗舱的再入混合制导方法;文献[7]在文献[6]的基础上提出一种基于最优化问题的混合制导方法,进一步降低落点误差;文献[8]将再入轨道在线生成技术、基于阻力加速度飞行剖面的跟踪制导技术有机结合,提出针对可重复使用飞行器的再入混合制导方法;文献[9]提出一种基于高斯伪谱方法的再入分段预测校正制导方法.

本文在前述文献的基础上,对大升阻比高超声速飞行器滑翔再入制导问题进行了研究,提出了一种基于能量的混合制导方法. 引入能量作为自变量建立再入运动模型,以便于对轨迹进行分段与积分. 纵向制导基于剩余航程与能量单调变化的特点选取航路点,将标准轨迹进行分段,再在航路点之间进行在线预测校正制导. 侧向制导设计基于分段漏斗形横程走廊的反转逻辑,以控制再入飞行器侧向运动.

1 再入制导问题

1.1 基于能量的再入运动数学模型

考虑地球为旋转圆球时,高超声速飞行器再入的三自由度无量纲运动方程一般以时间为自变量[10],本文引入如下类似能量的变量 e:

$$e = \frac{1}{r} - \frac{V^2}{2} \tag{1}$$

式中,r 为无量纲地心距;V 为无量纲速度. r 和 V 的无量纲参数分别为 R_0 和 $\sqrt{g_0 R_0}$,R_0 为地球平均半径,g_0 为海平面引力加速度. 由式(1)对无量纲时间求导,可知 e 是单调递增的变量. 忽略地球自转,建立以能量为自变量的再入运动模型:

$$\left.\begin{aligned}
\frac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}e} &= \frac{\sin\gamma}{\bar{D}}\\
\frac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}e} &= \frac{\cos\gamma\sin\psi}{r\cos\phi\bar{D}}\\
\frac{\mathrm{d}\phi}{\mathrm{d}e} &= \frac{\cos\gamma\cos\psi}{r\bar{D}}\\
\frac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}e} &= -\frac{1}{V} - \frac{\sin\gamma}{\bar{D}Vr^2}\\
\frac{\mathrm{d}\gamma}{\mathrm{d}e} &= \frac{1}{\bar{D}V^2}\left[\bar{L}\cos\sigma + \left(V^2 - \frac{1}{r}\right)\left(\frac{\cos\gamma}{r}\right)\right]\\
\frac{\mathrm{d}\psi}{\mathrm{d}e} &= \frac{1}{\bar{D}V^2}\left[\frac{\bar{L}\sin\sigma}{\cos\gamma} + \frac{V^2}{r}\cos\gamma\sin\psi\tan\phi\right]
\end{aligned}\right\} \tag{2}$$

式中,θ 为经度;ϕ 为纬度;γ 为航迹角;ψ 为航向角;$\bar{L}$ 为无量纲升力加速度;$\bar{D}$ 为无量纲阻力加速度;σ 为倾侧角;速度可以由 $V=\sqrt{2(1/r-e)}$ 求得,从而减少方程组维数.

1.2 再入约束

再入约束包括过程约束和终端约束. 过程约束主要指为确保机体安全必须满足的热流密度约束、过载约束、动压约束和防止弹道振荡的拟平衡滑翔约束. 其数学表达式分别为

$$\dot{Q} = \frac{C_1}{\sqrt{R_\mathrm{d}}}\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{0.5} V^{3.15} \leqslant \dot{Q}_{\max} \tag{3}$$

$$n = \sqrt{\bar{L}^2 + \bar{D}^2} \leqslant n_{\max} \tag{4}$$

$$q = \frac{1}{2} g_0 R_0 \rho V^2 \leqslant q_{\max} \tag{5}$$

$$\frac{1}{r}\left(\frac{1}{r} - V^2\right) - \bar{L}\cos\sigma_{\mathrm{EQ}} \leqslant 0 \tag{6}$$

式中,$\dot{Q}$ 为驻点热流密度;C_1 为飞行器相关常数;R_d 为鼻锥驻点区曲率半径;ρ 为飞行器所在位置大气密度;ρ_0 为海平面标准大气密度;n 为过载;q 为动压;σ_{EQ} 为平衡滑翔边界对应的倾侧角.

