动态调整航向角误差走廊的侧向制导策略

朱　凯，齐乃明，秦昌茂

（哈尔滨工业大学 航天学院，150001 哈尔滨，sparkle.zk@163.com）

摘　要：针对传统的侧向制导方法在气动参数存在不确定性时，因气动力和倾侧角剖面的变化而造成较大的制导误差，提出了一种基于动态航向角误差走廊的侧向制导方法.根据参考航向角误差走廊和实际升阻比的估计值在线调整航向角误差门限.在飞行轨迹末端根据当前速度和航向角误差的导数对反转点进行预测.该制导方法对气动参数摄动具有较强的鲁棒性，并避免了不必要的反转.仿真结果表明了该方法的有效性.

关键词：再入；侧向制导；气动参数不确定性；动态航向角误差走廊；预测制导

中图分类号：V448.2　　**文献标志码**：A　　**文章编号**：0367－6234(2011)01－0031－05

A lateral guidance method with dynamic heading error corridor

ZHU Kai，QI Nai-ming，QIN Chang-mao

（School of Astronautics，Harbin Institute of Technology，150001 Harbin，China，sparkle.zk@163.com）

Abstract：To improve the lateral guidance performance，a new lateral guidance approach based on the dynamic heading error corridor is proposed. The bank reversal is determined by the dynamic heading error threshold which is on-line adjusted according to the reference heading error corridor and the estimated actual lift-to-drag ratio. Near the end of the trajectory，the bank reversal is determined by the terminal heading error predictor which demands the derivative of heading error respect to the velocity and current velocity. The proposed method effectively improves the terminal guidance precision in the presence of aerodynamic model uncertainty，and prevents unnecessary bank reversals. Simulation results validate the effectiveness of the method.

Key words：re-entry；lateral guidance；aerodynamic uncertainty；dynamic heading error corridor；prediction guidance

高超声速飞行器再入飞行速度高、空域大，气动参数的不确定性是高超声速飞行器再入制导所面临的主要问题之一[1－2].此外，再入飞行轨迹受到最大热流、动压、过载等约束，使再入制导问题变得更为复杂[3].

再入制导可分为纵向制导和侧向制导两方面.学者们对纵向制导的轨迹跟踪控制方法、参考剖面的选择等问题进行了大量研究[2,4－5]，而对侧向制导的研究较少.传统的侧向制导方法根据预先规定的航向角误差走廊控制倾侧角反转[6].当气动参数摄动较大时，在纵向轨迹跟踪控制的作用下，实际倾侧角剖面与参考剖面差异较大，传统的侧向制导方法难以满足终端航向角误差要求[7].近年来，为了提高再入制导的性能，对侧向制导的研究也逐渐受到了关注.在衍化加速度制导中[8]，通过对航向角参考剖面进行更新和跟踪实现侧向制导.预测校正再入制导算法[9]根据终端航向角误差的预测值控制倾侧角反转.Shen 和 Lu[7]根据横程参考剖面、当前横程和升阻比的估计值确定倾侧角的反转位置.

本文提出了一种基于动态航向角误差走廊的再入飞行器侧向制导方法.根据参考航向角误差走廊和实际升阻比的估计值在线调整航向角误差门限.在目标点附近，采用一种简单的预测方法确定末端反转点，无需数值积分，减小了侧向制导所耗机时.

1　问题描述

考虑地球为旋转圆球，高超声速再入飞行器

收稿日期：2009－12－07.

作者简介：朱　凯(1982—)，女，博士研究生；

齐乃明(1962—)，男，教授，博士生导师.

在极坐标系下的无量纲运动方程为

$$\dot{r} = v\sin\gamma, \tag{1}$$

$$\dot{\theta} = (v\cos\gamma\sin\psi)/(r\cos\phi), \tag{2}$$

$$\dot{\phi} = (v\cos\gamma\cos\psi)/r, \tag{3}$$

$$\dot{v} = -D - \sin\gamma/r^2 + C_v, \tag{4}$$

$$\dot{\gamma} = v^{-1}[L\cos\sigma + r^{-1}(v^2 - 1/r)\cos\gamma] + C_\gamma, \tag{5}$$

$$\dot{\psi} = v^{-1}\left[\frac{L\sin\sigma}{\cos\gamma} + v^2 r^{-1}\cos\gamma\sin\psi\tan\phi\right] + C_\psi. \tag{6}$$

