

基于反馈线性化及滑模控制的俯冲机动制导方法*

朱建文¹, 刘鲁华¹, 汤国建¹, 包为民^{1,2}

(1. 国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073; 2. 中国航天科技集团公司, 北京 100048)

摘要:以高超声速飞行器为研究对象, 针对俯冲段精确制导及机动突防问题, 基于反馈线性化与滑模控制研究了机动突防滑模跟踪制导方法。首先设计纵向俯冲及侧向机动弹道, 其次利用反馈线性化将非线性运动方程转化为线性方程, 基于该线性方程利用滑模控制对已设计的弹道进行跟踪, 最终将线性跟踪制导律转换到非线性系统中获得非线性滑模跟踪制导律, 该制导律完全基于飞行器当前运动状态, 所需的相对运动信息大大减少。CAV-H 飞行器制导实例仿真表明, 该方法能够实现俯冲段精确制导及机动飞行, 且对初始及过程偏差具有较强的鲁棒性, 能够为高超声速飞行器俯冲段制导提供有益参考。

关键词:高超声速飞行器; 俯冲段; 制导; 机动突防; 反馈线性化; 滑模跟踪

中图分类号: V448 文献标志码: A 文章编号: 1001-2486(2014)02-0024-06

Diving guidance with maneuver based on feedback linearization and slide mode control

ZHU Jianwen¹, LIU Luhua¹, TANG Guojian¹, BAO Weimin^{1,2}

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100048, China)

Abstract: The slide mode tracking guidance strategy for hypersonic vehicle that can realize both precise guidance and maneuver flight was investigated. First, the diving trajectory which can satisfy terminal constraints in longitudinal direction and the maneuvering trajectory were designed. Second, with the aid of feedback linearization, the nonlinear motion equations were converted into the linear ones, which can be used to track the designed trajectories. Besides, in order to improve the guidance performance, slide mode tracking guidance law was proposed and the law was converted into nonlinear system to get nonlinear slide mode tracking guidance law. The guidance law is formed from the current motion states completely, therefore, the relative motion information can be decreased enormously. Finally, the results of a CAV-H vehicle guidance test show that the algorithm can realize maneuver flight and high precision guidance under the path constraints even if the outside disturbances exist. Therefore, it can offer references for precision guidance and maneuver penetration for hypersonic vehicle in dive phase.

Key words: hypersonic vehicle; dive phase; guidance; maneuver penetration; feedback linearization; slide mode tracking

随着航空航天技术的发展, 飞行速度大于5马赫的面对称高超声速飞行器已经成为该领域发展的重点, 其典型代表为美国CAV飞行器^[1-4]。相对于传统的弹道导弹, 此类飞行器具有机动能力强, 弹道灵活多变且突防能力强的优点, 在军事上具有更加广泛的应用前景^[4]。当高超声速飞行器作为武器系统时, 俯冲段是整个飞行过程的最后一段, 决定着武器系统的作战性能, 而该段制导存在的难点主要为: 一是高精度制导问题, 复杂的飞行环境、极快的飞行速度以及有限的控制能力使得俯冲过程中精确命中的难度大大增加; 二是机动突防问题, 飞行高度及速度的降低使得飞

行器受防空系统的威胁非常严重。基于上述制导难点, 研究可同时实现精确制导与机动突防的制导方法尤其重要。

目前针对上述制导问题的研究主要集中在反舰导弹及再入机动弹头上。传统的基于零化视线角速率获得的比例导引及最优制导可满足终端落点及落角约束^[5-7], 但零化视线角速率必然导致弹道平直及突防性能较差。针对机动突防问题, 可事先设计相对视线角, 并利用滑模控制进行跟踪以增强突防能力^[8]; 另外, 基于动态逆, 可实现反舰导弹及高超声速滑翔飞行器的机动飞行^[9-10], 同时可将机动指令与制导指令加权叠加

* 收稿日期: 2013-07-19

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61104200)

作者简介: 朱建文(1987—), 男, 甘肃定西人, 博士研究生, E-mail: zhujianwen1117@163.com;