终端约束一般包括经纬度、速度和高度约束,由于引入能量,终端约束可以表示为

$$\left.\begin{aligned}
&e_\mathrm{f} = e_{\mathrm{term}}\\
&V(e_\mathrm{f}) \geqslant V_{\mathrm{term}}\\
&r(e_\mathrm{f}) = r_{\mathrm{term}}\\
&\theta(e_\mathrm{f}) = \theta_{\mathrm{term}}\\
&\phi(e_\mathrm{f}) = \phi_{\mathrm{term}}
\end{aligned}\right\} \tag{7}$$

运动方程组(2)的两个控制量为攻角 α 与倾侧角 σ,当 α 由攻角-马赫数函数确定,则方程唯一的控制量是 σ. 问题可描述为:寻找适当的倾侧角,使飞行器从再入点飞行至目标点,且满足约束. 本文在纵向平面和侧向平面设计制导律,分别得到倾侧角的数值 $|\sigma|$ 及其符号.

2 纵向制导

2.1 再入走廊的建立及转换

先由过程约束建立高度-速度(H-V)再入走廊,将指数大气模型代入式(3)~式(6),可解得再入走廊边界模型;再利用拟平衡滑翔条件(QEGC,Quasi-Equilibrium Glide Condition):

$$\frac{1}{r}\left(\frac{1}{r} - V^2\right) - \bar{L}\cos\sigma = 0 \tag{8}$$

将再入走廊约束转换为控制变量约束. 给定速度 V,由再入走廊边界模型及 $r = H/R_0 + 1$ 得到地心距边界(r_{up},r_{down}),分别代入式(8)可得倾侧

http://bhxb.buaa.edu.cn

角的边界($|\sigma|_{\min}$,$|\sigma|_{\max}$):

$$\left.\begin{aligned}|\sigma|_{\max}(V) &= \min[\,|\sigma|_{\mathrm{QEGC}}(r_{\mathrm{down}},V),\sigma_{\max}]\\ |\sigma|_{\min}(V) &= |\sigma|_{\mathrm{QEGC}}(r_{\mathrm{up}},V)\end{aligned}\right\} \tag{9}$$

式中,$\sigma_{\max}$ 为倾侧角的最大约束值,从而过程约束可由倾侧角的约束间接施加:

$$|\sigma|_{\min}(V) \leqslant |\sigma|(V) \leqslant |\sigma|_{\max}(V) \tag{10}$$

2.2　分段制导

根据飞行特点,将飞行轨迹分为初始下降段和占大部分飞行时间的拟平衡滑翔段两部分.

2.2.1　初始下降段制导

考虑到再入初始高度较高,大气稀薄,QEGC 无法满足,故引入初始下降段,以常值倾侧角 $|\sigma_0|$ 飞行.当平衡滑翔能力得到满足时,切换到平衡滑翔阶段,为使切换平滑,采用切换条件:

$$\left|\frac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}V}-\left(\frac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}V}\right)_{\mathrm{QEGC}}\right| \leqslant \delta \tag{11}$$

式中,$\frac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}V}$ 为当前点在高度-速度平面内的斜率,由运动方程组(2)第 1 式比第 4 式求得;$\left(\frac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}V}\right)_{\mathrm{QEGC}}$ 为当前点在拟平衡滑翔条件下的斜率,将式(8)中的 r 看作 V 的函数,由 r 对 V 的导数求得.

常值倾侧角 $|\sigma_0|$ 事先通过迭代算法求得,迭代准则为式(11).

