基于预测校正法的高超声速飞行器再入制导

王 青 冉茂鹏 赵 洋

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对新一代高超声速飞行器在制导方法的精度及抗干扰能力上的要求,提出了一种基于能量的预测校正制导方法.建立了以能量为自变量的三自由度运动学方程,给出再入过程中的主要约束条件,在此基础上分别设计纵向制导律和侧向制导律.在纵向制导律中,不断预测剩余航程相对理论目标点之间的偏差,并以此偏差作为模糊校正器的输入,输出合适的侧倾角更新值,从而达到校正效果,保证纵向制导精度;在侧向制导律中,设计了一种基于横程偏差的侧倾角反转逻辑,当横程偏差超过所设定的边界条件时,侧倾角便进行一次反转,从而保证侧向制导精度.分别在标准初始条件下和存在偏差条件下进行了数值仿真,仿真结果验证了所设计的制导律的有效性.

关 键 词: 高超声速飞行器; 再入制导; 预测校正

中图分类号: V 448.234

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2013)12-1563-05

Reentry guidance for hypersonic vehicle based on predictor-corrector method

Wang Qing Ran Maopeng Zhao Yang

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

Abstract: An energy-based predictor-corrector guidance algorithm was proposed to handle the need for high precision and robustness of reentry guidance for hypersonic vehicle. A detailed derivation of three degrees of freedom reentry kinematic equations based on energy was conducted, and the path constraints and terminal constraints were also included. Based on the derivation, the longitudinal and lateral guidance law was designed. For the longitudinal part, longitudinal range errors were repeatedly calculated, and a fuzzy corrector was designed to eliminate the errors which guarantee the accuracy of the longitudinal guidance; for the lateral guidance law, a cross-range error based lateral reversal logic was designed, whenever the cross-range exceeds the sited boundaries, a bank reversal was conducted. Simulation results on both standard and deviation conditions verified the effectiveness of the proposed guidance law.

Key words: hypersonic vehicle; reentry guidance; predictor-corrector

本文所研究的高超声速飞行器是一种升力式飞行器,具有速度快、航程远等特点.飞行器在再入过程中将面临诸多困难(环境不确定性、多种飞行约束和动力学方程的强非线性等),因此,对制导律设计提出了很高的要求[1].

传统的标准轨道法虽然比较简单,但能够达到的航程和制导精度都非常有限.预测校正算法着眼于在每一制导周期中消除预测落点和实际落点之间的偏差,该方法具有更高的精度和抗干扰能力[2-3].文献[4]针对低升阻比飞行器提出了一种自适应的数值预测校正算法,其核心思想为一种对侧倾角的参数化.随着预测校正制导方法的

收稿日期: 2013-03-13; **网络出版时间**: 2013-10-16 16:11

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20131016.1611.003.html

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

作者简介: 王 青(1968-),女,陕西西安人,教授,wangqing@buaa.edu.cn.

加入,所研究的飞行器会在初始侧倾角幅值与过载峰值之间出现某种确定的趋势,根据这种现象,文中设计了一个简单有效的过载减缓策略,最后得到的制导律在有效性及鲁棒性方面均能满足要求. 文献[5]针对中到高升阻比飞行器提出了一种预测校正再入制导算法. 该算法巧妙的将路径约束转化为侧倾角大小的上下限,从而在保证满足各项过程约束的情况下,不增加制导算法的复杂性,并保证了鲁棒性. 文献[6]针对高超声速可重复运载器的再入问题,利用数值预测校正与准平衡滑翔条件相结合的方法,在线设计同时满足各种过程约束及末端精度要求的制导律.

本文针对具有较大升阻比的高超声速飞行器再入过程,研究一种基于能量的预测校正制导方法. 在以能量为自变量的三自由度运动学方程基础上,考虑再入过程中热流、过载、动压等几种过程约束,分别设计纵向制导律和侧向制导律.