汤国建(通信作者), 男, 教授, 博士, 博士生导师, E-mail: gjtang@263.net

为一体化指令以实现机动飞行与精确制导^[10]。上述研究成果大多基于相对运动方程,而研究制导问题的另外一种方法是直接基于非线性运动方程,将制导问题转化为非线性控制问题,利用反馈线性化将原有的非线性方程转化为线性方程,基于该线性方程利用线性系统理论可实现对飞行器的制导及控制^[11-13]。

1 运动方程

采用在半速度坐标系建立的三自由度运动方程^[5],同时对于在俯冲段飞行的高超声速飞行器而言,其飞行高度低、时间及射程相对较短,因此地球自转引起的哥氏惯性力及离心惯性力与气动力相比均为小量,故可假设地球为不旋转的均质圆球,飞行器运动方程可简化为:

$$\begin{cases} \dot{v} = -\frac{\rho v^2 S_m C_D}{2m} - g \sin\theta \\ \dot{\theta} = \frac{\rho v^2 S_m C_L \cos\sigma}{2mv} - \frac{g \cos\theta}{v} + \frac{v \cos\theta}{r} \\ \dot{\sigma} = -\frac{\rho v^2 S_m C_L \sin\sigma}{2m v \cos\theta} + \frac{v \tan\phi \cos\theta \sin\sigma}{r} \\ \dot{\phi} = \frac{v \cos\theta \cos\sigma}{r} \\ \dot{\lambda} = -\frac{v \cos\theta \sin\sigma}{r \cos\phi} \\ \dot{r} = v \sin\theta \end{cases} \quad (1)$$

其中, v 为飞行器相对地球速度, θ 为速度倾角, σ 为从北向顺时针量起的速度方位角, r 为地心距, λ 和 ϕ 分别为经纬度。 ρ 为大气密度, m 为飞行器质量, S_m 为飞行器参考面积。 $g = \mu_M/r^2$ 为引力加速度, μ_M 为地球引力常数, C_D 与 C_L 分别为阻力系数和升力系数;控制量攻角 α 隐含其中,另一控制量为倾侧角 ν 。

2 俯冲机动弹道设计

高超声速飞行器俯冲机动弹道设计问题可描述为:给定机动参数以及目标位置参数,获得纵向俯冲弹道及侧向机动弹道,并在满足各项过程约束的条件下,实现机动飞行并准确攻击目标。

2.1 纵向俯冲弹道设计

纵向弹道设计需要满足终端落点约束,首先给出高度随射程的变化关系,其次将其与动力学方程结合获得以速度倾角为参数的纵向弹道。纵向弹道设计的目标是实现终端精确打击,即在一定高度范围内满足射程约束:

$$\lim_{h \rightarrow 0} L(h) = L_f \quad (2)$$

此射程约束条件可转化为高度约束:

$$\lim_{L \rightarrow L_f} h(L) = 0 \quad (3)$$

其中, L_f 为终端射程, h 为高度, L 为射程。考虑到余弦函数具有曲线光滑及形式简单的特点,因此基于式(3)给出的约束条件,纵向设计弹道可设计为:

$$h_d = h_0 \cos\left(\frac{L}{2L_f} \pi\right) \quad (4)$$

其中, h_0 为俯冲初始高度。式(4)满足初终端高度条件:

$$h_d(0) = h_0, h_d(L_f) = 0 \quad (5)$$

对式(4)求导,并将 $\dot{L} = v \cos\theta$ 代入其中可得:

$$\dot{h}_d = -\frac{\pi h_0 v \cos\theta}{2L_f} \sin\left(\frac{L}{2L_f} \pi\right) \quad (6)$$

将式(1)中第6式转化为高度变化率形式:

$$\dot{h} = v \sin\theta \quad (7)$$

由式(6)和式(7)式可得速度倾角参考运动形式:

$$\theta_d = -\arctan\left[\frac{\pi h_0}{2L_f} \sin\left(\frac{L}{2L_f} \pi\right)\right] \triangleq -\arctan(W) \quad (8)$$

对其求导可得速度倾角变化率:

$$\dot{\theta}_d = -\frac{1}{1+W^2} \left[h_0 \left(\frac{\pi}{2L_f}\right)^2 \cos\left(\frac{L}{2L_f} \pi\right) v \cos\theta \right] \quad (9)$$