地球旋转项 C_v、C_γ 和 C_ψ 为

$$C_v = \Omega^2 r\cos\phi(\sin\gamma\cos\phi - \cos\gamma\sin\phi\cos\psi),$$

$$C_\gamma = 2\Omega v\cos\phi\sin\psi + \Omega^2 r\cos\phi(\cos\gamma\cos\phi - \sin\gamma\cos\psi\sin\phi),$$

$$C_\psi = v^{-1}\left[2\Omega v(\tan\gamma\cos\phi\cos\psi - \sin\phi) + \Omega^2 r\cos^{-1}\gamma\sin\phi\cos\phi\sin\psi\right].$$

式中：" · "表示对无量纲时间 $\tau = t/\sqrt{R_0/g_0}$ 的微分；无量纲地心距 r、速度 v 和地球自转角速度 Ω 的无量纲化参数分别为 R_0、$v_c = \sqrt{g_0 R_0}$ 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；θ、ϕ、γ、ψ 分别为经度、纬度、航迹角和航向角. 升力、阻力加速度分别为 $L = \rho(v_c v)^2 SC_L/(2mg_0)$、$D = \rho(v_c v)^2 SC_D/(2mg_0)$，$\rho$ 为大气密度，m 为飞行器质量，S 为气动参考面积.

2 传统侧向制导方法存在的问题

传统的侧向制导方法将飞行器的侧向运动限定在预先设定的横程走廊或航向角误差走廊内，当横程或航向角误差达到走廊边界时，令 σ 反转，使侧向运动向航向角误差减小的方向进行. 本文以航向角误差走廊为例对传统侧向制导方法及其存在的问题进行说明.

定义航向角误差为

$$\Delta\psi = \psi - \psi_{\mathrm{LOS}}. \tag{7}$$

其中，根据视线航向角的物理意义，其取值范围应在 $0 \leqslant \psi_{\mathrm{LOS}} \leqslant \pi$ 之间，即

$$\psi_{\mathrm{LOS}} = \tan^{-1}\left[\frac{\sin(\theta_{\mathrm{T}} - \theta)}{\cos\phi\tan\phi_{\mathrm{T}} - \sin\phi\cos(\theta_{\mathrm{T}} - \theta)}\right] + 0.5\pi - 0.5\pi\,\mathrm{sign}\left[\frac{\sin(\theta_{\mathrm{T}} - \theta)}{\cos\phi\tan\phi_{\mathrm{T}} - \sin\phi\cos(\theta_{\mathrm{T}} - \theta)}\right]. \tag{8}$$

为了保证 $\Delta\psi$ 能够进入航向角误差走廊，再入初始阶段飞行器应朝终端目标点飞行，因此确定再入初始阶段的倾侧角符号为

$$\mathrm{sign}(\sigma_0) = -\mathrm{sign}(\Delta\psi_0).$$

其中，σ_0 为再入初始阶段的倾侧角，$\Delta\psi_0$ 为再入初始横向角误差.

飞行器进入再入飞行阶段后，倾侧角符号由下式确定：

$$\mathrm{sign}(\sigma) = \begin{cases} \mathrm{sign}[\sigma(t_{k-1})], & |\Delta\psi| < \Delta\psi_{\mathrm{H}}(v); \\ -\mathrm{sign}[\Delta\psi(v)], & |\Delta\psi| \geqslant \Delta\psi_{\mathrm{H}}(v). \end{cases} \tag{9}$$

其中，$\mathrm{sign}[\sigma(t_{k-1})]$ 表示上一时刻由侧向制导算法给出的倾侧角符号，$\Delta\psi_{\mathrm{H}}(v)$ 为航向角偏差门限. 通常根据横程大小、倾侧角反转次数和终端误差等多方面约束将 $\Delta\psi_{\mathrm{H}}(v)$ 设计为速度的分段线性函数.

以 CAV－H 飞行器为例对传统侧向制导存在的问题进行说明. 按照倾侧角反转次数 $n \leqslant 4$，终端航向角误差 $|\Delta\psi_{\mathrm{df}}| \leqslant 5°$ 的要求，将航向角误差走廊设计为如图 1 所示的漏斗形误差走廊. 纵向制导采用滑模控制对参考弹道进行跟踪.