1 再入运动学模型

1.1 以能量为自变量的三自由度运动学方程

以时间为自变量的方式虽然比较直观,但是,由于在预测过程中事先不能确定终端时间,为弹道的积分带来了诸多困难,而如果采用能量作为微分方程组的自变量,则不会出现这种问题. 给出如下类似能量的表达式[4]:

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

式中,r 为地心距;V 为飞行器速度. 式(1)之所以称之为类似能量的表达式,是因为该表达式与表征机械能的表达式相差一个质量项$-m$. 该能量项是作为代替时间的一个自变量,因此不会对其他状态量的变化趋势造成影响. 由此,可以得到不考虑地球自转情况下的以能量为自变量的三自由度运动学方程:

$$\frac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}e} = \frac{\sin\gamma}{\bar{D}} \tag{2}$$

$$\frac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}e} = \frac{\cos\gamma\sin\psi}{r\cos\phi\bar{D}} \tag{3}$$

$$\frac{\mathrm{d}\phi}{\mathrm{d}e} = \frac{\cos\gamma\cos\psi}{r\bar{D}} \tag{4}$$

$$\frac{\mathrm{d}\gamma}{\mathrm{d}e} = \frac{1}{\bar{D}V^2}\left[\bar{L}\cos\sigma + \left(V^2 - \frac{1}{r}\right)\frac{\cos\gamma}{r}\right] \tag{5}$$

$$\frac{\mathrm{d}\psi}{\mathrm{d}e} = \frac{1}{\bar{D}V^2}\left(\frac{\bar{L}\sin\sigma}{\cos\gamma} + \frac{V^2}{r}\cos\gamma\sin\psi\tan\phi\right) \tag{6}$$

式中的各状态变量都是无量纲化的. 式中,θ 为飞行器所在位置的经度;ϕ 为飞行器所在位置纬度;γ 为航迹倾角;ψ 为方向角;σ 为侧倾角;速度量 V 可以根据 r 和 e 由(1)式求得,$V=\sqrt{2(1/r-e)}$;$\bar{L}$ 和 $\bar{D}$ 分别为气动升力加速度及阻力加速度,其表达式为

$$\bar{L} = \frac{\rho V^2 S_{\mathrm{ref}} C_{\mathrm{l}}}{2mg_0} \tag{7}$$

$$\bar{D} = \frac{\rho V^2 S_{\mathrm{ref}} C_{\mathrm{d}}}{2mg_0} \tag{8}$$

式中,ρ 为大气密度;S_{ref} 为飞行器气动参考面积;m 为飞行器质量;g_0 为海平面地球引力加速度;C_{l} 和 C_{d} 分别为升力系数和阻力系数.

再入飞行过程中,通过控制 σ 和攻角 α 达到控制整个飞行轨迹的目的. 一般情况下,α 是离线选定的一条随速度变化的曲线,因此 σ 就成为了唯一的控制变量.

1.2 再入过程约束

考虑到再入过程中飞行器结构和热防护系统的承受能力,飞行器需要满足热流、过载、动压几种过程约束[7]:

$$\dot{Q} = \frac{C}{\sqrt{R}}\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{l}\left(\frac{V}{V_{\mathrm{c}}}\right)^{k} \leqslant \dot{Q}_{\max} \tag{9}$$

$$n = \sqrt{\bar{L}^2 + \bar{D}^2} \leqslant n_{\max} \tag{10}$$

$$\bar{q} = (g_0 R_0 V^2)/2 \leqslant \bar{q}_{\max} \tag{11}$$

$$L\cos\sigma_{\mathrm{EQ}} - \left(\frac{1}{r^2} - \frac{V^2}{r}\right) \leqslant 0 \tag{12}$$

式中,C 为与飞行器相关的常数;R 为鼻锥驻点区曲率半径;本文中采用指数大气模型 $\rho=\rho_0 \mathrm{e}^{-0.15H}$,$\rho_0$ 为海平面处标准大气压,H 为距海平面高度;$V_{\mathrm{c}}=\sqrt{g_0 R_0}$ 为速度常量(R_0 为地球半径);k 为高超声速飞行器常数,一般取为 3 或 3.15;l 取为 0.5;$\dot{Q}_{\max}$ 为热流率允许的最大值,由热保护系统材料所决定;σ_{EQ} 为平衡滑翔边界对应的侧倾角. 式(9)为飞行器表面驻点处的热流密度,式(10)和式(11)分别为过载约束和动压约束. 式(12)为拟平衡滑翔条件,满足式(12)能避免飞行器轨道产生大的跳跃.