2.2.2　拟平衡滑翔段制导

拟平衡滑翔段是主要飞行段,采用预测校正制导.实施预测校正制导时,如果每次预测都从当前位置积分到终端,而且由于还需要校正使得预测积分在一个制导周期内可能要进行多次,这对弹载计算机的性能提出了很高的要求,甚至会因为计算量太大而无法在线实施.本文根据剩余航程随能量单调变化的特点,采用分段预测校正制导的方法来解决这个问题,具体过程如下:

1)离线生成标准轨迹并分段.

假定标准轨迹已离线生成,由于剩余航程 s 随能量 e 单调变化,从而可以基于能量对标准轨迹的航程进行分段,如图 1 所示.在分段处记录下飞行器的能量值 $e_1,e_2,\cdots,e_n$ 和到终端的剩余航程值 $s_{\mathrm{end_}e_1},s_{\mathrm{end_}e_2},\cdots,s_{\mathrm{end_}e_n}$,作为航路点信息.

2)在航路点之间进行实时预测校正制导.

假设飞行器在 e_{i-1} 和 e_i 之间,s 的微分为

$$\frac{\mathrm{d}s}{\mathrm{d}e} = -\frac{\cos\gamma}{rD} \tag{12}$$

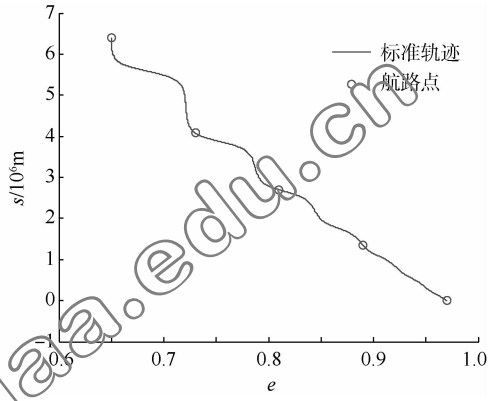


图 1　标准轨迹分段示意图

在每个制导周期,给定倾侧角 $|\sigma|$,从当前点积分运动方程组(2)第 1 式、第 5 式和式(12)至 $e=e_i$.利用能量为自变量能事先确定分段点的自变量值,便于预测积分.从当前点到 $e=e_i$ 的剩余航程 s_{e_i} 可由下式计算:

$$s_{e_i} = s_{\mathrm{end}} - s_{\mathrm{end_}e_i} \tag{13}$$

式中,$s_{\mathrm{end_}e_i}$ 为航路点信息,即从 $e=e_i$ 到终端的剩余航程;s_{end} 为当前点到终端的剩余航程,可由当前点和目标点的经纬度计算得到.从而,积分后得到从当前点到 $e=e_i$ 点的剩余航程偏差:

$$\Delta s_{e_i}(|\sigma|) = s_{e_i}(e_i) \tag{14}$$

故可以通过迭代算法求得一个合适的常值 $|\bar{\sigma}|$,使得飞行器以 $|\bar{\sigma}|$ 从当前点飞行到 $e=e_i$,对应的航程偏差 $\Delta s(|\bar{\sigma}|)$ 在给定的范围内.用割线法进行计算[4],能快速而有效地求得 $|\bar{\sigma}|$,迭代公式为

$$\left.\begin{aligned}\bar{\sigma}_{j+1} &= \bar{\sigma}_j - \frac{\bar{\sigma}_j - \bar{\sigma}_{j-1}}{f_j - f_{j-1}} f_j\\ f_j &= \Delta s_{e_i}(|\bar{\sigma}_j|)\end{aligned}\right\} \tag{15}$$

式中,倾侧角 $|\bar{\sigma}|$ 还要满足式(10)的约束,即

$$|\sigma| = \begin{cases}|\sigma|_{\min} & |\sigma| \leqslant |\sigma|_{\min}\\ |\sigma| & |\sigma|_{\min} \leqslant |\sigma| \leqslant |\sigma|_{\max}\\ |\sigma|_{\max} & |\sigma|_{\max} \leqslant |\sigma|\end{cases} \tag{16}$$

迭代确定所需倾侧角后,保持该倾侧角飞行,直到下一个制导周期重新进行迭代,以应对过程干扰.