至此,能够实现纵向制导的速度倾角 θ_d 及速度倾角变化率 $\dot{\theta}_d$ 已全部获得。

2.2 侧向机动弹道设计

侧向机动弹道设计需要满足终端落点约束以及实现机动飞行,为准确描述飞行器侧向运动,建立图1所示的平面目标坐标系:原点 O 为目标点, Ox_x 指向正北方向, Oy_y 指向正东方向。

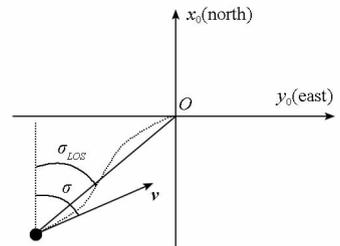


图1 平面目标坐标系及侧向运动

Fig. 1 Planar target coordinate system and lateral motion

图中, σ_{LOS} 为目标视线角,正北方向顺时针旋转为正,可基于当前经纬度与目标经纬度通过球面三角理论求得。俯冲段侧向运动需要在实现机动的同时满足终端落点约束,无机动飞行的侧向制导的目标是使得速度方位角等于目标视线角:

$$\sigma_d = \sigma_{LOS} \quad (10)$$

因此,要实现侧向机动飞行,可在式(10)所示的制导弹道的基础上加入正弦机动项以实现侧向机动飞行:

$$\sigma_d = \sigma_{LOS} + A_z \sin\left(k \frac{L}{L_f} \pi\right) \quad (11)$$

其中, A_z 为机动幅值, k 为机动频率, 上式满足:

$$\lim_{L \rightarrow L_f} \sigma_d(L) = \sigma_{LOS} \quad (12)$$

式(12)表明飞行器接近于目标时, 机动收缩到零以保证精确攻击目标。对式(11)求导可得:

$$\dot{\sigma}_d = \dot{\sigma}_{LOS} + \frac{A_z k \pi v \cos\theta}{L_f} \cos\left(k \frac{L}{L_f} \pi\right) \quad (13)$$

由式(11)与式(13)可知, 侧向期望弹道是在侧向导引的基础上增加了余弦机动项。

3 运动方程线性化

式(1)给出的运动方程虽然经过了简化, 但仍为复杂的非线性方程。为获得非线性方程的制导律, 可首先基于反馈线性化将其转换为同等阶数的线性方程, 在研究线性制导律的基础上最终获得非线性制导律。

经过俯冲弹道设计, 已将高超声速飞行器俯冲制导问题转化为对已设计弹道的跟踪问题。为此, 将式(1)给出的运动方程直接转化为可用于弹道跟踪的运动方程:

$$\begin{cases} \dot{\theta} = \frac{v \cos\theta}{r} - \frac{g \cos\theta}{v} + \frac{g_0 n_y}{v} \\ \dot{\sigma} = \frac{v \tan\phi \cos\theta \sin\sigma}{r} - \frac{g_0 n_z}{v \cos\theta} \end{cases} \quad (14)$$

定义状态变量 $\mathbf{x} = [\theta, \sigma]^T$

定义控制变量 $\mathbf{u} = [n_y, n_z]^T$

定义输出变量 $\mathbf{y} = [\theta, \sigma]^T$

因此, 可将制导方程(14)改写为非线性系统标准方程:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x}) \mathbf{u} \\ \mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x}) \end{cases} \quad (15)$$

其中

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \frac{v \cos\theta}{r} - \frac{g \cos\theta}{v} \\ \frac{v \tan\phi \cos\theta \sin\sigma}{r} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{g}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \frac{g_0}{v} & 0 \\ 0 & -\frac{g_0}{v \cos\theta} \end{bmatrix} \quad (16)$$