在标称状态和升阻比摄动为 ±20% 等 3 种情况下进行仿真，航向角误差和倾侧角曲线分别如图 1 和图 2 所示. 在标称状态下，倾侧角反转 4 次，终端航向角误差约为 －1.5°，满足设计要求. 而当实际升阻比高于名义升阻比 20% 时，倾侧角反转 6 次，终端航向角误差约为 10°；当实际升阻比低于名义升阻比 20% 时，倾侧角反转 3 次，终端航向角误差约为 －16°. 如图 2 所示，为了跟踪纵向参考剖面，当实际升力大于标称值时，倾侧角幅值大于标称状态下的幅值；当实际升力小于标称值时，倾侧角幅值小于标称状态下的幅值.

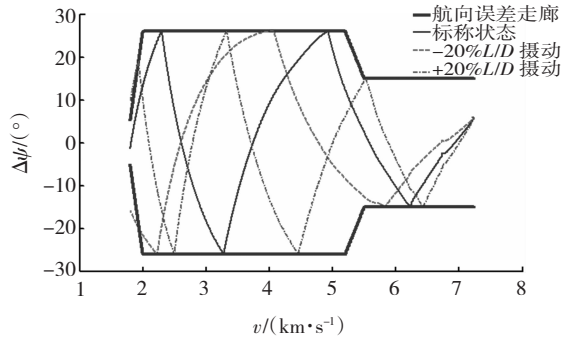


图 1　传统侧向制导方法的航向角误差曲线

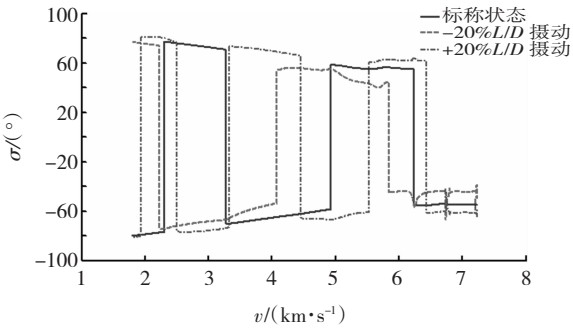


图 2　传统侧向制导方法的倾侧角曲线

显然,升阻比的变化对侧向制导有较大的影响. 由于航向角误差门限为速度的函数,为了分析升阻比的摄动对传统侧向制导方法的影响,由式(4)、式(6)和式(7)给出航向角误差对速度的导数:

$$\Delta\psi' = \psi' - \psi'_{\mathrm{LOS}} = -v^{-1}(D + \sin\gamma/r^2 + C_v)^{-1}\left[\frac{L\sin\sigma}{\cos\gamma} + v^2 r^{-1}\cos\gamma\sin\psi\tan\phi + vC_\psi\right] - \psi'_{\mathrm{LOS}}. \tag{10}$$

通常,再入飞行中航迹角较小,可近似得出 $\sin\gamma\approx 0$,而且地球旋转项 C_v、C_ψ 均为小量. 因而,式(10)可近似为

$$\Delta\psi' = -v^{-1}\left[\frac{L}{D}\cdot\frac{\sin\sigma}{\cos\gamma} + \frac{v^2}{rD}\cos\gamma\sin\psi\tan\phi\right] - \psi'_{\mathrm{LOS}}.$$

由于升阻比发生变化时,纵向跟踪控制使 $|\sigma|$ 也发生相同趋势的变化,分析上式可知,当实际的升阻比大于标称值时,侧向控制项 $|(L/D)\cdot(\sin\sigma/\cos\gamma)|$ 增大,$\Delta\psi$ 相对于速度的变化加快,在相同的速度下,$\Delta\psi$ 及 $\Delta\psi'$ 均与标称状态值存在较大差异,因此仍按照预先设定的误差走门限 $\Delta\psi_{\mathrm{H}}(v)$ 控制倾侧角的反转,不但无法满足终端航向角误差要求,而且还会造成反转次数过分地增加;反之,当实际升阻比小于标称值时,侧向控制项 $|(L/D)\cdot(\sin\sigma/\cos\gamma)|$ 减小,$\Delta\psi$ 相对于速度的变化减缓,仍按照预先设定航向角误差门限控制反转,侧向控制将没有足够的能力使 $|\Delta\psi|$ 在达到终端速度 v_{df} 时减小到终端误差要求范围内.