3　侧向制导

侧向制导律的主要任务是决定倾侧角的符号.其设计目标是:寻求适当的倾侧角反转逻辑使得末端的横程保持在设定的误差范围内,并尽量减少反转次数.引入横程参数 χ:

http://bbxb.buaa.edu.cn

$$\chi = \arcsin[\sin s_{end} \sin(\psi - \Psi)] \quad (17)$$

式中，Ψ 为从当前位置到末端位置大圆弧的视线角. 研究表明，在倾侧角两次反转之间，χ 与 e 近似成线性关系，即使在方位角变化不稳定的后半段，这种线性关系也很明显，故使用横程参数确定倾侧角的反转，比传统的使用方位角误差确定倾侧角的反转更合理. 据此，本文设计一个以能量为自变量的分段漏斗形横程走廊，用以控制倾侧角的反转，其形式如图 2 所示.

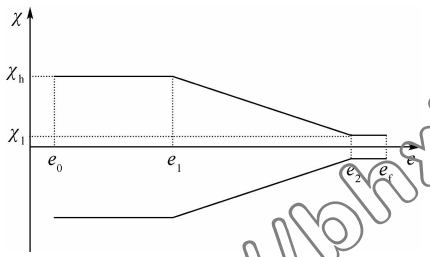


图 2 侧向制导横程走廊

侧向制导逻辑为：当横程超出走廊上边界，倾侧角符号为负；当横程超出走廊下边界，倾侧角符号为正；当横程位于横程走廊内，倾侧角符号保持不变. 制导逻辑数学表达：

$$\mathrm{sign}(\sigma^i(V)) = \begin{cases} -1 & \chi \geqslant \chi_{up} \\ 1 & \chi \leqslant \chi_{down} \\ \mathrm{sign}(\sigma^{i-1}(V)) & \chi_{down} < \chi < \chi_{up} \end{cases} \quad (18)$$

开始再入时，初始倾侧角符号选为与初始横程相反的方向.

4 仿真验证

以远程高超声速再入滑翔飞行器 CAV-L 为仿真对象，特征参数：质量 907 kg，气动参考面积 0.35 m^2，端头半径 $R_d = 0.1$ m，$C_1 = 11\,030$，最大升阻比 2.4. 驻点热流密度、动压和过载约束分别为 1 000 kW/m^2，400 kPa 和 4 g；目标点经纬度为 (220°，40°)，给定终端速度 1 800 m/s，高度 24 km，位置误差(水平距离)小于 20 km，速度误差小于 100 m/s，高度误差小于 2 km. 仿真计算机操作系统为 Windows XP，内存 2 GB，主频 3.2 GHz，计算程序基于 C 语言编写.

4.1 标准条件下制导方法性能仿真

为验证制导方法的有效性和快速性，计算 2 个算例：算例 1 采用全程预测校正制导方法[4]；算例 2 则采用混合制导方法计算，所用标准轨迹为算例 1 生成的轨迹. 再入初始参数见表 1.

表 1 标准条件再入初始参数

V_0/(m/s)	H_0/km	θ_0/(°)	ϕ_0/(°)	γ_0/(°)	ψ_0/(°)
6 500	80	160	15	-2	55

再入段制导按能量终止，仿真结果分析见表 2，终端约束均被满足且误差数值很小，表明方法的制导和落点精度高. 计算时间对比表明所提方法有效减少了制导指令解算时间.

表 2 标准条件下仿真结果分析

方法	速度误差/(m/s)	位置误差/km	高度误差/km	预测制导次数	计算时间/ms	平均计算时间/ms
全程预测校正	-5.32	4.59	0.98	1 696	62 937	37.1
混合制导	-5.23	6.66	0.97	1 708	30 797	18.0

图 3 ~ 图 6 给出了 2 个算例的再入轨迹，包括三维再入轨迹曲线、地面航迹曲线、控制变量 σ、横程、热流密度、动压和过载的历程曲线.