根据文献[13], 存在转换矩阵:

$$\mathbf{P}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} L_{g1} L_f^{l1-1} h_1(\mathbf{x}) & \cdots & L_{gm} L_f^{l1-1} h_1(\mathbf{x}) \\ L_{g1} L_f^{l2-1} h_2(\mathbf{x}) & \cdots & L_{gm} L_f^{l2-1} h_2(\mathbf{x}) \\ \cdots & \cdots & \cdots \\ L_{g1} L_f^{lm-1} h_m(\mathbf{x}) & \cdots & L_{gm} L_f^{lm-1} h_m(\mathbf{x}) \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} \frac{g_0}{v} & 0 \\ 0 & -\frac{g_0}{v \cos\theta} \end{bmatrix} \quad (17)$$

由式(17)可知, 由于 $\frac{g_0}{v} \neq 0$, 并且 $|\theta| < \frac{\pi}{2}$, 矩阵 $\mathbf{P}(\mathbf{x})$ 可逆, 系统的相对阶 $r = 2$, 说明该系统可进行完全线性化^[13]。利用线性变换:

$$\mathbf{z} = \mathbf{T}(\mathbf{x}) = [h_1(\mathbf{x}), h_2(\mathbf{x})]^T = [\theta, \sigma]^T \quad (18)$$

以及输入变换:

$$\mathbf{u} = \mathbf{P}^{-1}(\mathbf{x}) [-\mathbf{Q}(\mathbf{x}) + \mathbf{v}] \quad (19)$$

其中

$$\mathbf{Q}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} L_f h_1(\mathbf{x}) \\ L_f h_2(\mathbf{x}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{v \cos\theta}{r} - \frac{g \cos\theta}{v} \\ \frac{v \tan\phi \cos\theta \sin\sigma}{r} \end{bmatrix} \quad (20)$$

原非线性系统可转换为线性系统:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{z}} = \mathbf{A} \mathbf{v} \\ \mathbf{y} = \mathbf{C} \mathbf{z} \end{cases} \quad (21)$$

其中, 状态矩阵及输出矩阵为:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (22)$$

式(21)中, 状态矩阵及输出矩阵满足 Brunovsky 标准型^[13]。

4 滑模跟踪制导律

对已设计弹道进行跟踪, 即研究制导律使得实际弹道与设计弹道之差趋向于零, 其中滑模控制具有跟踪效果好、鲁棒性强等优点^[8]。基于已获得的线性控制方程式(21), 结合滑模控制, 可分别获得侧向及纵向制导律。跟踪弹道期望状态 $\mathbf{y}_d = [\theta_d, \sigma_d]^T$, 即使得实际飞行状态与期望飞行状态值差收缩到零:

$$\begin{cases} \lim_{L \rightarrow L_f} |e_1| = \lim_{L \rightarrow L_f} |\theta - \theta_d| = 0 \\ \lim_{L \rightarrow L_f} |e_2| = \lim_{L \rightarrow L_f} |\sigma - \sigma_d| = 0 \end{cases} \quad (23)$$

首先定义滑模面:

$$s_i = c_i e_i \quad (24)$$

结合式(23), 滑模面可改写为:

$$s_i = c(y_i - y_{id}) \quad (25)$$

其次, 选取趋近率:

$$\dot{s}_i = -k_i s_i - \varepsilon_i \operatorname{sgn}(s_i), \quad k_i, \varepsilon_i > 0 \quad (26)$$

这里, 构造 Lyapunov 函数:

$$V = \frac{1}{2} s_i^2 > 0 \quad (27)$$

对上式求导可得:

$$\dot{V} = s_i \dot{s}_i = -k_i s_i^2 - \varepsilon_i s_i \operatorname{sgn}(s_i) \quad (28)$$

由于 k_i 与 ε_i 皆大于零,因此存在以下关系:

$$\dot{V} = -k_i s_i^2 - \varepsilon_i s_i \operatorname{sgn}(s_i) < 0 \quad (29)$$

由式(28)与式(29)得,滑模控制系统是 Lyapunov 渐近稳定的。结合式(21)、(25)及(26)可获得线性系统滑模控制律:

$$v_i = \dot{y}_{id} - k_i e_i - \frac{\varepsilon_i}{c_i} \operatorname{sgn}(s_i) \quad (30)$$

为抑制抖动,可用饱和函数替换符号函数:

$$v_i = \dot{y}_{id} - k_i e_i - \frac{\varepsilon_i}{c_i} \operatorname{sat}(s_i) \quad (31)$$