3 基于动态误差走廊的侧向制导方法

3.1 动态航向角误差走廊的设计

由上述分析可知,预先设定的航向角误差走廊无法适应 $\Delta\psi'$ 的变化是导致传统的侧向制导方法在气动参数摄动情况下性能变差的主要原因. 为了改善传统侧向制导的性能,本文提出了一种基于动态误差走廊的侧向制导方法. 采用传统的侧向制导方法及标称状态下的飞行器参数设计出参考航向角误差门限 $\Delta\psi_{\mathrm{refH}}(v)$,根据实际升阻比的估计值对参考航向角误差走廊进行调节,按照所得到动态航向角误差门限 $\Delta\psi_{\mathrm{dH}}(v)$ 控制倾侧角的反转,而倾侧角的反转逻辑与传统的侧向制导方法相同.

由导航系统测得的地球相对速度矢量 $\boldsymbol{v}$ 和非重力加速度 $\boldsymbol{a}_{\mathrm{Nav}}$ 可得阻力加速度和升力加速度为[7]

$$D_{\mathrm{Nav}} = -\boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{a}_{\mathrm{Nav}}/v,$$

$$L_{\mathrm{Nav}} = \sqrt{a_{\mathrm{Nav}}^2 - D_{\mathrm{Nav}}^2}.$$

为了消除导航信息中的测量噪声,由如下一阶低通滤波器给出实际升阻比的估计值:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\mathrm{est}}^{k} = \mathrm{e}^{-\Delta t/\tau}\left(\frac{L}{D}\right)_{\mathrm{est}}^{k-1} + (1-\mathrm{e}^{-\Delta t/\tau})\left(\frac{L_{\mathrm{Nav}}}{D_{\mathrm{Nav}}}\right).$$

其中,k 表示第 k 个制导周期,$\tau>0$ 为滤波器的时间常量,$\Delta t>0$ 为制导周期.

定义比值 η 为实际升阻比与参考升阻比之比,即

$$\eta = \frac{(L/D)_{\mathrm{est}}}{(L/D)_{\mathrm{ref}}}.$$

式中:$(L/D)_{\mathrm{est}}$ 为实际升阻比的估计值;$(L/D)_{\mathrm{ref}}$ 为参考升阻比,即升阻比的标称值.

当实际升阻比大于参考升阻比时,$\Delta\psi$ 相对于速度的变化加快,为避免倾侧角发生过多的反转,应增大航向角误差门限;而当实际升阻比小于参考升阻比时,$\Delta\psi$ 相对于速度的变化放缓,为确保航向角误差能够及时地减小到终端误差要求范围内,应减小航向角误差门限. 而在终点附近,应仍根据终端误差要求对航向角误差门限进行设计. 根据上述原则,设计动态航向角误差门限如下:

$$\Delta\psi_{\mathrm{dH}}(v) = \begin{cases} \Delta\psi_{\mathrm{refH}}(v) + c_1\Delta\psi_{\mathrm{refHmax}}\dfrac{\eta-1}{\eta_{\max}-1}, & v\geqslant v_{\mathrm{Hl}}; \\ \Delta\psi_{\mathrm{refHf}} - (\Delta\psi_{\mathrm{refHf}} - \Delta\psi_{\mathrm{dHl}})\dfrac{v-v_{\mathrm{df}}}{v_{\mathrm{Hl}}-v_{\mathrm{df}}}, & v<v_{\mathrm{Hl}}. \end{cases}$$

其中:$\Delta\psi_{\mathrm{refH}}$ 为参考航向角误差门限;$\Delta\psi_{\mathrm{refHmax}}$ 为参考航向角误差门限的最大值;$\Delta\psi_{\mathrm{refHf}}$ 为参考航向角误差门限的终端值;$0<c_1<1$ 为设计参数,对于 CAV-H 飞行器和所设计的参考航向角误差门限本文取 $c_1=0.6$;$\eta_{\max}$ 为所预期的 η 的最大值,取 $\eta_{\max}=1.2$;v_{Hl} 为参考航向角误差走廊中最后一段误差门限函数的起始速度,如图 3 所示;v_{df} 为给定的终端速度;$\Delta\psi_{\mathrm{dHl}}$ 为 v_{Hl} 所对应动态航向角误差门限,可由 $\Delta\psi_{\mathrm{refH}}(v_{\mathrm{Hl}})$ 和比值 η 计算出.