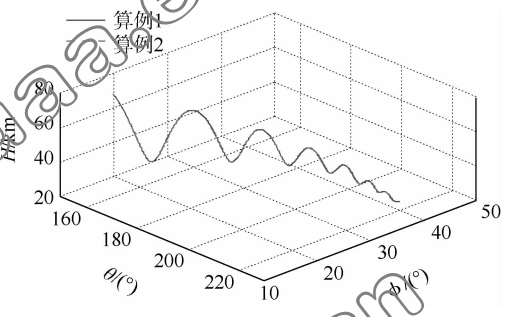


图 3 三维再入轨迹曲线

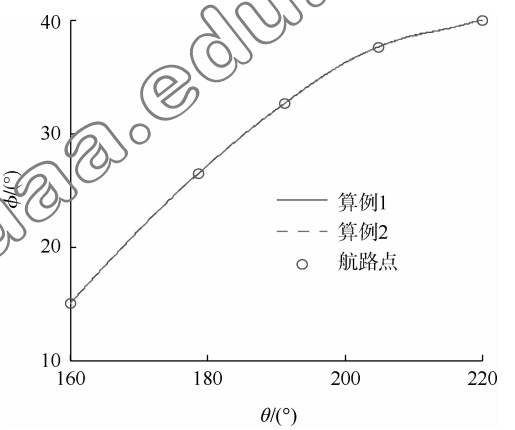


图 4 地面航迹曲线

由图 3 和图 4 可见混合制导轨迹满足航程约束，轨迹平滑，与标准轨迹基本一致，表明所提制导方法的有效性.

由图 5 可见倾侧角在允许范围内变化，反转次数均为 3 次，且在两次反转之间，横程与能量近似成线性关系，可见使用横程确定倾侧角的反转是合理和有效的.

图 6 表明热流密度、动压和过载约束均得到满足.

http://bhxb.buaa.edu.cn

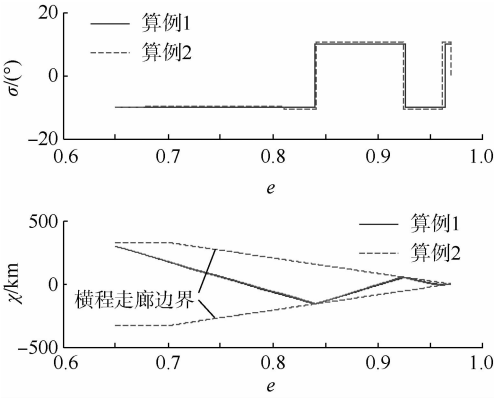


图 5　倾侧角及横程时间历程

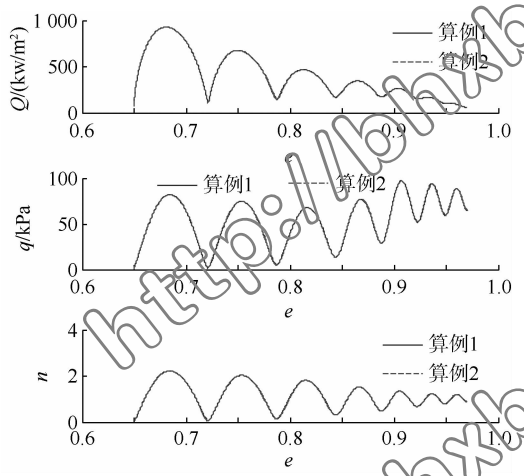


图 6　热流密度、动压及过载时间历程

4.2　扰动条件下制导方法性能仿真

为验证制导方法的稳定性和鲁棒性,分别对存在初始状态偏差和过程扰动的情况进行仿真.

4.2.1　初始状态偏差仿真

分别考虑6 个再入点状态参数的一种偏差情况,参数偏差和主要仿真结果见表 3,地面航迹见图 7.