将上式代入式(19)可得非线性滑模跟踪制导律:

$$\begin{cases} n_y = \frac{v}{g_0} \left(g \frac{\cos\theta}{v} - \frac{v \cos\theta}{r} + \dot{\theta}_d - k_1 e_1 - \frac{\varepsilon_1}{c_1} \operatorname{sat}(s_1) \right) \\ n_z = -\frac{v \cos\theta}{g_0} \left(-\frac{v \tan\phi \cos\theta \sin\sigma}{r} + \dot{\sigma}_d - k_2 e_2 - \frac{\varepsilon_2}{c_2} \operatorname{sat}(s_2) \right) \end{cases} \quad (32)$$

这里同时给出传统的直接基于速度倾角及方位角变化的制导需要过载:

$$\begin{cases} n_y = \frac{v \dot{\theta}_d}{g_0} \\ n_z = -\frac{v \cos\theta \dot{\sigma}_d}{g_0} \end{cases} \quad (33)$$

比较式(32)与式(33)可知,传统方法直接基于速度方位角转率计算获得过载,而滑模跟踪制导方法在此基础上对非线性项进行了补偿,并将状态偏差作为反馈引入到制导中。

基于式(32)给出制导需要过载,倾侧角 v 可由式(34)获得:

$$v = \arctan(n_z/n_y) \quad (34)$$

攻角可经过气动参数反插值获得:

$$Y = C_L(Ma, \alpha) \cdot q \cdot S_m = g_0 \cdot \sqrt{n_y^2 + n_z^2} \quad (35)$$

5 仿真分析

5.1 制导性能分析

采用 CAV-H 总体及气动参数^[2]。仿真初始条件设置为:经纬度 $\lambda_0 = \phi_0 = 0^\circ$, 高度 $h_0 = 40\text{km}$, 速度 $v_0 = 2000\text{m/s}$, 速度倾角 $\theta_0 = 0^\circ$, 速度方位角 $\sigma_0 = 45^\circ$ 。过程约束设置为:攻角 $\alpha \in [0^\circ, 20^\circ]$, 最大攻角变化率 $5^\circ/\text{s}$, 最大过载 $N \in [0, 30g]$, 最大倾侧角变化率 $20^\circ/\text{s}$ 。机动参数设置为:机动频率 $k = 4$, 机动幅值 $A_z = 0.1\text{rad}$ 。目标点经纬度 $\lambda_f = \phi_f = 1^\circ$ 。式(32)中的制导增益系数设置为:

$$\begin{cases} k_1 = 4, c_1 = 2, \varepsilon_1 = 2 \\ k_2 = 4, c_2 = 1, \varepsilon_2 = 2 \end{cases}$$

图2~图6给出了标称条件下的部分弹道曲线。由仿真结果可知文中研究的滑模跟踪制导方法能够在精确命中目标的同时实现机动飞行。在飞行过程中,在相对射程为 100km 时,运动形式由趋近运动转为滑模运动,倾侧角出现小范围抖动,为了在机动的同时实现弹道快速下压,倾侧角出现了大于 90° 的情况。攻角以最快的速度达到饱和,以产生最大的侧向机动力,而攻角通过气动反插值获得,因此对控制需要过载的抖动具有迟滞性,抖动较弱。由图3可知,在速度倾角的跟踪过程中,基于余弦函数设计的纵向弹道在总射程一半时,高度变化律最大,即速度倾角变化率最大,此时倾侧角变化剧烈,导致速度倾角跟踪效果变差,但随着飞行器不断接近于目标,其跟踪误差不断减小。另外,由于高空密度较小,因此尽管具有饱和状态的攻角及以最大能力变化的倾侧角,仍不能产生足够大的机动力以实现理想弹道的跟踪;随着高度的降低,大气密度随之增大,使得飞行器具有足够大的气动力来实现机动及弹道下压,此时速度方位角及高度的跟踪误差不断缩小,并逐渐趋向于零,因此在制导过程中,机动飞行在低空较为明显。