2 预测校正制导算法

2.1 纵向制导律设计

纵向制导律的设计用来确定侧倾角的大小,其基本原理是:不断对剩余航程进行预测,并对预测值与实际值进行比较,通过两者之间的偏差确

定下一个制导周期的侧倾角更新值.

基于能量的剩余航程公式可表达为

$$\frac{\mathrm{d}s}{\mathrm{d}e}=-\frac{\cos\gamma}{r\bar{D}} \tag{13}$$

式中,s 为剩余航程. 当给定当前状态 $x(e)$、末端能量 e_{f} 及侧倾角剖面时,通过不断积分纵向运动学方程(式(2)、式(5)和式(13)),即可得到末端能量处剩余航程的预测值 $s(e_{\mathrm{f}})$. 剩余航程的实际值 s_{f} 为飞行器当前位置的星下点位置(θ_1,ϕ_1)到目标点星下点位置(θ_2,ϕ_2)之间大圆弧的长度,可由下式计算:

$$s_{\mathrm{f}}=\arccos(\sin(\phi_1)\sin(\phi_2)+\cos(\phi_1)\cos(\phi_2)\cos(\theta_2-\theta_1)) \tag{14}$$

则剩余航程偏差可以表示为 $\Delta s=s(e_{\mathrm{f}})-s_{\mathrm{f}}$,得到偏差值后就可以根据校正方法寻找适合的侧倾角校正值 $\Delta|\sigma|$ 使该偏差趋于 0,剩余航程偏差与侧倾角校正值之间存在某种函数关系 $\Delta s=f(|\sigma|)$,这种函数关系是非线性的,因此,不能通过某种解析的表达式求得 σ 的改变量. 由于模糊理论设计不依赖于对象的精确数学模型,本文考虑根据模糊理论设计模糊校正器对剩余航程偏差进行校正.

通过分析不同 σ 下的剩余航程预测值,得到如下校正策略:

1) 航程误差越靠近末端及允许精度范围时应当刻画的越精细,这样有利于在靠近误差容限的区域内比较精确的得到校正值;而在远离允许精度的范围时则可以进行一个比较宽范围的模糊化,只要能够保证校正值迅速靠近精度范围即可;

2) 输出的侧倾角校正量在越接近末端及允许精度范围时校正步长越小,反之则越大.

根据以上策略,设计模糊校正器. 将航程误差 Δs 模糊分化为 7 个等级:PH(正大)、PM(正中)、PS(正小)、ZO(零)、NS(负小)、NM(负中)和 NH(负大),侧倾角调节量 $\Delta\sigma$ 也采用同样的模糊化分类. 航程 Δs 的取值范围为[-1 000,1 000],预测值超过 1 000 km 的都视为 1 000 km,NS,ZO 和 PS 的隶属度函数选为三角形,其余的均为高斯型;$\Delta\sigma$ 的取值范围为[-5,5],其隶属度函数均取为三角形. 输入变量和输出变量的隶属函数曲线如图 1 所示.

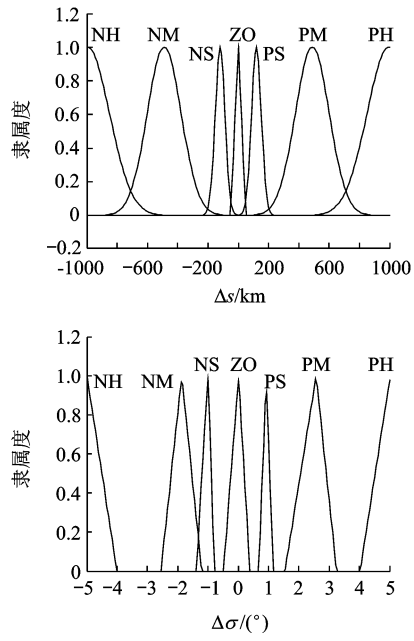


图 1　输入输出隶属度函数

模糊推理规则为

规则 1　如果 Δs 是 PH,则 $\Delta\sigma$ 是 NH;

规则 2　如果 Δs 是 PM,则 $\Delta\sigma$ 是 NM;

规则 3　如果 Δs 是 PS,则 $\Delta\sigma$ 是 NS;

规则 4　如果 Δs 是 ZO,则 $\Delta\sigma$ 是 ZO;

规则 5　如果 Δs 是 NS,则 $\Delta\sigma$ 是 PS;

规则 6　如果 Δs 是 NM,则 $\Delta\sigma$ 是 PM;

规则 7　如果 Δs 是 NH,则 $\Delta\sigma$ 是 PH.