表 3　再入点参数误差及仿真结果分析

初始参数	速度误差/(m/s)	位置误差/km	高度误差/km	预测制导次数	计算时间/ms	平均计算时间/ms
H_0 +2 km	-5.23	6.64	0.97	1708	32828	19.2
V_0 -50 m/s	-5.23	6.66	0.97	1708	33094	19.4
θ_0 +0.25°	-5.23	18.17	0.97	1708	30312	17.7
ϕ_0 +0.25°	-5.23	14.95	0.97	1708	30656	18.0
γ_0 -0.1°	-5.28	6.75	0.98	1706	31266	18.3
ψ_0 +1°	-5.23	6.19	0.97	1708	31937	18.7

仿真结果表明:在再入点初始状态存在一定偏差的情况下,任务也能满足终端精度方面的要求.

4.2.2　再入过程扰动仿真

对再入过程存在扰动的情况下进行 Monte Carlo 轨迹仿真. 每一步积分考虑的随机扰动有:大气密度偏差(±25%)、飞行器质量偏差(±5%)、升力系数偏差(±10%)和阻力系数偏差(±10%),其中括号内数值表示偏差最大范围,制导系统对偏差值不可预测,其他仿真设置与标准条件仿真相同. 200 次仿真结果的地面航迹见图 8,制导精度统计如图 9 和图 10 所示. 可见,仿真飞行均满足航程要求,且轨迹平滑;终端位置偏差基本小于 10 km,速度偏差小于 10 m/s,高度偏差小于 1.5 km,这对于再入制导而言精度是较高的,表明制导方法对过程扰动具有较强的鲁棒性.