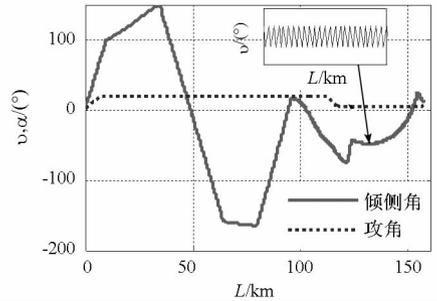


图2 控制量随射程变化曲线

Fig. 2 Control variables versus range curve

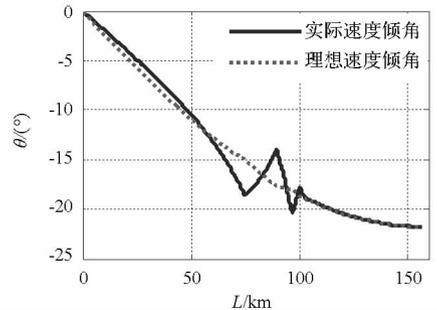


图3 速度倾角随射程变化曲线

Fig. 3 Velocity slope angle versus range curve

5.2 制导适应性分析

为进一步验证制导方法的有效性,需要分析其在初始高度与速度方位角存在较大偏差下的制导精度,以及对不同机动弹道的跟踪效果。将初

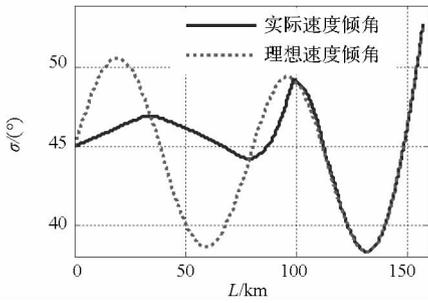


图 4 速度方位角随射程变化曲线

Fig. 4 Velocity azimuth versus range curve

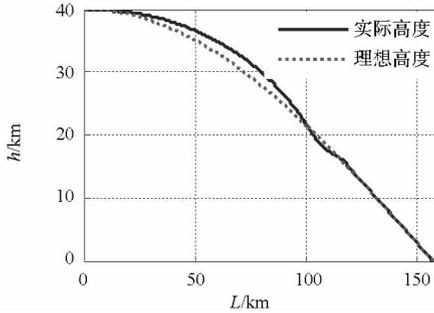


图 5 高度随射程变化曲线

Fig. 5 Altitude versus range curve

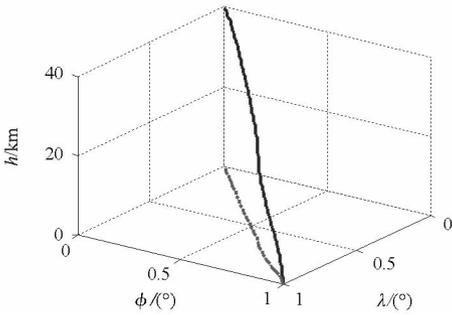


图 6 俯冲弹道

Fig. 6 Diving trajectory

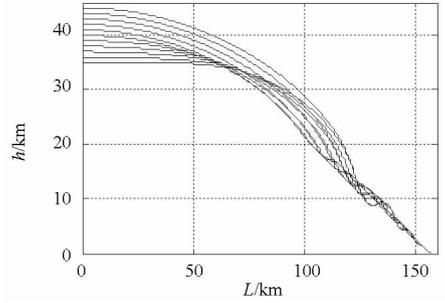


图 7 不同初始高度下的俯冲弹道

Fig. 7 Dive trajectories under different initial altitudes

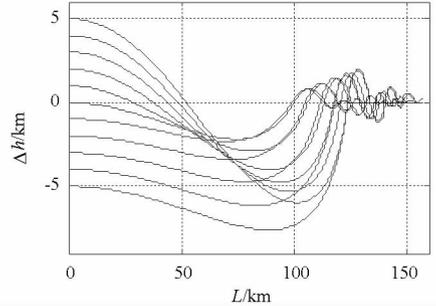


图 8 高度跟踪误差

Fig. 8 Altitude tracking errors

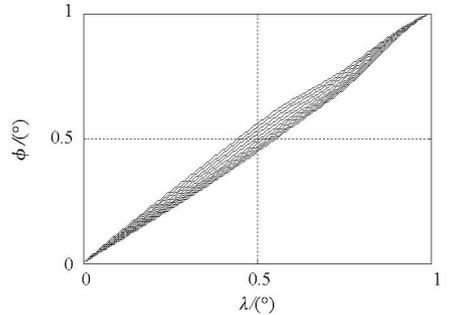


图 9 不同初始速度方位角下的地面轨迹

Fig. 9 Ground trajectories under different initial velocity azimuths

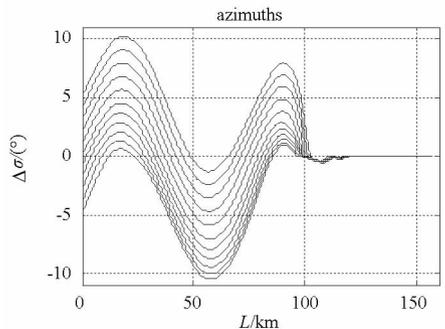


图 10 速度方位角跟踪误差

Fig. 10 velocity azimuth tracking errors