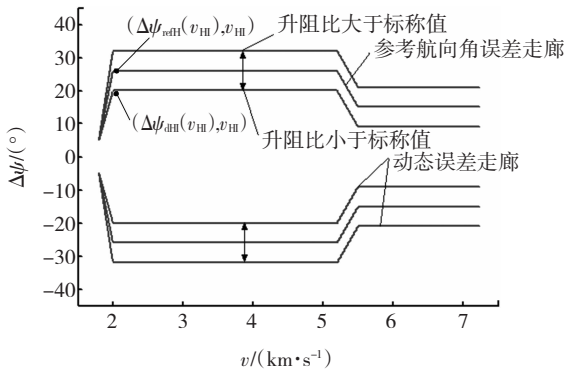


图 3 动态航向角误差走廊

动态航向角误差走廊如图 3 所示，当航线角误差大于动态航向角误差门限时，即控制 σ 的符号使侧向运动向航向角误差减小的方向进行，倾侧角符号的表达式与式(9)相似，即

$$\operatorname{sign}(\sigma)_{\mathrm{d}}=\begin{cases}\operatorname{sign}[\sigma(t_{k-1})], & |\Delta\psi|<\Delta\psi_{\mathrm{dH}}(v);\\ -\operatorname{sign}[\Delta\psi(v)], & |\Delta\psi|\geqslant\Delta\psi_{\mathrm{dH}}(v).\end{cases}$$

其中 $\operatorname{sign}(\sigma)_{\mathrm{d}}$ 表示根据动态航向角误差走廊判定的倾侧角符号.

3.2 末端反转策略

在气动参数存在摄动的情况下，采用动态航向角误差走廊能减少不必要的倾侧角反转，并在一定程度上减少终端航向角误差. 但对于气动参数摄动较大的情况，动态航向角误差走廊仍无法满足 $|\psi_{\mathrm{f}}|\leqslant5°$ 的高精度终端航向角误差要求. 为提高制导精度，确保终端航向角误差能够满足任务要求，本文在终点附近基于一种简单的终端航向角误差预测方法对侧向运动进行控制.

如图 1 所示，在终点附近，航向角误差与速度近似成线性变化. 因此，由当前的航向角误差、速度以及航向角误差对速度的导数，可对终端航向角误差进行估计.

为了提高气动参数摄动情况下侧向制导的性能，应充分利用导航系统给出的 D_{Nav}，L_{Nav} 信息. 若倾侧角在当前时刻反转，则航向角误差对速度的导数变为

$$\begin{aligned}\Delta\psi'(-\sigma)=&-v^{-1}(D_{\mathrm{Nav}}+\sin\gamma/r^2+\\&C_v)^{-1}\left[\frac{L_{\mathrm{Nav}}\sin(-\sigma)}{\cos\gamma}+\right.\\&\left.v^2r^{-1}\cos\gamma\sin\psi\tan\phi+vC_\psi\right]-\psi'_{\mathrm{LOS}}.\end{aligned}$$

其中 σ 的幅值由纵向制导给出，σ 的符号根据动态航向角误差门限确定.

由式(8)可知，ψ_{LOS} 为不显含 σ 的复杂函数，导数 ψ'_{LOS} 可由数值微分获得：

$$\psi'_{\mathrm{LOS}}=\frac{1}{\Delta T}\frac{\psi_{\mathrm{LOS}}(n)-\psi_{\mathrm{LOS}}(n-1)}{v(n)-v(n-1)}.$$

其中 ΔT 为采样周期，n 表示第 n 个采样时刻.

若在当前时刻发生反转，则终端航向角误差的预测值为

$$\Delta\psi_{\mathrm{fp}}(-\sigma)=\psi-\Delta\psi'(-\sigma)\cdot(v-v_{\mathrm{df}}).$$

其中 $\Delta\psi_{\mathrm{fp}}$ 为终端航向角误差的预测值.