2.2　侧向制导律设计

侧向制导律的主要任务是决定 σ 的符号(方向),初始的符号通常选为与初始横程 χ_0 相反的方向[8],横程被定义为

$$\chi=\arcsin[\sin s_{\mathrm{togo}}\sin(\psi-\Psi)] \tag{15}$$

式中,s_{togo} 为剩余航程;ψ 为当前方向角;Ψ 为从当前位置到末端位置大圆弧的视线角.

随着飞行器的不断运动,当横程超过一定界限时,σ 需要反向,制导系统将会给出 σ 反转指令. 侧向制导逻辑的设计目标是:在尽量减少反转次数的前提下,寻求适当的 σ 反转逻辑使得末端的横程能够保持在设定的误差范围内. 成功的侧向制导律能够正确的将飞行器导引至终端目标点,并且满足终端的约束条件.

要确定 σ 的反转次数,本文设计了一个以能量为主要变量的分段横程值域,其形式如图 2 所示.

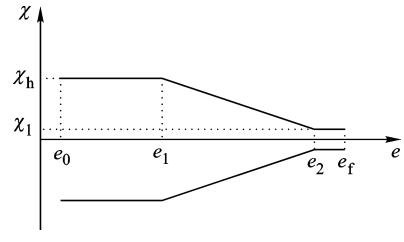


图 2　控制侧向反转的横程走廊

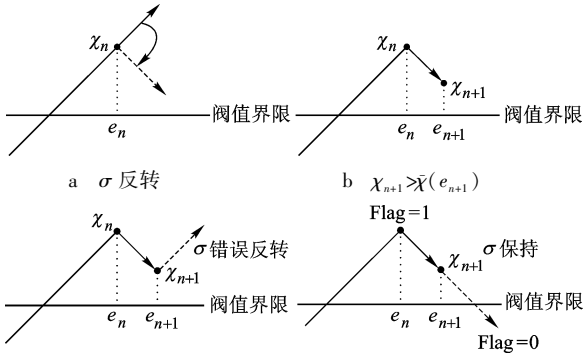
其分段函数的数学表达式为

$$\chi=\begin{cases}\chi_{\mathrm{h}} & e_0\leqslant e\leqslant e_1\\ \chi_{\mathrm{h}}-\dfrac{\chi_{\mathrm{h}}-\chi_{\mathrm{l}}}{e_2-e_1}(e-e_1) & e_1\leqslant e\leqslant e_2\\ \chi_{\mathrm{l}} & e_2\leqslant e\leqslant e_{\mathrm{f}}\end{cases}\quad(16)$$

式中，χ_{h}，χ_{l} 分别为设定的横程偏差上界和下界；e_0 和 e_{f} 为再入点及末端能量；e_1 和 e_2 为一组根据任务情况需要而变化的能量值. e_1 选取在 e_0 到 e_{f} 之间大约 1/3 处，e_2 的值不能与 e_{f} 相差过大，否则在飞行后期会由于所设定的反向阀值过低导致 σ 频繁反向. χ_{h} 设定的要比初始点计算得到的横程要大，否则将不能正确反转；χ_{l} 设定为末端对横程的要求精度.

侧向制导原理即可表述为：每当 χ 的值超过定义的阀值 $\bar{\chi}(e)$ 时，σ 就进行一次反号. 研究中发现，在下面一种情况下，σ 将会出现“假反转”：假设在第 n 次对运动方程积分的时候得到 χ_n 超过当时所对应的阀值 $\bar{\chi}(e_n)$，σ 反号（如图 3a）；在下一积分步长计算的 χ_{n+1} 仍然超过了当时的阀值 $\bar{\chi}(e_{n+1})$ 的时候（如图 3b），σ 仍然会按照反转逻辑进行反转（如图 3c）. 此时的反转是一种错误反转，将会使飞行轨迹朝着背离反转走廊的方向运动，横向误差越来越大，最终导致算法失效. 造成这种情况的原因是由于下一积分步长的计算使得横程没能跳入走廊之内，即 $|\chi_n-\bar{\chi}(e_n)|>|\chi_n-\chi_{n+1}|$.