始高度设置为 35km ~ 45km, 而纵向制导初始高度仍为 40km, 其他仿真设置不变, 高度跟踪结果如图 7 与图 8 所示。由仿真结果可知, 由于高空气动力较小, 高度跟踪较差, 但随着飞行器不断接近于目标, 跟踪误差逐渐收缩到零。相同的方法分析初始速度方位角为 40° ~ 50° 条件下的地面轨迹, 仿真结果如图 9 ~ 图 10 所示, 同样是大气密度的原因, 目标方位角跟踪误差在高空相对较大, 而在低空逐渐减小到零。另外图 11 给出了机动幅值为 -0.1rad ~ 0.1rad 的机动弹道。图 7 ~ 图 11 的仿真表明滑模跟踪制导方法对初始偏差具有较强的鲁棒性。

5.3 Monte Carlo 仿真

为了验证制导方法在扰动条件下的鲁棒性, 需进行 Monte Carlo 弹道仿真。在此对每一时刻的气动系数及大气密度加入 $3\sigma = 15\%$ 的高斯随

机误差, 其他仿真设置不变。分别对式 (32) 及式 (33) 给出的制导方法进行模拟打靶验证, 200 次模拟打靶终端落点误差分布及命中误差统计特性如图 12、图 13 及表 1 所示。由仿真结果可知, 由

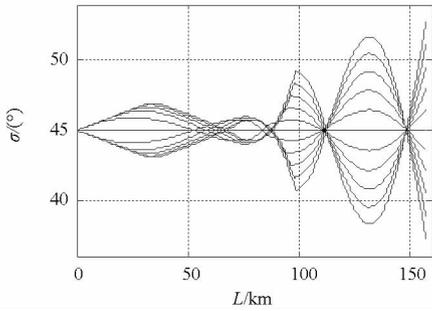


图 11 不同机动幅值下的机动弹道

Fig. 11 Maneuver trajectories under different amplitudes

于俯冲段运动主要是在纵向,且此类飞行器具有面对称性,因此落点主要分布在纵向。另外滑模跟踪制导的制导精度远远高于传统的制导方法,验证了该方法对外界随机偏差的鲁棒性。

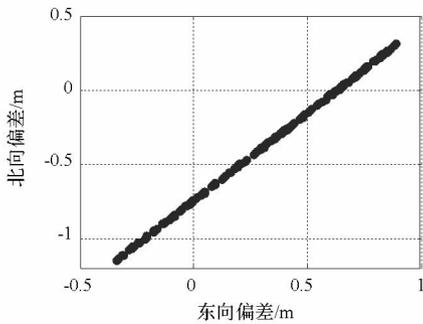


图 12 滑模跟踪制导落点散布

Fig. 12 Hit point distributions for slide mode tracking guidance

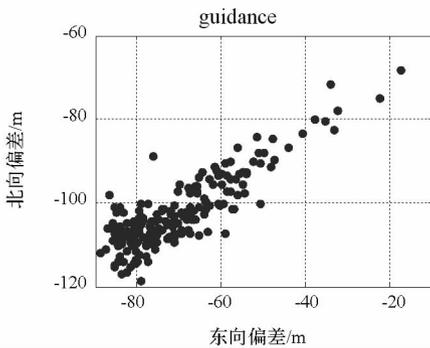


图 13 传统制导落点散布

Fig. 13 Hit point distributions for traditional guidance

表 1 命中误差统计特性

Tab. 1 Statistic characters of hit errors

| 统计项 | 传统方法 | 滑模跟踪方法 |
|-------|---------|--------|
| 均值(m) | 125.042 | 1.322 |
| 均方差 | 13.858 | 0.538 |