实际上，在终点附近，航向角误差相对速度的变化是逐渐加快的，按照近似线性变化所得的终端误差预测值是存在误差的，并且距离终点越远，预测误差越大. 因此，若开始实施末端反转策略时速度较大，较大的预测误差将造成不必要的反转，使反转次数过多；若开始实施末端反转策略时速度较小，则可能错过反转时机，造成较大的终端航向角误差. 综合考虑以上两方面因素，本文从 $v_i=v_{\mathrm{df}}+500$ m/s 时开始对终端航向角误差进行预测. 为了补偿航向角误差变化的非线性，采用如下的改进表达式对终端航向角误差进行预测：

$$\Delta\psi_{\mathrm{fp}}(-\sigma)=\psi-(c_2v+c_3)\Delta\psi'(-\sigma)(v-v_{\mathrm{df}}).$$

其中 c_2、c_3 为正的设计参数，其取值应保证 $1<c_2v+c_3\leqslant1.5$，$\forall v\in[v_{\mathrm{df}},v_i]$. 速度越小，式(11)的误差越小，补偿项 c_2v+c_3 随速度的降低而减小，避免了采用常数进行补偿的保守性.

当终端航向角误差的预测值满足终端误差要求时，令倾侧角反转. 至此，再入飞行过程中倾侧角的符号可由下式判定：

$$\operatorname{sign}(\sigma)=\begin{cases}\operatorname{sign}(\sigma)_{\mathrm{d}}, & v>v_i\ \text{或}\ |\Delta\psi_{\mathrm{fp}}(-\sigma)|>\eta\Delta\psi_{\mathrm{df}};\\ -\operatorname{sign}(\sigma)_{\mathrm{d}}, & |\Delta\psi_{\mathrm{fp}}(-\sigma)|\leqslant\eta\Delta\psi_{\mathrm{df}}.\end{cases}$$

其中 $0<\eta\leqslant1$ 为设计参数，选择较小的 η 可以减小终端航向角误差.

4 仿真研究

以 CAV－H 作为再入飞行器的模型进行仿真，其相关参数可参见文献[10]. 再入初始状态为 $h_0=100$ km，$v_0=7\ 200$ m/s，$\gamma_0=-2°$，$\theta_0=160°$，$\phi_0=5°$，$\psi_0=55°$. 目标点为 $\theta_{\mathrm{df}}=260°$，$\phi_{\mathrm{df}}=40°$. 终端航向角误差要求为 $|\Delta\psi_{\mathrm{f}}|\leqslant5°$. 纵向采用具有优化滑模面的滑模控制方法对参考轨迹进行跟踪. 为了说明本文提出的侧向制导方法的优越性，在相同的气动参数摄动条件下，分别采用基于动态航向角误差的侧向制导方法和传统的侧向制导方法控制侧向轨迹.

图 4 所示为标称状态及气动参数摄动 $\Delta C_{\mathrm{L}}/C_{\mathrm{D}}=\pm20\%$ 情况下，采用本文提出的侧向制导方法所得的再入轨迹地面航迹. 在标称状态及气动参数摄动情况下，终端经度均在 259.3°左右，终端航向角误差均在 40°左右. 在存在气动参数摄动的情况下，制导系统仍具有较高的精度.

图 5 所示为气动参数摄动为 $\Delta C_{\mathrm{L}}/C_{\mathrm{D}}=\pm20\%$，$-33\%$，$+50\%$ 四种情况下采用本文制导方法所得的再入航向角误差曲线. 在上述摄动情况下，倾侧角反转次数均为 4 次，终端航向角误差均满足 $|\psi_{\mathrm{f}}|\leqslant5°$，满足侧向制导的任务要求. 具体的终端航向角误差值如表 1 所示. 比较采用传统的侧向制导方法和本文的侧向制导方法所得的仿真结果可知，当升阻比发生变化时，传统的侧向制导方法已无法满足终端误差要求，当 $\Delta C_{\mathrm{L}}/C_{\mathrm{D}}=-33\%$ 时，终端航向角误差高达几十度，而当 $\Delta C_{\mathrm{L}}/$

C_D = +50% 时，倾侧角反转次数多达 7 次；采用本文的侧向制导方法仍能获得较小的终端航向角误差，并且未增加不必要的倾侧角反转.