本文对其解决方法是：当第 1 次 σ 反号时，令某一标志位 Flag 置 1，以后的每一次反转前事先检测该标志位，如果为 1，表明此时飞行器尚未转入横程走廊内，无需加入反转逻辑，σ 按照原来的符号继续飞行即可，直到飞入横程走廊内则令 Flag 置 0（如图 3d）.



a σ 反转　b $\chi_{n+1}>\bar{\chi}(e_{n+1})$　c σ 错误反转　d σ 保持

图 3　侧向反转逻辑的一种特殊情况

3　仿真分析

以某远程高超声速飞行器为仿真研究对象，飞行器相关常量如表 1 所示，其相关气动系数参见文献[9].

表 1　某高超声速飞行器参数

变量	m/kg	S_{ref}/m^2	C_{Lmax}	R_0/km	g_0/(m·s^{-2})
数值	0.907	0.35	0.6	6378	9.8

下面对提出的预测校正制导方法进行性能仿真研究，相关参数及精度要求为[10]

1）制导误差要求：经度、纬度方向的制导误差要求小于 10 km，大于 10 km 的情况认定为仿真失败，高度误差要求小于 2 km，对速度不做出要求；

2）攻角变量由所求得最优攻角剖面确定，根据所研究高超声速飞行器的实际情况，设定 σ 的调节范围为 $-80°\leqslant\sigma\leqslant80°$；

3）热流密度约束为 100 kW/m^2，动压约束为 200 kPa，过载约束为 4；

4）仿真中所有运动学微分方程均采用四阶龙格库塔法进行求解，设定仿真步长为 3.34×10^{-5}；

5）在纵向的预测校正仿真中，加入制导的仿真间隔为 10 倍仿真步长.

3.1　标准再入初始条件下的仿真

再入初始条件为高度 100 km、速度 7 200 m/s、经度 70°、纬度 15°、航迹角 −2°、方向角 55°，目标点为经度 168°、纬度 38°、高度 20 km.

标准再入条件下的仿真曲线见图 4 ~ 图 6，相关统计结果见表 2. 由表 2 可知，经、纬度误差均小于 0.1°，落点距离目标点的距离为 4.327 6 km，满足落点精度要求；落点高度误差 1.205 km，也满足对高度的精度要求，同时各项约束值的峰值均小于约束值，满足过程约束条件.

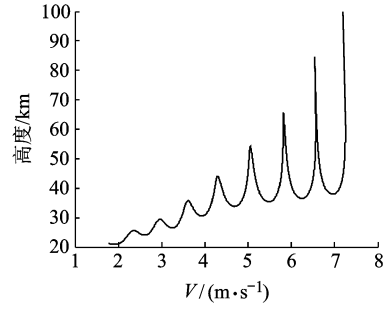


图 4　高度变化曲线

表 2　标准再入条件下的落点参数

参数	数值
高度/km	21.205
经度/(°)	257.965 4
纬度/(°)	38.027 7
热流密度峰值/(kW·m^{-2})	635.326 9
动压峰值/kPa	102.844 4
过载峰值	2.305 2