6 结论

本文提出的基于反馈线性化及滑模控制的俯冲机动制导方法可同时实现俯冲精确制导及机动

飞行。该制导方法的主要优点在于:1)该方法虽然需要设计俯冲弹道,但在制导过程中并不完全拘泥于此,在初始及过程偏差较大时仍能实现制导目标;2)该方法需要的仅仅是飞行器当前的运动信息,而不是与目标的相对信息,因此可大大减轻导引头的压力;3)整个制导过程均采用解析形式,计算量小,易于工程实现。

参考文献 (References)

- [1] Chuang C H, Morimoto H. Optimal periodic cruise for a hypersonic vehicle with constraints [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34(2): 165 - 171.
- [2] Phillips T H. A common aero vehicle (CAV) model, description and employment guide [R]. Schafer Corporation for AFRL and AFSPC, 2003.
- [3] Richie G. The common aero vehicle; space delivery system of future [R]. AIAA - 1999 - 4425, 1999.
- [4] Xu M L, Chen K J, Liu L H, et al. Quasi-equilibrium glide adaptive guidance for hypersonic vehicles [J]. Science China Technological Sciences, 2012, 55(3): 856 - 866.
- [5] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997: 21 - 230.
- [6] ZHAO Hanyuan. Dynamics and guidance of reentry vehicle [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997: 21 - 230. (in Chinese)
- [7] Qin T, Chen W H, Xing X L. A method for precision missile guidance with impact attitude angle constraint [J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(5): 570 - 576.
- [8] Wallner E M, Well K H. Attitude control of a reentry vehicle with internal dynamics [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(6): 846 - 854.
- [9] 周获, 邹昕光, 孙德波. 导弹机动突防滑模制导律 [J]. 宇航学报, 2006, 27(2): 213 - 216.
- [10] ZHOU Di, ZOU Xinguang, SUN Debo. A sliding-mode guidance law for homing-missiles breaking through defense with maneuver [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(2): 213 - 216. (in Chinese)
- [11] 谢愈, 刘鲁华, 汤国建, 等. 高超声速滑翔飞行器摆式机动突防弹道设计 [J]. 航空学报, 2011, 32(12): 2174 - 2181.
- [12] XIE Yu, LIU Luhua, TANG Guojian, et al. Weaving maneuver trajectory design for hypersonic glide vehicles [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 32(12): 2174 - 2181. (in Chinese)
- [13] 顾文锦, 赵红超, 王凤莲, 等. 导弹末端机动的一体化控制模型 [J]. 宇航学报, 2004, 25(6): 677 - 680.
- [14] GU Wenjin, ZHAO Hongchao, WANG Fenglian, et al. Integrative control model of missiles' terminal maneuver [J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(6): 677 - 680. (in Chinese)
- [15] Bharadwaj S, Rao A V, Mease K D. Entry trajectory tracking law via feedback linearization [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1998, 21(5): 726 - 732.
- [16] 韩艳锋, 周凤岐, 周军. 基于反馈线性化和变结构控制的飞行器姿态控制系统设计 [J]. 宇航学报, 2004, 25(6): 637 - 641.
- [17] HAN Yanhua, ZHOU Fengqi, ZHOU Jun. Design for aircraft attitude control system based on feedback-linearization and variable - structure-control [J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(6): 637 - 641. (in Chinese)
- [18] 方勇纯, 卢桂章. 非线性系统理论 [M]. 北京, 清华大学出版社, 2009.
- [19] FANG Yongchun, LU Guizhang. Nonlinear system theory [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2009. (in Chinese)