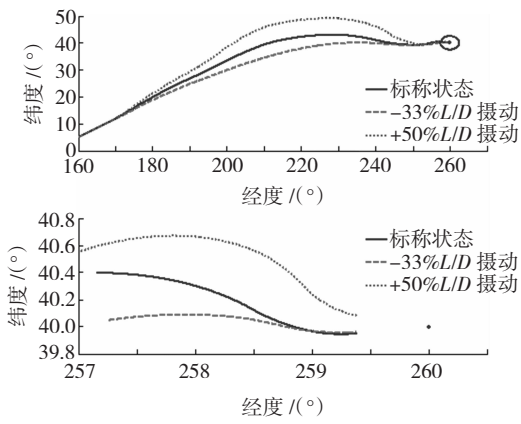


图 4　再入轨迹地面航迹

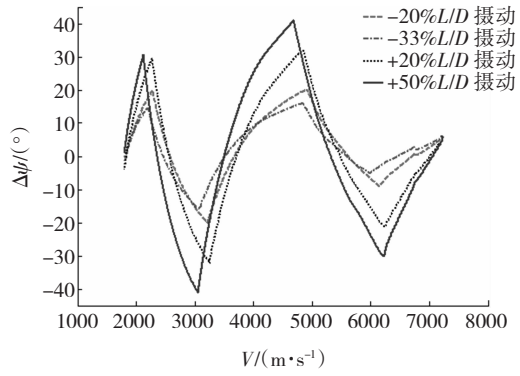


图 5　采用本文侧向制导方法的航向角误差

表 1　气动参数摄动情况下侧向制导结果比较

$(\Delta C_L/C_L^*)$/%	$(\Delta C_D/C_D^*)$/%	方法	终端航向角误差 /(°)	反转次数
20	0	本文	−3.71	4
		传统	9.35	6
−20	0	本文	−2.03	4
		传统	−15.83	3
20	20	本文	−0.28	4
		传统	−0.28	4
−20	−20	本文	0.45	4
		传统	9.25	4
20	−20	本文	1.11	4
		传统	−7.20	7
−20	20	本文	0.30	4
		传统	68.4	2

5　结　论

比较本文制导方法和传统的侧向制导方法的仿真结果可知，在气动参数摄动的情况下，采用基于动态航向角误差走廊的侧向制导方法，能够获得较小的终端航向角误差，提高了侧向制导的精度，在实际的升阻比明显高于标称升阻比时，倾侧角反转次数仍与标称状态下相同，并且避免了倾侧角发生过多的反转，性能明显优于传统的侧向制导方法.

参考文献：

[1] TOURNES C, HANKS G. Hypersonic glider control using higher order sliding mode control[C]//IEEE Southeast Conference. Huntsville: IEEE, 2008: 274 – 279.

[2] DUKEMAN G A. Profile-following entry guidance using linear quadratic regulator theory[R]. Monterey: AIAA, 2002.

[3] JAMES A L, KENNETH D M. Feasible trajectory generation for atmospheric entry guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(2): 473 – 481.

[4] MEASE K D, KREMER J P. Shuttle entry guidance revisited using nonlinear geometric methods[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 17(6): 1350 – 1356.

[5] TALOLE S E, BENITO J, MEASE K D. Sliding mode observer for drag tracking in entry guidance[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference 2007. Hilton Head: AIAA, 2007: 5122 – 5137.

[6] HARPOLD J C, GRAVES C A. Shuttle entry guidance [J]. The Journal of the Astronautical Sciences, 1979, 37(3): 239 – 268.

[7] SHEN Z, LU P. Dynamic lateral entry guidance logic [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(6): 949 – 959.

[8] SARAF A, LEAVITT J A, CHEN D T, *et al*. Design and evaluation of an acceleration guidance algorithm for entry[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2004, 41(6): 986 – 996.

[9] JOSHI A, SIVAN K. Predictor-corrector reentry guidance algorithm with path constraints for atomspheric entry vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(5): 1307 – 1318.

[10] CORPORATION T P. A common aero vehicle model, description, and employment guide[EB/OL]. http://www.dtic.mil/matris/sbir/sbir041/srch/af031a.doc, 2003.

（编辑　张　宏）