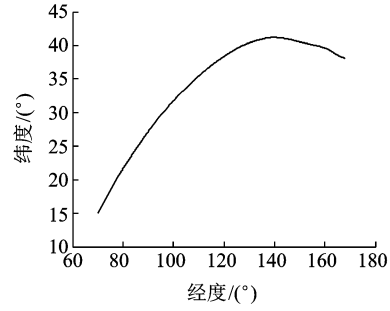


图 5　地面轨迹曲线

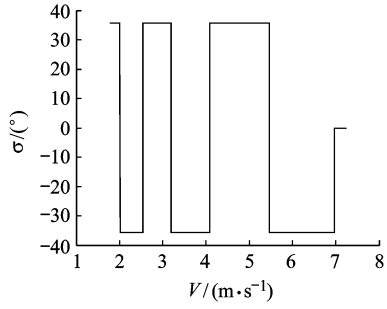


图 6　σ 变化曲线

3.2　存在偏差和扰动情况下的仿真

由于飞行器在再入过程中不可避免的会受到大气参数及自身参数变化所带来的扰动,有可能导致飞行轨迹偏离预定目标而不能完成既定任务. 为验证所提出制导算法在各种参数偏差下的算法稳定性,本节分别针对各种扰动情况进行数值仿真分析,所考虑的偏差包括:大气密度偏差(±25%)、飞行器质量偏差(±5%)、升力系数偏差(±10%)以及阻力系数偏差(±10%).

存在偏差和扰动情况下的仿真结果见表 3,从表 3 可以看出,当加入偏差之后,制导精度仍然能够满足要求,但是相比标准再入条件,制导精度有一定程度降低. 从各种不同偏差对制导精度的影响对比可以发现,升力系数偏差和阻力系数偏差对制导精度的影响较大;大气密度偏差对制导精度影响相对较小,即使变化范围很大,其制导精度依然能够满足要求.

表 3　不同参数偏差下的仿真结果

偏差参数	高度/km	落点经度/(°)	落点纬度/(°)	相对目标点距离/km	热流密度峰值/(kW·m^{-2})	动压峰值/kPa	过载峰值
大气密度	20.663	167.921 1	38.046 9	8.672 3	661.038 3	112.264 0	2.530 2
质量	21.276	167.922 0	38.035 6	7.906 9	631.402 8	101.175 8	2.276 8
升力系数	21.372	167.914 0	38.054 5	9.681 0	636.294 2	102.710 9	2.313 1
阻力系数	21.087	167.910 5	38.048 9	9.551 3	632.052 3	102.587 4	2.279 2
综合加入各种	21.356	167.907 4	38.048 6	9.758 3	636.337 0	101.368 1	2.311 0

4　结　论

着眼于提高高超声速飞行器再入制导方法的制导精度及抗干扰能力,本文提出了一种基于能量的预测校正制导方法. 以能量为自变量的方式可以克服以时间为自变量时进行弹道积分的困难. 在此基础上,分别在纵向和侧向设计了制导律. 仿真结果验证了所设计的制导律的有效性.

参考文献(References)

[1] Xu Mingliang, Chen Kejun, Liu Luhua, et al. Quasi-equilibrium glide adaptive guidance for hypersonic vehicles [J]. Science China-Technological Sciences, 2012, 55(3): 856-866

[2] Gamble J D, Cerimele C J, Moore T E. Atmospheric guidance concepts for an aeroassisted flight experiment [J]. The Journal of the Astronautical Science, 1988, 36(1): 45-71

[3] Braun R D, Powell R W. Predictor-corrector guidance algorithm for use in high-energy aerobraking system studies [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1992, 15(3): 672-678

[4] Lu Ping. Predictor-corrector entry guidance for low-lifting vehicles [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(4): 1067-1075

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

[6] 李惠峰,谢陵. 基于预测校正方法的 RLV 再入制导律设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(11): 1344-1348
Li Huifeng, Xie Ling. Reentry guidance law design for RLV based on predictor-corrector method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(11): 1344-1348 (in Chinese)

[7] 雍恩米,唐国金,陈磊. 高超声速无动力远程滑翔飞行器多约束条件下的轨迹快速生成 [J]. 宇航学报, 2008, 29(1): 46-52
Yong Enmi, Tang Guojin, Chen Lei. Rapid trajectory planning for hypersonic empowered long-range reentry vehicles with multi-constraints [J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(1): 46-52 (in Chinese)

[8] Shen Zuojun, Lu Ping. Dynamic lateral guidance logic [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(6): 949-959

[9] John D S, Jason R H. In-flight entry trajectory optimization for reusable launch vehicles [C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco, California, USA: AIAA, 2005: 1-18

[10] Hanson J M, Jones R E. Test results for entry guidance methods for space vehicles [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(6): 960-966

(编　辑:刘登敏)