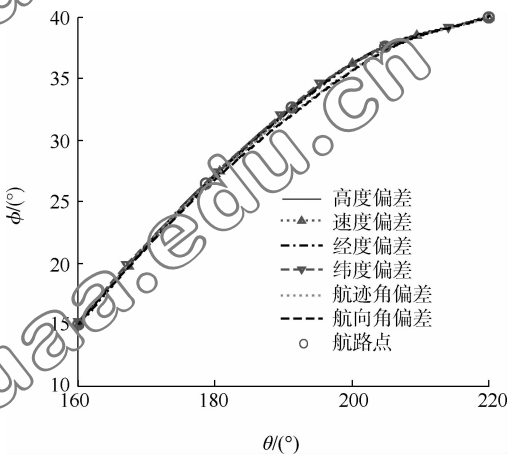


图 7　初始参数偏差仿真地面航迹曲线

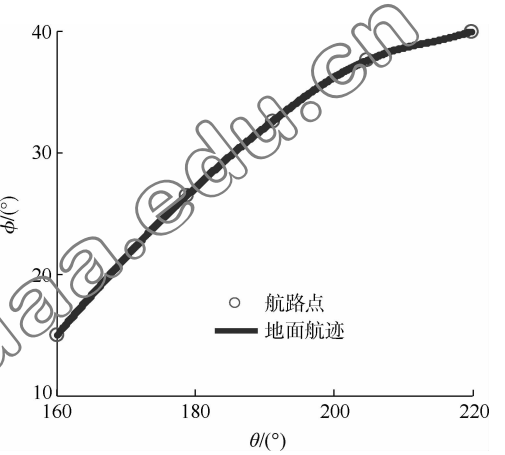


图 8　过程扰动仿真 200 条地面航迹曲线

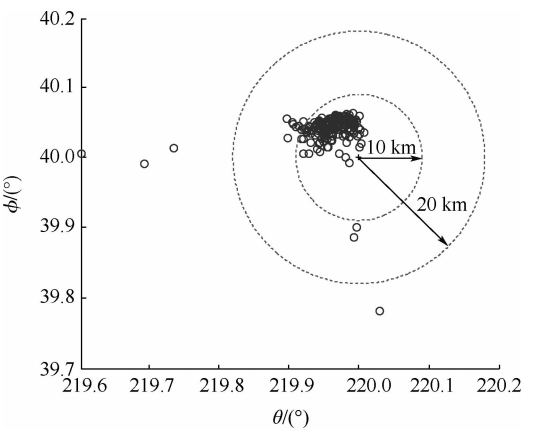


图 9　过程扰动仿真 200 次终端点经纬度散布

http://bhxb.buaa.edu.cn

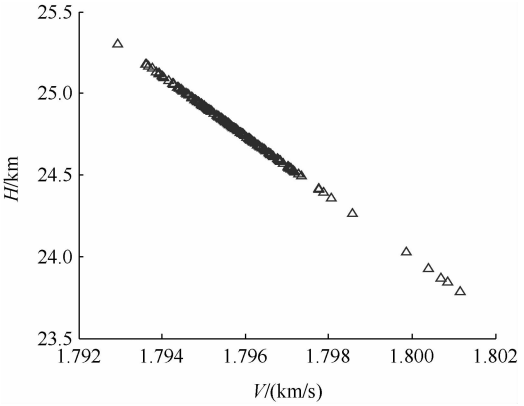


图 10 过程扰动仿真 200 次终端点速度和高度散布

5 结 论

本文针对大升阻比高超声速飞行器滑翔再入制导问题,提出一种基于能量的混合制导方法.分析研究和仿真结果表明:

1)以能量为自变量便于对轨迹进行分段和积分计算,使混合制导方法易于实现;

2)该方法有效减少了制导指令的解算时间;

3)基于横程和能量的近似线性关系设计的横程走廊,能对侧向运动进行合理和有效的控制;

4)终端点数据表明该方法的制导和落点精度高;

5)扰动条件下仿真结果表明该方法具有良好的鲁棒性.

因此,本文提出的再入混合制导方法对减少制导指令的解算时间并提高制导精度具有一定的工程应用价值.

参考文献(References)

[1] 赵汉元.飞行器再入动力学和制导[M].长沙:国防科学技术大学出版社,1997:7-22
Zhao Hanyuan. Fight vehicle reentry dynamics and guidance [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press,1997:7-22(in Chinese)

[2] Dukeman G A. Profile-following entry guidance using linear quadratic regulator theory [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Monterey: AIAA, 2002, 4457:1-10

[3] Joshi A, Sivan K. Predictor corrector reentry guidance algorithm with path constraints for atmospheric entry vehicles[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2007, 30(5):1307-1318

[4] Xue S B, Lu P. Constrained predictor-corrector entry guidance [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2010, 33(4): 1273-1281

[5] Masciarelli J P, Westhelle C, Grave C. Aerocapture guidance performance for the neptune orbiter[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Rhode Island: AIAA, 2004, 4954:1-7

[6] 任章,袁国雄.轨道武器战斗舱再入制导技术研究[J].航天控制,2005,23(2):4-7
Ren Zhang, Yuan Guoxiong. Study on reentry guidance technique for orbit weapon fighting cabin[J]. Aerospace Control, 2005, 23(2):4-7(in Chinese)

[7] 王俊波,田源,任章.基于最优化问题的混合再入制导方法[J].北京航空航天大学学报,2010,36(1):736-740
Wang Junbo, Tian Yuan, Ren Zhang. Mixed guidance method for reentry vehicles based on optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(1):736-740(in Chinese)

[8] Hu J X, Chen K J, Zhao H Y, et al. Hybrid entry guidance for reusable launch vehicles [J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(1):213-217

[9] 水尊师,周军,葛致磊.基于高斯伪谱方法的再入飞行器预测校正制导方法研究[J].宇航学报,2011,32(6):1249-1255
Shui Zunshi, Zhou Jun, Ge Zhilei. On-line predictor-corrector reentry guidance law based on Gauss pseudospectral method[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(6):1249-1255(in Chinese)

[10] Vinh N X, Busemann A, Culp R D. Hypersonic and planetary entry flight mechanics[M]. Ann Arbor: Michigan University of Michigan Press, 1980:26-27

http://bhxb.buaa.edu.cn